МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
Федеральное государственное автономное образовательное
учреждение высшего образования
САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ

Посвящается 100-летию гражданской авиации России
25-летию с начала сборки Международной космической станции
35-летию запуска космического корабля «Буран»

АЭРОКОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

Четвертая Международная научная конференция
4–21 апреля 2023 г.

Часть 2

Сборник докладов

Санкт-Петербург
2023

УДК 001.8
ББК 34.9
А99

А99 Аэрокосмическое приборостроение и эксплуатационные технологии: Четвертая Междунар. науч. конф. (СПб., 4–21 апреля 2023 г.): сб. докл.: в 2 ч. Ч. 2. – СПб.: ГУАП, 2023. – 276 с.
ISBN 978-5-8088-1818-7
ISBN 978-5-8088-1820-0 (Ч. 2)
DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2

В апреле 2023 года в Санкт-Петербургском государственном университете аэрокосмического приборостроения состоится Четвертая Международная научная конференция «Аэрокосмическое приборостроение и эксплуатационные технологии», приуроченная ко Всемирному дню авиации и космонавтики. В работе секций принимают участие ведущие ученые и специалисты предприятий, преподаватели, научные сотрудники и аспиранты вузов как международного уровня, так и из различных регионов России.

Данный сборник докладов отражает основные направления научных исследований, проводимых как на кафедрах института аэрокосмических приборов и систем ГУАП, так и в других институтах и организациях. Представленные работы посвящены проблемам современного аэрокосмического приборостроения, аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов, системного анализа, интеллектуальных транспортных систем и управления цепями поставок, вопросам эксплуатации и управления аэрокосмическими системами, исследования систем навигации, стабилизации, а также проблемам разработки и внедрения аэрокосмических компьютерных и программных систем, систем передачи данных и программных комплексов, математическому и программному обеспечению вычислительных аэрокосмических систем и комплексов.

Сборник предназначен для научных работников, аспирантов, докторантов, магистрантов старших курсов технических университетов, руководителей компаний и международных специалистов.

УДК 001.8
ББК 34.9

Оргкомитет конференции

Председатель оргкомитета:
Антохина Ю. А., д-р экон. наук, профессор, ректор ГУАП

Сопредседатели оргкомитета:
Шишлаков В. Ф., д-р техн. наук, профессор
Майоров Н. Н., д-р техн. наук, доцент
Небылов А. В., д-р техн. наук, профессор
Овчинникова Н. А., канд. техн. наук, доцент
Скорина С. Ф., канд. техн. наук, доцент
Фетисов В. А., д-р техн. наук, профессор
Оленев В. Л., канд. техн. наук, доцент
Шехунова Н. А., канд. техн. наук, профессор
Суворова Е. А., канд. техн. наук, доцент

Члены оргкомитета:
Таратун В. Е., старший преп., канд. техн. наук
Рубинов В. В., аспирант
Добровольская А. А., ассистент
Костин А. С., ассистент
Низяева Ю. Д., лаборант
Таратун Е. А., ассистент

ISBN 978-5-8088-1818-7
DOI: 978-5-8088-1820-0 (Ч. 2)

© Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, 2023

АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ

ЭКСПЛУАТАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ АЭРОКОСМИЧЕСКИМИ СИСТЕМАМИ

УДК 629.78

В. М. Ананенко*
кандидат технических наук, доцент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС ОРБИТАЛЬНОГО ОБЪЕКТА ПО ИЗМЕНЕНИЮ ЕГО ПОЛОЖЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Представлены особенности определения параметров движения центра масс орбитального объекта по данным, полученным в результате нейросетевой обработки наблюдений с борта космического аппарата. Космический аппарат и орбитальный объект совершают полет по круговым некомпланарным орбитам. Рассмотрены различные варианты пролета орбитального объекта относительно космического аппарата и для этих вариантов представлен математический аппарат определения параметров движения центра масс орбитального объекта в виде кеплеровских элементов.
Ключевые слова: *космический аппарат, орбитальный объект, параметры движения центра масс, бортовые измерения.*

V. M. Ananenko*
PhD, Tech., Associate Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

DETERMINATION OF THE MOTION PARAMETERS OF THE CENTER OF MASS OF AN ORBITING OBJECT BY CHANGING ITS POSITION RELATIVE TO THE SPACECRAFT

The features of determining the parameters of the motion of the center of mass of an orbiting object based on data obtained as a result of neural network processing of observations from the spacecraft are presented. The spacecraft and the orbiting object are flying in circular non-planar orbits. Various variants of the flight of an orbital object relative to a spacecraft are considered and for these variants a mathematical apparatus is presented for determining the parameters of the motion of the center of mass of an orbital object in the form of Keplerian elements.
Keywords: *spacecraft, orbital object, motion parameters of the center of mass, onboard measurements.*

Введение

В настоящее время на околоземных орбитах находиться огромное количество объектов космической деятельности человека в виде функционирующих космических аппаратов (КА) и различного «космического мусора». Поэтому задача обеспечения безопасности рабочих КА и, в особенности, обитаемых орбитальных кораблей и космических станций представляется достаточно важной.

Процесс составления каталога орбитальных объектов (ОО) может включать первоначальный этап, на котором определяются предварительные параметры орбитального объекта, которые могут уточнятся по мере поступления новых данных. Быстрое решение этой задачи с использованием наземных радиолокационных и оптико-электронных средств [1] не всегда возможно. Поэтому для этой цели предлагается использовать КА с оптико-электронной аппаратурой, применяя ее для определения параметров движения центра масс орбитальных объектов.

Одним из способов определения параметров движения центра масс ОО является способ взаимной навигации, который основан на измерениях, проводимых бортовыми средствами КА [2

– 5]. Однако, в данном случае, кроме бортовых оптико-электронных средств, с помощью которых определяется направление на ОО, предлагается использовать средства измерения дальности до ОО. Использование дополнительных измерительных приборов приводит, с одной стороны, к увеличению массово-габаритных характеристик бортового комплекса управления КА, с другой стороны, к росту энергопотребления КА и его стоимости. Кроме того, в случае отказа дальномера возникает угроза потери способности КА определять параметры движения центра масс ОО.

Задача определения параметров движения центра масс ОО только по угловым измерениям может быть решена с помощью метода, основанного на измерениях характеристик относительного движения космических аппаратов, которые представляют собой орбитальные ориентиры [4, 5]. При этом решается «обратная» навигационная задача, в которой в качестве орбитального ориентира выступает КА, содержащий бортовую аппаратуру для измерения навигационных параметров, а в качестве космического аппарата с неизвестными параметрами движения центра масс – орбитальный объект. Однако, применение этого метода сопряжено с необходимостью накопления достаточно большого количества измерительной информации, что приводит к естественному росту продолжительности решения задачи определения параметров движения центра масс ОО с помощью бортовых средств КА.

Также существуют различные методы определения параметров движения ОО по результатам наблюдений, проводимых с борта КА, для которых необходима информация о начальных параметрах движения ОО [4, 6], которая априорно не всегда может быть доступна, либо требуется обработка измерительной информации с применением сложных итерационных алгоритмов [7, 8], что создает большую нагрузку на вычислительную систему КА.

В настоящей работе представлен математический аппарат для определения параметров движения ОО по выходным данным нейронной сети [9, 10], которая в качестве входных данных использует информацию об относительном движении ОО в подвижной орбитальной системе координат КА. Эти выходные данные нейронной сети используются для определения элементов орбиты ОО в зависимости от параметров пролета ОО относительно КА.

Постановка задачи

При решении задачи используются следующие ограничения: параметры орбиты КА известны; движение КА и ОО происходит в центральном гравитационном поле Земли на круговых некомпланарных орбитах; радиус орбиты ОО больше радиуса орбиты КА; влияние атмосферы, притяжение Луны и давление солнечного ветра на движение КА и ОО не учитываются, погрешности не учитываются.

Известны выходные параметры нейронной сети [9, 10]: радиус орбиты ОО $r_{ОО}$, разность Δu между аргументами широты КА $u_{КА}$ и линии пересечения орбит $u_{ЛП}$ и угол Λ между плоскостями орбит КА и ОО.

Необходимо определить недостающие параметры круговой орбиты ОО: прямое восхождение восходящего узла орбиты $\Omega_{ОО}$, наклонение орбиты $i_{ОО}$, момент времени, когда ОО будет проходить восходящий узел орбиты $\tau_{ОО}$.

Решение задачи

Рассмотрим относительное расположение орбит КА и ОО в виде их проекций на небесную сферу.

Возможны два основные варианта пролета ОО относительно КА: попутно-пересекающиеся и встречно-пересекающиеся, причем в каждом из вариантов возможно пересечение плоскости орбиты КА справа-налево или слева-направо (если смотреть сверху). Также возможны два случая пересечения ОО характерных плоскостей ПОСК КА в каждом из вышеперечисленных вариантов: первый случай – когда сначала ОО пересекает плоскость, проходящую через радиус-вектор КА и перпендикулярную плоскости орбиты КА, а затем ОО пересекает плоскость орбиты КА; второй случай – когда пересечение этих плоскостей происходит в обратном порядке.

На рис. 1 представлены четыре варианта пересечения характерных плоскостей ПОСК КА для попутного пролета ОО относительно КА.

Орбита КА проходит через точки R_1, R_3, O_2, R_2, R_4. Орбита ОО может пересекать орбиту КА, либо справа-налево (точки O_1, O_2, O_3), либо слева-направо (точки O'_1, O_2, O'_3), если смотреть сверху на точку пересечения проекций орбит O_2.

На рис. 1 представлено:

$\Omega_{КА}$ – прямое восхождение восходящего узла орбиты КА;

$\Delta\Omega$, $\Delta\Omega'$ – разность между прямыми восхождениями восходящих узлов орбит КА и ОО;

$i_{КА}$ – наклонение орбиты КА;

$i_{оо}$, $i'_{оо}$ – наклонение орбиты ОО;

ЛП – линия пересечения орбит КА и ОО;

Λ – угол между плоскостями орбит КА и ОО;

R_1, O_1, O'_1 – проекции на небесную сферу центров масс соответственно КА и ОО в момент

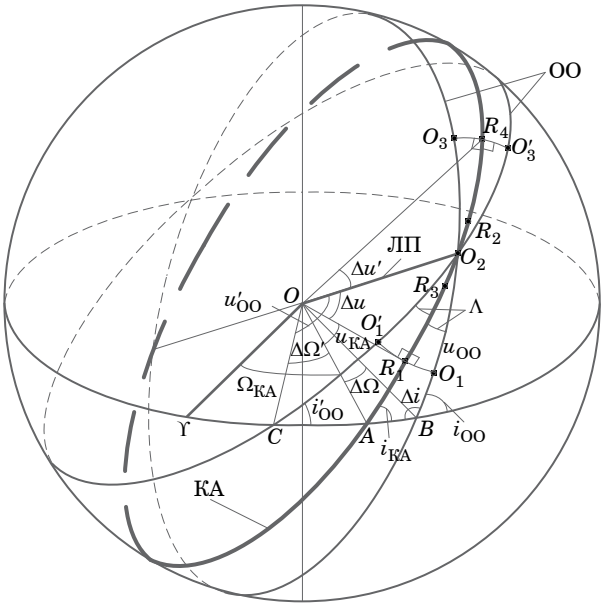


Рис. 1. Первый вариант пролета КА и ОО

времени t_1, когда ОО будет пересекать плоскость, проходящую через радиус-вектор КА и перпендикулярную плоскости орбиты КА (первый случай);

R_4, O_3, O'_3 – проекции на небесную сферу центров масс соответственно КА и ОО в момент времени t_2, когда ОО будет пересекать плоскость, проходящую через радиус-вектор КА и перпендикулярную плоскости орбиты КА (второй случай);

O_2 – проекции на небесную сферу центра масс ОО в момент времени (t_2 – для первого случая и t_1 – для второго), когда ОО будет пересекать плоскость орбиты КА;

R_2, R_3 – проекции на небесную сферу центров масс КА, соответственно, для моментов времени t_2 – первого случая и t_1 – второго случая.

Введем обозначения:

$U_{ЛП}$ – аргумент широты КА, когда он проходит линию пересечения плоскостей орбит;

$U_{КА}$ – аргумент широты КА в точке R_1;

$U_{оо}$ – аргумент широты ОО, когда он проходит линию пересечения плоскостей орбит;

Δu, $\Delta u'$ – разность между аргументами широты КА $u_{ка}$ и $u_{лп}$;

t_Ω – момент времени прохождения КА экватора.

Входными параметрами для нейронной сети являются зенитные углы z_1 и z_2 линии визирования в моменты времени t_1 и t_2, а также промежуток времени Δt между этими моментами [9]. Из рис. 1 видно, что при различных случаях пролета ОО, если выходные параметры нейронной сети r_{OO}, Δu, Λ, будут одинаковы, то и параметры z_1, z_2 и Δt тоже будут одинаковы. Это позволяет использовать одну и туже нейронную сеть для определения радиуса орбиты ОО r_{OO}, разности Δu между аргументами широты КА $u_{КА}$ и линии пересечения орбит $u_{ЛП}$, угла Λ между плоскостями орбит КА и ОО. При этом, зная параметры движения центра масс КА, можно определить навигационные параметры (НП) ОО: прямое восхождение восходящего узла орбиты Ω_{OO}; наклонение орбиты i_{OO}; момент времени, когда ОО будет проходить восходящий узел орбиты τ_{OO}. Порядок определения НП ОО будет различен для разных случаев пролета ОО относительно КА, представленных на рис. 1.

Рассмотрим случай, когда орбита ОО пересекает орбиту КА попутно справа-налево (точки O_1, O_2). Применим к сферическому треугольнику ABO_2 (рис. 1) теоремы косинусов и синусов сферической тригонометрии:

$$\cos\Delta i = -\cos i_{КА}\cos\Lambda + \sin i_{КА}\sin\Lambda\cos u_{ЛП}, \quad (1)$$

$$\frac{\sin\Delta\Omega}{\sin\Lambda} = \frac{\sin u_{ЛП}}{\sin\Delta i} = \frac{\sin u_{OO}}{\sin i_{КА}}. \quad (2)$$

Очевидно, что

$$u_{ЛП} = u_{КА} + \Delta u, \quad (3)$$

$$i_{OO} = \pi - \Delta i. \quad (4)$$

Из (2) получаем:

$$\sin u_{OO} = \frac{\sin u_{ЛП}\sin i_{КА}}{\sin\Delta i}, \quad (5)$$

$$\sin\Delta\Omega = \frac{\sin u_{ЛП}\sin\Lambda}{\sin\Delta i}, \quad (6)$$

$$\Omega_{OO} = \Omega_{КА} + \Delta\Omega\ . \quad (7)$$

Время прохождения ОО восходящего узла своей орбиты будет:

$$\tau_{OO} = t_2 - \frac{u_{OO}}{\omega_{OO}}, \quad (8)$$

$$\omega_{OO} = \sqrt{\frac{\mu}{r_{OO}^3}}, \quad (9)$$

где $\omega_{оо}$ – орбитальная угловая скорость ОО; μ=3,98602·10^5 км^3/с^2 – гравитационный параметр Земли.

Таким образом, найдены все искомые параметры движения ОО: $r_{оо}$, $\Omega_{оо}$, $i_{оо}$, $\tau_{оо}$.

Рассмотрим случай, когда орбита ОО пересекает орбиту КА попутно слева-направо (точки O'_1, O_2). Применим к сферическому треугольнику ACO_2 (рис. 1) теоремы косинусов и синусов сферической тригонометрии:

$$\cos i''_{OO} = -\cos(\pi - i_{КА})\cos\Lambda + \\ +\sin(\pi - i_{КА})\sin\Lambda\cos u_{ЛП}, \quad (10)$$

$$\frac{\sin\Delta\Omega'}{\sin\Lambda} = \frac{\sin u_{ЛП}}{\sin i'_{OO}} = \frac{\sin u'_{OO}}{\sin(\pi - i_{КА})}. \quad (11)$$

Очевидно, что

$$u_{ЛП} = u_{КА} + \Delta u. \quad (12)$$

Из (2) получаем:

$$\sin u'_{OO} = \frac{\sin u_{ЛП}\sin(\pi - i_{КА})}{\sin i'_{OO}}, \quad (13)$$

$$\sin\Delta\Omega' = \frac{\sin u_{ЛП}\sin\Lambda}{\sin(\pi - i_{КА})}, \quad (14)$$

$$\Omega_{OO} = \Omega_{КА} - \Delta\Omega'. \quad (15)$$

Время прохождения ОО восходящего узла своей орбиты будет:

$$\tau_{OO} = t_2 - \frac{u'_{OO}}{\omega_{OO}}.$$

Таким образом, найдены все искомые параметры движения ОО: $r_{оо}$, $\Omega_{оо}$, $i'_{оо}$, $\tau_{оо}$.

Далее рассмотрим еще два случая попутного пересечения ОО плоскости орбиты КА: сначала ОО проходит точку O_2 на небесной сфере в момент времени t_1, в этот момент КА находится в точке R_3. Когда КА будет проходить через точку R_3 момент времени t_2, то ОО будет находиться в плоскости, перпендикулярной плоскости орбиты КА, в точке O_3 (при пролете справа – налево) или в точке O'_3 (при пролете слева – направо).

Положение плоскости орбиты ОО в пространстве (углы $\Omega_{оо}$, $i_{оо}$) определяется аналогичным образом, как было рассмотрено выше. Отличие будет заключаться в определении времени прохождения ОО восходящего узла своей орбиты:

$$\tau_{OO} = t_1 - \frac{u_{OO}}{\omega_{OO}}.$$

На рис. 2 представлены четыре варианта пересечения характерных плоскостей ПОСК КА для встречного пролета ОО относительно КА.

Орбита КА проходит через точки R_1, R_2, O_1, R_3, R_4. Орбита ОО может пересекать орбиту КА, либо слева-направо (точки O_3, O_1, O_2), либо справа-налево (точки O'_3, O_1, O'_2), если смотреть сверху на точку пересечения проекций орбит O_1.

Также очевидно, что для этого варианта пролета возможно использовать одну и ту же нейронную сеть для определения НП во всех случаях движения ОО относительно КА.

На рис. 2 представлено:

$\Omega_{КА}$ – прямое восхождение восходящего узла орбиты КА;

$\Delta\Omega$, $\Delta\Omega'$ – разность между прямыми восхождениями восходящих узлов орбит КА и ОО;

$I_{КА}$ – наклонение орбиты КА;

$I_{оо}$, $i'_{оо}$ – наклонение орбиты ОО;

ЛП – линия пересечения орбит КА и ОО;

Λ – угол между плоскостями орбит КА и ОО;

R_3, O_3, O'_3 – проекции на небесную сферу центров масс соответственно КА и ОО в момент времени t_1, когда ОО будет пересекать плоскость, проходящую через радиус-вектор КА и перпендикулярную плоскости орбиты КА (первый случай);

R_2, O_2, O'_2 – проекции на небесную сферу центров масс соответственно КА и ОО в момент времени t_2, когда ОО будет пересекать плоскость, проходящую через радиус-вектор КА и перпендикулярную плоскости орбиты КА (второй случай);

O_1 – проекции на небесную сферу центра масс ОО в момент времени (t_2 – для первого случая и t_1 – для второго), когда ОО будет пересекать плоскость орбиты КА;

R_4, R_1 – проекции на небесную сферу центров масс КА, соответственно, для моментов времени t_2 – первого случая и t_1 – второго случая.

Введем обозначения:

$u_{ЛП}$ – аргумент широты КА, когда он проходит линию пересечения плоскостей орбит;

$u_{КА}$ – аргумент широты КА в точке R_1;

u_{OO} – аргумент широты ОО, когда он проходит линию пересечения плоскостей орбит;

Δu, $\Delta u'$ – разность между аргументами широты КА $u_{КА}$ и $u_{ЛП}$;

t_Ω – момент времени прохождения КА экватора.

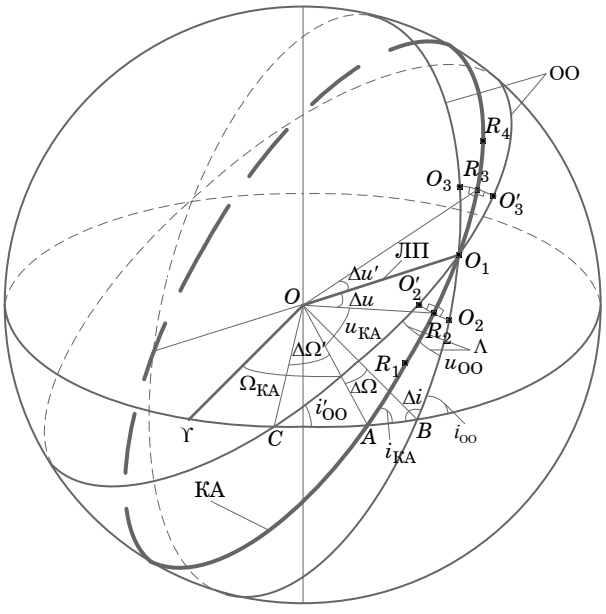


Рис. 2. Второй вариант пролета КА и ОО

Рассмотрим случай, когда орбита ОО пересекает орбиту КА встречно слева-направо (точки O_1 – в момент времени t_1, O_2 – в момент времени t_2). Если применить к сферическому треугольнику ABO_1 (рис. 2) теоремы косинусов и синусов сферической тригонометрии, а также формулы (1 – 7), можно определить угловые параметры орбиты ОО (Ω_{oo}, i_{oo}, u_{oo}).

Время прохождения ОО восходящего узла своей орбиты будет:

$$\tau_{OO} = t_1 - \frac{u_{OO}}{\omega_{OO}}.$$

Аналогичным образом будет и в случае, когда орбита ОО пересекает орбиту КА встречно справа-налево (точки O_1 – в момент времени t_1, O'_2 – в момент времени t_2). Тогда рассматривается сферический треугольник ACO_1 и применяются формулы (10 – 15).

Время прохождения ОО восходящего узла своей орбиты будет:

$$\tau_{OO} = t_1 - \frac{u'_{OO}}{\omega_{OO}}.$$

Заключительный случай: орбита ОО также пересекает орбиту КА встречно слева-направо, только точки O_3 – в момент времени t_1, O_1 – в момент времени t_2, либо справа-налево, тогда точки O_3 – в момент времени t_1, O_1 – в момент времени t_2. Тогда изменяется только формула расчета времени

$$\tau_{OO} = t_2 - \frac{u'_{OO}}{\omega_{OO}}.$$

Заключение

Анализ представленных в данной работе результатов показывает, что возможны два основных варианта пролета ОО относительно КА, орбиты которых некомпланарны: попутный и встречный. В обоих вариантах орбита ОО пересекает плоскость орбиты КА либо справа-налево, либо наоборот. Также эти случаи могут отличаться порядком пролета характерных точек орбиты КА, где происходят измерения входных параметров нейронной сети: зенитных углов z_1 и z_2 линии визирования в моменты пересечения ОО либо плоскости орбиты КА, либо плоскости перпендикулярной орбите КА, а также промежуток времени Δt между этими моментами.

Показано, что для охвата всех возможных случаев пролета можно использовать нейронные сети, обученные по двум выборкам – одна нейронная сеть для попутного варианта пролета, а другая – для встречного.

Представлен математический аппарат расчета НП Ω_{oo}, i_{oo}, τ_{oo} для различных случаев пролета ОО относительно КА.

Библиографический список

1. *Брандин В. Н., Разоренов Г. Н.* Определение траекторий космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1978. 216 с.

2. Автономная навигация космических аппаратов / Г. П. Аншаков. А. Д., Голяков, В. Ф. Петрищев, В. А. Фурсов. Самара: Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», 2011. 486 с.

3. *Голяков А. Д., Ананенко В. М., Фоминов И. В.* Системы навигации летательных аппаратов. СПб.: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, 2018. 273 с.

4. *Кузнецов В. И.* Автоматизированная система научных исследований методов и алгоритмов автономной навигации и ориентации космических аппаратов: монография, СПб.: ВКА им. А. Ф. Можайского, 2010. 453 с.

5. *Голяков А. Д.* Введение в теорию взаимной навигации искусственных спутников Земли. СПб.: Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского.,1992. 142 с.

6. Патент РФ 2624408. Способ автономного оценивания изменений орбиты визируемого космического аппарата / Кузнецов В. И., Данилова Т. В., Архипова М. А. Заявл. 01.12.15. Опубл. 03.07.2017. Бюл. № 19. 22 с.

7. *Трещалин А. П.* Применение оптико-электронной аппаратуры космических аппаратов для предварительного определения параметров орбит околоземных объектов // Труды МФТИ. 2012. Т. 4, № 3. С. 122–131.

8. *Субботин М. Ф.* Введение в теоретическую астрономию. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1968.

9. *Ананенко В. М., Усиков А. А.* Методика формирования обучающей выборки в интересах нейросетевого определения параметров орбитального объекта по результатам его наблюдений // Труды конференции Всероссийской научно-практической конференции «Проблемы создания и применения космических аппаратов и систем средств выведения в интересах решения задач Вооруженных Сил Российской Федерации». СПб.: ВКА, 2022. С. 59–64.

10. *Ананенко В. М., Голяков А. Д., Сасункевич А. А.* Обоснование структуры нейронной сети для определения параметров движения орбитального объекта по результатам его наблюдений с борта космического аппарата // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2022. Т. 65. № 8. С. 565–574.

УДК 681.518.5

Г. Ю. Анисимов*
студент
А. В. Шейгец*
студент
В. И. Сатарова*
аспирант
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ПРИМЕНЕНИЕ НАНОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ИНЕРЦИОННЫХ ДАТЧИКОВ В БЕСПИЛОТНОЙ АВИАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

Наноэлектромеханические системы (НЭМС) представляют собой микроэлектромеханические системы (МЭМС), масштабируемые до субмикронных размеров. В таком масштабе удается достичь сверхвысоких частот при сохранении очень высокой чувствительности. Такое свойство позволяет добиться высокой чувствительности к внешнему воздействию, работоспособности при сверхнизкой мощности.
Ключевые слова: *НЭМС, МЭМС, гироскоп, акселерометр, инерционные датчики, нанорезонатор, углеродная нанотрубка, графен, графеновая лента, БАС, 2-D материалы.*

G. U. Anisimov*
Student
A. V. Sheygets*
Student
V. I. Satarova*
PhD Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

APPLICATION OF NANOELECTROMECHANICAL INERTIAL SENSORS IN UAV

Nanoelectromechanical systems (NEMS) are microelectromechanical systems (MEMS) scalable to submicron sizes. At this scale, it is possible to achieve ultra-high frequencies while maintaining very high sensitivity. This property makes it possible to achieve high sensitivity to external influences, operability at ultra-low power.
Keywords: *NEMS, MEMS, gyroscope, accelerometer, inertial sensors, nanoresonator, carbon nanotube, graphene, graphene tape, UAV, 2-D materials.*

Введение

Наноэлектромеханические системы (НЭМС) – это устройства, которые объединяют электрические и механические функции на наноуровне. Они состоят из миниатюрных электрических и механических аппаратов, таких как приводы, балки, датчики, насосы, резонаторы и двигатели. Эти компоненты преобразуют одну форму энергии в другую, которую можно быстро и удобно измерить.

НЭМС зарекомендовали себя в таких областях как нелинейная динамика, датчики определения силы, масс-спектрометрия, инерциальная визуализация, калориметрия. За счет низкого энергопотребления, быстрому времени отклика, малой массе наноэлектромеханические системы способны обеспечить высокую чувствительность измерений. Например, датчики НЭМС используют для сверхчувствительного обнаружения газообразных аналитов (искомых компонентов в веществе), выполняют масс-спектрометрию на отдельных белках.

Такие системы являются результатом развития микроэлектромеханических систем (МЭМС), получивших распространение в повседневной жизни. Например, инерциальные датчики МЭМС (акселерометры, гироскопы, гиростабилизаторы и т. д.) обеспечивают ориентацию и управляемость беспилотной авиационной системы (БАС).

МЭМС и НЭМС в БАС

Стабилизация полета квадрокоптера обеспечивается с помощью изменения оборотов на двигателях, а инерционные сенсоры, в свою очередь, подают сигнал о необходимости этого изменения.

Акселерометр, в качестве инерционного сенсора, фиксирует угловые ускорения по углам крена, тангажа и рыскания, а затем преобразует ускорение в электрический сигнал. Основной принцип работы МЭМС-акселерометра заключается в следующем: чувствительный элемент, закрепленный на плате в состоянии равновесия с помощью подвесов, находится между двумя обкладками конденсатора. При воздействии внешнего возмущения чувствительный элемент из-за упругих подвесов колеблется, тем самым изменяя емкость конденсатора. Для преобразования изменения емкости в изменение напряжения используется электрическая схема, состоящая из емкостного моста и интегратора. Конденсатор может быть заменен пьезоэлементами, тогда при давлении чувствительного элемента на пьезоэлемента вырабатывается ток. Из значения напряжения, зная параметры системы, можно найти силу, с которой чувствительный элемент давит на кристалл и, соответственно, рассчитать искомое ускорение [1].

МЭМС-гироскопы в большинстве своем – вибрационные гироскопы. Принцип действия заключается в отклонении чувствительного элемента, во время вращения. При появлении угловой скорости эффект Кориолиса вызывает изменение направлении вибрации, которое фиксируется конденсатором. Получаемый сигнал усиливается, демодулируется и фильтруется, получаем в итоге напряжение, пропорциональное угловой скорости вращения.

Наноэлектромеханические системы имеют несколько путей развития, первый заключается в миниатюризации уже имеющихся МЭМС датчиков, а второй в создании абсолютно новых молекулярных устройств [2]. НЭМС устройства характеризуются размерами до 100 нанометров.

Миниатюризация основана на так называемом подходе «сверху-вниз» и заключается в делении крупных частиц на более мелкие, примером реализации такого подхода является литография.

Создание новых молекулярных устройств реализуется подходом «снизу-верх», эта технология в которой устройство образуется «самостоятельно» из частиц атомов и молекул [2]. Подход получил такое название из-за фактического укрупнения атомов и молекул в наночастицы. Примером реализации такого подхода является эпитаксия.

Независимо от подхода, НЭМС датчик строится из механического элемента и преобразователя. Механическим элементом, если приводить аналогию с инерциальными МЭМС датчиками, выступают упругие подвесы. В качестве преобразователя – квантовые точечные контакты, одноэлектронные транзисторы, которые способны обеспечить достижение квантового предела, и полевые сенсоры на основе полупроводниковых нанопроводов.

Аллотропные модификации углерода – алмаз, углеродные нанотрубки, графен, графеновые ленты – стали амбассадорами НЭМС технологии. Эти материалы, особенно графен и углеродные нанотрубки, называют материалами будущего наноэлектромеханических систем.

Действительно, прототипы НЭМС-гироскопов и НЭМС-акселерометров создают с применением графена, к «золотым» свойствам этого материала относят: высокий модуль Юнга (1ТПа), низкую плотность (0,16 мг/см^3), низкое трение, большую площадь поверхности (2630 м^2/г), модуль сдвига (280 ГПа), прочность (100 ГПа) [3].

В графене и углеродных нанотрубках обнаружили пьезорезистивные свойства, т. е. эти материалы можно использовать в качестве пьезоэлементов [3].

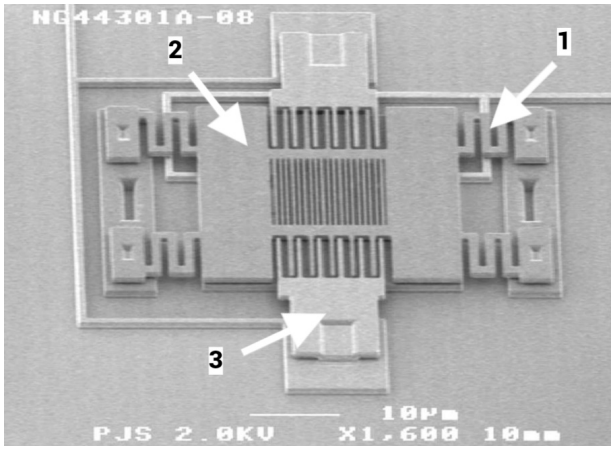


Рис. 1. МЭМС-акселерометр разработки Sandia Labs: 1 – упругие подвесы, 2 – чувствительный элемент, 3 – обкладки конденсатора

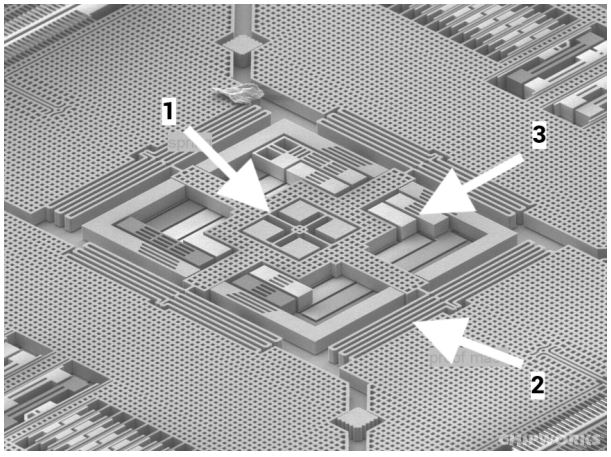


Рис. 2. МЭМС-гироскоп STM L3G4200D: 1 – чувствительный элемент, 2 – упругие подвесы, 3 – пьезоэлементы

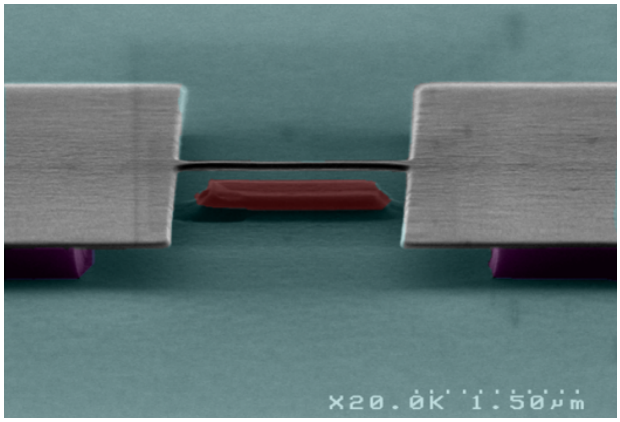


Рис. 3. Нанорезонатор мостикового типа

В качестве механического элемента для НЭМС-гироскопов рассматриваются нанорезонаторы.

Такие резонаторы могут быть применены в качестве сверхчувствительных измерителей малых сил инерции, смещения и масс при сверхнизком потреблении энергии.

Преимущества НЭМС

– Резонансная система НЭМС отличается своей высокой добротностью (Q), что, в свою очередь, свидетельствует о сверхчувствительности к внешним демпфирующим механизмам. Высокое значение добротности (Q) нивелирует термомеханический шум и обеспечивает подавление случайных механических воздействий, что свидетельствует высокой чувствительности, способной достигнуть квантового предела.

– НЭМС-устройства благодаря своему размеру имеют высокое пространственное разрешение, т. е. на единицу площади помещается больше полезной нагрузки. Также изменяя геометрию наноэлектромеханических систем, можно добиться реакции на воздействие внешнего возмущения только в определенном направлении.

– Стоит упомянуть, что НЭМС являются устройствами с сверхнизким потреблением энергии. Применение таких систем на пиковаттном (10^{-12}Вт) масштабе обеспечивает отношение сигнал-шум до 10^6, т. е. при одновременной работе миллиона НЭМС-устройств суммарная рассеиваемая мощность всей системы была бы только на уровне одного мкВт.

Заключение

Потенциальные наноэлектромеханические гироскопы — это приборы, построенные на основе резонаторов НЭМС в виде нанобалок и нанопластин изготовленных из 2D-материала, толщиной в один атом (графен, углеродные нанотрубки и т. д.). Основными электромеханическими методами считывания данных, подходящими для датчиков НЭМС из 2D-материалов, являются пьезорезистивное считывание, емкостное считывание и считывание транспроводимости. Важно отметить, что электрическое сопротивление 2D-материалов, особенно графена, чрезвычайно чувствительно к различным параметрам окружающей среды, а это значит, что такие явления, как небольшие изменения влажности воздуха, атмосферного давления, химического состава атмосферы, а также внешняя температура могут сильно влиять на их электронные свойства. Таким образом, для надежного использования НЭМС датчиков эти эффекты перекрестной чувствительности должны быть либо устранены путем экранирования или корпусировки, либо они должны быть скорректированы на основе калибровочной кривой, которая устраняет изменения окружающей среды с использованием входных данных от датчика температуры или влажности или эталонного устройства, интегрированного в ту же систему.

Библиографический список

1. *Дрожжин А.* MEMS: микроэлектромеханические системы. Ч. 1 // Daily Digital Digest. 2010.

2. *Гуртов В. А., Беляев М. А., Бакшеева А. Г.* Микроэлектрические системы: учеб. пособие. Петрозаводск: ПетрГУ, 2016. 171 с.

3. *Мулюков Р. Р., Баимова Ю. А.* Углеродные наноматериалы: учеб. пособие. Уфа: РИЦ БашГУ, 2015. 160 с.

4. *Косцов Э. Г.* Состояние и перспективы микро- и наноэлектроники // Автометрия. 2009. Т. 45. № 3. С. 3–52.

5. *Крупенин В. А., Преснов Д. Е., Дорофеев А. А.* Наноэлектромеханические системы. URL: http://semiconductors.phys.msu.ru/science/cryolab-science/nems (дата обращения: 26.11.2022).

6. Scheiermann Sergej. MEMS Sensors Are the Heart of a Drone. Sensors Online, January 3, 2019. URL: https://www.sensorsmag.com/components/mems-sensors-are-heart-a-drone (дата обращения: 26.11.2022).

7. *Преснов Д. Е., Кафанов С. Г., Дорофеев А. А.* [и др.]. Механический резонанс в кремниевом нанопроводе с высокой добротностью: Письма в «Журнал экспериментальной и теоретической физики». 2018. 108, 7, С. 522–528.

8. *Аскерко А. Н., Бохов О. С., Лучинин В. В.* Испытания и тестирование микроэлектромеханических компонентов и ситем на их основе // Нано- и микросистемная техника. 2013. № 3. С. 3–12.

УДК 533.65.013.622

А. А. Беляков*
аспирант
М. Е. Иванов*
аспирант
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ИССЛЕДОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МУЛЬТИРОТОРНОГО ТИПА

Рассмотрена картина и построены спектрограммы акустического излучения (шума) легкого мультироторного беспилотного летательного аппарата общего назначения в различных режимах полета. Проблема рассматривается в условиях роста сфер деятельности, в которых применяются беспилотные летательные аппараты в пределах населенных пунктов.
Ключевые слова: *мультироторный беспилотный летательный аппарат, квадрокоптер, БПЛА, акустическое излучение, спектрограмма, шум.*

A. A. Belyakov*
PhD Student
M. E. Ivanov*
PhD Student
** St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

ACOUSTIC NOISE OF ULTRALIGHT QUADCOPTER AIRCRAFT

The article describes acoustic noise of a generic light quadcopter UAV aircraft, measured and analyzed with PC audio analyze software. Graphs of acoustic noise during different flight modes are shown for the UAV in a city or other populated environment.
Keywords: *multirotor UAV, quadcopter, drone, UAV, acoustic noise, spectrogram.*

Введение

Стремительное развитие беспилотных авиационных систем за последние два десятилетия привело к появлению значительного количества коммерческих беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), применяемых в разнообразных целях, таких как световые шоу, доставка грузов, патрулирование трубопроводов и линий электропередач, киносъемки, распыление агропромышленных химикатов. Большая часть БПЛА, применяемых при производстве данных работ, представляет собой мультироторные БПЛА как правило квадрокоптерного типа. На данный момент в мире насчитывается более 20 млн единиц такой авиатехники. Ее появление и повсеместное распространение требуют проведения новых исследований, одним из которых и является рассмотренное в данной статье исследование акустического излучения БПЛА квадрокоптерного типа общего назначения.

Необходимость исследования акустического излучения БПЛА

Широкое применение беспилотных авиационных систем мультироторного типа значительно отличается от такового у пассажирских самолетов и летательных аппаратов авиации общего назначения. В отличие от них, БПЛА применяются как правило вне аэродромов «точечным» образом, в том числе и в особенности в пределах населенных пунктов на малой и сверхмалой высоте. К примерам подобных ситуаций можно отнести предлагаемую и уже реализуемую в нескольких вариантах [1, 5] систему доставки грузов на небольшие расстояния в населенном пункте с использованием мультироторных БПЛА, выполнение кадастрово-топографических работ, осуществление мониторинга различных объектов. Предполагается, что с развитием автономных беспилотных систем количество таких применений будет только расти

и расширяться, что неизбежно приведет к постоянному присутствию БПЛА в обыкновенной жизни человека.

Несмотря на отсутствие каких-либо вредных выбросов при эксплуатации БПЛА в силу применения электрической силовой установки, они, как и любой другой летательный аппарат, являются источниками акустического излучения, регулирование уровня которого в авиации осуществляется властями большинства стран, в том числе Соединенных Штатов Америки [2] и Российской Федерации, в особенности при использовании воздушных судов вблизи жилой застройки [3]. В совокупности с массовым распространением таких систем, необходимо провести исследования акустического излучения (шума) БПЛА для примерного определения его параметров и дальнейшей работы с полученными результатами.

Принцип и методология исследования

Для анализа акустического излучения БПЛА применялся подсоединенный к персональному компьютеру (ПК) акустический датчик (микрофон), формирующий сигнал с параметрами (амплитуда и частота), соответствующими акустическому излучению БПЛА. После проведения замеров акустического излучения БПЛА данным датчиком, на ПК были построены его спектрограммы, соответствующие различным режимам полета мультироторного БПЛА для дальнейшего их анализа в данной статье. При проведении исследования имитировались следующие режимы полета мультироторного БПЛА: нахождение в воздухе в 1 метре от датчика (режим висения), а также полеты в пределах некоторого пространства (режим нормальной эксплуатации БПЛА). В качестве исследуемого БПЛА применялся стандартный БПЛА-квадрокоптер общего назначения, подходящий для выполнения большей части рассмотренных во вступлении задач.

Исследование акустического излучения БПЛА в режиме висения

На рис. 1 приведен график распределения по мощности измеренных датчиком частот акустического излучения квадрокоптера при нахождении данного квадрокоптера на расстоянии 1 метра от датчика в режиме висения:

Наиболее интересными на данном графике являются три максимума около 700 Гц, 1300 Гц и 2200 Гц соответственно. Они являются характерными частотами для данного конкретного БПЛА и далее будут присутствовать на каждом из графиков. Опорной (ведущей) частотой для данного БПЛА будет являться первая, находящаяся в диапазоне 700–800 Гц. Так, на данном графике она составляет 695 Гц при мощности в –30 децибел по логарифмической шкале датчика. Мощность остальных частот значительно ниже, так высокочастотные звуки в диапазоне 15 кГц – 20 кГц имеют максимальную мощность –54 децибела по логарифмической шкале датчика, что в 1,8 раза ниже мощности ведущей частоты.

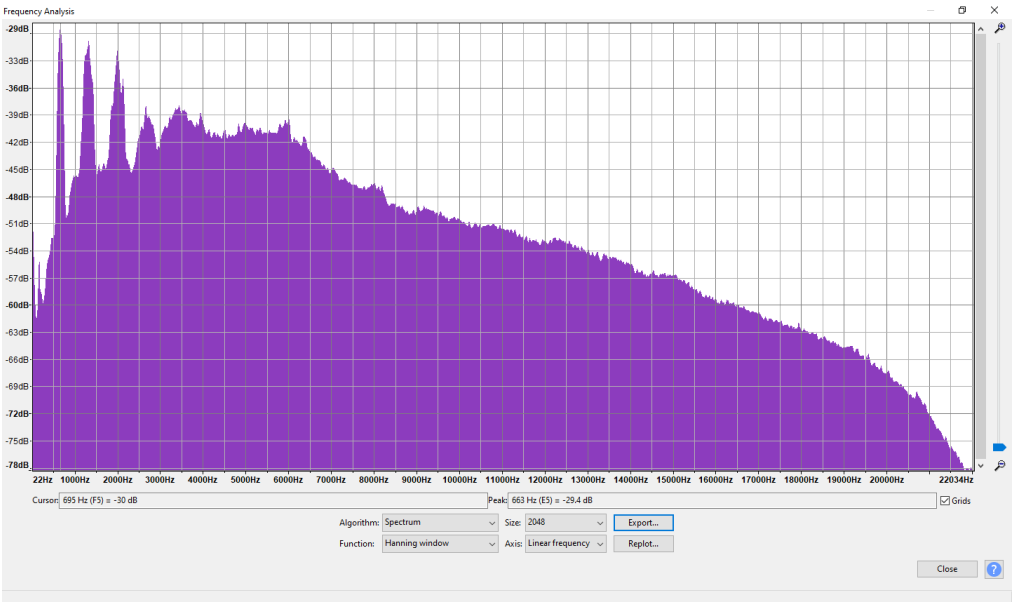


Рис. 1. Спектрограмма акустического излучения БПЛА в режиме висения

Изменение частотного распределения акустического излучения БПЛА в зависимости от удаления БПЛА от датчика

На данном этапе исследований была проведена имитация полета БПЛА-источника акустического излучения на определенном расстоянии от объекта (датчика), на который воздействует акустическое излучение. На рис. 2 представлен график распределения и мощности частот при нахождении БПЛА на расстоянии 50 м.

Как видно из рис. 2, ведущая частота осталась равной 695 Гц, однако мощность излучения изменилась с –30 до –45 децибел по логарифмической шкале датчика, что позволяет говорить о падении мощности сигнала в 1,76 раза по сравнению с расстоянием в 1 м. После получения данной спектрограммы был рассмотрен график акустического излучения при нахождении БПЛА на расстоянии 25 м от датчика в режиме горизонтального полета.

На рис. 3 представлен график распределения и мощности частот в таком случае.

Как видно из рис. 3, картина распределения частот осталась прежней с сохранением ведущей частоты равной 711 Гц при ее мощности в –42 дБ по логарифмической шкале датчика,

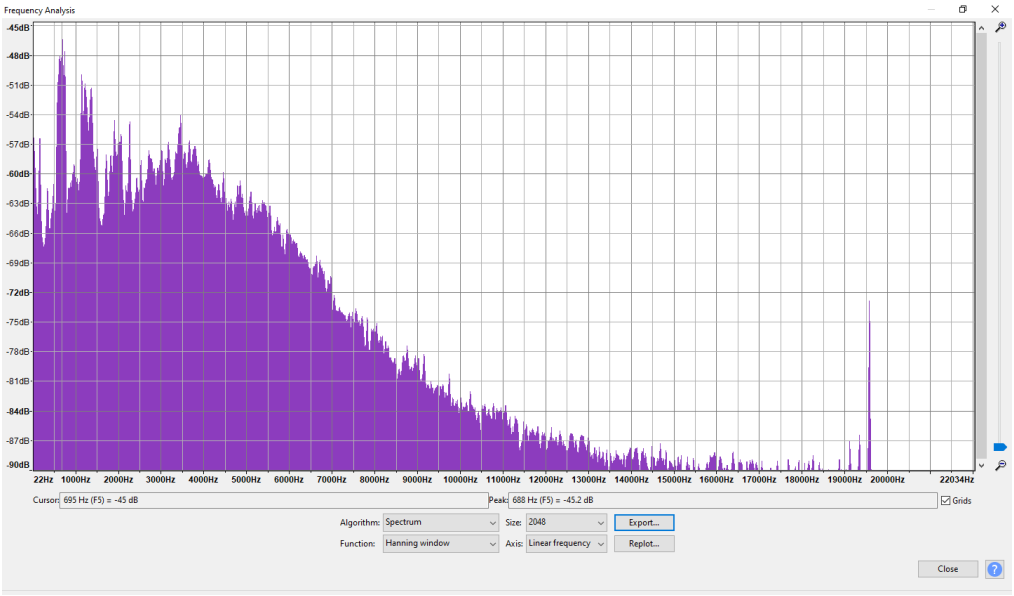


Рис. 2. Спектрограмма сигнала на удалении 50 м от датчика

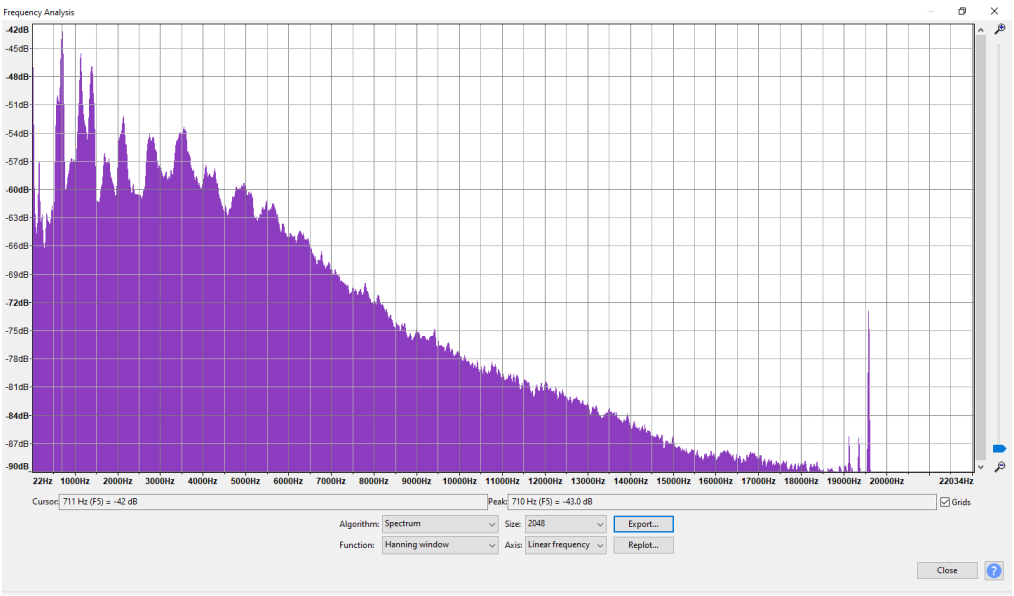


Рис. 3. Спектрограмма сигнала на удалении 25 м от датчика

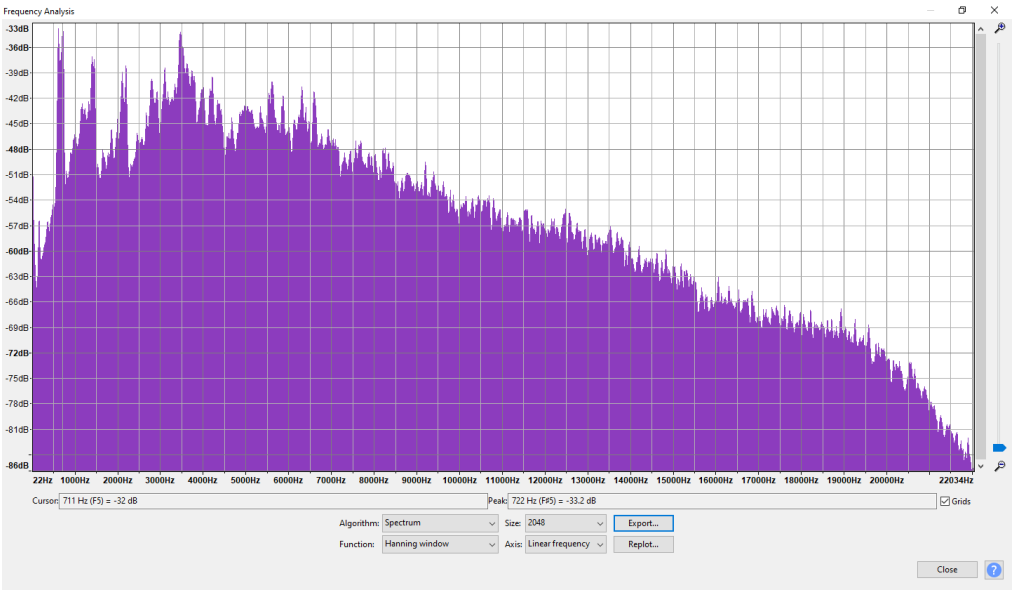


Рис. 4. Спектрограмма усредненного сигнала движущегося БПЛА

что позволяет говорить о падении мощности принимаемого излучения в 1,46 раза по сравнению с мощностью принимаемого излучения на расстоянии в 1 м.

Исследование акустического излучения движущегося БПЛА

Для исследования акустического излучения БПЛА в режиме горизонтального полета была проведена серия экспериментов по определению средней мощности и частного распределения акустического излучения БПЛА при совершении им горизонтального полета в непосредственной близости от объектов, на которые действует акустическое излучение БПЛА. Для этого исследуемый БПЛА несколько раз приближался к датчику с горизонтальной скоростью 10 метров в секунду с дальнейшим проходом над датчиком. Результаты, измеренные датчиком, были усреднены. Таким образом, среднее значение ведущей частоты составило 722 Гц при мощности в –33 дБ по логарифмической шкале датчика. Спектрограмма усредненного сигнала представлена на рис. 4.

Результаты эксперимента

Как видно из представленных на рис. 1–4 спектрограмм, акустическое излучение БПЛА общего назначения сохраняет свою ведущую частоту, уникальную для каждого БПЛА, и общую картину при изменении расстояния и различных режимах полета БПЛА. В целом, данное излучение подчиняется стандартным законам акустики, находясь в диапазоне свободно воспринимаемых человеческим ухом звуков, что позволяет относится к нему как к любому другому акустическому (шумовому) загрязнению [4, 6].

Библиографический список

1. *Seyed Mahdi Shavarani, Mazyar Ghadiri Nejad, Farhood Rismanchian, Gokhan Izbirak*. Application of hierarchical facility location problem for optimization of a drone delivery system: a case study of Amazon prime air in the city of San Francisco // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology volume 95, 2018. P. 3141–3153.

2. Type Measurements of Airplane Interior Sound Pressure Levels During Cruise // SAE International. 16.08.2012.

3. ГОСТ 22283-2014. Межгосударственный стандарт. Шум авиационный. Допустимые уровни шума на территории жилой застройки и методы его измерения. Aircraft noise. Admissible noise levels in the region of dwelling houses and methods of its measurement.

4. *Lisner R. P., Timar P. L.* A new approach to electric motor acoustic noise standards and test procedures // IEEE Transactions on Energy Conversion, volume 14, issue three, 1999. P. 692–697.

5. *Heater Brian*. Amazon Drone delivery system. URL: https://techcrunch.com/2022/11/10/this-is-amazons-new-delivery-drone-the-mk30/ (дата обращения: 07.12.2022).

6. Journal of the acoustical society of America. Acoustic noise. URL: https://asa.scitation.org/topic/aipthesaurus/p107p53 (дата обращения: 07.12.2022).

УДК 629.7 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-15-20**

С. Г. Бурлуцкий*
кандидат технических наук, доцент
В. В. Езерский*
доктор технических наук, профессор
А. П. Ковалев*
доктор технических наук, профессор
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОЦЕНКЕ СТОЙКОСТИ РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ К ВОЗДЕЙСТВИЮ ВРЕДНЫХ ФАКТОРОВ В УСЛОВИЯХ СТОХАСТИЧЕСКОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПРИРОДЫ НАГРУЖЕНИЯ

Раскрыта содержательная часть использования опытно-теоретического метода в качестве базиса технологии оценки стойкости радиоэлектронного оборудования воздушных летательных аппаратов к воздействию вредных факторов в условиях стохастической неопределенности природы нагружения, позволяющей сформировать системные требования к эксплуатационно-техническим характеристикам радиоэлектронного оборудования воздушного летательного аппарата.
Ключевые слова: *стойкость радиоэлектронного оборудования воздушных летательных аппаратов, стохастическая неопределенность природы нагружения, системные требования к эксплуатационно-техническим характеристикам.*

S. G. Burlutskiy*
PhD, Tech., Associate Professor
V. V. Yezersky*
Dr. Sc., Tech., Professor
A. P. Kovalev*
Dr. Sc., Tech., Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

METHODOLOGICAL APPROACH TO ASSESSING THE DURABILITY OF ELECTRONIC EQUIPMENT OF AIRCRAFT TO THE INFLUENCE OF HARMFUL FACTORS IN THE CONDITIONS OF STOCHASTIC UNCERTAINTIES OF THE NATURE OF LOADING

The substantial part of the use of the experimental-theoretical method as the basis of the technology for assessing the resistance of radio-electronic equipment of aircraft to the effects of harmful factors in the conditions of stochastic uncertainty of the nature of loading, which makes it possible to form system requirements for the operational and technical characteristics of radio-electronic equipment of an aircraft.
Keywords: *stability of radio-electronic equipment of aircraft, stochastic uncertainty of the nature of loading, system requirements for operational and technical characteristics.*

Радиоэлектронное оборудование (РЭО) воздушных судов, вертолетов, беспилотных летательных аппаратов и т. п. (далее – воздушных летательных аппаратов (ВЛА)) функционирует в среде реализации жизненного цикла (ЖЦ) последних (рис. 1). Свойства и функции структурно-функциональных компонентов (СФК) РЭО определяются их местом в рамках целого – исследуемого ВЛА. При этом СФК обладают относительной самостоятельностью и специфическими свойствами, находящиеся в определенных взаимоотношениях между собой. Целостность системы РЭО ВЛА конкретизируется и осуществляется через информационные и энергетические связи. Среда реализации жизненного цикла РЭО ВЛА, ее факторы (вредные факторы (ВФ)), воздействуя на систему и оказывая непосредственное или опосредованное влияние

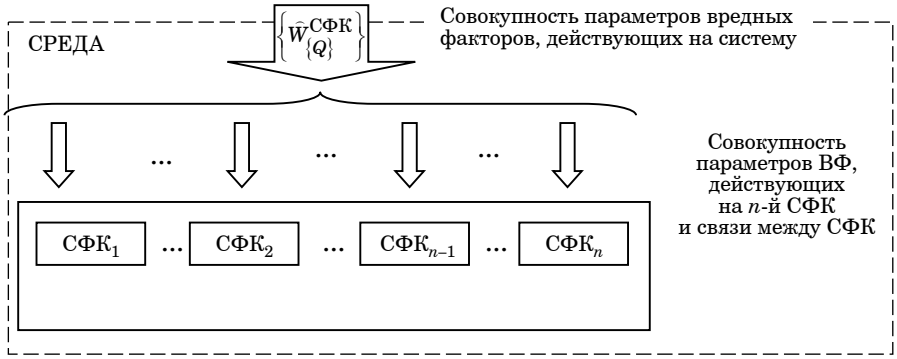


Рис. 1. Обобщенная структурная схема системы РЭО ВЛА

на СФК и связи между СФК в системе РЭО ВЛА, приводит к изменению режима функционирования как отдельных СФК и подсистем системы РЭО ВЛА, так и системы РЭО ВЛА в целом.

Соответственно в процессе исследования системы РЭО ВЛА представляется необходимым выявление, из каких составных частей, СФК состоит искомая система, как они взаимодействуют друг с другом и с окружающей средой. При этом следует понимать, что в рамках исследуемой системы СФК из ее состава совместимы между собой посредством установления между ними энергетических и информационных связей.

В общем случае стойкость сложной технической системы (СТС) [3, 4, 5] – это способность последней противостоять внешним воздействиям факторов естественного и техногенного происхождения и функционировать в заданном (штатном) режиме на этапе инициирования предельного состояния, т. е. в докритической области функционирования системы. Соответственно, в качестве основной характеристики стойкости СТС следует рассматривать время достижения системой предельно-допустимого состояния. Увеличение этого промежутка времени является непременным атрибутом снижения риска развития нарушения нормального функционирования СТС и достижению ее безопасной эксплуатации.

Анализ современных подходов к оценке стойкости РЭО [2, 4, 9] позволяет рассматривать, в общем случае, РЭО ВЛА как СТС, стойкость которой к воздействию параметров ВФ на протяжении ее ЖЦ будет определяться как собственно стойкостью СФК из ее состава, так и топологией информационных и энергетических связей между ними, т. е.

$$\left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_n \geq \left\{\widehat{W}^{\text{СФК}}_{\{Q\}}\right\}, \quad n=\overline{1,N}, \tag{1}$$

где $\left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_n$ – множество эксплуатационно-технических характеристик n-го СФК системы РЭО ВЛА, определяющих его стойкость к воздействию значимой для искомого СФК совокупности параметров ВФ $\{P\}$; $\left\{\widehat{W}^{\text{СФК}}_{\{Q\}}\right\}$ – множество параметров ВФ, действующих на систему РЭО ВЛА, $\{P\}\equiv 1,2,3\ldots,\{Q\}\equiv 1,2,3\ldots$, N – количество СФК в составе системы РЭО ВЛА; $\{P\}\subseteq\{Q\}$;
или

$$\begin{cases} \left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_1 \wedge \left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_2 \wedge \ldots \wedge \left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_{n-2} \wedge \\ \left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_{n-1} \wedge \left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_n \geq \left\{\widehat{W}^{\text{СФК}}_{\{Q\}}\right\}; \\ \left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_1 \vee \left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_2 \vee \ldots \vee \left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_{n-2} \vee \\ \left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_{n-1} \vee \left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_n \geq \left\{\widehat{W}^{\text{СФК}}_{\{Q\}}\right\}; \\ \left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_1 \wedge \left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_2 \vee \ldots \wedge \left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_{n-2} \vee \\ \left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_{n-1} \wedge \left\{\Pi^{\text{СФК}}_{\{P\}}\right\}_n \geq \left\{\widehat{W}^{\text{СФК}}_{\{Q\}}\right\}. \end{cases} \tag{2}$$

В выражении (2) первое неравенство справедливо для варианта последовательных, второе – для варианта параллельных и третье – для варианта смешанных информационных и энергетических связей СФК системы РЭО ВЛА, соответственно.

Исходя из определения РЭО [3, 4, 5], как определенной совокупности технических средств, предназначенных для передачи и (или) приема радиоволн, состоящих из одного или нескольких передающих и (или) приемных устройств либо комбинации таких устройств и включающие в себя вспомогательное оборудование, следует, что СФК системы РЭО ВЛА достаточно разнородны по функциональному назначению и конструктивному исполнению. Кроме того, для системы РЭО ВЛА наиболее харак-

терен смешанный вариант информационных и энергетических связей СФК.

Из истории вопроса становления и развития моделирования [1, 6, 8] показывает, что цель создания любой модели – испытания реальной системы с позиции оценки ее поведения в определенных условиях эксплуатации. В современном понимании речь идет, прежде всего, о компьютерной реализации и испытаниях модели системы в условиях, которые или невозможны вследствие неопределенности поведения испытуемой системы создать, или достаточно дорого создать для проведения натурных испытаний реальной системы, или это сопряжено с большими временными затратами создание системы с непредсказуемым результатом испытаний.

Так, в частности, общая математическая модель *системы РЭО* ВЛА, предназначенная для отработки вопросов оценки стойкости ее к воздействию ВФ, представляется достаточно сложной и вопрос ее чувствительности к параметрам воздействующих ВФ может оказаться весьма значимым. Как следствие адекватность получаемых оценок стойкости системы РЭО ВЛА может не соответствовать требованиям практической эксплуатации ВЛА. Кроме того, в рамках общей математической модели весьма затруднительно сформировать представление о стойкости отдельных СФК системы РЭО ВЛА.

Наиболее рациональным в подобной ситуации представляет собой потребность в сочетании моделирования и проведения натурных испытаний для совместного получения (оценки) показателей системы РЭО ВЛА. Соответствующий метод называется опытно-теоретическим или теоретико-экспериментальным.

Суть ОТМ, базирующего на создании модели системы РЭО ВЛА, сводится к выполнению следующего порядка действий (рис. 2):

Создаваемые при этом системные модели РЭО ВЛА содержат в своем составе элементы, показывающие в той или иной степени работу всех частей исследуемой системы, или напрямую используют отдельные ее части. При таком подходе достигается возможность получить показатели качества, как отдельных ее структурно-функциональных компонентов, так и всей системы в целом. Таким образом, основное положение ОТМ – проведение исследований системы РЭО ВЛА на объединении разнородной информации, полученной при различных видах испытаний и эксплуатации [2] (рис. 3).

Практическая реализация ОТМ исследований при разработке РЭО ВЛА сопряжена с рядом трудностей, обусловленных, прежде всего, потребностью обработки оператором большого объема информации и формализованных знаний, что требует введения экспертных систем и методов искусственного интеллекта. Кроме того, с целью упорядочивания данного вида работы общепринято использовать методику анализа наряду с программными моделями физи-

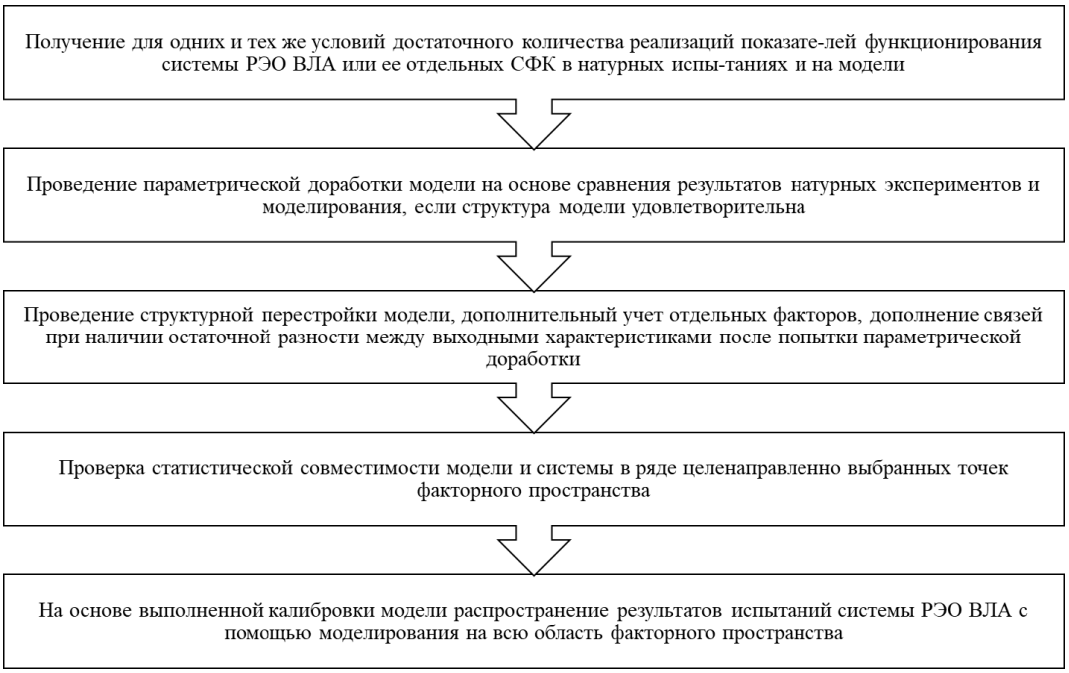


Рис. 2. Обобщенные шаги выполнения опытно-теоретических исследований РЭО

Рис. 3. Основные положения опытно-теоретических исследований РЭО

ческие модели радиотехнических устройств, предоставляющие возможность работы оператора с проблемно-ориентированными экспертными системами [2, 7] (рис. 4).

Анализ положений ОТМ проведения исследований РЭО и алгоритма методики проведения опытно-теоретических исследований (см. рис. 2) указывает, что в современном понимании отработка стойкости РЭО ВЛА к воздействию ВФ предусматривает совмещения опытного и теоретического методов. В свою очередь реализация данного метода предполагает учет ряда особенностей:

1. Физическое и математическое моделирование процессов взаимодействия структурных компонентов РЭО с параметрами влияния ВФ естественного и техногенного происхождения должно строиться с учетом стохастического характера нагружения.

2. Экспериментальная (опытная) отработка стойкости структурных компонентов РЭО к параметрам влияния ВФ естественного и техногенного происхождения должна предусматривать моделирование комплексного характера воздействия.

3. Результаты оценки стойкости структурных компонентов РЭО к параметрам влияния ВФ естественного и техногенного происхождения, полученные в ходе практической отработки и теоретического моделирования (расчетов) должны быть сходными.

4. Методология практической и теоретической отработки стойкости структурных компонентов РЭО к параметрам влияния ВФ естественного и техногенного происхождения должны быть взаимно дополняемыми.

Наряду с задачами, являющихся неотъемлемыми элементами технологического цикла разработки, изготовления и применения РЭО ВЛА, с учетом стойкости СФК РЭО к параметрам влияния ВФ естественного и техногенного происхождения в рамках ОТМ исследований РЭО подлежат решению и узкоспециализированные задачи:

– оптимизация структурно-функционального построения нерезервированных и разнообразно резервированных СФК РЭО и РЭО ВЛА в целом по показателю надежности;

– оценка надежности СФК РЭО и РЭО ВЛА в целом по разнородной априорной и апостериор-

Рис. 4. Алгоритм методики проведения опытно-теоретических исследований

ной статистической информации, получаемой на этапах опытной и реальной эксплуатации;

– оценка надежности действий оператора при его взаимодействии с СФК РЭО и РЭО ВЛА в целом на этапах опытной и реальной эксплуатации;

– системная диагностика на этапах опытной и реальной эксплуатации и прогнозирование технического состояния РЭО и РЭО ВЛА в целом по результатам обработки разнородной априорной и апостериорной статистической информации;

– практическая работа по поиску мест отказов и неисправностей в РЭО и РЭО ВЛА в целом на этапах опытной и реальной эксплуатации;

– обоснование проведения ускоренных и комплексных испытаний РЭО и РЭО ВЛА;

– проведение неразрушающего и статистического контроля качества СФК РЭО и РЭО ВЛА в целом в условиях производства;

– системная работа по организации проведения оперативного контроля и управлении процессом функционирования РЭО и РЭО ВЛА в целом на этапах опытной и реальной эксплуатации;

– проведение системных исследований отдельных составляющих надежности (безотказность, долговечность, ремонтопригодность, сохраняемость) и их сочетаний применительно к РЭО и РЭО ВЛА в целом на этапах опытной и реальной эксплуатации;

– комплексное планирование выполнения отдельных технологических операций по изготовлению РЭО с учетом надежности, массовости применения, эргономики, живучести и т. п. с учетом функциональной ответственности РЭО ВЛА за безопасную эксплуатацию ВЛА.

Таким образом, многостадийный и многоуровневый характер процесса разработки и изготовления РЭО ВЛА, направленный на получение искомой продукции с системой качеств, обеспечивающих штатный уровень функционирования ВЛА на гарантийном сроке эксплуатации, сопряжен с использованием разнообразных методов и решения, указанных выше задач. При этом объем, детализация и глубина исследований определяется особенностей создаваемого РЭО ВЛА и его СФК, располагаемой информации о результатах эксплуатации и целей планируемых исследований.

Библиографический список

1. *Железнов И. Г., Семенов Г. П.* Комбинированная оценка характеристик сложных систем. М.: Машиностроение, 1978. 56 с.

2. *Затылкин А. В., Голушко Д. А., Лысенко А. В.* Методика исследования радиоэлектронных средств опытно-теоретическим методом на ранних этапах проектирования // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2012, № 7 (38). С. 91–95.

3. *Кочкаров А. А., Малинецкий Г. Г.* Концепция стойкости для социально-экономических и технических систем // Труды Международной конференции «Математическое моделирование социальной и экономической динамики». М.: РГСУ, 2004. С. 151–154.

4. *Кочкаров А. А., Малинецкий Г. Г.* Обеспечение стойкости сложных систем. Структурные аспекты. М.: ИПМ им. М. В.Келдыша РАН, 2005. 37 с.

5. *Кочкаров А. А., Малинецкий Г. Г.* Стойкость и обоснование стойкости сложных технических и социально-технических систем // Труды XI Международной конференции «Проблемы управления безопасностью сложных систем». Ч. 1. М.: РГГУ, 2003. С. 50–53.

6. *Лычкина Н. Н.* Имитационное моделирование экономических процессов: учеб. пособие. М.: Гос. ун-т упр., 2005. 164 с.

7. *Ренев В. А., Петрова Е. А., Токарь В. П.* Проблемы оценки эффективности сложных мехатронных систем и использования опытно-теоретического метода // Вестник Харьковского национального автомобильно-дорожного университета. 2008. № 41. С. 42–45.

8. *Федоров В. К., Сергеев Н. П., Кондрашин А. А.* Контроль и испытания в проектировании и производстве радиоэлектронных средств. М.: Техносфера, 2005. 504 с.

9. *Финкельштейн М. С.* Надежность и живучесть радиоэлектронных систем. Л: Центральный научно-исследовательский институт «Румб», 1990. 123 с.

УДК 62.52

С. Г. Бурлуцкий*
кандидат технических наук, доцент
А. О. Коленько*
аспирант
Д. А. Бобровский*
студент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ АВТОНОМНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ НА ОСНОВЕ ГЕОФИЗИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ ЗЕМЛИ

Рассмотрены проблемы создания автономных навигационных систем, а также способы их решения на основе современных тенденций.
Ключевые слова: *навигационная система, аномальное гравитационное поле, магнитное поле.*

S. G. Burlutskiy*
PhD, Tech., Associate Professor
A. O. Kolenko*
PhD Student
D. A. Bobrovskiy*
Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

PROBLEMS OF CREATING AUTONOMOUS NAVIGATION SYSTEMS BASED ON GEOPHYSICAL FIELDS OF THE EARTH

The problems of creating autonomous navigation systems, as well as ways to solve them based on modern trends, are considered.
Keywords: *navigation system, anomalous gravitational field, magnetic field*

Повсеместно используемые навигационные спутниковые системы такие как GPS и ГЛОНАСС обеспечивают высокую точность навигации, покрывают всю Землю, а также, обладают непрерывностью, но существует ряд ситуаций, когда уровень сигналов глобальных спутниковых систем ниже порогового уровня, например, в туннелях, закрытых помещениях, а также, в ситуациях, когда передача сигнала невозможна. Тем более такой способ навигации невозможен под землей, водой и на других планетах. Кроме того, такой способ навигации требует от инженеров и оборудования создания условий, связанных с мощностью сигнала, не говоря уже о возможных помехах. Современные требования к надежности и непрерывности навигации в условиях помех и недоступности сигналов от спутниковых систем требует разработку новых методов и средств повышения надежности и устойчивости навигационных систем.

Одним из путей повышения помехоустойчивости навигационных решений является создание комплексной навигационной системы с использованием корреляционно-экстремальной навигационной системы(КЭНС), работающей на аномальном гравитационном поле Земли (АГП) и на магнитном поле Земли. В его состав необходимо включить бортовую бесплатформенную инерциальную навигационную систему(БИНС) на основе данных акселерометров и гироскопов, возможно использование других датчиков, которые фиксируют текущие параметры движения ЛА и изменения АГП и МП Земли. Тем не менее считается, что пространственное распределение характеристик АГП и МП достаточно стабильно и его можно использовать для глобальной навигации.

Важнейшим свойством такой системы является стабильность во времени. Способы создания помех для БИНС, а также для бортовых датчиков АГП и МП в данный момент неизвестны.

Для оценки достижимой точности комплексной навигационной системы с использованием АГП используется математическое моделирование с использованием специальной модели. Использовались совместные измерения БИНС (с дрейфом 1,8 град/ч), гравитационных аномалий (ГА) и гравитационного градиента (ГГ). Для моделирования использовалась карта гравитационных аномалий со средним градиентом 4 мГал/км и ГГ со средним градиентом 30 этвос/км, что соответствует холмистой местности.

Для оценки перспективной точности навигации по электромагнитному полю Земли(ЭМП) проводилась для типичного района Атлантического океана размерами 250х500 км с аномалиями от –800 нТл до +1200 нТл на уровне моря. Измерения проводились с помощью системы БИНС+магнитометр. Результаты симуляций изображены на рис. 1.

На основе моделирования были получены следующие результаты:

а) при погрешности бортового гравиметра 1мГал и погрешности навигационной гравиметрической карты 0,05, 0,1 и 1 мГал навигационная ошибка составляет 380, 505, 710 метров соответственно;

б) при погрешности гравитационного градиентометра 5 Этвос, а также с погрешностью карты 1, 5, 10 Этвос ошибка навигации составляет 510, 760, 1020 метров соответственно;

в) при совместном использовании ГА и ГГ навигационная ошибка снижается примерно на 15% по сравнению с их раздельным использованием.

На основе моделирования можно сформулировать требования к измерительным параметрам гравитационного поля для обеспечения точности навигации на холмистой местности:

– для бортовых гравиметров ошибка должна составлять не более 0,5 мГал;

– для градиентометров не более 1–2 Этвос.

Для обеспечения «бесшовной» навигации система должна выдавать ошибку соизмеримую с точностью глобальных спутниковых систем или даже иметь более точные показания:

– для бортовых гравиметров погрешность составляет 0,5 мГал или меньше;

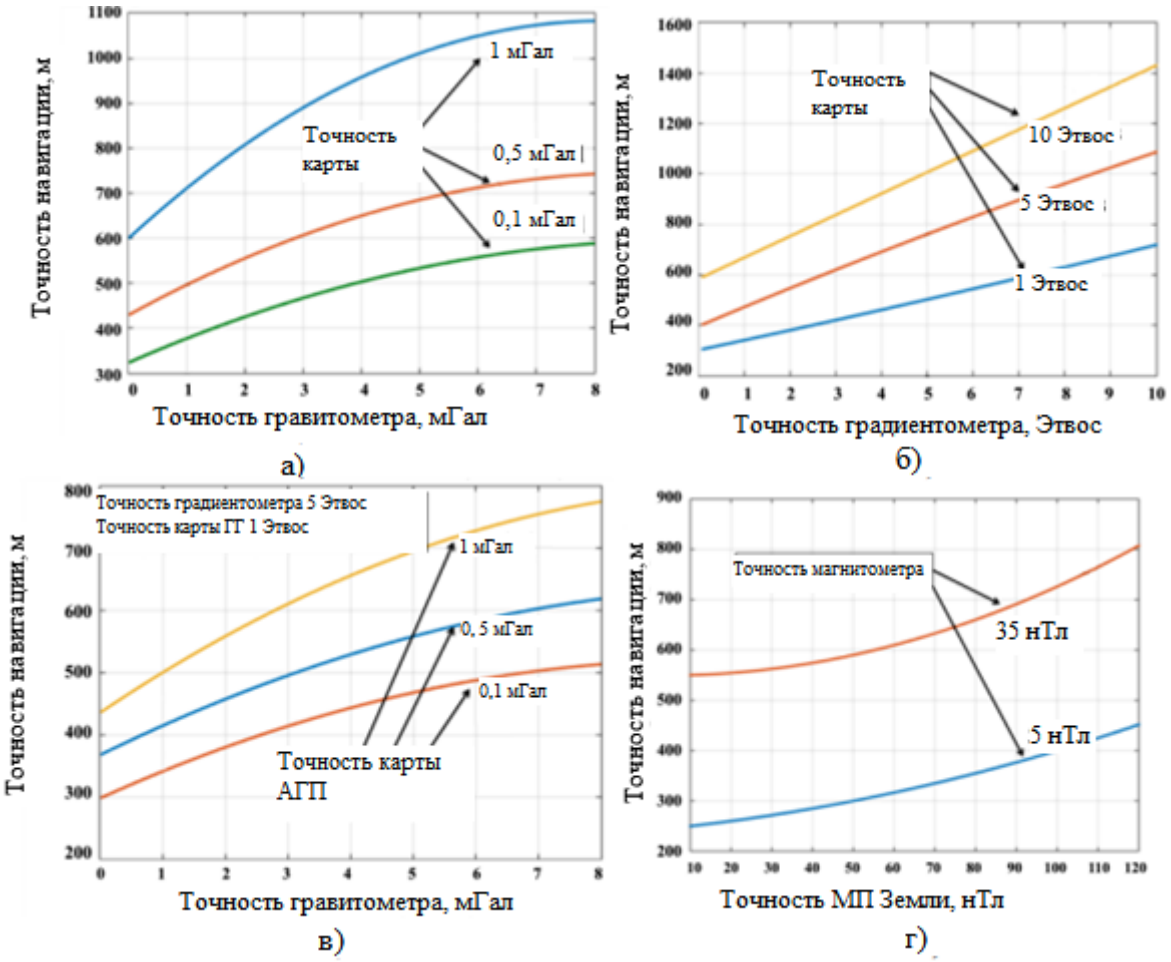


Рис. 1. Результаты моделирования

– для градиентометров погрешность должна быть не более 0,01 Этвос.

При использовании ЭМП достижимые навигационные ошибки сопоставимы с АГП и составляют сотни метров.

Проблемы создания гравиметрических и магнитометрических навигационных систем

Основные проблемы гравиметрических навигационных систем:

1. Проблема создания высокоточных карт АГП Земли, чтобы решить ее необходимо:

– увеличить степень и порядок моделей АГП для увеличения их пространственного разрешения;

– расширение парка и повышение точности наземных, морских и воздушных измерителей гравитационного поля для составления региональных и местных навигационных карт;

– создание космических градиентометров с точностью 10^{-4}–10^{-5} Этвос для составления карт удаленных районов суши и моря [1]. Сейчас этим занимаются некоторые зарубежные проекты, которые добились точности измерения градиента в 0,001 Этвос, тем не менее это позволит сделать карты с точностью порядка сотни километров [2];

– повышение точности уже имеющихся карт в 10–100 раз, что требует принципиально новой измерительной базы [3].

2. Проблема создания высокоточных бортовых датчиков АГП. Достигнутая к настоящему времени точность бортовых морских и воздушных гравиметров составляет 0,5–1,0 мГал, а точность бортовых градиентометров лишь 10–100 Этвос. Для создания «бесшовных» навигационных систем требуется повышение точности бортовых датчиков на 1-2 порядка.

Основные проблемы магнитометрических навигационных систем:

1. Проблема совершенствования глобальных моделей ЭМП. На данный момент по количеству коэффициентов разложения они уступают моделям АГП. Следует отметить, что существующая модель аномалий магнитного поля имеет точность 2 угловые минуты, что примерно соответствует 3,5 км [4]. Необходимо повышение точности.

2. Проблема регулярного обновления моделей ЭМП. Важной особенностью является изменчивости МП во времени из-за нестабильности параметров Солнца. Для учета изменений параметров используются обсерватории и магнитовариационные станции. Из-за изменчивости параметров необходимо регулярные измерения раз в 4-5 лет [5].

Парк измерителей ЭМП, в отличие от измерителей АГП, достаточно обширен. Имеются магнитометры способные изменить полную величины ЭДС, так и ее компоненты. Чувствительность существующих магнитометров находится на уровне пТл, а точность меньше 1Тл, частота измерений до 1000 Гц. Существующие магнитометры могут быть использованы для наземных, воздушных, морских и космических измерений параметров магнитного поля [6].

Заключение

Таким образом, автономная навигация, основанная на использовании гравитационного и магнитного полей Земли, является одним из наиболее эффективных направлений развития технологий сопровождения ГНС в сложных условиях. Навигационная ошибка для этих полей в настоящее время составляет сотни метров. Однако в дальнейшем возможно снижение этих ошибок при условии решения следующих задач:

– уточнение глобальных моделей АГП и ЭМП;

– создание высокоточных бортовых гравиметров и градиентометров;

– создание более точных космических градиентометров;

– повышение точности квантовых уровней на основе высокостабильных стандартов частотно-временной и высокоточной синхронизации высотной базы больших территорий (сеть «Квантовый мареограф»);

– создание гравиметрических приборов нового типа на основе сигналов ГНС;

– разработка методов оперативной подготовки навигационно-гравиметрических и навигационно-магнитометрических карт;

– планирование использования достижений наземной и космической лазерной гравитационно-волновой астрономии в гравиметрии. Создание лазерных гравитационно-волновых антенн можно считать локомотивом в развитии лазерных градиентно-метрических систем. Запас достижимой точности лазерных интерферометров составляет 5-6 порядков, что является существенным стимулом для развития оптических средств наземной и космической геодезии.

Библиографический список

1. The Gravity Recovery and Climate Experiment: Mission overview and early results / B. Tapley, S. Bettad-

pur, M. Watkins, C. Reigber // Geophysical Research Letters. 31 (9): 4. 2004. P. 320. DOI: 10.1029/2004GL019920.

2. GOCE: ESA's first earth explorer core mission / M. Drinkwater, R. Floberghagen, R. Haagmans, D. Muzi, A. Popescu // Space Science Reviews. 2003. 108. pp. 419–432. DOI: 10.1023/A:1026104216284.

3. Quantifying Global and Random Uncertainties in High Resolution Global Geomagnetic Field Models Used for Directional Drilling, SPE Drilling & Completion / D. Beggan, S. Macmillan, J. Brown, J. Grindrod, 2021. pp. 1–10. DOI: 10.2118/204038-pa.

4. *Meyer B., Chulliat A., Saltus R.* Derivation and Error Analysis of the Earth Magnetic Anomaly Grid at 2 Arc-Minute Resolution Version 3 (EMAG2v3) // Geochemistry, Geophysics, Geosystems. 2017. 18. DOI: 10.1002/2017GC007280.

5. Параметры Земли 1990. Справочный документ. М.: Военно-топографическое управление Генерального штаба Вооруженных Сил Российской Федерации, 2018. С. 67.

6. Возможности формирования единой геоцентрической системы координат / О. В. Денисенко, И. С. Сильвестров, В. Ф. Фатеев, Р. А. Давлатов // Альманах современной метрологии. 2018. № 15, С. 92–112.

7. *Бобров Д. С.* Разработка методов и средств создания навигационных гравитационных карт. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Всероссийский НИИ Физико-Технической и Радиотехники, Менделеево, 2020.

УДК 004

А. П. Григорьев*
старший преподаватель
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ОЦЕНКИ СХЕМНОЙ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Рассмотрен нейросетевой и графосемантический подходы при модернизации контрольно-проверочной аппаратуры автоматизированного сбора сообщений бортовой информационно-телеметрической системы при испытаниях изделий ракетно-космической техники. Рассмотренные подходы позволят реализовать не только контроль, но и диагностику, повысить точность оценки в реальном масштабе времени, частично разгрузить оператора от необходимости анализа результатов проверки по протоколам испытаний.
Ключевые слова: *испытания изделий ракетно-космической техники, бортовая информационно-телеметрическая система, контрольно-проверочная аппаратура автоматического сбора сообщений, семантические графы, искусственные нейронные сети.*

A. P. Grigoriev*
Senior Lecturer
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

CONSTRUCTION OF A SYSTEM FOR AUTOMATED EVALUATION OF SCHEMATIC TELEMETRY INFORMATION OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY PRODUCTS

The neural network and graphosemantic approaches to the modernization of the control and verification equipment for the automated collection of messages of the on-board information and telemetry system during testing of rocket and space technology products are considered. The considered approaches make it possible to implement not only control, but also diagnostics, improve the accuracy of the assessment in real time, partially relieve the operator from the need to analyze the results of verification according to test reports.
Keywords: *tests of rocket and space technology products, on-board information and telemetry system, control and verification equipment for automatic message collection, semantic graphs, artificial neural networks.*

Статья посвящена решению задачи по модернизации контрольно-проверочной аппаратуры автоматизированного сбора сообщений (КПА АСС) бортовой информационно-телеметрической системы (БИТС) при электро-радиотехнических испытаниях (ЭРТИ) изделий ракетно-космической техники (РКТ). Данная КПА АСС применяется для периодического контроля работоспособности датчиков и бортовой кабельной сети (БКС), входящей в состав БИТС. Необходимость модернизации обоснована нетехнологичностью и трудоемкостью анализа, полученных результатов, по распечаткам протоколов испытаний. Трудоемкость связана с длительностью расшифровки и анализа, за счет необходимости использования справочных документов. При данной организации работ, отсутствует возможность принятия оперативных решений по поиску и устранению возможных ненорм в реальном масштабе времени (РМВ), так как оператору приходится заниматься процедурой отложенной обработки данных.

Автором статьи предлагается модернизировать КПА АСС за счет возможности применения комбинированного подхода на базе искусственных нейронных сетей (ИНС) и семантических графов (СГ). Предложенный вариант предполагает консолидацию достоинств двух подходов, что обеспечит точность оценки (контроль и диагностика) в РМВ, позволит автоматизировать и интеллектуализировать анализ, а также частично разгрузить оператора от необходимости трудоемкой обработки информации по протоколам КПА АСС.

Для автоматизации и повышения эффективности обработки данных, с помощью аппарата

ИНС, выразим дискретный, аналоговый и температурный модули БИТС, а для визуализации контроля и представления структуры информации интерпретируем сеть как СГ.

Для простаты изложения основных идей данного комбинированного подхода, ограничимся детальным рассмотрением только одного дискретного коммутатора БИТС, под названием КЦ41 (рис. 1).

Представленный на рисунке выше, коммутатор состоит из 8 позиций (№) – 0…7. Каждая позиция в свою очередь представлена 8 параметрами (Имя). То есть, один КЦ позволяет подключать к телеметрической системе и оценивать до 64 цифровых параметра, полученных от сигнальных датчиков. В качестве сигнальных датчиков на борту космического аппарата (КА), в большинстве своем, применяют контактные электромеханические микропереключатели контроля подвижных элементов конструкции (ПЭК).

Далее определимся с понятием «работоспособное состояние датчика», подключаемого к тому или иному каналу КЦ41. Проблема контроля ПЭК на всех этапах испытания КА заключается в том, что элементы конструкции меняют свое положение в пространстве (отжаты/поджаты, т. е. логический 0 и логическая 1 соответственно могут менять свои значения на разных этапах испытания). Договоримся, что текущее исходное состояние определяется эксплуатационной документацией на разобранное и собранное изделие. Таким образом, это помогает определить понятия «норма/ненорма» в дискретные моменты времени на всех этапах испытания. Под понятием «норма», будем понимать исправное состояние, а под понятием «ненорма» – неисправное. Таким образом, до начала проверки на КПА АСС необходимо сформировать базу данных проверки, т. е. занести значения, соответствующие текущему исправному состоянию всех датчиков КА.

Устройство 2

Имя: КЦ41

Тип: ЛКЦ

Кол-во датч: 8

Режим: коммутатор

Результат: НОРМА

Датчики:

№	Имя	Тип	Норма	Рез-т
0	0-7	Д	11111101	11111101
1	8-15	Д	00001111	00001111
2	16-23	Д	11111111	11111111
3	24-31	Д	00000011	00000011
4	32-39	Д	11111111	11111111
5	40-47	Д	11111111	11111111
6	48-55	Д	11111111	11111111
7	56-63	Д	11111111	11111111

Рис. 1. Фрагмент протокола КПА АСС, для КЦ41

Используя текущие данные из сформированной базы, разработаем простейшую ИНС прямого распространения сигнала [1, 3, 8]. На базе персептронного нейрона (ПН) [8], каждый из которых моделирует работу одной из позиций КЦ41. Таким образом, необходимо разработать и инициализировать однослойную ИНС из 9 ПН, 8 из которых выполняют отображение позиций коммутатора, а 9-й предназначен для классификации выходного сигнала (указывает текущее состояние КЦ41, т. е. «норма/не норма»).

Отметим, что ПН (рис. 2) математически задается текущим состоянием и выходом, т. е. соотношениями (1) и (2) [3].

Текущее состояние ПН (рис. 2) определяется как:

$$s = \sum_{i=1}^{n} x_i \cdot w_i, \qquad (1)$$

где w_i – вес синапсической связи, а i=1…n соответственно; s – результирующая функция (как правило, для простоты описания она представляет собой взвешенную сумму); x_i – компонент входного вектора (входной сигнал, i=1…n), n – число входов нейрона.

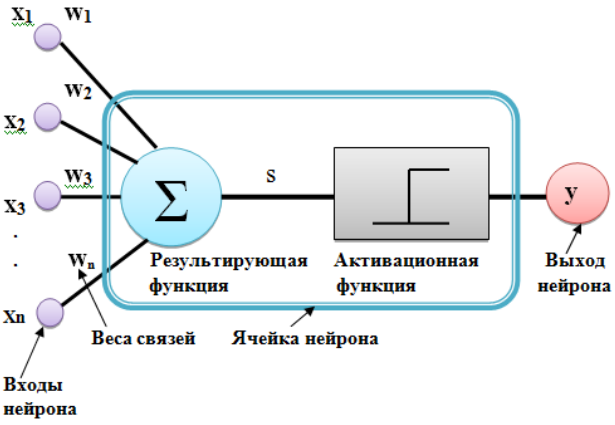


Рис. 2. Персептронный нейрон

Выход ПН определяется функцией вида:

$$y = f(s), \quad (2)$$

где y – выходной сигнал ПН; f – передаточная функция ПН (функция отклика), описываемая выражением (3):

$$y = f(s) = \begin{cases} 1, & s \geq T \\ 0, & s < T \end{cases}, \quad (3)$$

где T – пороговое значение.

Таким образом, ПН определяется параметрами w_i, и $f(s)$, а значит задав компоненты вектора x в качестве входов, ПН в результате обработки на выходе некоторое число y [8].

Выбрав архитектуру сети, отвечающую описанной задаче, необходимо в процессе обучения найти оптимальные значения всех весов синаптических связей [1, 3, 7, 8].

В модели ПН используется пороговая активационная функция (рис. 2), каждому нейрону присваивается свой эталонный порог срабатывания T. Эталонные состояния по всем параметрам, выдаваемым датчиками, на момент испытания, известны.

Исходя из вышесказанного, появляется возможность представить ИНС на ПН в виде эталонного СГ [4], что позволит придать информации структурированную организацию с возможностью математической интерпретации и визуализации [2].

При таком варианте интерпретации, вершинами СГ являются параметры датчиков, которым будут соответствовать определенные нейроны сети, а ребра СГ рассматриваются как входные и выходные связи ПН.

Контроль и диагностика посредством модернизированного КПА АСС осуществляется следующим образом (рис. 3). По результатам контроля КЦ41, КПА АСС формирует фактическую матрицу, состоящую из бинарных элементов (рис. 1, столбец «Рез-т») и подает ее на вход обученной ИНС (размещается в виде программы на персональном компьютере из состава КПА АСС) для реализации процедуры контроля (норма/ненорма). Разработанная ИНС на базе ПН, анализирует полученную информацию (фактическую бинарную матрицу на выходе), сравнивает ее с эталонной бинарной матрицей (соответствующей состоянию норма по всем позициям коммутатора) КЦ41 и выдает заключение о работоспособности как всего коммутатора в целом, так и отдельных его позиций. При наличии любых отклонений в работе коммутатора (по любым из позиций), запускается процедура диагностики. Диагностика реализуется за счет анализа элементов матрицы связности (МС) обученной сети [8]. Матрица МС характеризует силу и наличие связи между нейронами сети. Синаптические связи ПН могут быть 2 типов: торможение сигнала «-1» (сигнал не проходит по синапсу) и возбуждение сигнала «1» (прохождение сигнала по синапсу). Выход ПН представлен бинарным вектором состояния, принимающим значение «0» или «1». Так как веса и выходы каждого ПН сети взаимнооднозначно соотнесены с вершинами и ребрами эталонного СГ, то по весу любого нейрона или по весовому коэффициенту его синапсической связи в МС точно определяется позиции КЦ41 и параметр по которому получена «не норма» (см. рис. 3).

Данный подход в итоге соотносит информацию от ИНС и СГ с испытательной эксплуатационной документацией, представленной в электронном виде, а эти документы в свою очередь позволяют дать оператору КПА АСС разъяснения или рекомендации за счет обращения к определенному разделу документа. По разности эталонной матрицы ИНС (рис. 1, столбец «Норма») и МС, строится диагностическая разностная матрица, а по ее значениям – диагностический разностный СГ, на базе которых решается задача диагностики (локализация «не норм»).

Так как ИНС в данном случае реализована программно, то для ее моделирования целесообразно воспользоваться средствами традиционных объектно-ориентированных языков программирования, таких как Java [9] или C++ [5]. Первый язык является предпочтительным, так как позволяет использовать все современные средства и технологии для интеграции полученных моделей ИНС в разнообразные прикладные системы и подключать к ним такие ресурсы как базы данных, электронные документы и т. п.

В заключении стоит отметить, что был рассмотрен наиболее простой пример, базирующийся на интеллектуальной комбинированной обработке (средствами ИНС и СГ) показаний цифрового локального коммутатора КЦ41 из состава БИТС. Данный коммутатор служит для подключения дискретных сигнальных датчиков, которые могут находиться только в двух состояниях (0 или 1). Для решения аналогичной задачи по анализу информации с аналогового локального коммутатора (подключаются датчики тока, напряжения, давления, терморезистивные преобразователи и пр.), уже потребуется более сложная ИНС, так как в данном случае понятие «норма» определяется не дискретным значением 0 и 1, а полем допуска телеметрического параметра. Данное поле допуска должно быть реализовано уже двумя ПН с пороговыми

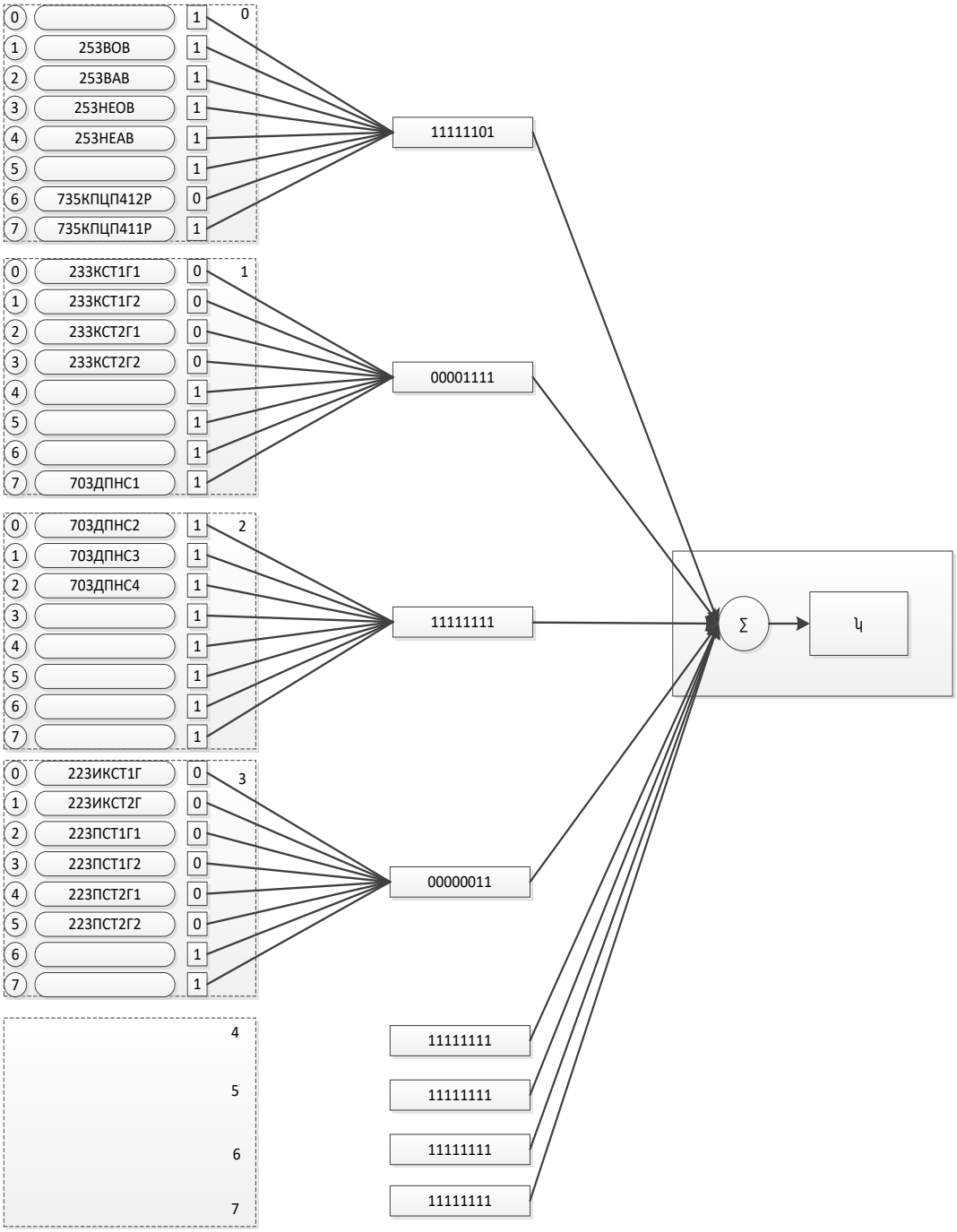


Рис. 3. Аппарат ИНС и СГ, реализующий контроль и диагностику работы 4 ветви БСТИ на примере цифрового коммутатора

активационными функциями, первая определит нижнюю границу, за которую не должен выходить параметр при состоянии «норма», а вторая – верхнюю границу, соответственно. Таким образом, очевидно, что, размерность сети возрастает в два раза и, как следствие, процедуры обучения и отладки становятся более трудоемкими.

Библиографический список

1. *Галушкин А. И.* Теория нейронных сетей: учеб. пособие для вузов. Кн. 1 / Под ред. А. И. Галушкина. М.: ИПРЖР, 2000. 416 с.

2. *Касьянов В. Н., Евстигнеев В. А.* Графы в программировании: обработка, визуализация и применение. СПб.: БХВ-Петербург, 2003. 1104 с.

3. *Короткин А. А.* Математические модели искусственных нейронных сетей: учеб. пособие. Ярославль, 2000.

4. *Лаптев В. В.* Модель предметной области и оценка ее сложности в обучающей системе по программированию // Вестник АГТУ. Сер.: Управление, вычислительная техника и информатика. 2010. № 2.

5. *Подбельский В. В.* Язык Си: учеб. пособие. 5-е изд. М.: Финансы и статистика, 2003. 560.

6. *Поспелов Г. С.* Искусственный интеллект – основа новой информационной технологии. М.: Наука, 1988. 280 с.

7. *Сивохин А. В., Лушников А. А., Шибанов С. В.*. Искусственные нейронные сети: лабораторный практикум. Пенза, 2004.

8. *Хайкин С.* Нейронные сети: полный курс. 2-е изд.: Пер. с англ. М.: Вильямс, 2006. 1103 с.

9. *James L.* Weaver JavaFX Script: Dynamic Java Scripting for Rich Internet / Client-side Applications. APress, 2007. 218 p.

УДК 629.78+681.33

А. П. Григорьев*
старший преподаватель
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

СОВРЕМЕННЫЕ ИМИТАЦИОННЫЕ СТЕНДЫ И КОСМИЧЕСКИЕ ТРЕНАЖЕРЫ

Приводится обзор современных космических тренажеров, стендов виртуальной космической реальности и имитаторов космического пространства. Рассмотрены частные задачи по навигационно-баллистическому обеспечению пилотируемого космического полета и проблемы, связанные с подготовкой к решению данных задач членами экипажа космического аппарата. Рассмотрены модели, алгоритмы и процедуры взаимодействия на базе аппарата мультиагентных систем и искусственных нейронных сетей, что потенциально позволит разрабатывать обучающую среду для современных тренажерно-обучающих систем.
Ключевые слова: *имитационные стенды, космические тренажеры, стенды виртуальной космической реальности, имитаторы космического пространства, мультиагентные системы, искусственные нейронные сети.*

A. P. Grigoriev*
Senior Lecturer
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

MODERN SIMULATION STANDS AND SPACE SIMULATORS

An overview of modern space simulators, virtual space reality stands and space simulators is given. The particular tasks of navigation and ballistic support of a manned space flight and the problems associated with the preparation for solving these tasks by members of the spacecraft crew are considered. Models, algorithms and procedures of interaction based on the apparatus of multi-agent systems and artificial neural networks are considered, which will potentially allow developing a training environment for modern simulator-training systems.
Keywords: *simulation stands, space simulators, virtual space reality stands, space simulators, multi-agent systems, artificial neural networks.*

В настоящее время в России и за рубежом активно приступили к разработке проектов пилотируемых миссий к Луне, Марсу и ряду других планет Солнечной системы, для реализации которых требуется использовать автономные средства навигации из класса систем счисления пути (ССП). Одновременное использование на борту космического аппарата (КА) ССП, к примеру, бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) с наиболее точными позиционными системами (ПС), такими как спутниковые навигационные системы (СНС) или же автономными автоматическими астрокомпасами (астропеленгаторами), позволяет решать на борту все навигационные задачи с требуемым качеством и в реальном масштабе времени (РМВ). Так как пилотируемый полет связан с привлечением членов экипажа к решению ряда практических задач, то велика вероятность появления необходимости работать с оптическими приборами (секстант, октант) и различными навигационными системами.

Для автоматизации подготовки космонавтов, распараллеливания работы с ними, устранения разрыва между теоретическим и практическими этапами подготовки, а также разгрузки инструкторов, целесообразно применять различные космические тренажеры (процедурных, специализированных, комплексных). Также применение тренажеров позволяет снизить себестоимость тренировочных полетов, нивелировать потенциальные опасности, возникающие при эксплуатации учебно-тренировочных КА.

Рассмотрим некоторые основные элементы тренажерного обеспечения российского центра подготовки космонавтов.

Первое с чего стоит начать, это стенд подготовки экипажей международной космической станции (МКС), реализованный средствами виртуальной реальности (основные элементы реализованы средствами персональных компьютеров). В состав стенда входит: автоматизированное рабочее место (АРМ) курсанта; АРМ инструктора; автономный сервер, отвечающий за моделирование; автономный информирующий сервер (для выдачи различной потребной справочной информации).

Элементы виртуальной реальности предназначены для имитации перемещения курсанта в пространстве МКС с шестью степенями свободы (как в интерьере, так и в экстерьере станции), космонавт может работать, с отдельными объектами или их связкой. В зависимости от целей подготовки может быть загружен или внешний вид или внутренний интерьер этих объектов.

Экспертами отмечается, что виртуальный мир МКС построенный с применением компьютеров отличается высочайшей детализацией. Таким образом, в процессе обучения курсантов, появляется возможность обеспечить распознаваемость элементов и объектов МКС.

Для повышения быстродействия, разработчиками виртуальной МКС был предложен оригинальный вариант построения изображений интерьера и экстерьера станции. В зависимости от дистанции обзора или требований по детализации, каждому курсанту из базы данных имитатора загружается определенный объект и при необходимости рассмотрения более конкретных деталей, они динамически подгружаются. Технология виртуальной реальности, используемая в интерактивной МКС, позволяет построить любые объекты с заданной детализацией и работать с ними на обычных компьютерах и АРМ. С помощью средств дополненной виртуальной реальности можно реализовать тактильный контакт с курсантом, что позволит повысить степень вовлеченности в обучающий процесс.

Основные задачи, решаемые стендом:

– Моделирование бортовых систем МКС (только российский сегмент).

– Виртуальная экскурсия по МКС с возможностью перемещения и интерактивного взаимодействия с внешним и внутренним интерьером станции.

– Интерактивная поддержка курсанта, с возможностью оперативного выведения потребной информации по блокам, приборам или системам в целом.

– Отработка слаженности работы и элементов группового взаимодействия членов экипажа.

На интерактивных интенсивах курсанты разбиваются на подгруппы и на различных стадиях обучения изучают, где и какая аппаратура размещена на МКС, ознакамливаются с теорией по конструкции станции, эксплуатации и ремонту бортовой аппаратуры, приборов и систем, принципы построения и работы бортовых систем.

Основная задача интенсива сформировать умение ориентироваться на МКС, знать досконально ее конструкцию, выработать устойчивые навыки эксплуатации бортовых систем, уметь пользоваться бортовой аппаратурой в штатных и нештатных ситуациях.

Не меньшей популярностью в обучении пользуется созданный на базе космического планетария астронавигационный функционально-моделирующий стенд (АФМС). В его состав АФМС входят: планетарий; управляющий тренировкой компьютер; отсек экипажа с имитаторами отечественных приборов и систем КА.

Планетарий, за счет внушительных размеров астрозала, способен досконально представить для наблюдателя примерно 9000 звезд. Таким образом, имитируется практически любой участок звездного неба, что немаловажно при моделировании космического полета. Дополнительно АФМС используется инструкторами для подготовки экипажей пилотируемых КА к полету. База стенда позволяет реализовать виртуальный полет на КА различных конструкций и даже менять состояние созвездий (взаимное положение и скорости) встроенным имитатором заиллюминаторной обстановки. По завершении виртуального полета, инструктор оценивает качество решения экипажем астронавигационной задачи. Характеристики АФМС позволяют изменять угловые скорости вращения звездной сферы с точностью в 12 мин. и задавать силы свечения звезд, что также позволяет курсантам отработать методики определения координат по астраориентирам с использованием секстантов и октантов. В основу обучения опознаванию звездного неба положены три принципа, которые курсанты должны освоить при занятии на тренажере: выделение на звездном небе созвездий и их характерных признаков; определение своеобразия образов созвездий; запоминание и умение применять мнемонические правила для фиксации расположения созвездий и звезд вокруг опознаваемых созвездий.

Курсант в рамках работы с АФМС, должен сначала запомнить классификационные признаки основных созвездий, отличать степень их свечения и своеобразие, а в дальнейшем безошибочно по указанию инструктора находить не менее 25 созвездий. Отметим, что АФМС может быть использован не только для подготовки курсантов и экипажей пилотируемых КА, но и для проведения различных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР).

Центр подготовки космонавтов имени Ю. А. Гагарина существует подготовку курсантов по навигационно-баллистическому обеспечению полета с непосредственным применением широкой номенклатуры космических тренажеров. Основными целями подготовки являются:

1) приобретение прочных знаний космической навигации, методов и средств ориентации, пилотируемых КА;

2) формирование умений и навыков решения конкретных профильных практических задач космической навигации с помощью бортовой аппаратуры КА;

3) выработка умений и навыков эксплуатации бортовой аппаратуры КА в штатной и чрезвычайной ситуации.

Для учета на тренажерном этапе обучения индивидуальных типологических и психофизиологических характеристик, а также уровня профессиональной подготовки, помятуя о дефиците времени преподавателей целесообразно рассмотреть потенциальную возможность применения аппарата мультиагентных систем (МАС) и построения на их базе адаптивных компьютерных тренажеров (преимущественно процедурных).

Использование подхода на базе МАС при проектировании компьютерных космических тренажеров позволяет разрабатывать и исследовать адаптивные обучающие среды, соответствующие действующим стандартам подготовки космонавтов. Аппаратом МАС вводится базовое понятие агента. Это некая адаптивная программа, или программа с зачатками искусственного интеллекта, способная к обработке данных, управлению обучением и реализующая взаимодействие с внешним миром за счет работы с пользователем. Если программа реализует адаптивное и/или интеллектуальное управление обучением, то ее принято называть «интеллектуальным агентом». Один из потенциально возможных вариантов организации МАС приведен на рис. 1. Курсант,

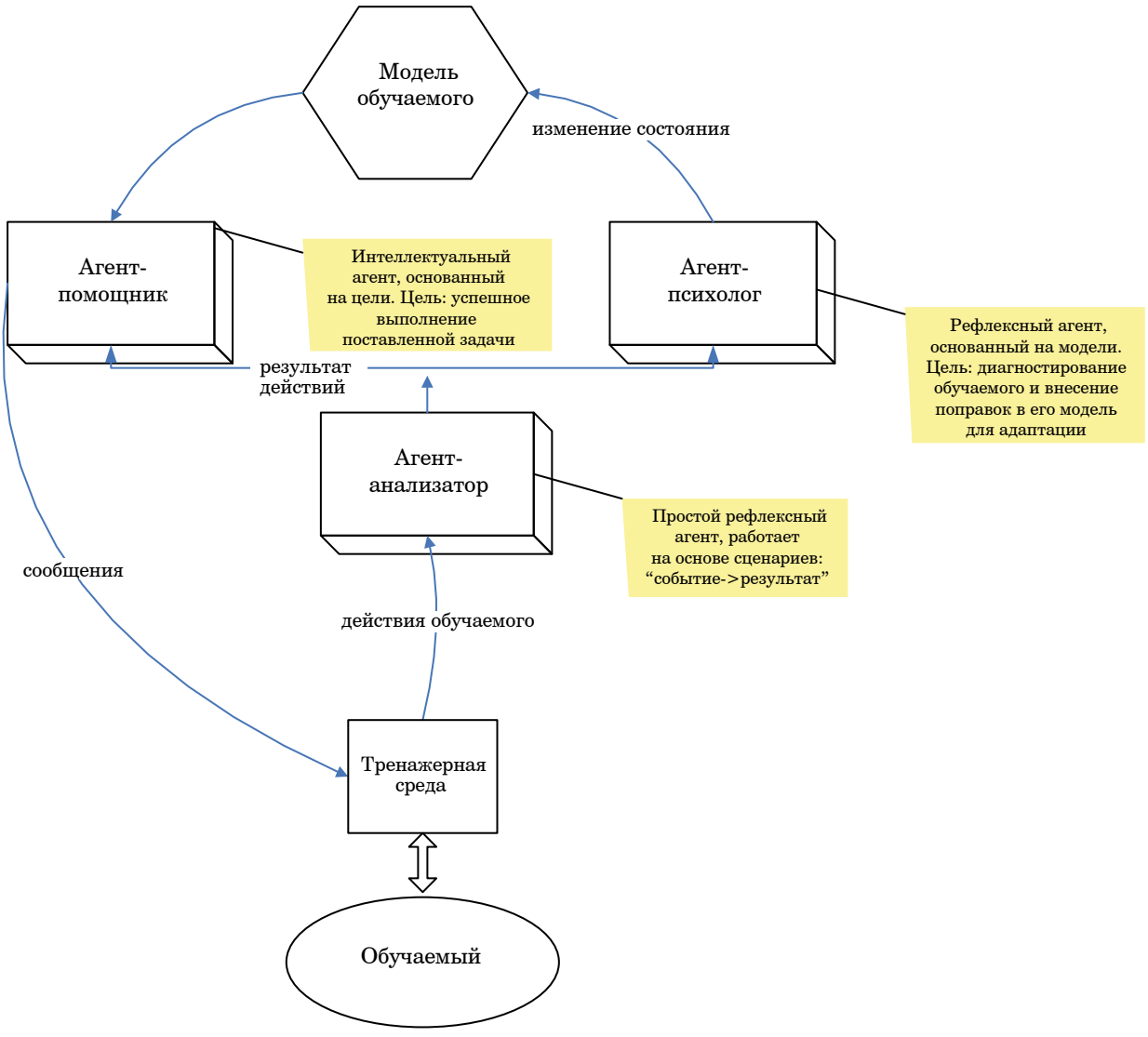


Рис. 1. Вариант организации МАС

взаимодействует с тренажерной средой, например, управляет оборудованием и работает с приборами (регистрирует показания, детектирует значения и пр.). Модель такого абстрактного курсанта выражается набором характеристик (как правило, интеллектуальных и реже психофизиологических) измеряемых во время его работы с МАС.

В результате определяется: степень усвоения знаний (или формирования умений и навыков по предметной области), а также методов (правил) обработки этого набора. Эти правила вызывают непосредственное оперативное изменение математической модели обучаемого по тем или иным итогам его работы с МАС.

Математическая модель обучаемого (курсанта) строится на следующих данных: о цели обучения, ее потенциальной достижимости и текущем уровне приближения к ней; о текущем уровне подготовки обучаемого (наличие требуемых знаний, умений, навыков и компетенции) в рамках предметной области дисциплины (учитывается степень обученности и ее динамика в реальном масштабе времени); об особенностях представления курсанту порций обучающей информации, исходя из особенностей его восприятия (визуал, аудиал, кинестетик) и адаптивных тестовых заданий (варьирующихся по уровню сложности исходя из текущего уровня подготовки курсанта); об алгоритмах и правилах изменения модели обучаемого по результатам обучения. Агенту-анализатору в реальном масштабе времени передается вся потребная информация о работе обучаемого с тренажерно-обучающей системой.

Агент, обработав информацию, выделяет, только те данные, которые являются ключевыми для достижения поставленной цели обучения. Функционирование агента-анализатора представляется набором правил, а сгенерированные им события передаются для обработки агенту-психологу. Основная задача данного агента заключается в установлении уровня стресса обучаемого и в создании ему максимально комфортных условий психофизиологической поддержки. Еще одна программа (Агент-помощник) по результатам обработки модели обучаемого и текущих событий тренажерно-обучающей среды, принимает решение об изменении уровня сложности (повышении или понижении). Модели действий обучаемого при этом выражается в виде дерева принятия решений (рис. 2).

Для примера рассмотрим решение курсантом задачи коррекции БИНС по показаниям оптического визира 240К (ВП-2) и зададим с помощью преподавателей-экспертов для корректной работы агентов-анализаторов ряд правил, представленных в табл. 1.

Опишем поведение всех агентов МАС при анализе и выполнении условий. Агент-психолог анализирует текущее психофизиологическое и эмоциональное состояние курсанта, определяет текущий уровень обученности курсанта. По результатам анализа, агент может модернизировать модель обучаемого (изменять сложность или снижать уровень тревоги позволяя обучаемому получить дополнительные время или попытки при решении задачи).

Агент-помощник отвечает за «сложностную» адаптацию и выдачу справочной информации для обучаемых разных уровней обученности.

К сожалению, в настоящее время технико-экономические показатели аэрокосмических ВУЗов России не позволяют использовать в обучающем процессе, рассмотренные ранее дорогостоящие тренажеры и имитационные стенды. Таким образом, обучающим заведениям целесообразно разрабатывать имитаторы и/или процедурные космические тренажеры для организации учебного процесса самостоятельно и ориентироваться преимущественно на имитационные возможности современных персональных компьютеров доступных для приобретения.

Попытаемся четко сформулировать назначение учебного имитатора. Очевидно, что основная его задача, заключается в использовании при постановке лабораторных работ по предмету «Авиационные тренажеры» руководящего плана дисциплины кафедры № 11 ГУАП.

Анализирую существующие алгоритмы распознавания участков звездного неба ряд авторов в работах [2, 3, 4] выделили наиболее эффективные подходы: геометрические, графовые, пирамидальный алгоритм Мортари, SLA-методика, сеточные алгоритмы и т. д. Тем не менее, описанные классические методы, обладают рядом недостатков:

1. Требуется осуществлять нетривиальную и трудоемкую предварительную обработку изображений, что в свою очередь приводит к инерционности в работе данных алгоритмов. Чем больше количество элементарных операций и чем сложнее алгоритм, тем меньше вероятности реализовать его в реальном масштабе времени без процедур отложенной обработки.

2. Отсутствие общего подхода и идеологии в обработке, существенно усложняет применение отработанного алгоритмического и программного обеспечения.

Учитывая описанные проблемные аспекты организации процессов распознавания с помощью классических методов, автор статьи предлагает рассмотреть потенциальную возмож-

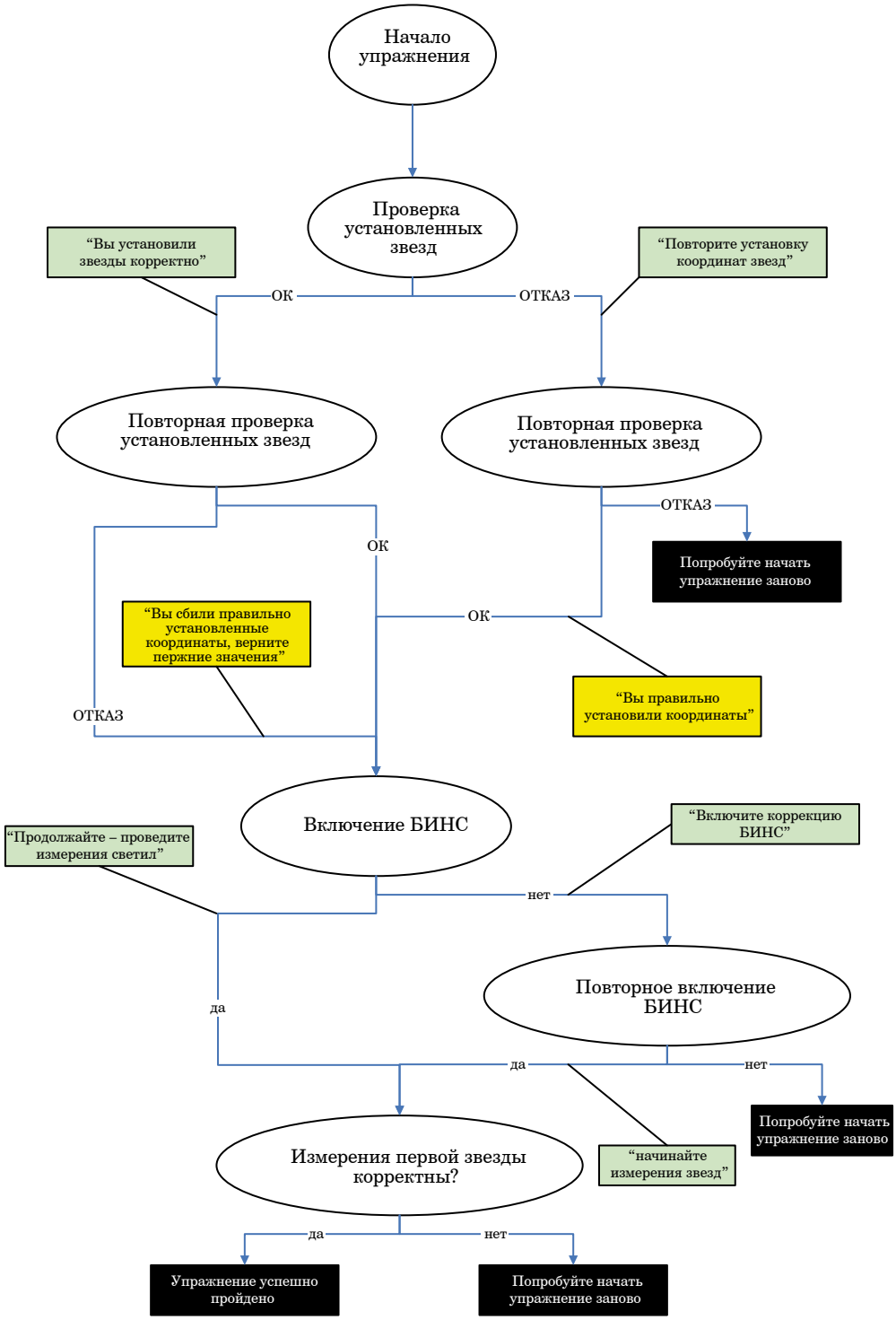


Рис. 2. Пример дерева принятия решений для обучаемого в задаче полета на ориентир

ность решения в рамках теории мягких вычислений.

Данный подход эффективен при распознавании и детектировании элементов изображения, так как использует различные нейросети (персептроннные, статические, рекуррентные, радиально-базисные и др. [6]), но, применение данных архитектур зачастую не эффективно [1].

Целесообразнее для решения данной задачи использовать, специальные сверточные искусственные нейронные сети (ССИНС) [7], так как это позволит исключить трудоемкую предобра-

Таблица 1

Экспертные правила работы агентов-анализаторов

Условие	Выводимое сообщение при выполнении заданного условия
Время выполнения действия 50 с., астрокоординаты введены	«Установка звезд прошла успешно ОК»
Время выполнения действия 50 с., астрокоординаты не введены	«Установка звезд прошла с ошибкой ОТКАЗ»
Время выполнения действия 60 с., астрокоординаты введены или изменены	«Вторичная установка звезд прошла с ошибкой ОТКАЗ»
Время выполнения действия более 60 с., астрокоординаты установлены	«Вторичная установка звезд прошла успешно ОК»
Время выполнения действия 70 с., включен режим «Коррекция БИНС»	«Установка БИНС прошла успешно ОК»
Время выполнения действия 70 с., не включен режим «Коррекция БИНС»	«Установка БИНС прошла с ошибкой ОТКАЗ»
Время выполнения действия 80 с., не включен режим «Коррекция БИНС»	«Вторичная установка БИНС прошла с ошибкой ОТКАЗ»
Время выполнения действия 120 с., измерения первого астроориентира корректны	«Выполнение измерения первого астроориентира прошли успешно ОК»
Время выполнения действия 120 с. измерения первого астроориентира некорректны или отсутствуют	«Выполнение измерения первого астроориентира прошли с ошибкой ОТКАЗ»

ботку информации [3], обеспечить эффективность и практически стопроцентную достоверность [7], а также обеспечить устойчивость к искажениям входных изображений [7]. Вопросы построения и обучения ССИНС, подробно рассмотрены в [1].

Автором статьи, в учебном имитаторе астрономической навигационной системы, предлагается использовать эффективный математический аппарата распознавания и детектирования на базе шестислойной ССИНС. На вход сети поступают изображения и «попиксельно» обрабатываются на предмет наличия опорного ориентира на снимке или его отсутствия (признак детектирования). При решении классификационной задачи такого рода, на выходе ССИНС достаточно с единственного нейронаклассификатора получить одно из двух значении (–1 – отсутствие объекта на изображении, а 1 – его присутствие).

В качестве активационных функций в сетях данного типа рекомендуют использовать гладкие S-образные, т. е. гиперболический тангенс [6]. Это обусловлено существенным упрощением процедуры организации обучения [1]. Обучение данной сети [6] осуществляется на тех же принципах, что и обучение классических ИНС, т. е. по «Методу обучения с учителем» на базе алгоритма с обратным распространением ошибки. Данный алгоритм обучения предполагает подачу на вход сети побитного изображения и вычисление отклика на выходе, при этом на каждой итерации обучения веса синаптических связей принимают такие значения, чтобы на последующем шаге выход сети давал все более и более точный отклик.

На первом шаге обучения, когда ССИНС еще не настроена и ее веса инициализированы случайным образом, отклик сети далек от эталонного. Но по мере предъявления обучающих изображений, сеть уже вместо случайных значений на своем выходе, будет формировать сигнал близкий к эталонному. Функция ошибки сети, есть не что иное как разность между текущим выходом сети и идеальным, к которому требуется стремиться с заданной точностью и за конечное число циклов обучения.

Критерий качества обучения ССИНС предполагает последовательное уменьшение величины функции ошибки, что достигается настройкой всех межнейронных связей. Для обучения используется учебный набор изображений небесной сферы, полученный из различных источников. Обучающие выборки должны быть качественно подготовлены, максимально приближены к естественным характеристикам звездных тел, в противном случае эффективность работы сети существенным образом упадет. Таким образом, категорически не рекомендуется при обучении сети использовать изображения высокого качества, также не следует нормализовывать изображения и парировать краевые эффекты. Тем не менее, для создания требуемого количества обучающих изображений, допускается применять отражение и вращение.

Таким образом, космический компьютерный процедурный тренажер реализуется аппаратом

ССИНС на базе языка программирования С [1]. Обработки изображения предполагает осмотр звездного неба и выделение опорных ориентиров, по которым в дальнейшем производится космическая навигация. Таким образом, ССИНС фактически имитирует работу астродатчика или блока определения координат звезд.

Анализируя подходы к проектированию тренажеров таких известных предприятий как ОКБ «Электроавтоматика», ЗАО «Транзас» и прочих, очевидно, что компьютерный космический тренажер на базе ССИНС имеет следующие преимущества:

– отсутствие затрат на приобретение реального приборного оборудования;

– гибкость и расширяемость, оперативная перенастраиваемость для решения широкого спектра смежных задач;

– универсальность (использование в других читаемых дисциплинах).

У рассмотренного тренажера присутствуют и недостатки:

– достоверность работы ССИНС напрямую зависит от поиска оптимальной топологии и реализации качественного обучения на качественной и объемной обучающей выборке;

– выбор топологии сети – это не описан и представляет собой сложную, длительную эмпирическая процедуру.

Подводя некоторые итоги, отметим, что применение тренажерно-обучающих систем существенно повышает эффективность и интенсифицирует обучение на всех этапах, но ввиду высокой себестоимости изготовления повсеместное внедрение в обучающий процесс аэрокосмических вузов специализированных, комплексных и тактических тренажеров – невозможно. Тем не менее, благодаря описанным в статье подходам на базе МАС и ССИНС появляется возможность разрабатывать процедурные компьютерные тренажеры, которые могут быть эффективно использованы в обучающем процессе.

Библиографический список

1. *Григорьев А. П.* Имитатор астрономической навигационной системы на базе специальных искусственных нейронных сетей: сб. докл. Научной сессии ГУАП. СПб. 2013.

2. *Кружилов И. С., Шамаева О. Ю.* Алгоритм селекции звезд по постоянству угловых расстояний // Программные продукты и системы. 2009. № 3. С. 82–84. ISSN 0236-235X.

3. *Кружилов И. С.* Алгоритм распознавания звезд в задаче астронавигации // Труды международной научно-технической конференции «Информационные средства и технологии». Т. 2. М.: Янус-К, 2005. С. 28–30.

4. *Кружилов И. С.* Селекция звезд по скоростям в алгоритме астронавигации // Системы управления и информационные технологии. 2009. № 3. С. 55–58. ISSN 1729-5068.

5. *Митина А. А.* Некоторые вопросы подготовки космонавтов по навигационно-баллистическому обеспечению космического полета // Научные чтения памяти К. Э. Циолковского. Калуга. Россия. 2006.

6. *Хайкин С.* Нейронные сети: полный курс. 2-е изд.: Пер. с англ. М.: Вильямс, 2006. 1103 с.

7. *LeCun Y., Bengio Y.* Convolutional Networks for Images, Speech, and Time-Series, in Arbib, M.A. (Eds). The Handbook of Brain Theory and Neural Networks. MIT Press, 1995.

УДК 629.039.58:614.875

А. П. Григорьев*
старший преподаватель
С. Г. Бурлуцкий*
кандидат технических наук, доцент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ОБЗОР МЕТОДОВ ЗАЩИТЫ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ РАДИАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ

В статье рассматриваются виды и состав ионизирующего излучения космического пространства, его влияние на бортовую аппаратуру космического аппарата, а также возможные способы защиты от негативных эффектов.
Ключевые слова: *ионизирующее излучение космического пространства, радиационные пояса Земли, солнечные космические лучи, галактические космические лучи, методы защиты бортовой аппаратуры космического аппарата от радиационных факторов.*

A. P. Grigoriev*
Senior Lecturer
S. G. Burlutskiy*
PhD, Tech., Associate Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

REVIEW OF METHODS OF PROTECTING ON-BOARD EQUIPMENT OF SPACECRAFT FROM RADIATION FACTORS

The article discusses the types and composition of the ionizing radiation of outer space, its effect on the onboard equipment of the spacecraft and possible ways of protecting against negative effects.
Keywords: *ionizing radiation of outer space, radiation belts of the Earth, solar cosmic rays, galactic cosmic rays, methods of protecting spacecraft onboard equipment from radiation factors.*

Развитие космической отрасли ведет к изучению дальнего космоса, организации пилотируемых полетов к Луне, Марсу, а также к более отдаленным космическим объектам. В большинстве своем срок активного существования космического аппарата (КА) зависит от радиационной стойкости бортовой аппаратуры (БА), также необходимо учитывать, что при освоении дальнего космоса дозовые эффекты будут носить интегральный характер.

Воздействие полей ионизирующих излучений космического пространства (ИИКП) провоцирует отказ БА за счет поражения ее электронной компонентной базы (ЭКБ).

Проанализировав работы [1, 2, 3, 4, 5], авторами статьи предлагается разделить ИИКП на естественные и искусственные. На рис. 1 представлена оригинальная авторская классификация этих факторов, учитывающая влияние вторичного излучения («выбивание» частиц из кристаллических решеток защитных корпусов БА), а также тормозного излучения, возникающего внутри и в непосредственной близости от естественных радиационных поясов Земли (ЕРПЗ) за счет столкновения заряженных частиц (протоны и электроны).

Основными источниками ИИ в космическом пространстве являются [2]:

1. Солнечные (СКЛ) и галактические (ГКЛ) космические лучи.

2. Электроны и протоны ЕРПЗ.

На сегодняшний день, проанализировав работы [6, 7, 8, 9], установлено, что проблема защиты ЭКБ БА от ИИКП решается несколькими методами: конструктивный; схемотехнический; технологический либо их комбинированием.

1. Конструктивный метод защиты является одним из наиболее часто используемых и предполагает применение корпусов [9] с интегрированными в них радиационно-защитными экранами. Интегрированная радиационная защита дает возможность значительно повысить предельную дозу ионизующего излучения

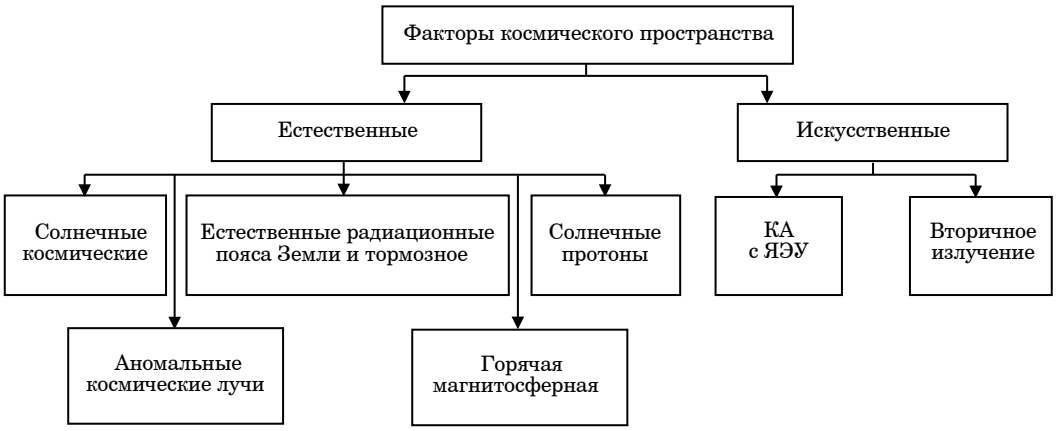


Рис. 1. Классификация радиационных факторов космического пространства

(ИИ), которую может выдержать ЭКБ той или иной БА. Для создания защитных экранов используются материалы, состоящие как минимум из двух слоев металлов с различными атомными номерами *Z*. Объединение в одной гетерогенной структуре веществ с малым и большим *Z* создает условия для многократного отражения частиц и гамма-квантов от поверхностей контакта разных слоев. Такая структура представляет собой некую ловушку для ИИ. Ее изготовление связано с большими технологическими и техническими нюансами.

К примеру, для реализации патента [10] «метод защиты от заряженных частиц космической радиации (патент РФ №2406661 опубликован 20.12.2010)», необходимо создать защитное статическое электрическое или магнитное поле между двумя вложенными друг в друга несоприкасающимися замкнутыми поверхностями. Пространство между поверхностями заполнено материалом для поглощения заряженных частиц, например, жидкий водород, вода или полиэтилен. Конструкция такой защиты может быть создана исключительно возле КА, ограничивающего внутреннюю поверхность композиционных [6] материалов на алюминиевой или полимерной основе с разными наполнителями, хорошо поглощающими ИИ. Поэтому их использование в роли экранов для радиационной защиты БА является современной тенденцией конструирования БА в космической отрасли, при условии решения задач электромагнитной и электростатической совместимости.

Использование для защиты особо чувствительной к радиации ЭКБ (микроконтроллеры, процессоры, память, ПЗС-матрицы и пр.) стандартных конструкционных материалов не всегда дает должный результат, и БА будет так же уязвима для ИИКП, поэтому для такой ЭКБ целесообразно использовать метод локальной защиты.

Локальная защита представляет собой дополнительный экран, который предназначен для защиты критичных элементов БА. Данное решение не дает ощутимого увеличения массы или габаритов блоков КА, поэтому оно является одним из самых эффективных и экономичных для обеспечения радиационной защиты интегральных микросхем (ИМС). Также перспективным направлением развития методов локальной защиты ИМС является создание новых типов корпусов [9] с интегрированными в них экранами радиационной защиты (ЭРЗ) [11].

Локальное экранирование ИМС предложено в 1979 году, а исследования, подтверждающие его эффективность, проведены в 80-х годах в США.

Результат воздействия радиации на элементы и БА зависит от типа излучения, энергии, интенсивности и проникающей способности первичных и вторичных частиц в объеме вещества. Отметим, что ЭРЗ эффективны для защиты ЭКБ от воздействия мягкой компоненты ИИКП (электронов, протонов), которая проникает неглубоко в вещество, но такая защита менее эффективна от ИИ с более высокой проникающей способностью (рентгеновское излучение, гамма-излучение, тяжелые заряженные частицы (ТЗЧ) и др.).

В 2014 году компания «ТЕСТПРИБОР» (г. Москва) проводила исследования в рамках создания оригинальной конструкции корпусов [9] с интегрированными ЭРЗ [9]. Для проведения исследований изготовили образцы ЭРЗ в виде пластинок разной толщины на основе чистых металлов, таких как: вольфрам, тантал, медь и алюминий; композитов W-Cu [6]; сплавов Bi-Al и Fe-Ni-Co (29НК), а также керамики

Al_2O_3, которые были протестированы для электронов и протонов ЕРПЗ на специальных установках. Облучение электронами осуществлялось на ускорителях электронов ЭЛУ-4 с максимальной энергией 4 МэВ (НПЦ НАН Беларуси по материаловедению, г. Минск). Облучение протонами осуществлялось на ускорителе протонов с перестраиваемой энергией (г. Протвино) 50, 70, 100, 150 и 200 МэВ.

Поглощенная доза определялась детекторами ИС-7 (погрешность не более 15%) по изменению вольтамперных характеристик (ВАХ) р-канальных МОП-транзисторов (IN74AC04N, изготовленных в ОАО «Интеграл» г. Минск).

Параметры тестовых МОП-структур измерялись до и после каждой дозы облучения с помощью измерителя параметров полупроводниковых приборов ИППП-1/6 (погрешность ±5%). Эффективность экранирования определялась по изменению ВАХ, в частности, порогового [9] напряжения $U_{пор}$ МОП-структур, расположенных за экраном и без экрана. Результативность экранирования при использовании дозиметров ИС-7 определялась по отношению поглощенной дозы, измеренной без экрана, к поглощенной дозе за экраном.

С помощью программы GEANT4 были выполнены расчеты поглощенной дозы радиации в расположенном за защитными экранами и без экрана кристалле кремния, облученном протонами с энергией от 0,04 до 500 МэВ. Как показали результаты исследования ЭРЗ из конструкционных материалов, по габаритным и стоимостным параметрам, наиболее подходящим является вольфрам. Среди композиционных [6] материалов (W-Cu), сплавов (Bi-Al и 29НК) и керамики (Al_2O_3) при облучении потоками электронов с энергией 1,6 – 1,8 МэВ наиболее эффективным оказался W-Cu при значении толщины более 0,6 мм, в то время как Al_2O_3 – более 3 мм, а 29НК – более 1,5 мм.

Следовательно, наиболее эффективно интегрировать в корпуса [9] микросхем дополнительные экраны на основе композиционного [6] материала W-Cu, так как при толщине ЭРЗ 0,6 мм достигаются значительно более высокие радиационно-защитные свойства, но чрезмерное наращивание толщины не дает существенного выигрыша в защите от электронного и протонного облучения. Вероятнее всего, по мнению авторов данной статьи, это обусловлено увеличением тормозного излучения, которое зачастую не учитывается в расчетах, но обладает высокой проникающей способностью. Отметим также, что для защиты от электронов и протонов ЕРПЗ, рекомендованная толщина экранов на основе W-Cu находится в диапазоне 0,9–1,2 мм.

Проанализировав рассмотренные подходы к защите от ИИКП, стоит заметить, что, используя лишь один метод защиты, нельзя гарантировать достаточный уровень радстойкости БА из состава КА от всего спектра ИИКП. Использование ЭРЗ предохраняет элементы БА от накопительной (дозовой) составляющей радиационной нагрузки. Для защиты от высокоэнергетических частиц, в том числе ТЗЧ, создающих одиночные радиационные эффекты, необходимы иные методы повышения радиационной стойкости, так как они имеют вероятностный характер воздействия.

2. Схемотехнические методы защиты не менее популярны на практике и предполагают применение методов резервирования [12].

Резервирование – это метод обеспечения надежности, осуществляемый путем включения в структуру избыточных (запасных) элементов, которые не обязательно должны работать, но заменяют основные (функционально необходимые) элементы в случае отказа.

Методы резервирования принято различать по нескольким признакам:

По уровню резервирования различают: общее резервирование – в таком случае резервируется целый объект; раздельное резервирование – резервируются элементы объекта частично;

1. По способу подключения резервных элементов рассматривают: постоянное резервирование – когда резервные элементы участвуют в функционировании объекта наравне с основными; резервирование замещением (динамическое) – когда функции основного [12] элемента передаются резервному элементу только после отказа основного.

2. По режиму работы резервного элемента различают: нагруженное резервирование – когда резервный элемент находится в том же режиме работы, что и основной; ненагруженное резервирование – когда резервный элемент не несет нагрузки до начала выполнения им функций основного элемента; облегченное резервирование – когда резервный элемент находится в менее нагруженном режиме, чем основной.

3. Под кратностью резервирования понимают отношение числа резервных элементов к количеству резервируемых ими основных элементов. Разделяют: однократное резервирование (дублирование); многократное резервирование; резервирование с дробной кратностью.

Для большей части резервированных систем именно дублирование элементов с недостаточной надежностью находит наибольшее применение. Для ответственных цепей и элементов сложных технических устройств используют и

большие кратности резервирования. Так, например, для ответственных систем объектов авиационной, ракетной и космической техники характерным является применение ненагруженного трехкратного резервирования.

Не менее эффективным схемотехническим методом защиты от ИИКП считается метод оптимального размещения ЭКБ на печатной плате (в разных плоскостях, размещение наиболее чувствительных активных элементов за более радстойкими пассивными), перемещение (если допускает компоновка КА) менее радстойкой БА за наиболее радстойкую БА и т. д.

Условно, наиболее высокоэффективным схемотехническим методом борьбы с ИИ можно считать разработку схемы снятия питания с ЭКБ, блока, прибора или системы, что позволяет бороться с радиационно-индуцированными токами утечки и сдвигом порогового напряжения транзисторов (тиристорный эффект). Для парирования тиристорного эффекта микроконтроллер из состава БА следит за током наиболее уязвимой по отношению к тиристорному эффекту ЭКБ (транзисторная схемотехника) и может на время обесточить систему, если в ней резко возрастает значение напряжения. Это один из методов защиты ЭКБ от воздействия радиации. Ущерба можно не допустить, если питание будет сразу же отключено после попадания заряженной частицы. Наличие схемы снятия питания в БА существенно повышает защиту от тиристорного эффекта, но, в свою очередь, неизбежно повышает массогабаритные характеристики и стоимость. Частично эти недостатки можно нивелировать за счет задействования схем резервирования. Так как, в случае отказа, при переходе на резервные полукомплекты, автоматически выполняется снятие питания с основного полукомплекта и подача питания на резервный, то при превышении заряда целесообразно давать команду не на снятие питания по отдельной схеме, а на переход к использованию резервного полукомплекта с последующим переходом снова на основной. Такой подход не требует отдельной схемы снятия питания контроллера и пр., но при частом использовании снижает ресурс полукомплектов.

3. Технологический метод (использование специальных технологических процессов и материалов при производстве ЭКБ).

Перспектива развития космической отрасли связана с созданием микросхем, устойчивых к радиации [11]. В электронике используется несколько видов микросхем: микроконтроллеры, программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС), чипы памяти, процессоры и т. д. Защитить их от радиации получается с разным успехом. Хуже всего обстоят дела с памятью (оперативной и энергонезависимой). Это следствие того, что, зачастую, современные чипы памяти хранят информацию – единицы и нули – как электрический заряд. Электрический заряд меняется, в первую очередь, при попадании в чип ИИ.

Необходимо отметить, что существуют ПЛИС, которые удается производить устойчивыми к радиации. При программировании, действия микроконтроллеров и процессоров расписываются во времени, шаг за шагом. При программировании же ПЛИС, код описывает внутреннее устройство чипа, все строчки кода работают не одна за другой, а параллельно друг с другом. Именно поэтому ПЛИС пользуется популярностью у разработчиков. Для ПЛИС можно подбирать самые разные конфигурации. За такую гибкость приходится платить, например, ценой, вычислительными мощностями и энергопотреблением. При определенной конфигурации ПЛИС можно изготовить тысячу одинаковых чипов, чтобы с их помощью решать одну задачу в конкретных устройствах. Такие чипы называются ASIC (application-specific integrated circuit). Они актуальны только при серийном производстве, что ощутимо снижает их стоимость, так как их нельзя перепрограммировать, и они выполняют только одну функцию.

На западе микросхемы принято разделять на несколько категорий: commercial, space, industrial и military. Commercial – обычные и продаются массово, предназначены для домашних и офисных продуктов, обычно рассчитанные на диапазон температур от 0 до 75 градусов Цельсия. Space – радиационно-стойкие микросхемы в металлокерамическом корпусе, их используют только в космических целях. Industrial/Military – обычные микросхемы в металлокерамическом корпусе, но проходящие дополнительное тестирование. Рассчитаны на немного более широкий температурный диапазон (–40…125 градусов Цельсия). Микросхемы, которые не проходят дополнительные тесты, могут быть проданы как Commercial. У микросхем Military и Space есть существенные ограничения на продажу за рубеж. Для того, чтобы продать микросхему другой стране, требуется получить специальные разрешения.

В России микросхемы продаются с приемкой 1, так называемая приемка ОТК (отдела технического контроля) – когда сам завод тестирует микросхемы; приемкой 5 (приемка заказчика), в случае военных – военный представитель контролирует тесты; приемка 9 (когда к работам привлекается только наиболее квалифицированный персонал) – для космоса и ядерных электростанций. Сама по себе приемка 5/9 не означает, что микросхема радиационно-стойкая. Стой-

кость к некоторым факторам указывается в не публичной документации на микросхему.

Помимо выбора требуемого класса качества микросхемы, пристальное внимание следует обратить на постоянство техпроцесса сборки и монтажа, а также проектные нормы. Свинец (в припое) и некоторые другие материалы, применяемые в микросхемотехнике, имеют примеси более тяжелых элементов. Применение таких микросхем приводит к генерации небольшого потока альфа-частиц прямо около уязвимого кремния. Многослойная металлизация (используется не во всех техпроцессах) позволяет нивелировать данный эффект, так как глубина проникновения альфа-частиц в кремний относительно невелика и составляет не более десятков микрон. Во избежание действия вторичной радиации, в техпроцессе изготовления требуется применять подложки из элементов с меньшими атомными номерами, чем атомные номера потенциальных частиц, вызывающих радиационное поражение. Вторичная радиация может быть, к примеру, вызвана попаданием протона в атом материала с большим атомным номером (свинца, вольфрама или тантала), поэтому не рекомендуется выпускать корпуса или подложки из данных материалов для защиты ЭКБ от ИИКП. Тем не менее, несмотря на соблюдение технологии, работа на низких проектных нормах, даже с бессвинцовыми припоями, гарантированно приводит к отказу микросхемы. Данный эффект в западной литературе называется «Загрязнение альфа-частицами». Изготовление с грубыми проектными нормами может привести к сдвигу порогового напряжения транзистора из-за нарушения требований к толщине подзатворного оксида. При этом транзисторы различных типов будут вести себя по-разному, *n*-канальные перестают закрываться, а *p*-канальные – открываться.

Таким образом, резюмируя рассмотренные технологические методы защиты от ИИКП, необходимо заметить, что требуется применять нанометровые отработанные (стабильные) современные техпроцессы на базе технологии «кремний на сапфире» и «кремний на изоляторе», так как это единственный способ уменьшить вносимый в схему заряд за счет отделения активной области от объема подложки. Использовать только сертифицированную ЭКБ качества не ниже приемка 5 и Space соответственно, постепенно уходить от применения процессоров и микроконтроллеров к использованию радстойкой ПЛИС или чипов ASIC, а также переходить к использованию современных транзисторов на кольцевых или всеохватывающих затворах.

Проанализировав различные методы защиты ЭКБ от ИИКП, можно сделать вывод, что каждый метод в отдельности не способен в должной мере обеспечить радиационную стойкость БА. Единственным оптимальным способом борьбы с ИИКП будет использование методов комплексной защиты, т. е. консолидировать конструкционные, схемотехнические и технологические методы.

Библиографический список

1. *Акишин А. И., Новиков Л. С.* Воздействие окружающей среды на материалы космических аппаратов. М.: Знание, 1983. 64 с.

2. *Безродных И. П., Морозова Е. И., Петрукович А. А.* Защита космических аппаратов от ионизирующих излучений, 2014.

3. *Кузнецов С. Н., Тверская Л. В.* Радиационные пояса Земли // Модель космоса. М.: КДУ, 2007. Т. 1. С. 518–546.

4. *Мурзин С. В.* Введение в физику космических лучей. М.: Атомиздат, 1979.

5. *Новиков Л. С.* Радиационные воздействия на материалы космических аппаратов: учебное пособие. М.: Университетская книга, 2010. 192 с.

6. *Гульбин В. Н., Колпаков Н. С.* Облегченные радиационно-защитные композиты // Наукоемкие технологии. 2014. 3. Т. 15.

7. *Комбаев Т. Ш.* Проектирование радиационной защиты комплекса научной аппаратуры космического аппарата дистанционного зондирования Земли. Калуга: Научно-производственное объединение им. С. А. Лавочкина, 2019.

8. *Кузнецов Ю. В.* [и др.] Радиационная защита радиоэлектронной аппаратуры космического назначения. М.: Радиотехника, 2015.

9. *Василенков Н. А.* [и др.] Специализированные радстойкие корпуса для изделий микроэлектроники. URL: https://www.electronics.ru/files-/article_pdf/4/article_4657_186.pdf (дата обращения: 01.12.2021).

10. *Григоренко Д. В.* Способ защиты от радиации радиоэлектронной аппаратуры. URL: https://patents.google.com/patent/RU2643353C1/ru (дата обращения: 01.12.2021).

11. *Чумаков А. И.* Действие космической радиации на интегральные схемы. М.: Радио и связь, 2004.

12. *Севастьянов Н. Н., Андреев А. И.* Основы управления надежностью космических аппаратов с длительными сроками эксплуатации: учеб. пособие. Томск: Издательский дом Томского государственного университета, 2015.

УДК 007.658.5:007.62-5

А. П. Григорьев*
старший преподаватель
Д. А. Орехво**
инженер 2-й категории
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*
***АО «КБ «Арсенал» им. М. В. Фрунзе»*

ФОРМАЛИЗАЦИЯ ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ ПРИЕМОСДАТОЧНЫМИ ИСПЫТАНИЯМИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Рассматривается управление приемосдаточными испытаниями изделий ракетно-космической техники, в рамках многокритериальной оптимизационной задачи, связанной с поиском оптимальных значений нескольких критериев для улучшения показателей процесса испытаний (достоверности, точности, стоимости). Представлена классическая постановка и формализация данной задачи, а также эвристические подходы к ее решению.
Ключевые слова: *изделия ракетно-космической техники, испытания, технологический процесс управления испытаниями, формализация задачи оптимизации управления испытаниями, поиск оптимальных количественных и качественных характеристик технологического процесса управления испытаниями, эвристические подходы к решению оптимизационных задач, искусственные иммунные системы.*

A. P. Grigoriev*
Senior Lecturer
D. A. Orekhvo*
Engineer of 2 category
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*
***JSC «M. V. Frunze Arsenal Design Bureau»*

FORMALIZATION OF THE TASK OF MANAGING ACCEPTANCE TESTS OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY PRODUCTS

The management of acceptance tests of rocket and space technology products is considered within the framework of a multi-criteria optimization task related to the search for optimal values of several criteria for improving the indicators of the testing process (reliability, accuracy, cost). The classical formulation and formalization of this problem, as well as heuristic approaches to its solution are presented.
Keywords:*rocket and space technology products, tests, technological process of test management, formalization of the task of optimizing test management, search for optimal quantitative and qualitative characteristics of the technological process of test management, heuristic approaches to solving optimization problems, artificial immune systems.*

В любой из отраслей современного производства задача обеспечения оптимальных значений показателей технологического процесса (ТП) испытаний по-прежнему остается актуальной, несмотря на существующие подходы к ее описанию и решению [1, 5, 6].

В рамках данной статьи рассматривается задача формализации управления ТП автоматизированных испытаний изделий РКТ с целью улучшения показателей процесса испытаний (достоверности, точности, стоимости).

Сформулируем цель управления ТП при испытании как достижение максимальной достоверности и точности результатов при минимальной продолжительности и стоимости. Из определения цели управления следует, что улучшение одних показателей неизбежно приводит к ухудшению других. Увеличение достоверности и точности результатов испытаний, как правило, связано с увеличением продолжительности и стоимости. Таким образом, задача управления ТП при испытании является многокритериальной оптимизационной задачей, так как связана с необходимостью оптимизации сразу нескольких критериев [4].

В математическом виде задача может быть формализована следующим образом. Пусть эффективность управления ТП оценивается следующими критериями (целевыми функциями) $f_1, \ldots, f_n$, $f_n = 4$ – количество главных показате-

лей технологического процесса испытаний. Каждый из n критериев, в свою очередь зависит от вектора параметров управления $x = (x_1, ..., x_к)$, например достоверность результатов процесса испытаний зависит от рационального выбора множества диагностических параметров, продолжительности процесса испытаний, обоснованности режимов работы изделия РКТ на стендах и т. д. Взаимная важность критериев, как правило, задает в виде весовых коэффициентов [3], $\gamma_1, ...,\gamma_n$ – совокупность критериев (целевых функций) образует вектор критериев $F = (f_1, ..., f_n)$, а совокупность весовых коэффициентов – весовой вектор $\Lambda = (\lambda_1, ..., \lambda_n)$. При различных значениях параметров $x = (x_1, ..., x_к)$ отдельные функции $f(x)_1, ..., f(x)_n$ принимают определенные значения.

Таким образом для достижения наилучших количественных и качественных значений показателей ТП автоматизированных испытаний, задача управления может быть сформулирована следующим образом [3]: необходимо выбрать значения вектора параметров управления $x = (x_1, ..., x_к)$ таким образом, чтобы целевая функция (1):

$$F(x) = (f(x)_1, ..., f(x)_m, \gamma_1...\gamma_m) \quad (1)$$

при заданных ограничениях принимала экстремальное значение. Под ограничениями понимается максимально допустимое значение критериев, оценивающих продолжительность и стоимость испытаний.

Следующий шаг при формализации задачи связан с определением вида целевой функции (1). В общем виде целевая функция (1), подлежащая оптимизации, может быть записана в форме точного функционала (2):

$$F(x) = Af_1(x)\gamma^1 f_2(x)\gamma^2 f_3(x)\gamma^3 f_4(x)\gamma^4 \quad (2),$$

где $f_1(x)\gamma^1$, $f_2(x)\gamma^2$, $f_3(x)\gamma^3$, $f_4(x)\gamma^4$ – критерии, характеризующие оптимальность значений достоверности, точности, продолжительности и стоимости испытаний, а A = const – некоторая постоянная величина, зависящая от вида испытаний.

Функциональные зависимости, входящие в выражение (2), могут быть определены по результатам анализа ТП испытаний РКТ [3]. Таким образом, критерий, характеризующий достоверность результатов испытаний $f_1(x)$, может быть описан разностью между количеством отказов (ненорм), выявленных в ходе стендовых испытаний, и количеством отказов, выявленных в ходе полигонных (эксплуатационных) испытаний. Очевидно, что достоверность результатов испытаний тем выше, чем ниже значение этого критерия.

Численные значения критерия $f_1(x)$ в значительной степени определяются параметрами управления режимами испытаний на стендах. По этому критерию стендовые испытания могут считаться оптимальными, если режимы работы изделия на стендах максимально близки к эксплуатационным (полигонным) режимам испытаний. Тогда задача оптимизации критерия $f_1(x)$ может быть сведена к решению задачи минимизации среднеквадратического отклонения режимов работы изделия на стендах от режимов работы при эксплуатационных испытаниях. Остальные критерии, входящие в уравнение (2), могут быть определены аналогичным образом. Значения весовых коэффициентов, входящих в уравнение (2), как правило, задаются группой экспертов исходя из уровня значимости критериев конкретного производства и учитывая заданный уровень риска [3].

При построении модели испытаний помимо экспертных данных может быть использован вероятностный подход, основанный на эмпирической (опытной) статистической информации. Для решения данной задачи, помимо классических вероятностных подходов (Байесова оценка, метод максимального правдоподобия и т. д.), могут быть активно использованы эвристические методы (искусственные нейронные сети, генетические алгоритмы и т. д.).

Наиболее перспективным является применение искусственных иммунных систем (ИИС, в англоязычной научной литературе AIS – Artificial Immune System), описанных в [7] и широко применяемых при решении задач распознавания образов, обнаружение вторжений в системах безопасности, классификации, прогнозирования [7], оптимизационных транспортных задачах [2] и т. д.

ИИС представляют собой адаптивные системы на основе наблюдаемых свойств и принципов функционирования биологической иммунной системы человека [7]. Данные модели способны эффективно обрабатывать значительные объемы данных, их вычислительные возможности вытекают из свойств естественной иммунной системы.

Для объяснения иммунологических механизмов существуют различные теории и математические модели. Также имеется растущее число компьютерных моделей для имитации динамики различных компонентов иммунной системы и ее поведения в целом.

Форрест и другие ученые [8] предложили алгоритм отрицательного отбора для обнаружения изменений, построенный на основе принципов распознавания своего и чужого в системе

иммунитета. Главное ограничение подхода состоит в вычислительной сложности создания детекторов, так как их количество растет экспоненциально по мере увеличения своего. Вторая модель основана на теории клональной селекции (отбора), которая описывает один из этапов иммунного ответа. Несмотря на сходство основных этапов данного алгоритма с генетическим алгоритмом, опишем существенные отличия данных подходов. Генетический алгоритм имеет тенденцию концентрировать целую популяцию индивидуумов к лучшему кандидату решения, а клональный алгоритм позволяет получать разнообразное множество локальных решений, в том числе и глобальный оптимум. Что касается особенностей механизма работы клонального алгоритма, то следует заметить, что в данном алгоритме используется значение аффинности получаемого антитела (решения), для того, чтобы определить уровень мутации, который нужно применить к каждому члену популяции, в генетических же алгоритмах принимаемый уровень мутации обычно игнорирует пригодность индивидуального решения. Таким образом, клональный алгоритм предоставляет более адаптивные механизмы, чем генетические алгоритмы при поиске решений.

Нильс Кадж Ерне (N. K. Jerne) предложил гипотезу, согласно которой иммунная система представляет собой регулируемую сеть молекул и клеток, распознающих друг друга даже при отсутствии антигена. Такие структуры получили название идиотипических (иммунных) сетей. Они служат математической основой для изучения поведения иммунной системы. Теория Ерне основана на предположении, что различные клоны лимфоцитов друг от друга не изолированы, а поддерживают связь путем взаимодействия между своими рецепторами и антителами. В свою очередь антитела обладают набором специфических антигенных детерминант. Следовательно, распознавание антигена осуществляется не единичным клоном клеток, а скорее на системном уровне, с участием различных клонов, взаимодействующих по типу антиген-антитело как единая сеть.

Многие специалисты склонны проводить параллели между ИИС и искусственными нейронными сетями: и те, и другие способны изучать динамику и статистические свойства наблюдаемой системы, для достижения максимальной эффективности и в том и в другом случае необходимо подбирать значения управляющих параметров и т. д. В то же время имеется и ряд существенных отличий, являющихся в первую очередь следствием различия между имитируемыми системами – нервной и иммунной. Первая состоит из фиксированных элементов (нейронов), а вторая – из блуждающих (лимфоцитов), первая управляется одним центральным органом (мозгом), а вторая имеет «децентрализованное» управление, в первой взаимодействие между элементами является постоянным, а во второй носит кратковременный характер.

Рассмотрим возможность, разработки интеллектуальной системы испытаний (ИСИ), которая сможет распознавать различные ситуации и принимать основанные на предыдущем опыте, качественные (оптимальные или квазиоптимальные) решения, не имея информации о функциональных связях между отдельными переменными.

Основная идея заключается в разработке ИИС, которая создает набор «антител» (оптимальных решений), способных охватить большое количество всевозможных, потенциальных ситуаций. Эта ИИС создает антитела (управляющие решения) для различных «антигенов» (всевозможных сценариев). Разработанные с помощью ИИС алгоритмы и решения, характеризуются способностью к обобщению, адаптации и обучению на основе апостериорной информации, а также, что немало важно, могут применяться для динамического управления различными объектами.

Можно установить следующую *аналогию между иммунной системой и ИСИ.*

Существует безграничное число потенциальных ситуаций в условиях испытаний изделии РКТ требующих правильных управленческих решений. Широкий диапазон различных параметров (режимов) испытаний характеризуются крайней неопределенностью. На языке искусственных иммунных систем:

1) *антигены* – это потенциальные ситуации, которые могут произойти при испытаниях. Каждый антиген, входящий в наше тело, должен быть распознан. Специфический иммунный ответ зависит от результатов этого распознавания. Это значит, что каждая потенциальная ситуация должна быть распознана. Инициирование конкретного управленческого действия зависит от результата распознания антигена;

2) *антитела* – это правильные решения и действия для предотвращения «нежелательных» ситуаций. Антитела (решения) могут включать людей, принимающих решения (оператор, руководитель испытаний и т. д.), или автоматические механизмы контроля, управляемые компьютерными системами. Антитела уничтожают антигены и клетки, несущие антигены, что может быть истолковано как успеш-

ное применение определенной стратегии управления в конкретной ситуации.

Иммунная система человека способна бороться с антигенами, встреченными в прошлом, так же эффективно, как и с неизвестными. Таким же образом, при проведении испытаний, сталкиваясь с той или иной ситуацией необходимо вырабатывать адекватные решения.

Очевидно что, необходимо создание в ИСИ базы данных антигенов с помощью снятия реальных показателей при испытании изделия. От того насколько «широко» и «полно» данная база будет отражать реальные ситуации, возникающие при испытаниях, будет зависеть качество принимаемых ИСИ решений.

Стоит также обратить внимание на некоторые проблемы, связанные с исследованиями в области ИИС. Первая заключается в том, что в настоящее время существует лишь небольшое число вычислительных моделей, основанных на принципах работы иммунной системы. Это связывают с тем, что сохраняется неопределенность в основных положениях, предложенных для описания теории ИИС. Следующей проблемой является сложность реализации механизмов иммунной системы, данная проблема существует во многих областях, где требуется моделирование сложных биологических процессов организма.

Масштабные исследования в области ИИС ведутся относительно недавно и преимущественно в среде зарубежных ученых. Тем не менее, не исключено, что довольно скоро их возможности начнут использоваться на практике.

В рамках данной статьи дается лишь некоторое формальное представление о ИИС и возможностях, которые они открывают для прак-

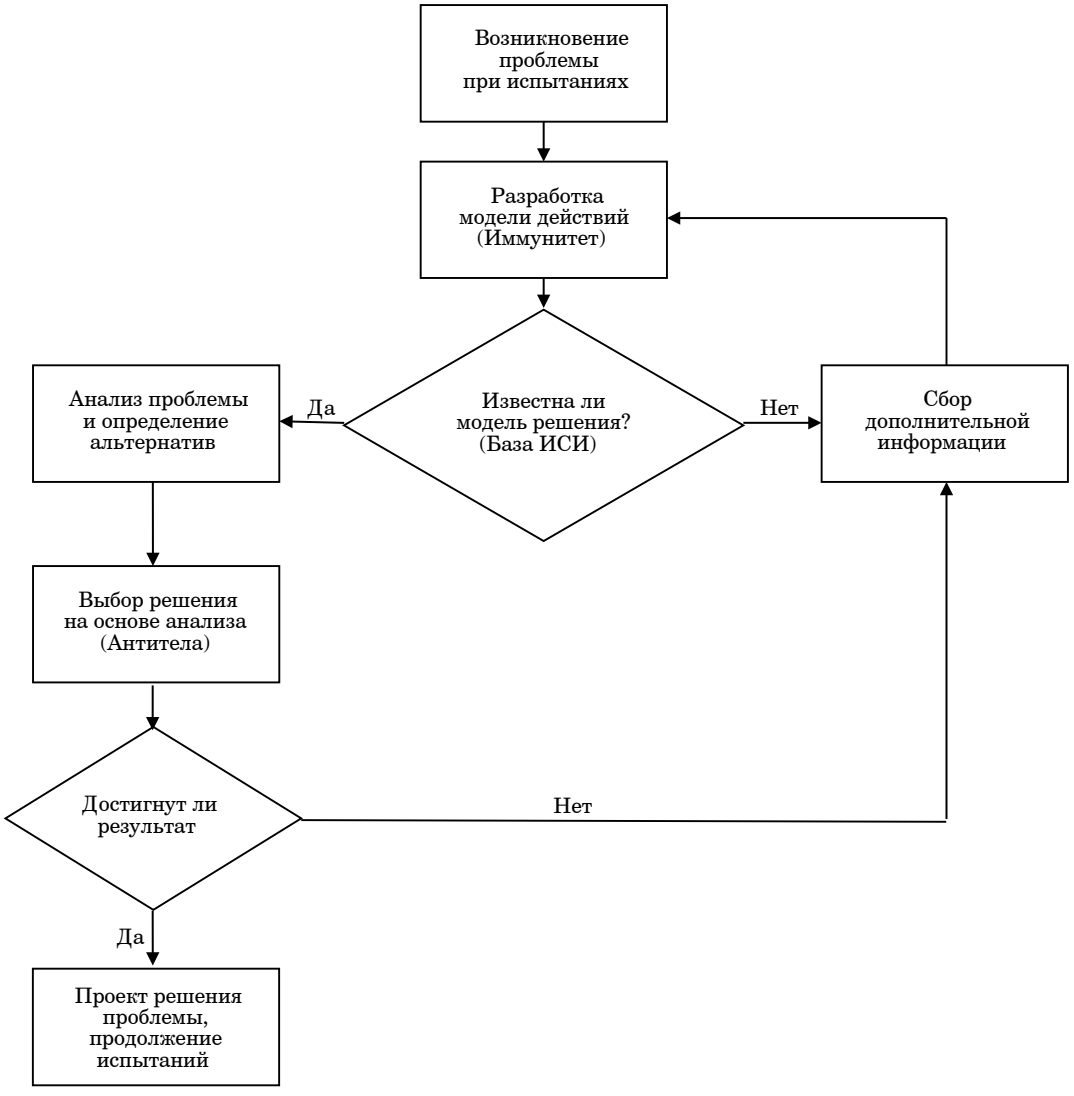


Рис. 1. Блок схема работы ИИС

тического применения. Реализация, как отдельных механизмов иммунной системы, так и попытки смоделировать всю систему в различных областях науки и производства могут дать существенно новые результаты.

Библиографический список

1. *Емильянов С. В., Ларичев О. И.* Многокритериальные методы принятия решений.М.: Знание, 1986. 29 с.

2. *Мокеев А. В.* Применение искусственных иммунных систем для управления транспортными потоками // Актуальные проблемы автотранспортного комплекса: межвуз. сб. науч. статей. Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2012. 279 с.

3. *Осипов К. Н.* Формализация задачи управления приемосдаточными испытаниями двигателей внутреннего сгорания // Актуальные проблемы автотранспортного комплекса: межвуз. сб. науч. статей. Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2012. 279 с.

4. *Тынкевич М. А.* Экономико-математические методы (исследование операций). 2-е изд., испр. и доп. Кемерово, 2000. 177 с.

5. *Черноруцкий И. Г.* Методы оптимизации в теории управления: учеб. пособ. СПб.: Питер, 2004. 256 с.

6. *Atkins R.* introduction to engine testing and development. USA: SAE International, 2009. 307 p.

7. *Dasgupta D.* Immunological Computation: Theory and Application. Boca Raton: Auerbach Publications, 2008. 296 p.

8. Self-nonself discrimination in a computer / S. Forrest, A. S. Perelson, L. Allen, R. Cherukuri // Research in Security and Privacy: Proceedings of IEEE Computer Society Symposium. Los Alamitos: IEEE Computer Society Press, 1994. P. 202–212.

УДК 623.094 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-47-52**

В. В. Езерский*
доктор технических наук, профессор
А. А. Пляскина*
аспирант
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ МНОГОФАКТОРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА НАДЕЖНОСТЬ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА ЦЕЛЕВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТНОГО БАЗИРОВАНИЯ

Рассмотрены методы расчета надежности с учетом многофакторного воздействия и вопросы математического моделирования структурно-функциональных компонентов бортового комплекса целевого оборудования вертолетного базирования.
Ключевые слова: *надежность, бортовой комплекс целевого оборудования вертолетного базирования, тактико-техническое обеспечения, структурно-функциональные компоненты, оценка надежности, правило Палмгрена-Майнера, теория случайных процессов, методы расчета надежности.*

V. V. Yezersky*
Dr. Sc., Tech., Professor
A. A. Plyaskina*
PhD Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

SYSTEM ANALYSIS OF THE MULTIFACTORIAL IMPACT ON THE RELIABILITY OF THE ON-BOARD COMPLEX OF HELICOPTER- BASED TARGET EQUIPMENT

The methods of calculating reliability talking into account the multifactorial impact and the issues of mathematical modeling of structural and functional components of the on-board complex of helicopter-based target equipment are considered.
Keywords: *reliability, on-board complex of helicopter- based target equipment, tactical and technical support, structural and functional components, reliability assessment, Palmgren- Miner rules, theory of random processes, reliability calculation methods.*

Важной составляющей современного подхода к обеспечению транспортной и технологической доступности удаленных районов Арктической зоны, Сибирского и Дальневосточного регионов является активное использование вертолетов, как с позиции транспортных средств, так и с позиции технических средств обеспечения выполнения прикладных научно-технических задач социального и экономического характера, решаемых посредством применения бортового комплекса целевого оборудования вертолетного базирования (БКЦО ВБ).

Определяющим элементом качества решения технологических задач с использованием вертолетов является уровень технической готовности БКЦО – базового элемента, как технической эффективности применения вертолетного комплекса, так и экономической целесообразности использования последнего.

Качество применения БКЦО в значительной степени зависит от уровня технической эффективности используемого в составе комплекса тактико-технического обеспечения (ТТО) – базовых средств, обеспечивающих требуемый уровень технической готовности рассматриваемого комплекса – надежность и живучесть.

Формирование содержательной части понятия «ТТО применения БКЦО» направленное на формирование технологической реализации исследуемого процесса и, исходя из места и роли вертолетной техники в обеспечении морской (океанической) акватории, прибрежной зоны Арктического региона, воздушного пространства Сибирского и Дальневосточного ре-

гионов предопределяет актуальность рассматриваемой тематики.

Работоспособность БКЦО вертолетного базирования (БКЦО ВБ), являющаяся таким его состоянием, при котором он способен выполнять заданную функцию с заданными параметрами, определяется совокупностью прочности (несущая способность) и надежности. Надежность зависит от внешних воздействий стохастической природы, от готовности БКЦО ВБ к целевому применению (ремонтопригодность), от конструкции БКЦО ВБ и многих других факторов.

В первоначальной постановке задача определения надежности нагруженных силовых конструкций и их структурно-функциональных компонентов (СФК) решалась на уровне прогнозирования рабочих воздействий и повышения запасов прочности изделий. На базе этого в 30-е гг. XX в. было сформулировано понятие отказа, как превышение нагрузки над прочностью [1]. Соответственно, для обеспечения надежности, требовалось обеспечить достаточный запас прочности.

Подобная трактовка не лишена недостатков. Так, в частности, поломка обуславливается не только превышением действующей величины нагрузки над показателем прочности конструкции и ее СФК, но и рядом других факторов, сопутствующих данному процессу:

– характеристики динамики воздействия силовой нагрузки на конструкцию и ее СФК, включая многофакторность воздействия;

– характеристики физико-химического состояния силовых элементов конструкции, собственно определяющие прочность конструкции.

Это означает, что процесс взаимодействия конструкции и ее СФК с внешним силовым воздействием в общем случае имеет стохастическую природу, а сами понятия «нагрузка» и «прочность» для своего описания предполагают использования математического аппарата теории вероятностей, математической статистики, теории случайных процессов [2].

Более того, излишнее повышение запасов прочности вследствие некорректного описания процессов взаимодействия нагрузки на силовую конструкцию неизбежно приводит к увеличению массы изделий и технических систем, что не всегда допустимо и экономически целесообразно.

Обеспечение надежного функционирования механических устройств за счет обеспечения достаточных запасов прочности является приемлемым, так как поведение механических систем достаточно хорошо изучено, а некоторая избыточность конструкции компенсирует стохастическую неопределенность и несовершенство расчетных моделей.

Уровень потребности в надежности систем к XX веку достиг значения, при котором она стала рассматриваться уже не только на стадиях разработки и эксплуатации, но и на стадии производства. Дополнительный уход от неопределенности заключался в разработке методик испытаний в условиях, близких к заданным. Моделировались возможные отказы и разрабатывались способы борьбы с ними. Разрабатывались и успешно апробировались системы диагностики сложных технических систем.

Также встала задача повышения сохраняемости и срока эксплуатации образцов авиационной техники.

Были разработаны методы оценки эффективности сложных систем, методы резервирования (дублирования), методы оценки надежности системы по результатам испытаний отдельных компонентов, методы ускоренных испытаний.

Современным этапом теории надежности принято называть период с 1970 года по настоящее время. Такой большой рассматриваемый период обусловлен, в первую очередь тем, что к 1970 году был сформирован основной теоретический костяк проблемы надежности, а предъявляемая сложность анализируемых технических систем возросла не так существенно, как, например, появление космической и ядерной техники по сравнению с существующими видами техники на тот момент.

Для современного этапа развития теории надежности наиболее характерна попытка математически описать физические явления, приводящие к отказу. На данный момент физическая теория надежности разработана в большей мере по отношению к металлоконструкциям, что обусловлено изначально большей изученности металлов, а также параллельным развитием ряда наук:

– статистической динамики и теории колебаний;

– материаловедения;

– строительной механики;

– теории случайных процессов;

– механики деформируемого твердого тела (МДТТ) и механики разрушения.

Основные работы, касающиеся долговечности в механике разрушения принадлежат Черепанову, Ирвину (см. работы [3, 4] и стандарты [5, 6]). В данных работах приведены методики определения коэффициента интенсивности напряжений, в зависимости от формы трещины и характера принятых допущений относительно формы нагружаемого тела (например, класси-

ческий пример Ирвина с бесконечно тонкой трещиной заданной длины в пределах бесконечно широкой пластины), а также приведены графики зависимости скорости роста трещины за цикл, в зависимости от коэффициента интенсивности напряжений.

В работе [7] выполнена попытка обобщить результаты решения задачи о напряженно-деформированном состоянии в окрестностях трещины. Результаты приведенных исследований показали, что:

– скорость роста трещины (мм/цикл) в общем случае логарифмически зависит от коэффициента интенсивности напряжений;

– при низком уровне напряжений в конструкции рост трещины происходит очень медленно.

Это в значительной мере коррелирует с классической кривой усталости Велера, полученной экспериментально на цилиндрических стальных образцах, нагружаемых переменной нагрузкой растяжения-сжатия.

Параллельно с теоретическими исследованиями был выполнен ряд практических испытаний на выносливость образцов. Исследователями ставились несколько классов задач:

исследование влияния асимметричности цикла нагружения на долговечность образца (работы [8]);

исследование сопротивления усталости при сложном (объемном) напряженном состоянии (работы [9, 10]);

влияние концентрации напряжений и масштабного фактора на долговечность образца (работы [11, 12]).

Результаты вышеперечисленных исследований позволили решить задачу об определении долговечности металлоконструкций при детерминированном характере нагружения с заданной доверительной вероятностью.

Развитие статистической динамики, происходившее в контексте создания теории автоматизированного управления, и ставящей своей задачей определение отклика системы на входное воздействие, позволило по отношению к механическим системам выделить отдельный класс задач – задач о случайной вибрации.

Разработка методов вариационного исчисления (в частности метода конечных элементов (МКЭ)), их развитие и адаптация под различные классы задач, а также рост вычислительных мощностей и появление программных средств, в которых МКЭ реализован, позволили автоматизировать процесс задания граничных условий и решения систем сложных дифференциальных уравнений на вычислительных моделях, имитирующих поведение реальной конструкции. Наибольший практический интерес представляют труды [13, 14]. В них приведены расчетные методики, существующие на данный момент для оценки долговечности металлических конструкций при случайном нагружении.

Общая идея оценки долговечности конструкции при случайном нагружении базируется на взаимосвязи между моментными функциями случайного процесса, представленного в виде спектра (т. е. непосредственной задачи о случайной вибрации) и схематизированной циклограммой случайного процесса, представленного в виде одной его реализации как функции от времени (методы схематизации случайных процессов обобщены в [15]).

В качестве меры поврежденности, как правило, и в отечественной, и в зарубежной литературе предлагается применять правило линейного суммирования повреждений (правило Палмгрена-Майнера [16]). При этом существует ряд других моделей разрушения. Сам факт восприятия процесса накопления повреждений в качестве Марковского подразумевает его аппроксимацию несколькими кусочно-линейными участками (как правило, двумя или тремя), что в значительно большей мере соответствует физике реального процесса. Подобный подход предложен в [17]. Основной проблемой данного подхода является «плавающее» (случайное) положение начала каждой следующей стадии, что значительно усложняет расчеты. На практике усложненные подходы применения не требуют ввиду того, что при проектировании металлоконструкций оборонного назначения критерием достижения предельного состояния является момент зарождения макроскопической трещины, что делает расчет стадии процесса ее распространения по объему материала бессмысленным.

На данный момент требования по определению показателей надежности регламентируются ГОСТ 27 [18] серии. При этом надежность объекта рассчитывают на стадиях жизненного цикла и соответствующих этим стадиям этапах видов работ, установленных программой обеспечения надежности (ПОН) объекта или документами, ее заменяющими [18].

Расчет надежности объектов в общем случае представляет собой процедуру последовательного поэтапного уточнения оценок, показателей надежности по мере отработки конструкции и технологии изготовления объекта, алгоритмов его функционирования, правил эксплуатации, системы технического обслуживания и ремонта, критериев отказов и предельных состояний, накопления более полной и достовер-

ной информации обо всех факторах, определяющих надежность, и применения более адекватных и точных методов расчета и расчетных моделей [18].

Таким образом, учитывая начальную итерацию оценки надежности этот процесс можно подразделить на два этапа: проектная оценка и уточнение.

В [18] предлагаются следующие методы расчета надежности по основным принципам:

– прогнозирование (на основании имеющихся данных об образцах-аналогах);

– структурные (основаны на представлении объекта в виде структурно-функциональной схемы, описывающей зависимость состояний и переходов объекта от состояний с учетом их взаимодействия и выполняемых ими функций в объекте с последующим описанием построенной структурной модели адекватной математической моделью и вычислением параметров надежности объекта по известным характеристикам надежности его элементов);

– физические (основаны на применении математических моделей, описывающих, физические процессы, приводящие к достижению предельного состояния).

На данный момент предприятиями-разработчиками авиационной техники в РФ наиболее широко применяется комбинированный метод расчета показателей надежности, при котором составляется структурно-функциональная схема изделия, а значения указанных показателей его СФК принимается по результатам обработки статистических данных образцов-аналогов, в зависимости от классификационных признаков, влияющих на надежность (условий и режимов эксплуатации).

Это обусловлено отсутствием физических моделей достижения предельных состояний для радио- и электрооборудования с одной стороны, и простотой в использовании математического аппарата классической теории надежности по отношению к несущим металлоконструкциям с другой стороны (часто интенсивность отказов несущей металлоконструкции принимается равной 0, если расчетный запас прочности превышает требуемый нормативно).

В общем случае ТТО БКЦО ВБ состоит из ряда, с одной стороны, самостоятельных, но, с другой стороны, взаимодействующих между собой сообразно выполняемым технологическим операциям. Таким образом, ТТО в целом представляет собой сложную техническую систему, надежность и живучесть которой определяется надежностью и живучестью отдельных СФК. В свою очередь надежность и живучесть СФК определяется их стойкостью относительно внешних воздействующих факторов (ВВФ) естественного и техногенного происхождения, природа нагружения которых носит стохастический характер.

На первый взгляд представляется очевидным, что оценка надежности и живучести, отдельных СФК из состава ТТО в условиях воздействия внешних факторов естественного и техногенного происхождения является самостоятельными задачами. Подобный подход характерен для современной практики разработки технологического оборудования БКЦО ВБ. При этом в качестве основного способа определения эксплуатационно-технических характеристик (ЭТХ) типового технологического оборудования БКЦО ВБ используется расчет (точнее принятие решения) о выборе значений ЭТХ искомого СФК по результатам обработки статистических данных целенаправленной эксплуатации полезной нагрузки вертолета.

Подобный подход в определенной степени гарантирует достижение заданного в тактико-техническом задании (ТТЗ) требуемого уровня надежности и живучести отдельного СФК из состава ТТО исходя из практики применения ТТО по назначению.

Вместе с тем следует понимать, что точность определения ЭТХ при применении подобной практики представляется достаточно спорной, и, как правило, полученные значения ЭТХ СФК ТТО являются некорректными по следующим причинам:

1. Качество принимаемых конструкторских и технологических решений в значительной степени определяется уровнем знаний о характере воздействия факторов естественного и техногенного происхождения на СФК ТТО БКЦО ВБ.

2. Адекватность же оценки влияния ВВФ естественного и техногенного происхождения на компоненты ТТО в период проектирования базируется на следующем:

– наличии математического описания (модели) воздействия ВВФ естественного и техногенного происхождения на структурно-функциональные компоненты ТТО;

– наличии математического описания (модели) поведения структурно-функциональных компонентов и ТТО в целом при воздействии отдельных (совокупности) ВВФ естественного и техногенного происхождения;

– наличии статистических данных о характере поведения СФК ТТО БКЦО ВБ-прототипов разрабатываемого типового технологического оборудования в условиях воздействия отдельных (совокупности) ВВФ естественного и техногенного происхождения.

Для современной практики математического моделирования СФК ТТО БКЦО ВБ характерны следующие особенности:

1. Обработка отдельных СФК ТТО БКЦО ВБ в целом осуществляется по ограниченному объему информации, что приводит к неточностям структурного и параметрического описания исследуемых СФК, а затем к появлению ошибок в описании системы и определении выходных характеристик СФК ТТО БКЦО ВБ.

2. Существующие методы математического моделирования имеют свои отличительные особенности, накладывающие различные ограничения на область их применения (исследование конструкции СФК ТТО БКЦО ВБ в динамике или статике, описание граничных условий и т. д.), что требует постоянного уточнения полученной модели. Поэтому без дополнительных исследований нельзя пренебречь влиянием этих ошибок на точность расчета выходных оценок.

3. Принятая практика моделирования реализуемых СФК ТТО БКЦО ВБ процессов с использованием детерминированного подхода существенным образом снижает адекватность физического и математического моделирования СФК ТТО БКЦО ВБ в целом (например, квазистатический расчет ветровых нагрузок для относительно низкочастотных конструкций).

4. Современный подход к математическому моделированию процессов функционирования СФК ТТО БКЦО ВБ осуществляется либо из условия отсутствия комплексного влияния совокупности значимых ВВФ естественного и техногенного воздействия на СФК исследуемого ТТО, либо из учета их наихудшего возможного сочетания.

Таким образом, с целью повышения уровня корректности расчетных значений ЭТХ структурно-функциональных компонентов ТТО представляется необходимым использование математического моделирования как процессов воздействия вредных факторов на СФК ТТО БКЦО ВБ, так и процессов поведения СФК ТТО БКЦО ВБ в условиях воздействия вредных факторов в стохастической постановке с учетом многофакторности и комплексности воздействия некоторой совокупности ВВФ.

Данный подход представляется наиболее целесообразным и с позиции экономии материальных, человеческих и денежных средств. Посредством использования математического моделирования средствами ЭВМ, возможно имитировать реальные условия функционирования ТТО БКЦО ВБ и получить расчетным путем достаточно корректного значения ЭТХ искомых СФК ТТО.

Наличие максимально корректных соотносительно условий практической эксплуатации расчетных значений ЭТХ СФК ТТО в определенном смысле упрощает организацию экспериментальной отработки ВВФ естественного и техногенного происхождения на СФК ТТО БКЦО ВБ с целью получения данных о соответствии ЭТХ искомого оборудования ТТТ, предъявляемых к БКЦО ВБ, так как:

– снижаются требования к планированию экспериментальной отработки СФК ТТО БКЦО ВБ;

– уменьшается объем экспериментальной отработки СФК ТТО БКЦО ВБ;

– уменьшаются потребности в наличии специализированного оборудования для проведения экспериментальной отработки СФК ТТО БКЦО ВБ и т. п.

Таким образом, применительно к отработке ТТО БКЦО ВБ на этапах разработки в современном понимании следует рассматривать применение опытно-теоретического метода [19], назначение которого состоит в моделировании и испытании сложных СФК ТТО БКЦО ВБ во всем факторном пространстве их функционирования.

Подобный подход позволяет сформировать систему исходных данных и создать научно-методологический аппарат, позволяющих:

– решить задачу адекватной оценки стойкости СФК типового технологического оборудование БКЦО ВБ к значимым параметрам ВВФ естественного и техногенного происхождения;

– сформировать систему ЭТХ, обеспечивающих заданный в ТТЗ к ТТО уровень надежности и живучести, соответствующий, в свою очередь, требованиям по данным показателям применительно к БКЦО ВБ.

Библиографический список

1. *Чебоксаров А. Н.* Основы теории надежности и диагностика: курс лекций. Омск: СибАДИ, 2012. 76 с.

2. *Болотин В. В.* Применение вероятностных методов в строительной механике // Строительная механика в СССР, 1917-1967: сб. статей. Стройиздат, 1969.

3. *Махутов Н. А.* Сопротивление элементов конструкций хрупкому разрушению. М.: Машиностроение, 1973. 200 с.

4. *Черепанов Г. П.* Механика хрупкого разрушения. М.: Наука, 1974. 640 с.

5. Damage tolerance in Aircraft structures. ASTM STP 486, 1971. P. 251.

6. Stress Analysis and Growth of Cracks. ASTM STP 513, 1972. P. 25.

7. *Дроздовский Б. А.* Прикладные вопросы вязкости разрушения. М.: Мир, 1968. 552 с.

8. *Гребеник В. М.* Расчеты на ограниченную долговечность в общем случае нестационарных асимметричных циклов нагружения // Известия вузов. Черная металлургия. 1965. № 2. С. 188–195.

9. *Афанасьев Н. Н.* Статистическая теория усталостной прочности металлов. Киев, Изд-во АН УССР, 1953. 123 с.

10. *Волков С. Д.* Статистическая теория прочности. М.: Машгиз, 1960. 176 с.

11. *Ужик Г. В.* Усталость металлов: сб. статей. М.: Изд-во иностранной литературы, 1961. 378 с.

12. *Ужик Г. В.* Усталость и выносливость металлов: сб. статей. М.: Изд-во иностранной литературы, 1963. 497 с.

13. *Bishop N. W. M, Sherratt F.* Finite element based fatigue calculations. Farnham, UK, 2000.

14. Metal Fatigue analysis handbook: practical problem-solving techiques for computer-aided engineering / Yung Lee, Mark E. Barkey, Hong-Tae Kang. Waltham, USA, 2012.

15. *Когаев В. П.* Расчеты на прочность при напряжениях переменных во времени. М.: Машиностроение, 1977. 232 с.

16. *Yang L., Fatemi Ali.* Cumulative Fatigue Damage Mechanisms and Quantifying Parameters: A Literature Review // Journal of Testing and Evaluation. JTEVA. Vol. 26. No. 2. 1998. P. 89–100.

17. *Болотин В. В.* Некоторые обобщения теории суммирования усталостных повреждений и их приложение к анализу долговечности при действии случайных сил // Известия вузов. Машиностроение. 1959. № 8. С. 27–40.

18. ГОСТ 27.002-2015. Надежность в технике. Термины и определения.

19. *Ренев В. А., Петрова Е. А., Токарь В. П.* Проблемы оценки эффективности сложных мехатронных систем и использования опытно-теоретического метода // Вестник Харьковского национального автомобильно-дорожного университета. 2008, № 41. С. 42–45.

УДК 629.7.05 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-53-57**

А. С. Кошкаров*
кандидат технических наук, доцент
В. П. Семенова*
аспирант
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

АНАЛИЗ ПОДХОДОВ К АВТОМАТИЗАЦИИ ДВИЖЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ С ПОМОЩЬЮ ЛИДАРА

В рамках оценки текущего уровня технологического развития ассистирующих систем навигации на базе лидара рассмотрены отечественные и иностранные разработки специалистов в области построения и применения таких систем, обеспечивающих автономное движение транспортных средств. Сделаны выводы об основных направлениях развития и сложностях на пути создания ассистирующей системы на базе лидара для сервисных транспортных средств аэропортов.
Ключевые слова: *лидар, автоматизация, транспортное средство.*

A. S. Koshkarov*
PhD, Tech., Associate Professor
V. P. Semenova*
PhD Student
**St. Peterburg State University of Aerospace Instrumentation*

ANALYSIS OF APPROACHES TO AUTOMATING THE MOVEMENT OF LAND VEHICLES USING LIDAR

Within the framework of assessment of the current level of technological development of lidar-based assistive navigation systems, domestic and foreign developments of specialists in the field of construction and application of such systems providing autonomous movement of vehicles are considered. Conclusions are made about the main directions of development and difficulties on the way of creating a lidar-based assistive system for airport service vehicles.
Keywords: *lidar, automatization, vehicle/*

Согласно глобальному аэронавигационному плану (ГАНП) ИКАО, описывающему основные стратегии развития международной авиации, тенденция к увеличению объема авиаперевозок удваивается каждые 15 лет [1, 2]. В связи с этим возрастает потребность в большом количестве обслуживающего персонала и техники на территории аэропорта. Ежемесячно на территории аэродрома во время эксплуатации воздушных судов (ВС) происходят инциденты, связанные со столкновениями спецтехники и ВС, что приводит к временному выводу из эксплуатации транспорта и еще большей загруженности трафика аэропорта. Причинами данных инцидентов являются ограниченная оптическая видимость у водителя спецтранспорта и отсутствие активных оптических датчиков и автоматизированных систем на спецтранспорте, которые могли бы предотвращать опасное сближение. Так как основной целью шестого издания ГАНП от 2019 года является развитие аэронавигационной системы путем поощрения инвестиций и инноваций в сфере внедрения передового опыта из других отраслей транспорта [3], предлагается рассмотреть основные достижения отечественных и иностранных специалистов в области автоматизированного движения с использованием лидарных технологий за последние пять лет. На рис. 1 показана общая классификация способов, используемых в современных разработках, направленных на повышение ситуационной осведомленности об окружающем пространстве и реализацию автономного движения транспортных средств.

Состояние разработок ассистирующих автомобильных систем ситуационной осведомленности о препятствиях в РФ

Строительство многополосной автомагистрали, соединяющей Балтику и Дальний Восток, послужило толчком к созданию автомати-

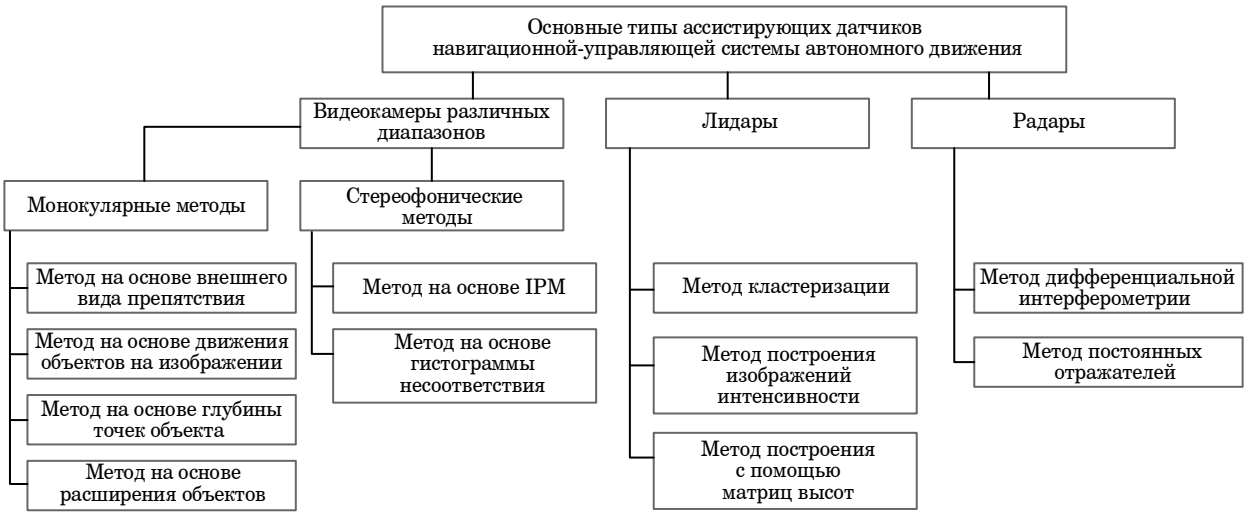


Рис. 1. Основные способы получения ассистирующей информации, используемой в интересах автономной навигации

зированных машин компании КАМАЗ. Первые испытания беспилотного грузовика были проведены в Набережных Челнах в мае 2015 года. Система, состоящая из радаров, лидаров, видеокамеры и систем навигации, развилась и реализовалась в полностью автономном самосвале «Юпитер 30» (рис. 2, *а*), представленном в конце июня 2022 года. Необходимые датчики размещены с обеих сторон транспорта, что обеспечивает экономию топлива и времени на совершение маневров, а рекуперация энергии при торможении и езде по склону карьера является дополнительным техническим решением, улучшающим его эксплуатационные характеристики. За семилетнюю работу автогигант КАМАЗ протестировал беспилотные грузовики на различных территориях страны: Московская область, Ямало-Ненецкий автономный округ, Кемеровская область и наконец в октябре 2022 года запустил собственный полигон для тестирования беспилотных грузовиков. Потребность в таком типе машин на 2024 год оценивается в 189 единиц [4] для решения задач логистики таких компаний, как Ozon, Почта России, Деловые линии Evocargo и X5 Retail Group.

Транспортная компания в отрасли информационных технологий Яндекс ведет разработки в создании автономного автомобиля с 2017 года. Летом 2020 года компания представила четвертое поколение беспилотного автомобиля на базе Hyundai Sonata (рис. 2, *б*), где использует новый набор сенсоров: шесть радаров, шесть базовых камер, три разнофокусных камеры и четыре лидара. Устройства сканируют пространство вокруг и передают информацию в аппаратный комплекс, расположенный в багажном отделении. С этими данными работают алгоритмы компьютерного зрения и машинного обучения. Благодаря им беспилотный автомобиль распознает, что происходит вокруг, предсказывает, как будет развиваться дорожная ситуация, а после планирует движение. Для работы технологии не требуется наличие постоянного интернет-соединения или специальная дорожная инфраструктура. Автомобиль может ездить в тех же условиях, что и обычный водитель, видеть знаки, понимать разметку и ориентироваться в меняющихся условиях [5]. С октября 2021 года компания Яндекс обеспечивает собственными лидарами все беспилотные автомобили на базе Hyundai Sonata, что позволило уменьшить затраты по выпуску беспилотных автомобилей четвертого поколения в два раза.

В марте 2022 года правительство разрешило запустить эксплуатацию беспилотных Яндекс такси в столичном районе Ясенево, на территории Иннополиса в Татарстане, а также на федеральной территории «Сириус» и «Сколково». Также для поддержания стремительного развития беспилотного транспорта в России Росстандартом было утверждено восемь ГОСТов [6] для беспилотных автомобилей с искусственным интеллектом, которые вступят в силу с 1 января 2023 года.

Развитием беспилотных автомобилей в России также занимается подразделение Сбера – СберАвтоТех. Созданное в апреле 2020 года после нескольких циклов исследовательских и конструкторских работ компания представила первую серию собственных автономных автомобилей (рис. 2, *в*). СберАвтоТех прошли испытания в зимних погодных условиях на улицах

Москвы и летом 2022 года выехали на улицы Санкт-Петербурга. Беспилотники с водителем-испытателем за рулем перевозили пассажиров по улицам Крестовского острова. На автомобиле было установлено шесть радаров, пять лидаров, камеры и оригинальный софт, написанный на языке C++.

Активное развитие беспилотного транспорта также реализуется и в железнодорожной сфере. АО «НИИАС» в 2015 году начал разработку полностью автоматизированного беспилотного локомотива. На станции Лужской в Москве через два года был запущен первый беспилотный локомотив (рис. 2, *г*) с установленным на нем радарами, лидара и камерами, представляющими прототип системы технического зрения. В 2019 году на Московском центральном кольце (МЦК) началось тестирование электропоездов с системами технического зрения и дистанционного управления, которые позволяют машинисту запускать движение поезда, осуществлять контроль тяги и торможения в автоматическом режиме. В основе технологии – система маневровой автоматической локомотивной сигнализации без машиниста (МАЛС БМ).

В сентябре 2022 года на ежегодном техническом семинаре «Технологий позиционирования на железнодорожном транспорте» обсуждалась проблема в области автономных поездов: автоматизация торможения возле отметки «остановка первого вагона». Для разрешения данной задачи была предложена технология высокоточного позиционирования электропоезда на платформах по данным лидара. Для построения изображения отметки «остановка первого вагона» было установлено два лидара внизу первого вагона. Остановка перед знаком с помощью предложенного решения осуществлялась с погрешностью от ± 0,171 м до ±0,353 м при допустимой точности в ± 0,25 м. Ошибки остановки были связаны с наличием других знаков, расположенных рядом с отметкой «остановки первого вагона».

Все исследования, проводимые в области автоматизации движения на железных дорогах, направлены на достижение четвертого уровня автономности, который исключает нахождение машиниста в вагоне [7].

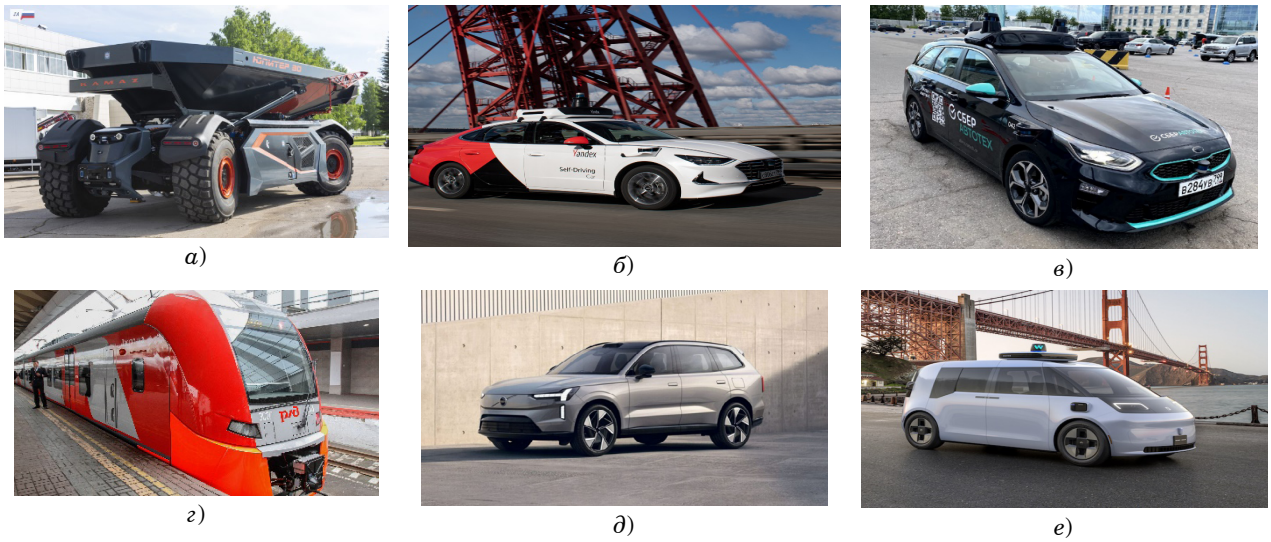
Состояние разработок ассистирующих автомобильных систем ситуационной осведомленности о препятствиях мировыми производителями

Мировой рынок беспилотных автомобилей оценен в 20,3 млн штук. Такие данные в середине февраля 2022 года опубликовала компания ResearchAndMarkets. Крупными производителями беспилотников на основе лидарных технологий являются Honda (Япония), Volvo (Швеция), Waymo (США).

Первой компанией, представившей на мировом рынке автомобиль третьего уровня автономности, стала Honda. В 2021 году она выпустила технологию Traffic Jam Pilot, отвечающую требованиям автоматизированного вождения в условиях дорожных заторов и поездки на магистрали. Комплекс позволяет водителю передать в автоматическое управление автомобиль на обгонах, но с отслеживанием движения по дороге. Седан Honda Legend Sensing Elite имеет стереокамеру, пять миллиметровых радаров и пять лидаров, расположенных по периметру кузова. Также положение автомобиля отслеживает навигационная система. Седан дополнен световой индикацией, светодиодные огни которой на переднем и заднем бамперах сигнализируют окружающим об активации автопилота. Honda Legend Sensing Elite выпущен в 100 экземплярах и в настоящее время рассчитан только на японский рынок [8, 9].

Полностью электрический автомобиль с высокопроизводительным лидаром Luminar был выпущен совместно с компанией Volvo Cars в модели Volvo EX90 (рис. 2, *д*) в ноябре 2022 года. Лидар, установленный на крышу автомобиля, оснащен функцией отслеживания формы, которая позволяет на расстоянии 250 метров определить позу человека, положение его рук и ног, что позволяет снизить риск серьезных дорожно-транспортных происшествий (ДТП) на 20%. Автопилот третьего уровня позволяет водителю Volvo убирать руки с руля и уводить взгляд от дороги, а платформа Nvidia Drive способна характеризовать состояние водителя. Автомобиль также оснащен системой автоматического торможения, контроля разметки и слепых зон [10, 11].

Самым крупным производителем технологий для беспилотных автомобилей является компания Waymo. Система автомобилей данной компании использует информацию, поступающую с видеокамер, лидара, установленного на крыше, радара, установленного в передней части автомобиля, и датчика, подключенного к одному из задних колес и отслеживающего позицию автомобиля на карте. Получив разрешение на перевозку пассажиров в беспилотных авто в Сан-Франциско, Waymo представила беспилотное такси (рис. 2, *е*) без руля, педалей и боковых зеркал в ноябре 2022 года. Автомобиль оснащен блоком с лидаром, установленным на крыше, который дополнительно выступает в роли световой вывески, позволяющей пассажирам видеть при-



а) *б)* *в)* *г)* *д)* *е)*

Рис. 2. Изображения беспилотного транспорта: а – КамАЗ, самосвал «Юпитер 30»; б – Яндекс, Hyundai Sonata; в – СберАвтоТех, Kia Ceed; г – поезд «Ласточка» РЖД с тестированием уровня автоматизации GoA4; д – Volvo, Volvo EX90; е – Waymo, Waymo One

ближающееся такси. Также по углам кузова расположены камеры и датчики, обеспечивающие функцию автономного вождения [12].

Таким образом можно выделить основные проблемные вопросы в развитии лидарных систем ситуационной осведомленности о препятствиях, используемых для автоматизации движения транспортных средств:

– физическое уменьшение размеров лидарного блока и блока обработки для расширения возможностей интеграции;

– высокая зависимость качества результата от точности встроенного навигационного комплекса;

– огромный объем записываемых данных, обладающих к тому же сложной структурой;

– выбор наиболее удачных конструктивных решений как по используемой длине волны (905 нм, 1064 нм, 1550 нм), так и по способам сканирования (механический, MEMS, OPA).

Несмотря на то, что лидарная технология была применена уже в 1961 году, значительное развитие она получила за последние десятилетия. Ее функциональная совместимость с другими технологическими системами обеспечивает гибкое и точное управление подвижными объектами и приводит к идеям использования лидарных технологий в других отраслях транспорта: в авиации, морском судовождении, в смежных научных дисциплинах: биологии, экологии и метеорологии [13, 14]. Наблюдая за результатами текущих исследований, видно, что наибольшее внимание уделяется автомобильным перевозкам в связи с их высокой сложностью и наиболее распространенным применением. В настоящее время на рынке представлено несколько моделей от нескольких производителей разного назначения, которые уже имеют удовлетворительные результаты. Но технология не идеальна, поэтому будущие исследования будут направлены на разрешение существующих технологических ограничений. Например, на увеличение дальности обнаружения препятствий для обеспечения своевременной реакции у человека-оператора или автономной системы.

Усовершенствование компонентов лидарной системы будет способствовать улучшенному обнаружению объектов на больших расстояниях путем повышения разрешения трехмерных облаков точек и модернизации используемых вычислительных алгоритмов [15]. Внедрение машинного обучения, которое также обеспечит надежное обнаружение объектов на больших расстояниях, имеет большие перспективы развития в создании автономного транспорта. Кроме того, постоянное развитие используемой электроники должно уменьшить габариты лидарной системы и обеспечить ее гибкую интеграцию с различными автономными системами. Более того, развитию лидарных технологий и их широкому применению в реальных транспортных системах будут способствовать исследования, направленные на повышение производительности в неблагоприятных погодных условиях. Эта крайне важная область потребует разработки узкоспециализированных алгоритмов обработки сигналов. Наконец, новые подходы к обработке сигналов также будут играть жизненно важную роль в объе-

динении данных от различных датчиков, поскольку лидар станет неотъемлемой частью мультисенсорных систем.

Библиографический список

1. *Княжский А. Ю., Плясовских А. П.* Цифровая модель движения на аэродроме // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 3. С. 96–106. DOI: 2542-0542-2020-3-96-106.

2. Глобальный аэронавигационный план. URL: https://www4.icao.int/ganpportal/ (дата обращения: 10.12.2022).

3. *Уильям Райн Кларк*. Новый ГАНП и взгляд в будущее. URL: https://www.aviaport.ru/digest/2020/02/20/627387.html (дата обращения: 10.12.2022).

4. *Холявко А.* Беспилотные автомобили. URL: https://sk.ru/news/bespilotnye-avtomobili-kto-razrabatyvaet-ih-v-rossii-i-chto-meshaet-razvitiyu-rynka/ (дата обращения: 10.12.2022).

5. Беспилотный автомобиль Яндекс. URL: https://bespilot.com/news/366-yandex-bespilot (дата обращения: 27.11.2022).

6. ГОСТ Р 70249-2022 Системы искусственного интеллекта на автомобильном транспорте. Высокоавтоматизированные транспортные средства. Термины и определения. М.: Российский институт стандартизации, 2022. С. 16.

7. Развитие беспилотных технологий на железнодорожном транспорте. URL: https://habr.com/ru/post/502202/ (дата обращения: 20.11.2022).

8. Honda launches next generation Honda SENSING Elite safety system with Level 3 automated driving features in Japan. URL: https://hondanews.com (дата обращения: 10.12.2022).

9. Мировой рынок беспилотных автомобилей. URL: https://www.tadviser.ru/ (дата обращения: 10.12.2022).

10. Флагманский кроссовер Volvo EX90. URL: https://www.ixbt.com/news (дата обращения: 10.12.2022).

11. Luminar. URL: https://www.luminartech.com/technology/ (дата обращения: 10.12.2022).

12. *Разин А.* Беспилотное такси Waymo. URL: https://3dnews.ru/1077699/waymo-i-zeekr-prodemonstrirovali-bespilotnoe-taksi-bez-rulya-pedaley-i-bokovih-zerkal (дата обращения: 10.12.2022).

13. *Li Y., Ibanez-Guzman J.* Lidar for autonomous driving: the principles, challenges, and trends for automotive lidar and perception systems // IEEE Signal Process. 2020. №.37. P. 50–61. DOI: 10.1109/MSP.2020.2973615.

14. *Royo S., Ballesta-Garcia M.* An overview of lidar imaging systems for autonomous vehicles // LiDAR и Time-of-Flight Imaging. 2019. № 9. P. 4093.

15. *Badrloo S., Varshosaz M., Pirasteh S., Li J.* Image-based obstacle detection methods for the safe navigation of unmanned vehicles: a review // Trends, Innovative Developments and Disruptive Applications in UAV Remote Sensing. 2022. №. 14. P. 3824.

УДК 629.78 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-58-62**

А. С. Кошкаров*
кандидат технических наук, доцент
И. С. Шерстюкова*
студент
Ю. О. Куликовская*
студент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

АНАЛИЗ ОПЫТА СОЗДАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ МЕЖСРЕДНЫХ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ЕВРОПЕЙСКИМ КОСМИЧЕСКИМ АГЕНТСТВОМ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

В статье рассматриваются основные европейские программы по созданию межсредных воздушно-космических летательных аппаратов (МВКЛА) в период от начала «Ракетной гонки» до 90-х гг. и в настоящее время, анализируется опыт, приобретенный в ранних космических программах и его влияние на текущее состояние разработки в Европейском космическом агентстве.
Ключевые слова: *межсредные воздушно-космические летательные аппараты (МВКЛА), европейские космопланы, космический аппарат (КА).*

A. S. Koshkarov*
PhD, Tech., Associate Professor
I. S. Sherstyukova*
Student
Yu. O. Kulikovskaya*
Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

ANALYSIS OF THE EXPERIENCE OF THE EUROPEAN SPACE AGENCY'S DEVELOPMENT AND USE OF INTERMEDIATE AEROSPACE VEHICLES FOR THE DEVELOPMENT OF ADVANCED SPACE SYSTEMS

The article examines the main European programs for the creation of inter-medium aerospace aircraft in the period from the beginning of the "Rocket Race" to the 90s and now, analyzes the experience gained in early space programs and its impact on the current state of development in the European Space Agency.
Keywords: *inter-medium spacecraft, European spaceplanes, spacecraft.*

Космос на протяжении многих веков притягивал человека, это вылилось в создание космических станций, ракет, спутников, а также соревнование государств за право овладеть космическим пространством. «Ракетная гонка» в рамках противостояния Советского Союза и Соединенных Штатов в период холодной войны представляла собой стремление стран разработать как можно более совершенные технологии и создать передовые типы летательных аппаратов преимущественно в оборонительных отраслях. Стартом гонки вооружений можно считать 4 октября 1957 года, когда Советским Союзом был запущен первый искусственный спутник Земли. Именно космические исследования имели большое значение для научных и военных разработок держав, которые преследовали цель продемонстрировать свою технологическую мощь.

«Ракетная гонка» хоть и началась с достижений СССР, но в сфере создания межсредных космических летательных аппаратов первое место заняли США, так как именно они первыми запустили 12 апреля 1981 года шаттл «Колумбия». Этот пуск обозначил новый виток в развитии технологий создания космических аппаратов (КА), а также принципиально новые аэродинамические компоновки и материалы. От США и СССР не отставали и европейские страны.

Существует три принципиальных схемы компоновки МВКЛА: с ракетой-носителем (Буран, Hermes), с внешним топливным баком и твердотопливными ускорителями (шаттлы программы «Space Shuttle»), с разгонной тележкой (Спираль, HOTOL). Каждый вид КА имеет особенности, наименее популярным видом является использование разгонной тележки, потому что для взлета и посадки нужно специальное покрытие взлетно-посадочной полосы и создание особых двигателей для разгонного аппарата. Также эксплуатация МВКЛА отличается от эксплуатации, например, ракет-носителей и спутников, так как космопланам требуются двигатели орбитального маневрирования, специальная теплозащита корпуса для преодоления температурных нагрузок при входе в атмосферу во время посадки. Специальная компоновка фюзеляжа, крыла и рулевых поверхностей (элевонов и флаперонов) предназначена для орбитального маневрирования, стыковки с космическими станциями и осуществления самолетной посадки.

Проведя исторический анализ развития космических программ в области разработки межсредных летательных аппаратов США, СССР, и стран Европы, можно прийти к выводу, что Европа уступала своим соперникам. Причина этого заключалась в отсутствии ранней кооперации между странами, которая привела к снижению спроса на новые космопланы, так как самыми востребованными многоразовыми транспортными системами были американские «шаттлы».

На диаграмме представлено соотношение космических программ в области разработки межсредных космических летательных аппаратов.

США: Tsien Spaceplane, BOMI, BRASS, HYWARDS, ROBO, Alpha Draco, RTTOCV, M2, ASSET, HL-10, ILRV, FDL-5, BGRV, Reentry-F, X-24B/FDL-7, STS, SWERVE, TAV, HL-20, X-38, X-37, Dream Chaser.

Европейское космическое агентство: Hermes, HOTOL, FESTIP, PRE-X, Phoenix, EXPERT, USV, SOCRATES, IXV.

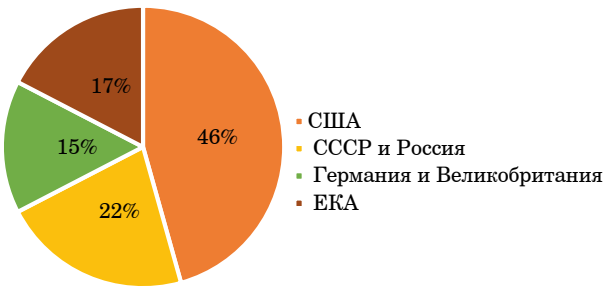


Рис. 1. Оценочная диаграмма доли вклада космических держав в проекты космопланов

СССР и Россия: ВКА-23, ОКБ-Ракетоплан, Спираль-ОС, Миг-105, Буран, БОР-4, ЛКС, Макс, Ориол, Клипер.

Германия и Великобритания: Silverbogel, Whitworth Pyramid, JunkersRT-8, MUSTARD, BUMERANG, Sanger II, PLATO.

Причиной создания ЕКА (Европейского космического агентства) в 1975 году являлась кооперация европейских стран для создания собственной космической программы, конкурентоспособной по отношению к американскому «Space Shuttle» и советской программе «Энергия – Буран». В состав ЕКА вошли Франция, Западная Германия, Италия, Великобритания, Испания, Швеция, Швейцария, Дания, Нидерланды, Бельгия и Ирландия.

Европейское космическое агентство, начиная с 1980-х годов проводит опытно-конструкторские работы и летные испытания по проектам межсредных летательных аппаратов, демонстрируя свой высокий уровень конструкторских разработок относительно стран лидеров космической деятельности.

Европейский разработки в области космопланов в период до 90-х годов

Мустард (Mustard, Germany and UK, годы разработки: 1962–1968)

Мустард (MUSTARD: Multi-Unit Space Transport And Recovery Device) – многоразовый космический аппарат, разработка которого велась Британской авиастроительной корпорацией (БАК) в 1960-х годах. КА задумывался как модульное транспортное средство, способное летать со скорость в 5 раз превышающей скорость звука. Планировалось, что система будет иметь вертикальный взлет и обычную горизонтальную посадку, модульность позволяла бы отбрасывать части аппарата при взлете и тем самым ускорять подъем на суборбитальную траекторию. Программа не финансировалась британским правительством, поэтому после завершения последнего крупного проектного исследования в начале 1967 года программу решено было закрыть. Знания, полученные в программе Мустард, были применены в других областях, например, при работе над Хотол [1].

Гермес (Hermes, ЕКА, годы разработки: 1984–1992)

Гермес – многоразовый пилотируемый космический самолет, над которым французский Национальный центр космических исследований начал работу в 1978 году. Он является полезной нагрузкой для ракеты Ариан-5. Космоплан Гер-

мес выглядел как уменьшенная версия американского шаттла с грузоподъемностью 15 тонн или экипажем до шести астронавтов и 4-5 тоннами груза. Предполагалось, что его пилотируемые миссии будут направлены на обслуживание и строительство космических станций, а также возможный ремонт спутников [1].

В октябре 1986 г. ЕКА выделило средства на определение задач и облика Гермеса, а в ноябре 1987 г. в Гааге программа была окончательно утверждена как общеевропейская. Многочисленные сложности, возникавшие по ходу работ, приводили к частым изменениям во внешнем виде и параметрах космоплана. Постоянно росла масса корабля, и вслед за ней приходилось увеличивать размеры ступеней, массу топлива и грузоподъемность ракеты-носителя (РН) Ариан-5. Развязка наступила в 1992 г., когда программа «Гермес» превратилась в беспилотную технологическую программу «Гермес Х-2000». В ноябре 1992 г. на Совете ЕКА ее бюджет был урезан, а в октябре 1993 г. программа, на которую было потрачено 15 лет труда и, по разным оценкам, от 1.6 до 2.0 млрд $, была окончательно закрыта [2].

Зенгер II (Sanger-II, Germany and UK, годы разработки: 1985–1992)

В основе западногерманский проекта Зенгер лежат идеи немецкого инженера по аэрокосмической технике Ойгена Зенгера о создании ракетного самолета с максимальной скоростью 11000 миль/ч. Эти оригинальные идеи были совместно разработаны компанией MBB (Messerschmitt-Bölkow-Blohm) и Немецким аэрокосмическим исследовательским учреждением для производства Зенгера, двухступенчатой крылатой космической транспортной системы.

Первая ступень Зенгера представляла собой гиперзвуковой самолет с дельтовидным крылом длиной 50 м и массой 400 т, который мог использоваться как глобальный транспортный самолет и нести меньший крылатый орбитальный аппарат (вторая ступень). Обе ступени могли совершить посадку в обычном аэропорту. Орбитальный корабль планировалось использовать для полетов на космические станции, перевозки грузов и орбитальных пассажирских перевозок. Однако проект был закрыт в 1974 году, за 11 лет разработок не было создано ни одного прототипа аппарата [3].

Концепция Зенгер-2 была инициирована компанией MBB (Messerschmitt-Bölkow-Blohm) в 1985 году. Это привело к заключению контракта с Министерством исследований и технологий Германии в 1987 году. В период с 1988 по 1993 год продолжалось финансирование в рамках немецкой программы гиперзвуковых технологий, что привело к наземному запуску первого европейского турбореактивного двигателя в 1991 году.

Однако программа Зенгер-2 была отменена из-за осознания того, что дальнейшая разработка будет невероятно дорогостоящей, а любые конструктивные преимущества будут меньше, чем те, которые в то время предлагала РН Ариан-5 [4].

Хотол (HOTOL, UK, годы разработки: 1983–1988)

Хотол – многоразовый транспортный космический корабль, с горизонтальным взлетом и посадкой, британский проект космического самолета, вероятно, представлял собой самый большой технологический «прыжок в темноту», поскольку для его успеха требовалась разработка совершенно новой формы двигателя. Взлет КА планировался без РН. Проект был основан на идеях, возникших в 1983 году в подразделении Space & Communications компании British Aerospace (BAe). Они стали предметом двухлетнего исследования по проверке концепции, совместно финансируемого BAe, Rolls Royce и британским правительством. Общие расходы на программу к 1985 году оказались равными 3 млн фунтов стерлингов.

Задачи Хотола были аналогичны задачам Гермеса: вывод полезной нагрузки на низкую орбиту, возвращение искусственных спутников Земли с низкой орбиты, возвращение полезной нагрузки с орбитальной станции. Схема двигательной установки так и остается засекреченной, так как имеет «военную ценность».

Изначально Хотол проектировался как беспилотный, все детали полета должны были обрабатываться компьютером. Помимо использования в космосе, Хотол мог найти применение в качестве международного пассажирского корабля. Его грузовой отсек мог включать отделяемый модуль, способный обеспечить места для 60 пассажиров для часового полета, например, из Лондона в Сидней. Другими словами, Хотол мог бы преодолеть разрыв между потребностями стандартного отдыхающего и государственного оператора, но разработка так и осталась на бумаге.

Скайлон (Skylon, UK, годы разработки: 1989 – настоящее время)

Скайлон — это одноступенчатая система выведения на орбиту, которая может взлетать со взлетно-посадочной полосы и после доставки полезной нагрузки возвращаться на взлетно-посадочную полосу таким же образом, как и обычный самолет. Как таковая, она представ-

ляла собой уникальную техническую задачу, целями которой являлись создание и эксплуатация системы на коммерческой основе.

Космический самолет Скайлон был заимствован из проекта HOTOL компании British Aerospace с его двигателями Rolls Royce RB545. Эти два проекта активно изучались в течение 25 лет, и было проведено значительное количество вспомогательных работ. Хотя Скайлон основан на Хотол, он имеет существенные изменения в конфигурации планера и двигателей. В общей конфигурации двигатели были перенесены на законцовки крыла, планер был переделан из полумонокока со структурным водородным баком в композитную ферму с подвесным неструктурным баком и аэрооболочкой.

Рабочая конфигурация была окончательно доработана в 2003 году. Аппарат имеет длину 83 м с размахом крыльев 25 м и предназначен для перевозки полезной нагрузки диаметром 4,6 и длиной 12 м.

Разработка Скайлона займет 9,5 лет и обойдется в 9518 млн (цены 2004 года). Программа разработки предусматривает создание аппарата с ресурсом 200 полетов. Предполагается, что серийный выпуск 30 аппаратов будет стоить около 565 млн евро. В процессе эксплуатации стоимость запуска должна составить 6,9 млн евро за полет или меньше.

Ключевой инновацией в аппарате Skylon является ферменный каркас, изготовленный из пластикового композита, армированного углеродным волокном [5].

Текущее состояние планов по разработке межсредных космических летательных аппаратов Европейского космического агентства.

Используя опыт, извлеченный из эксплуатации Гермеса, ЕКА решило провести детальные концептуальные исследования на общепринятой согласованной основе между участвующими странами в рамках программы исследований будущего европейского космического транспорта FESTIP. Основная цель FESTIP заключалась в том, чтобы позволить Европе принять решения по разработке ракеты-носителя следующего поколения. Программа была определена в 1994 году и сыграла ключевую роль в определении общих целей среди участвующих агентств, тем самым обеспечив путь к разработке ключевых технологий.

В 1998 году команда FESTIP выбрала FSSC-15 HOPPER в качестве окончательной концепции и решила продолжить работы по детальному проектированию в рамках запланированной программы Future Launcher Technology Programme (FLTP), рассчитанной на 1999-2005 годы. Основываясь на концепции HOPPER, немецкая программа ASTRA начала разработку испытательного аппарата Феникс. Основной целью было продемонстрировать полностью автономный заход и посадку для конфигурации, обладающей относительно низкими летными качествами на малой скорости. В 2004 году аппарат совершил единственный испытательный полет, выполнив полностью автономную посад-

а) б) в) г) д)

Рис. 2. Изображения проектов межсредных летательных аппаратов: а – Гермес; б – Зенгер; в – Хотол; г – Мустард; д – Скайлон

ку. Однако несбалансированное участие в программе различных государств-членов и последующие проблемы с реализацией процедур привели к тому, что FLTP была приостановлена и в конечном итоге отменена вместе с концепцией суборбитального корабля HOPPER и его испытательным аппаратом Феникс. Еще одним МВКЛА, основанным на конфигурации HOOPER, была программа SOCRATES. Этот проект был свернут после отказа от HOOPER.

После закрытия FTLP в 2004 году была начата программа FLPP для подготовки следующего поколения ракет-носителей, начиная с системных исследований, проведенных в рамках программы FESTIP. Первой из этих программ была европейская испытательная площадка Experiment Reentry Testbed (EXPERT), предназначенная для сбора данных об аэротермодинамических явлениях при входе в атмосферу с использованием геометрически простого, но хорошо оснащенного приборами не маневрирующего спускаемого аппарата. EXPERT провел несколько летных испытаний в качестве предшественника технического демонстратора IXV, предоставив важные данные для дисциплин аэротермодинамики.

Другая программа, ведущая к IXV, началась в конце 2000 года, когда французское космическое агентство CNES приступило к предварительным оценкам подъемного испытательного стенда под названием Pre-X. Основные цели были определены для разработки и демонстрации технологий в области терморегулирования, аэротермодинамики. После первоначального периода предварительного проектирования Pre-X был проведен расширенный детальный анализ конструкции и наземные испытания для развития аппарата, чтобы соответствовать планам экспериментов в полете. Конфигурация Pre-X стала основой демонстратора FLPP – IXV.

IXV — это последний пример, рассмотренный в рамках усилий ЕКА, большинство из которых были реализованы в качестве демонстраторов технологий для многоразовых ракет-носителей следующего поколения [6].

Рис. 3. Проектное изображение космоплана IXV разработки ЕКА

Вывод

Европейские исследования в области создания МВКЛА сыграли важную роль в становлении современного парка космических аппаратов. Анализируя опыт устаревших программ, необходимо проектировать более оптимизированные конструкции для аппаратов нового поколения, для этого требуется изучать литературу, в которой задокументированы историческое проекты.

Разработка современного космоплана займет много лет и, возможно, спустя некоторое время проект потеряет свою актуальность, так как не все европейские страны смогут поддерживать проект на протяжении долгого времени. В современном мире создание нового летательного аппарата – задача, требующая кооперации и больших материальных вложений, история создания МВКЛА наглядно это показала.

Библиографический список

1. *Тихонов К.* Альтернативная история космической гонки: необычный многоразовый космолет, который едва не построили британцы // Компьтерра. 2013.

2. *Гольдовский Д. Ю.* Космические программы западноевропейских стран. М.: Знание, 1987. 64 с.

3. *Glenis Moore*. European spaceplanes Hermes, Sanger or Hotol // Electronics&Power. 1987. April.

4. *Stenila Simon*. Development of the vehicle Configuration Compendium: a comprehensive data-information-knowledge system to aid in high-speed vehicle design // The University of Texas at Arlington. 2021. December.

5. *Longstaff Roger, Alan B*. The Skylon project // AIAA 17th International Space Planes and Hypersonic System and Technologies Conference. 2011/

6. *Rana L., Chudoba B*. Design Evolution and AHP-based Historiography of Lifting Reentry Vehicle Space Programs // AIAA Space. 2016. DOI: 10.2514/6.2016-5319.

УДК 629.7

А. Л. Кунтуров*
кандидат военных наук, доцент
С. А. Кунтуров*
ассистент
Д. А. Бобровский*
студент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

КОЭФФИЦИЕНТ СОВОКУПНОЙ ГОТОВНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА К ВЫПОЛНЕНИЮ ЗАДАЧ ПО ПРЕДНАЗНАЧЕНИЮ, КАК ПОКАЗАТЕЛЬ ОЦЕНКИ КАЧЕСТВА

В статье предложен расчет коэффициента совокупной готовности космического аппарата к выполнению задач по предназначению, который рассмотрен как показатель оценки качества, удовлетворяющий следующим требованиям: адекватность, чувствительность, комплексность, стохастичность, простота.
Ключевые слова: *коэффициент совокупной готовности, космический аппарат, показатель оценки качества.*

A. L. Kunturov*
PhD, Military, Associate Professor
S. A. Kunturov*
Assistant
D. A. Bobrovskiy*
Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

THE COEFFICIENT OF THE COMPREHENSIVE READINESS OF THE SPACE VEHICLE TO PERFORM THE TASKS ACCORDING TO THE PURPOSE, AS A QUALITY ASSESSMENT INDICATOR

The article proposes the coefficient of the cumulative calculation of computing power to perform the task for its intended purpose, which is considered as an indicator of assessing the quality, suitability of the device: adequacy; sensitivity; complexity; stochasticity; simplicity.
Keywords: *total demand coefficient, spacecraft, quality assessment.*

Объективно оценить исследуемый процесс или явление, их измерить или сравнить, представляется сложной частью деятельности и связано с оценкой ее качества и количества. На основании методов эталонирования, измерения и оценки качества можно принимать квалиметрические решения.

Понятие «качество» является одной из фундаментальных физических категорий: свойство или совокупность свойств объекта, в рассматриваемых условиях, космического аппарата (КА), определяющих пригодность применения его по назначению [1]. Свойства исследуемого объекта (КА) опишем, используя некоторую переменную, ее величина будет соответствовать уровню качества исследуемого объекта сообразно анализируемому свойству.

Определение уровня качества исследуемого объекта (КА) осуществляется при помощи совокупности показателей, которые позволяют оценить согласованность объекта (КА) его предназначению. Совокупность показателей представляет собой комплексный набор свойств исследуемого объекта (КА) – частные показатели качества. Этот комплексный набор свойств исследуемого объекта (КА) рассмотрим, как вектор, где число свойств объекта, востребованных для выполнения поставленной задачи, определит размерность вектора [2, 3].

Показатель оценки качества, соответствующий своему предназначению, должен удовлетворять требованиям: адекватности; чувствительности; комплексности; стохастичности; простоте.

Взяв за основу, результаты экспертной диагностики КА коэффициенты готовности, технического использования, сохранения эффективности, можно рассчитать величину W совокупной надежности КА. На основании полученных экспертных оценок комплексных показателей (коэффициенты готовности, технического использования, сохранения эффективности) надежности КА, а для решения задачи прогноза ресурса КА необходима формализация этих комплексных показателей, что и осуществлено в процессе работы.

Коэффициент совокупной готовности КА к выполнению задач по предназначению G, вычисляется как обобщенная интегральная оценка каждого i-го КА и является дифференциальным показателем его ресурсного потенциала [3, 4].

Для расчета коэффициента G, необходимо:

1. Получить экспертные оценки комплексных показателей (коэффициенты: a_i – готовности, b_i – технического использования, c_i – сохранения эффективности).

2. Рассчитать величину $W_{\max}$.

3. Рассчитать величину W_i – совокупной надежности i-го КА.

4. Вычислить величину h_i проекции W_i на $W_{\max}$.

Вычислить коэффициент G_i

Для вычисления максимальной величины $W_{\max}$ совокупной надежности:

$$W_{\max} = \sqrt{a_m^2 + b_m^2 + c_m^2}, \quad (1)$$

где a_m, b_m, c_m – максимальные значения коэффициентов: готовности, технического использования, эффективности.

Для вычисления i-й величины W_i совокупной надежности i-го КА:

$$W_i = \sqrt{a_i^2 + b_i^2 + c_i^2}, \quad (2)$$

где a_i, b_i, c_i – значения коэффициентов: готовности, технического использования, эффективности, полученных как экспертные оценки при диагностике i-го КА по комплексным показателям надежности [5, 7].

Вычисляя величину h_i проекции используем формулу:

$$h_i = \frac{a_i a_m + b_i b_m + c_i c_m}{W_{\max}}. \quad (3)$$

Тогда коэффициент совокупной готовности космического комплекса к выполнению задач по предназначению G i-го КА можно рассчитать по формуле:

$$G_i = \frac{h_i}{W_{\max}}, \quad (4)$$

где h_i – проекция величины W_i – i-го КА на OC_1.

Выведенная формула дает возможность вычислять G_i – коэффициент совокупной готовности i-го КА, показывая какова вероятность выполнения задач по предназначению i-м КА, что позволит оценить все КА входящие в состав ОГ КА и разделить их согласно критерию на классы (пригодности, оптимальности, превосходства).

Результирующим показателем оценки совокупной надежности КА может служить коэффициент G совокупной готовности КА к выполнению задач по предназначению, он полностью удовлетворяет указанным требованиям [7].

Адекватность – коэффициент совокупной готовности позволяет оценить качество готовности КА к выполнению задач по предназначению, как достижения основной цели. Чувствительность рассчитанного коэффициента определяет его критичность по отношению к трансформации исследуемых характеристик объекта. Коэффициент совокупной готовности удовлетворяет требованию комплексности показателя, он позволяет решать задачу исследования качества готовности КА к выполнению поставленных задач по предназначению без привлечения других характеристик, в виду их учета в данном показателе. Требование стохастичности показателя реализуется коэффициентом совокупной готовности тем, что рассматриваемый коэффициент дает возможность учесть при принятии решения неопределенность исходных условий, которые возникают от воздействия случайных факторов и экстремальных ситуаций [8].

Цель процесса оценивания совокупной готовности КА к выполнению задач по предназначению состоит в разработке и реализации суждений об качестве рассматриваемого объекта (пригодность, оптимальность, превосходство), при этом коэффициент совокупной готовности КА, рассматриваемый, как количественная характеристика, принимает измеренное значение.

Процесс оценивания объекта исследования содержит два этапа: первый этап – измерение показателя качества объекта исследования (количественного\качественного); второй этап – оценивание объекта исследования сообразно критерию качества (пригодности, оптимальности, превосходства).

Требование простоты показателя качества, предполагает простоту его расчета и возмож-

ность провести последующий анализ качества принятого решения в сжатые сроки с наглядной интерпретацией. Таким результирующим показателем оценки совокупной надежности КА может служить коэффициент G совокупной готовности КА к выполнению задач по предназначению.

Библиографический список

1. *Петухов Г. Б.* Основы теории эффективности целенаправленных процессов. Ч. 1. Методология, методы, модели. МО СССР, 1999. 660 с.

2. *Романов В. И.* Оптимизационные задачи управления качеством продукции. М.: Статистика, 2009. 70 с.

3. *Езерский В. В., Кунтуров С. А.* Анализ современных подходов к конструированию космических аппаратов // Научная сессия ГУАП: сб. докладов. В 3 ч. 2018. С. 72–77.

4. Бортовое оборудование космических аппаратов / В. Д. Атамасов [и др.]. СПб.: ВКА, 2006. 404 с.

5. *Кунтуров А. Л., Кунтурова Н. Б.* Кластеризация группировки космических аппаратов спутниковой связи – ключевого пункта развития цифровой экономики // Цифровая трансформация экономической деятельности: сб. статей. СПб. 2022. С. 39–44.

6. *Бородкин П. А.* Новая концепция эксплуатации космических аппаратов на орбите // Зарубежное военное обозрение. 2000. № 3. С. 38–39.

7. *Кунтурова Н. Б., Кунтуров С. А., Скорина С. Ф.* Структурная схема информационно-аналитической системы оценки надежности элементов пилотажно-навигационного оборудования аэрокосмических систем // Телекоммуникации. 2018. № 2. С. 23–27.

8. *Королев С. С., Силантьев С. Б., Фоминов И. В.* Космическая робототехника – одно из самых перспективных направлений развития современной космонавтики // Журнал «ВКС». 2016. № 2 (87). С. 44–47.

УДК 629.7

Д. Э. Мамбеталиев*
аспирант
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ТРЕБОВАНИЯ К РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ DAA В СООТВЕТСТВИИ С ДЕЙСТВУЮЩИМ СТАНДАРТОМ RTCA-DO366

Рассмотрены требования к радиолокационной станции (РЛС) DAA, ключевые функции системы, принципы обнаружения и предотвращения столкновений, категории разделения типов ВС на основании действующего стандарта RTCA-DO366.
Ключевые слова: *требования к РЛС DAA, обнаружение и предотвращение, беспилотная авиация.*

D. E. Mambetaliev*
PhD Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

DAA RADAR REQUIREMENTS IN ACCORDANCE WITH CURRENT RTCA-DO 366 STANDARDS

The requirements for the DAA radar, the key functions of the system, the principles of collision detection and prevention, the categories of separation of aircraft types based on the current RTCA-DO366 standard are considered.
Keywords: *DAA radar requirements, detection and prevention, unmanned aircraft.*

В условиях повышенной авиационной загруженности, применения большого разнообразия типов беспилотных воздушных судов (БВС), системы DAA служат для обнаружения объектов, идентификации угроз и формирования рекомендаций и команд внешнему оператору для предотвращения столкновений в воздушном пространстве.

Использование стандартов, разработанных Радиотехнической комиссией по аэронавтике имеющих договора в разработке стандартов с Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) и рядом наднациональных регуляторов, является общемировой практикой.

Регулирование и стандартизация систем DAA в мире:

– Глобальный Регулятор – ИКАО (SARPS, инструктивный материал).

– (UTM/VLL): регулирование на национальном уровне.

– (UAM): регулирование на национальном уровне.

Стандарты эксплуатационных характеристик, предъявляемые к системам DAA описаны в стандарте RTCA DO-366.

Ключевые функции:

1. Наблюдение за окружающим трафиком (Traffic Surveillance).

2. Выдерживание безопасных интервалов посредством DAA (DAA Remain Well Clear – RWC).

3. Предотвращение столкновений посредством DAA (DAA Collision Avoidance – CA).

Состав системы DAA:

1. Бортовой радиолокатор для определения необорудованных транспондерами воздушных судов (ВС).

2. Система предотвращения столкновений TCAS, совместимая с технологиями гражданской авиации.

3. Спутниковое автоматическое зависимое наблюдение-вещание (АЗН-В In/Out) для трансляции информации о полете и получения аналогичных данных от других участников воздушного движения.

4. Система прогнозирования и отображения информации (Conflict Prediction and Display System).

Определение диапазона

Требования к характеристикам радара оцениваются между максимальной дальностью, называемой диапазоном радиолокационного объявления, и минимальной дальностью, называемой диапазоном рабочих характеристик ближайшего радиолокатора.

Диапазон радиолокационного объявления определяется как минимальное значение для

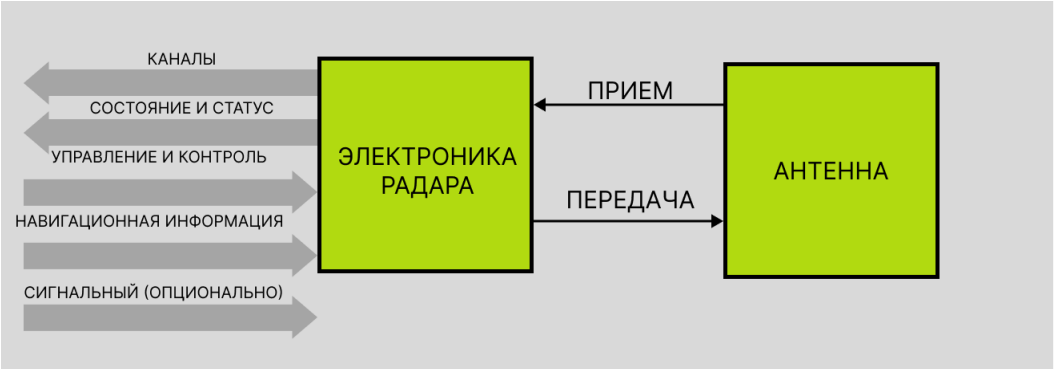


Рис. 1. Структурная схема РЛС

максимальной дальности, на которой должны быть выполнены требования к точности отслеживания нарушителя, генерируемого радаром. Диапазон радиолокационного объявления зависит от категории/скорости нарушителя, скорости собственного судна и угла пеленга нарушителя.

Категории нарушителей

Нарушители подразделяются на три категории в зависимости от скорости, размеров и типа ВС:

1. Малые, включают в себя планеры, воздушные шары и т. д., с репрезентативной истинной скоростью полета до 100 узлов.

2. Средние, включают в себя одномоторные самолеты с репрезентативной истинной скоростью полета до 130 узлов.

3. Большие, включают в себя двухмоторные и более крупные самолеты с репрезентативной истинной скоростью полета до 170 узлов [1].

Состояние и управление радаром:

1. Радар должен находиться в трех состояниях: выключен, находится в режиме ожидания и режиме передачи.

2. Радар должен находиться в выключенном состоянии при отсутствии подачи питания.

3. Радар должен находиться в режиме ожидания при первоначальном включении.

4. Радар должен обеспечивать возможность внешнего управления для включения или отключения передатчика и, таким образом, перевод радара в режимы передачи и ожидания соответственно.

Отображение данных радаром в процессор обработки:

1. Радар должен предоставлять отчет о радиолокационном канале, включающий уникальный идентификатор канала, оценку дальности полета самолета-нарушителя, скорость полета, азимута и углов места, оценки ошибок и время измерения, отображенной в табл. 1.

Таблица 1

Выходные данные канала

Данные радара-нарушителя	Примечания
Время применимости	Время измерения или оценки пути
Идентификатор канала	Нет
Диапазон отклонения	Нет
Точность диапазона наклона	Нет
Дальность действия	Нет
Точность оценки дальности	Нет
Угол элевации	Нет
Точность угла элевации	Нет
Азимут угла	Нет
Точность угла азимута	Нет
Номер приоритета канала	На основании приоритезации
Измеренный/ Предполагаемый флаг	Указывает, проводилось ли радаром измерение канала с момента последнего обновления

2. Радар должен генерировать и выводить отчеты о канале со средней частотой 1 Гц ±20% для всех существующих каналов, которые находятся между диапазоном радиолокационного объявления и диапазоном рабочих характеристик ближайшего радиолокатора.

Состояние радара:

1. При работе радар должен сообщать о статусе готовности или неисправности с интервалом в 1 секунду или менее.

Состояние готовности — признак того, что радар исправен.

2. Радар должен выдавать статус, указывающий, включен передатчик или нет.

Диапазоны частот радара

Применение радара должно обуславливаться использованием в одном из представленных диапазонов, указанных в табл. 2. Первые шесть относятся к Авиационной радионавигационной службе (ARNS) для первичных радаров воздушного наблюдения, указанном в отчете сектора радиосвязи Международного союза электросвязи (ITU-R) ITU-R M.2204, датированным ноябрем 2010 года. Последние два применяются для Международного союза электросвязи для общей радионавигации, которая включает в себя использование в авиационных, наземных и морских целях [2].

Таблица 2

Диапазоны частот радара

Диапазон	Частота
C	4,200–4,400 МГц
C	5,350–5,470 МГц
X	8,750–8,850 МГц
X	9,300–9,500 МГц
Ku	13,250–13,400 МГц
Ku	15,40–15,70 ГГц
K	24,45–24,65 ГГц
Ka	32,3–33,4 ГГц

Рассмотренные выше требования, применяемые к РЛС DAA в соответствии с действующим стандартом RTCA-DO366 предполагают под собой создание безопасной воздушной среды, обеспечивая беспилотным летательным аппаратам своевременное обнаружение и преждевременное предотвращение столкновений в воздухе.

Библиографический список

1. Minimum Operational Performance Standards (MOPS) for Air-to-Air Radar for Traffic Surveillance. RTCA DO-366. May 31, 2017.

2. Minimum Operational Performance Standards (MOPS) for Detect and Avoid (DAA) Systems. RTCA DO-365. March 26, 2020.

3. Characteristics and spectrum considerations for sense and avoid systems use on unmanned aircraft systems. ITU-R REPORT M.2204. November 1, 2010.

4. Minimum Information Requirements for an Unmanned Aircraft System Detect-and-Avoid Traffic Display under Full- Mission Conditions. FAA. August 2019.

5. ICAO. Global Air Traffic Management Operational Concept; 1st ed. ICAO. Montreal, QC, Canada, 2005.

6. ICAO Unmanned Aircraft Systems (UAS). Circular 328. In 2011–2012 UAS Yearbook – UAS: The Global Perspective. Blyenburgh & Co.: Paris, France, 2011.

УДК 62-978

Э. Л. Михайлова*
магистрант
А. М. Павлов*
старший преподаватель
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫХ К ПОЖАРОБЕЗОПАСНОСТИ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЧАСТЬЮ 33 АВИАЦИОННЫХ ПРАВИЛ

В статье рассмотрен вопрос подтверждения соответствия элементов электрооборудования газотурбинного двигателя (ГТД) требованиям пожаробезопасности, согласно пункту 33.17 части 33 Авиационных правил на примере подтверждения огненепроницаемости датчика уровня масла маслобака. Приведена последовательность проведения мероприятий, направленных на получение доказательной базы путем проведения соответствующих испытаний.
Ключевые слова: *ГТД, пожаробезопасность, сертификация, испытания, электрооборудование, датчик.*

E. L. Mikhailova*
Postgraduate student
A. M. Pavlov*
Senior Lecturer
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

CONFIRMATION OF REQUIREMENTS FOR FIRE SAFETY OF ELECTRICAL EQUIPMENT OF GTRS BY PART 33 OF AVIATION REGULATIONS

The article considers the issue of confirmation of compliance of GTE electrical equipment elements with fire safety requirements in accordance with paragraph 33.17 of Part 33 of the Aviation Regulations on the example of confirmation of oil tank oil level sensor fire resistance. The sequence of activities aimed at obtaining evidence by conducting appropriate tests is given.
Keywords: *GTE, fire safety, certification, testing, electrical equipment, sensor.*

Введение

В данной статье отражены базовые мероприятия, направленные на подтверждение одного из множества пунктов АП-33. На практике, к процессу Сертификации силовой установки имеет отношение большее количество нормативной документации: перечень сертификационных работ (ПСР), сертификационный базис (СБ), методические указания (МУ).

Безотказность работы силовой установки в рамках заданного ресурса является приоритетной задачей при модернизации или создании новых типов авиационных газотурбинных двигателей (ГТД). Необходимый минимум требований для прохождения сертификации вновь разрабатываемых силовых установок определяется Частью 33 Авиационных правил «Нормы летной годности воздушных судов» [1].

Сертификационные требования к электрооборудованию ГТД

Согласно АП-33, для подтверждения соответствия электрооборудования двигателя требуется подтверждение по следующим пунктам [1]:

33.17 – Пожаробезопасность.

33.17A –Электрическое соединение.

33.29 – Присоединение приборов.

33.69 – Система зажигания.

Определение метода подтверждения соответствия регламентируется кодами метода подтверждения соответствия (код МОС), расшифровка которых переведена в Части 21 Авиаци-

онных правил [2]. Коды МОС прописываются в конкретном перечне сертификационных работ (ПСР) – документе, созданном для каждого двигателя индивидуально: рядом с каждым пунктом АП-33 указаны соответствующие коды метода определения соответствия (коды МОС).

Из перечисленных выше пунктов испытания требуются лишь для подтверждения соответствия одному – 33.17. К электрооборудованию двигателя имеет отношение следующий подпункт:

«(b) За исключением случаев, указанных в пп. (c) и (e) данного параграфа, любые внешние магистрали, соединения и другие компоненты, в которых циркулируют или содержатся воспламеняющиеся жидкости при нормальных условиях работы двигателя, должны быть по крайней мере огнестойкими. Эти компоненты должны быть экранированы или расположены таким образом, чтобы исключить воспламенение жидкости в случае утечки» [1].

Методика подтверждения соответствия

В рамках статьи рассмотрен вопрос подтверждения соответствия электрооборудования ГТД требованию подпункта (b) пункта 33.17 Части 33 АП на примере подтверждения огненепроницаемости датчика уровня масла маслобака.

Расположение и крепление датчика уровня масла на маслобаке показано на рис. 1. Датчик уровня масла (1) устанавливается на фланец маслобака (4) посредством крепежных элементов – винтов (2), вкрученных в корпус маслобака и контровочных шайб (3).

Датчик в разрезе показан на рис. 2. Для обеспечения герметичности крепления датчика под его фланцем расположена уплотнительная жаропрочная прокладка (1), сохраняющая свои свойства при воздействии высоких температур. Между уплотнительной прокладкой и корпусом датчика установлено огнестойкое медное кольцо (2).

Требования к огнестойкости подключающего разъема и огненепроницаемости датчика прописываются на этапе разработки Технического задания (ТЗ) на датчик. Ввиду того, что разъем не контактирует напрямую с воспламеняющей жидкостью (ВЖ), к нему предъявляется требование огнестойкости. К корпусу датчика применяется требование огненепроницаемости по причине непосредственного контакта с масляной полостью. Проведение соответствующих автономных фрагментарных испытаний выполняет разработчик датчика, а после – предоставляет соответствующие результаты проведенных испытаний заказчику (разработчику двигателя). Установку датчика на маслобак производит разработчик силовой установки, поэтому проведение испытаний на огненепроницаемость соединения датчика с маслобаком является зоной ответственности разработчика двигателя.

Первым этапом на пути к подтверждению соответствия требованиям пожаробезопасности является разработка программы и методики испытаний (ПМ) – документа, включающего в себя подробную информацию об испытываемом объекте (установочные чертежи или эскизы, расположение горелки относительно испытываемого образца, требования к подаваемой воспламеняющей жидкости и т. д.) ПМ разрабатывается организацией – разработчиком двигателя и согласовывается с уполномоченными организациями – Авиарегистрами [3, 4]. Программа и методика испытаний составляется на основе Рекомендательного циркуляра (РЦ) на проведение огневых испытаний компонентов двигателяна огнестойкость – документа, разработанного и утвержденного АРМАК [3].

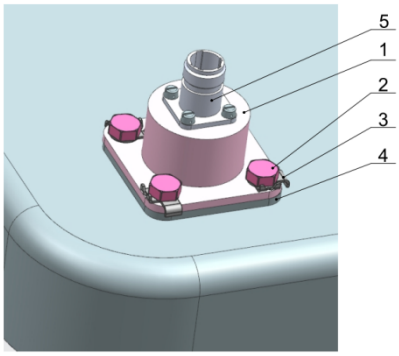


Рис. 1. Крепление датчика уровня масла к фланцу маслобака: 1 – датчик; 2 – винт; 3 – шайба; 4 – установочный фланец (прилив) на маслобаке

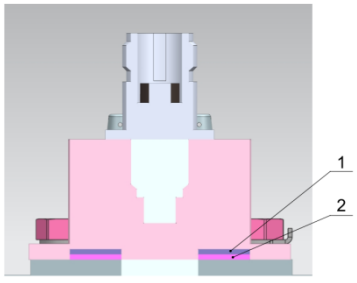


Рис. 2. Датчик в разрезе: 1 – герметизирующая уплотнительная прокладка, 2 – жаропрочное медное кольцо

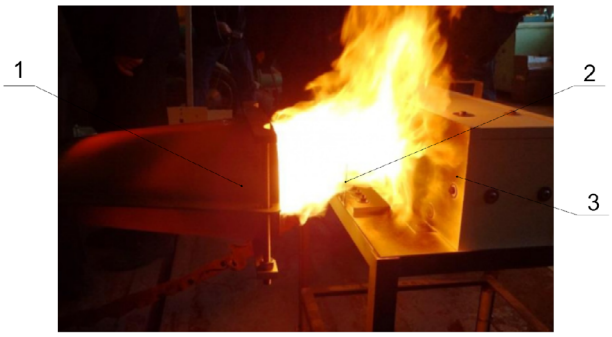


Рис. 3. Проведение испытаний на пожароустойчивость в ЦИАМ на специальном стенде: 1 – керосиновая горелка; 2 – термопары; 3 – испытуемый образец

Согласно требованиям, элементы конструкции, в которых циркулирует топливо, должны быть испытаны на огнестойкость. Критерием зачетности испытаний является отсутствие течи на протяжении 5 минут во время испытаний (температура пламени горелки 1100±80°С) и 5 минут после отвода горелки. Те элементы конструкции, в которых циркулирует масло, должны быть подвержены испытаниям на огнепроницаемость. Критерием зачетности испытаний является отсутствие течи на протяжении 15 минут во время испытаний (температура пламени горелки 1100±80°С) и 5 минут после отвода горелки. Отсутствие течи спустя 5 минут после отвода горелки является обязательным с целью недопущения повторного возгорания по причине наличия течи ВЖ после срабатывания системы пожаротушения [5].

На рис. 3 показана процедура проведения испытаний на пожароустойчивость: пламя керосиновой горелки (1) направлено на испытуемый образец (3) через стендовые датчики температуры (термопары) (2), необходимые для контроля температуры пламени (1100±80°С) на протяжении испытаний [6].

Право на проведение сертификационных испытаний имеют только сертифицированные испытательные стенды с соответствующим сертифицированным оборудованием – горелкой. Такие испытания проводят, например, в Центральном институте авиационного моторостроения (ЦИАМ) [7].

По результатам проведенных испытаний составляют протокол о проведенных испытаниях. После согласования протокола, составляется отчет о проведенных испытаниях, также подлежащий согласованию с обеих сторон – организации, являющейся разработчиком двигателя, и со стороны Авиарегистра. Завершающим сертификацию документом является Техническая справка (ТС), доказательной базой в которой служат положительные результаты проведенных испытаний, а также прикладывается согласованный отчет. После согласования ТС с уполномоченными организациями (Авиарегистрами) изделие считается сертифицированным [3, 4].

Заключение

Таким образом, сертификация авиационной силовой установки – неотъемлемая часть процесса создания и разработки двигателя, являющаяся необходимой для получения Сертификата типа, без которого невозможен запуск серийного производства и эксплуатации.

Для подтверждения соответствия многим пунктам Части 33 Авиационных правил необходимо проведение испытаний элементов конструкции, важнейшими из которых являются испытания на огнестойкость. Проведение испытаний следует начинать задолго до планового срока окончания сертификации, так как в случае получения отрицательных результатов при проведении первичных испытаний, необходимо время для проведения мероприятий, направленных на повышение стойкости конструкции к воздействию внешних воздействующих факторов.

Библиографический список

1. Нормы годности воздушных судов (АП-33), 2018.

2. Сертификация авиационной техники, организаций разработчиков и изготовителей (АП-21), 2013.

3. Авиационный регистр МАК. URL: https://armak-iac.org/ (дата обращения: 25.11.2022).

4. Федеральное агентство воздушного транспорта. URL: https://favt.gov.ru/ (дата обращения: 02.12.2022).

5. Проведение огневых испытаний компонентов двигателя на огнестойкость. Рекомендательный циркуляр РЦ-33, 2011.

6. В ЦИАМ появились новые возможности по проведению испытаний на пожароустойчивость компонентов авиационных двигателей и воздушных судов // Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова. URL: https://ciam.ru/press-center/news/in-tsiam-new-opportunities-for-testing-the-flammability-of-components-of-aircraft-engines-and-aircra/ (дата обращения: 05.12.2022).

7. Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова. URL: https://ciam.ru/ (дата обращения: 05.12.2022).

УДК 681.3 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-72-77**

А. В. Назаров*
доктор технических наук, профессор
С. Г. Бурлуцкий*
кандидат технических наук, доцент
Ю. Ф. Матасов*
кандидат технических наук, доцент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

НЕЙРОМЕТРИЧЕСКИЙ ПОДХОД К РЕШЕНИЮ ПРОБЛЕМЫ ИНТЕРПОЛЯЦИИ В СИСТЕМАХ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА НА ОСНОВЕ ТЕХНОЛОГИЙ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ

Описан нейросетевой подход к многомерной нелинейной интерполяции, позволяющий за счет реализации функционала обобщения распознавать образцы, не входящие в обучающие выборки. Эффект обобщения формируется за счет выработки прототипов реакций избыточных нейронов и применим ко всем основным архитектурам искусственных нейронных сетей.
Ключевые слова: *многослойная нейронная сеть, многомерная линейная экстраполяция, обобщение по подобию, искусственный интеллект.*

A. V. Nazarov*
Dr. Sc., Tech., Professor
S. G. Burlutsky*
PhD, Tech., Associate Professor
Y. F. Matasov*
PhD, Tech., Associate Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

NEUROMETRIC APPROACH TO SOLVING THE PROBLEM OF INTERPOLATION IN ARTIFICIAL INTELLIGENCE SYSTEMS BASED ON MACHINE LEARNING TECHNOLOGIES

A neural network approach to multidimensional nonlinear interpolation is described, which makes it possible, by implementing the generalization functional, to recognize samples that are not included in the training samples. The generalization effect is formed by developing prototypes of reactions of redundant neurons and is applicable to all major architectures of artificial neural networks.
Keywords: *multilayer neural network, multidimensional linear extrapolation, similarity generalization, artificial intelligence.*

Проблема нелинейной интерполяции входных данных или обобщения (generalization) является одной из центральных проблем технологии машинного обучения. Упрощенно ее суть заключается в низкой вероятности правильной реакции распознающих систем на входные образцы, ненаблюдаемые ранее.

Способность к обобщению определяется тремя факторами:

1) размером обучающего множества и его представительностью;

2) архитектурой модели распознавания;

3) физической сложностью рассматриваемой задачи.

Любая обучающая выборка конечна, а значит имеет ограниченное разнообразие примеров и не охватывает всего множества прецедентов, при использовании которого достоверно применение обученной модели.

Подходы решению проблемы различны. Несмотря на, что для алгоритмов машинного обучения доказаны теоремы о прямой (в общем случае нелинейной) зависимости достоверности распознавания от размеров обучающей выборки и информационной емкости моделей [1], простого увеличения объема обучающих данных зачастую недостаточно для достоверного распознавания примеров, не входящих в обучающую выборку.

В настоящее время, благодаря развитию технологий связи, доступности вычислений и наличия огромных объемов форматированных данных, глубокое обучение в основном идет по пути экстенсивного развития, при котором улучшения достигаются увеличением объема обучающих данных и информационной емкости моделей. Однако, как отмечено в [2] обучающие данные не бесконечны, а рост размера моделей и объема выборок приведут в насыщение рост достоверности и точности распознавания.

Другое направление заключается в специальной организации процесса обучения и тестирования моделей машинного обучения, где оценивают интегральную точность аппроксимации не только на тестовой выборке, но и на отдельных типах примеров [3, 4]. Инструментарием данного подхода являются стресс-тестирование моделей, доменная адаптация и другие [5].

Символьное направление решения проблемы обобщения, заключается в разработке принципиально новых или специфических модификаций традиционных архитектур нейронных сетей (НС). Например, на базе сверточной НС входные данные (изображение или текст) представляются как иерархические комбинации составляющих частей с разреженными взаимосвязями, что позволяет относительно корректно интерпретировать те же части входных образов в необычных комбинациях. Направление лежит в русле символьных подходов, с которых и начинались исследования ИИ в XX веке [5]. По структуре такие модели могут работать с объектами и их частями, т. е. с интерпретируемыми промежуточными данными, работать иерархически, реализовывать сложные цепочки рассуждений, а вычисления внутри них могут затрагивать лишь немногие объекты и взаимосвязи, что означает разреженность. Недостаток подхода состоит в отсутствии универсальности в обучении для сохранения сложности и адаптивности одновременно.

Еще Ф. Розенблатт показал [6], что благодаря избыточной структуре многослойный нейросетевой классификатор позволяет перейти от избирательной реакции на один образ к обобщающей реакции на «подобный» ему образ, признаки которого могут полностью отличатся от предыдущего. В терминах ИИ [7] для повышения прогнозирующей способности такого классификатора активизируется его функция обобщения полученных знаний по подобию, заключающуюся в способности извлекать из окружающей среды часто встречающиеся преобразования и затем распознавать подобие и различие по отношению к этим преобразованиям на основе ранее не встречавшихся образов. Существует несколько основных методов распознавания преобразований или распознавания подобия [6].

1. Аналитически дескриптивный метод, состоящий в сведении алфавита классов и словаря признаков к простому каноническому описанию, которое инвариантно относительно рассматриваемых преобразований.

2. Метод преобразования описаний. В основном используется для преобразования описаний образов на внутреннем слое и обладает недостатком, заключающимся в требовании огромного числа элементов в сети.

3. Метод обобщения по преобладанию, заключающийся в том, что изменение значений вектора признаков X входного образа $\{P_l\}$, l=1, ..., N, при котором определенная часть признаков остается той же, что и у исходного, не вызовет изменение реакции Y^{t+1} нейронной сети прямого распространения на исходный образ. Введение множества дополнительных признаков $\{\lambda_i\}_{i=1}^{L}$ значения которых являются общими для “подобных” входных образов – X, будет способствовать скорейшему формированию алфавита классов $\{Y_i^{t+1}\}_{i=1}^{J}$ при фиксированном объеме N обучающей выборки Ω_1.

4. Метод обобщения по подобию. Применительно к архитектуре многослойных нейронных сетей прямого распространения сигнала, эффект достигается за счет искусственно введенной избыточности количества нейронов во внутренних слоях, выходы которых не используются при параметрическом синтезе модели. При этом описание входных образов могут быть высоко-размерными, а признаки статистически зависимыми.

Основной принцип формирования эффекта обобщения за счет избыточности в количестве вычислительных элементов внутренних слоев заключается в том, что в рамках процедуры обратного распространения пересчитанных ошибок, невязки корректируют все веса, с которыми нейрон связан, а при прохождении сигнала в прямом направлении значения выходов данного нейрона заменяются на значения функции, аргументами которой являются выходы топологически ближайших в слое в слое (рис. 1).

Сеть осуществляет корректную интерполяцию в основном за счет того, что непрерывность функций активации многослойного персептрона обеспечивает непрерывность общей выходной функции (рис. 2) [8]. Нелинейное отображение входа на выход, показанное на этом рисунке, определяется сетью в результате обучения по дискретным точкам (обучающим данным).

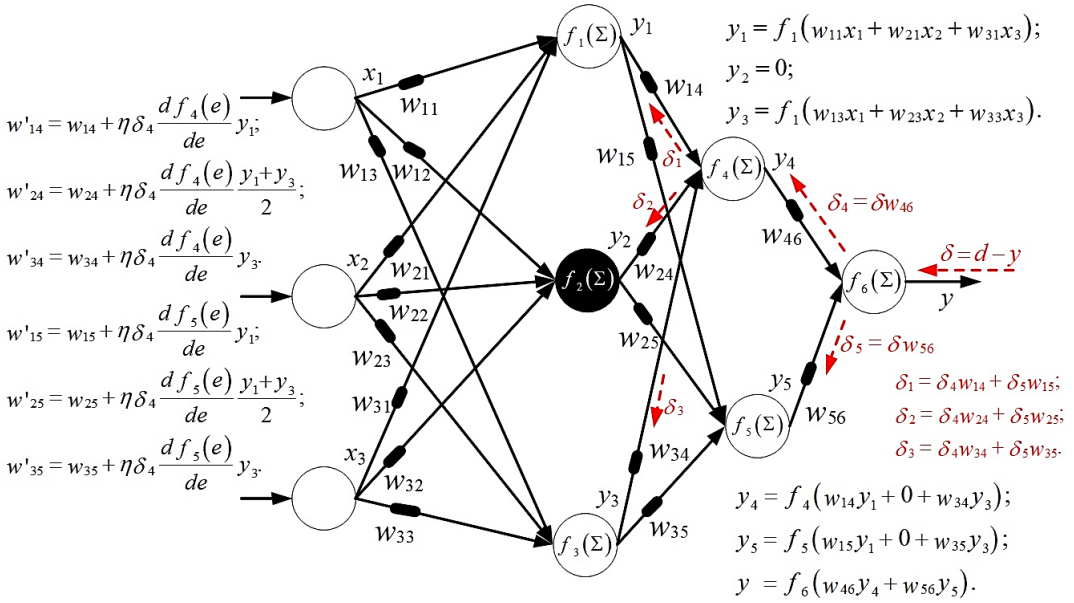


Рис. 1. Пояснение к принципу формирования эффекта обобщения по преобладанию за счет избыточности в количестве нейронов в скрытых слоях многослойной НС. В качестве функции, аргументами которой являются выходы топологически близких нейронов в слое – среднее арифметическое y_1 и y_2

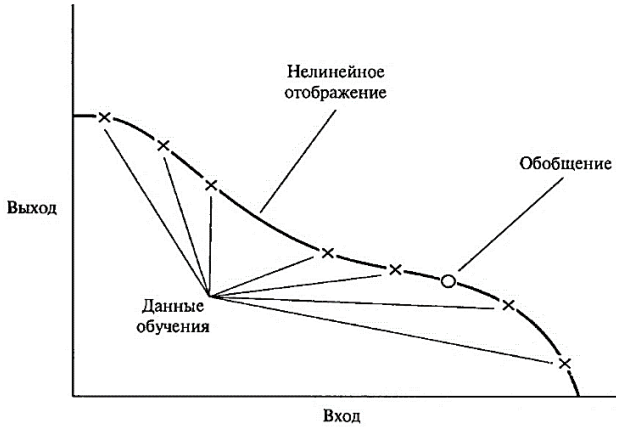


Рис. 2. Корректная нелинейная интерполяция (хорошее обобщение)

Точку, полученную в процессе обобщения и обозначенную незаштрихованным кружочком, можно рассматривать как результат выполняемой сетью интерполяции. Эффект обобщения по подобию состоит в выработке прототипа реакций внутренних слоев НС на топологически смежные (сходные) векторные воздействия предыдущего слоя.

При этом, коррекция весовых коэффициентов связей данного элемента с элементами следующего слоя осуществляется на основе выходных сигналов элементов-соседей в слое.

Метод учета положения нейронов можно реализовать и в других архитектурах НС, таких как самоорганизующиеся карты Кохонена, где посредством потенциальной функции взаимодействия нейронов в слое Кохонена формируется усредненное параметрическое описание нового образца [9] (рис. 3).

Метод обобщения за счет избыточных нейронов применим и в динамических НС Хопфилда в форме образования локальных минимумов лагранжиана взаимодействия элементов системы [10]. Распознавание новых образцов, не наблюдаемых в обучающих выборках, осуществляется через возможность формирования прототипа обучающих образов. Возможность рассмотрения процесса формирования прототипа как процесса статистического усреднения по ансамблю входных образов связана с видом множества $\{w\}$ связей между нейронами, которая нелинейна по числу образов N в памяти. При ассоциативном воспроизведении запомненных образов (φ^k_1, …, φ^k_r) динамическая система эволюционирует в состояния $q = \pm \varphi^k$, причем все устойчивые точки системы находятся в вершинах некоторого r – мерного параллелепипеда. При увеличении числа записываемых образов N минимумы энергии, отвечающие различным φ^k, могут сливаться, образуя устойчивый «обобщающий образ» или прототип [10].

Например, вычисляя значения энергии для различных входных стимулов, получим энергетическую карту, представленную в табл. 1. Как видно из распределения потенциальной энергии системы, при определенных соотношениях между весами частей векторов φ^k для стимула $\{\varphi^o\}^1$ энергия НС минимальна.

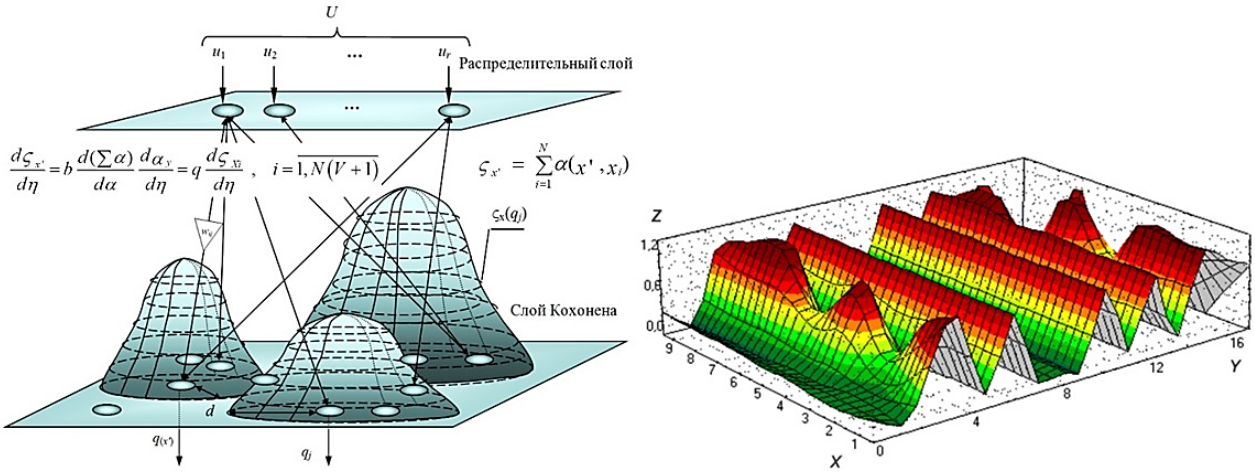


Рис. 3. Пояснение к принципу формирования потенциалов в слое Кохонена, справа рельеф потенциалов весовых коэффициентов

Таблица 1

Карта распределения потенциальной энергии динамической системы для 6 образов и 5 элементов в сети

Условные координаты	*F*1 *X*1	*F*2 *X*2	*F*3 *X*3	*F*4 *X*4
A S N	**69**	57	57	57
A S M	**69**	57	57	57
A S L	**69**	57	57	57
A S K	*75*	**69**	**69**	**69**

При предъявлении нового входного образца $\{\varphi^o\}$ система установится в стационарном состоянии с координатами: $\{A\ S\ K\ F1\ X1\}$. Устойчивое состояние представляет собой новое утверждение – синтез параметрического описания нового образца, например: {*область изменений параметра K в условиях F1 принадлежит X1*}.

В качестве интерполяционной модели могут быть использованы модифицированные архитектуры НС с самоорганизацией на основе конкуренции, реализующие проекцию многомерного пространства в пространство с более низкой размерностью с сохранением топологии соседства, когда вектора, схожие в исходном пространстве признаков, оказываются рядом и на полученной редуцированной карте решений – параметров распознанных объектов или процессов. Архитектура такой карты Кохонена включает в равномерной n-мерной решетке избыточные нейроны, и на основе многомерной ядерной функцией взаимовлияния нейронов в виде функции Гаусса

$$f_{gauss2}(d,L)=\left(1-\left(\frac{d}{L}\right)^2\right)\cdot e^{-\left(\frac{d}{L}\right)^2}, \qquad (1)$$

в которой параметр расстояния L, задает величину области «соседства», а $d=\sum_k\left(r_{ik}-r_{jk}\right)^2$, где r_{ik} и r_{jk} – координаты i-го и j-го нейронов двумерной регулярной решетке, позволяет обеспечить требуемые обобщающие свойства многомерной функции F на прецедентах, не входящих в протокол наблюдений известных иллюстрирована на рис. 4. Функция взаимовлияния должна охватывать всю решетку.

Фактором, определяющим точность и достоверность распознавания ненаблюдаемых ранее образцов, является плотность заполнения избыточными нейронами интервала изменения каждого параметра образца. Параметр плотности Ξ, имеет физический смысл плотности заполнения истинных нейронов, т. е. нейронов, отклик которых соответствует одному из обучающих векторов на входе НС, и вычисляется как

$$\Xi=\frac{k}{N},\quad N=\prod_{i=1}^{m}\xi_i, \qquad (2)$$

где ξ_i – число градаций i-й характеристики распознаваемого образца, m – число компонент вектора образца; k – число примеров обучающей выборки Ω_1.

Для того, чтобы входные вектора **X**, схожие в исходном пространстве, оказались рядом и на полученной карте решений, в слое Кохонена должно быть достаточно в наличии свободных нейронов, на которых проецируется конфигурация взаиморасположения точек (векторов) в пространстве **Y** (рис. 5).

Для определения числа тактов и последующего останова обучения НС применим показа-

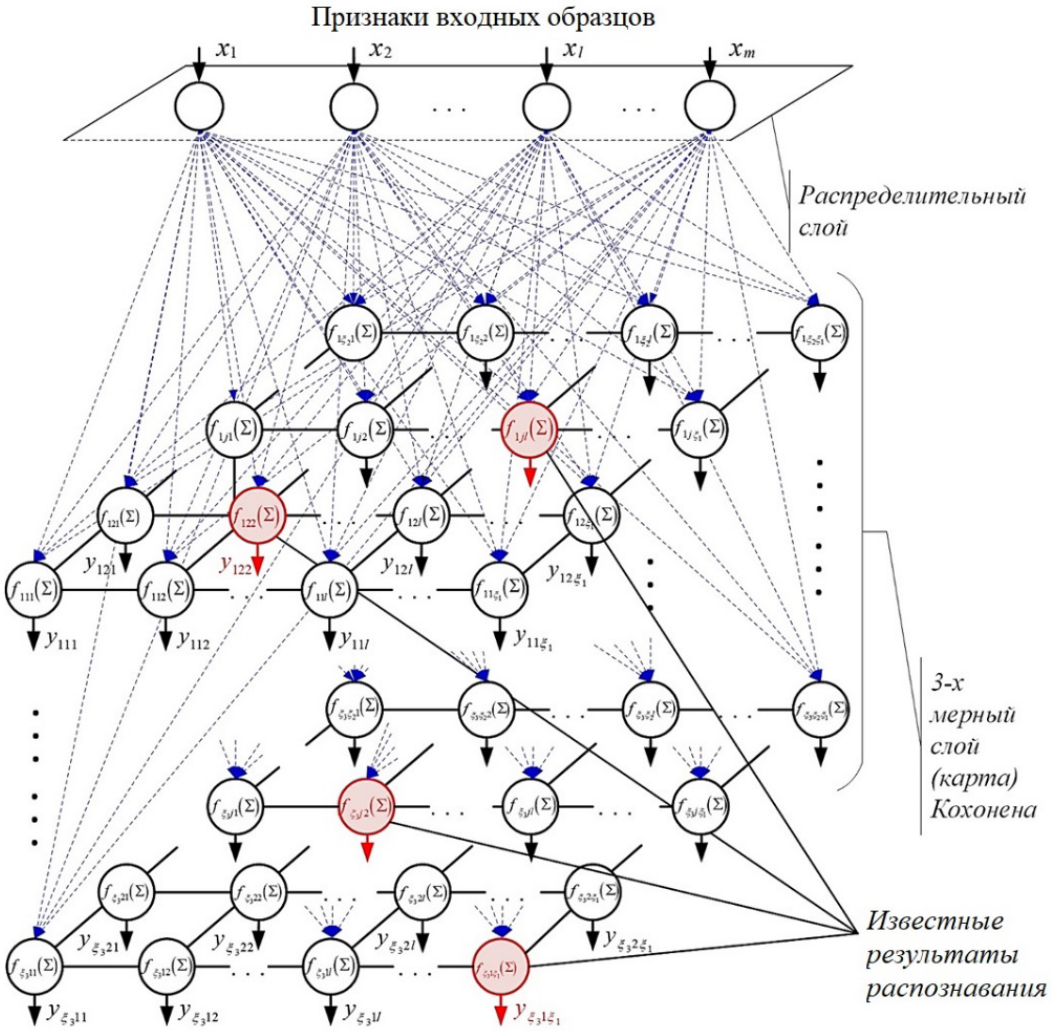


Рис. 4. Модель распознавания 3-х параметров образца на основе архитектуры SOM с трехмерной квадратной решеткой слоя Кохонена, где каждый нейрон соответствует определенному результату классификации

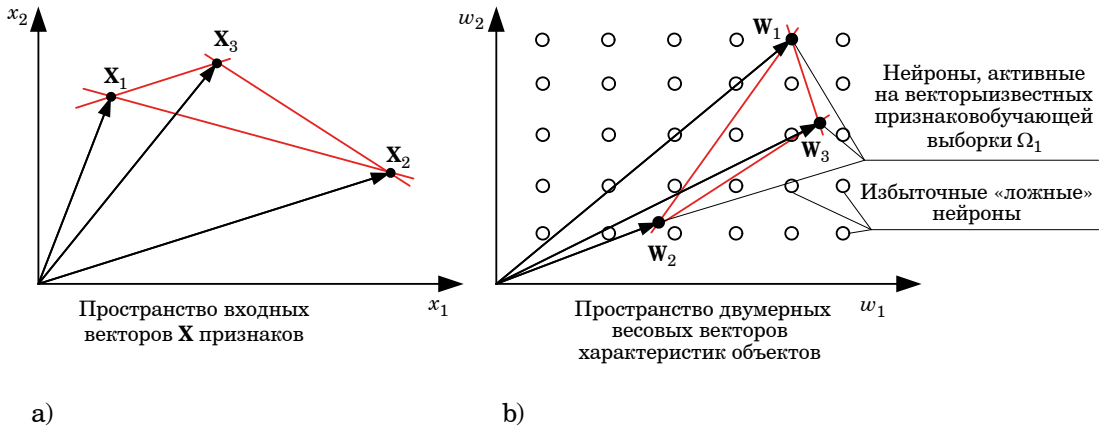


Рис. 5. Подобие топологии признаков и результатов распознавания на плоскости: a – пространство исходных признаков распознаваемых объектов (процессов), b – пространство синтезированных показателей и свойств распознаваемых объектов (процессов)

тель степени организованности нейронов слоя Кохонена, который, например для двумерного слоя Кохонена, вычисляется как:

$$\theta = \frac{\vartheta_\Delta}{\varsigma_\Delta}, \quad \varsigma_\Delta = \frac{\sum_{i=1}^{h}\sum_{j=1}^{\omega-1}\Delta h_{ij} + \sum_{i=1}^{h-1}\sum_{j=1}^{\omega}\Delta v_{ij}}{2\omega h - \omega - h}, \quad \vartheta_\Delta = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{h}\sum_{j=1}^{\omega-1}\left(\Delta h_{ij} - \varsigma_\Delta\right)^2 + \sum_{i=1}^{h-1}\sum_{j=1}^{\omega}\left(\Delta v_{ij} - \varsigma_\Delta\right)^2}{2\omega h - \omega - h}}, \tag{3}$$

где $\Delta h_{ij} = \left\|\mathbf{W}_{ij} + \mathbf{W}_{ij+1}\right\|$, $\Delta v_{ij} = \left\|\mathbf{W}_{ij} - \mathbf{W}_{i+1j}\right\|$, $\mathbf{W}_{ij}$ – вектор весов (i, j)-го нейрона в прямоугольной сетке, содержащей h нейронов по оси ординат и ω нейронов по оси абсцисс; значение ς_Δ представляет среднее расстояние между весовыми векторами; ϑ_Δ – СКО расстояния между двумя непосредственно связанными нейронами в сети [11]. При идеальной настройке модели ϑ_Δ и θ стремятся к нулю.

Подход к нелинейной многомерной интерполяции с целью реализации функционала обобщения за счет избыточных нейронов применим ко всем основным архитектурам НС.

Эффект обобщения по подобию в широко распространенных многослойных сетях состоит в выработке прототипа реакций внутренних слоев НС на топологически смежные (сходные) векторные воздействия предыдущего слоя. При этом, коррекция весовых коэффициентов связей данного элемента с элементами следующего слоя осуществляется с учетом выходных сигналов элементов-соседей в слое.

При функционировании обученной модели карты Кохонена при подаче на вход нового, ненаблюдаемого ранее вектора признаков, с выхода снимается синтезированное параметрическое описание нового объекта, поэтому корректнее считать данную процедуру не распознаванием и параметрическим синтезом.

Такой подход, по сути, реализует нелинейную интерполяцию характеристик распознаваемого образца при подаче на вход признаков, не входящих в обучающую выборку, подобно известному методу многомерной линейной экстраполяции [12].

Библиографический список

1. *Farago A., Lugosi G.* Strong Universal Consistency of Neural Network Classifiers. Proceedings. IEEE International Symposium on Information Theory, 1993. P. 431–451.

2. *Linzen T.* How Can We Accelerate Progress Towards Human-like Linguistic Generalization? URL: https://arxiv.org/abs/2005.00955 (дата обращения: 01.08.2022).

3. *Geirhos R., Jacobsen J-H., Michaelis C.* et al. Shortcut learning in deep neural networks. Nat Mach Intell 2, 2020. 665–673. URL: https://doi.org/10.1038/s42256-020-00257-z (дата обращения: 01.08.2022).

4. *D'Amour A., Heller K., Moldovan D.* et al. Underspecification Presents Challenges for Credibility in Modern Machine Learning. URL: https://arxiv.org/abs/2011.03395 (дата обращения: 01.08.2022).

5. Проблемы современного машинного обучения. URL: https://habr.com/ru/company/ods/blog/651103/#1 (дата обращения: 01.08.2022).

6. *Розенблатт Ф.* Принципы нейродинамики. Перцептроны и теория механизмов мозга: пер. с англ. М.: Мир, 1965. 480 с.

7. *Люгер Д. Ф.* Искусственный интеллект: стратегии и методы решения сложных проблем: пер с англ. М.: Вильямс, 2003. 864 с.

8. *Хайкин С.* Нейронные сети: полный курс. 2-е изд.: пер. с англ. М.: Вильямс, 2006. 1104 с.

9. *Назаров А. В. Лоскутов А. И.* Нейросетевые алгоритмы прогнозирования и оптимизации систем. СПб.: Наука и Техника, 2003. 384 с.

10. *Веденов А. А.* Моделирование элементов мышления. М.: Наука, 1988. 160 с.

11. *Рыжиков Ю. И.* Имитационное моделирование. СПб.: Корона-принт; М.: Альтекс-А, 2004. 384 с.

12. *Растригин Л. А., Пономарев Ю. П.* Экстраполяционные методы проектирования и управления. М.: Машиностроение, 1986. 120 с.

УДК 614.84

Н. А. Овчинникова*
кандидат технических наук, доцент
А. Ю. Крузе*
аспирант
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ОСОБЕННОСТИ СИСТЕМ ПОЖАРОТУШЕНИЯ НА РОССИЙСКОМ СЕГМЕНТЕ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

В данной статье рассмотрены мероприятия, методы и эксперименты, проводимые на борту международной космической станции (МКС) и в лабораториях по имитации микрогравитации с целью изучения горения материалов и пожарной безопасности космических летательных аппаратов.
Ключевые слова: *пожарная безопасность, горение материалов, МКС.*

N. A. Ovchinnikova*
PhD, Tech., Associate Professor
A. Y. Kruze*
PhD Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

OVERVIEW OF CURRENT FIRE EXTINGUISHING SYSTEMS IN THE RUSSIAN SEGMENT INTERNATIONAL SPACE STATION

This article reviewed activities, methods and experiments carried out on board the International Space Station (ISS) and in laboratories for microgravity simulation in order to study the combustion of materials and the fire safety of spacecraft.
Keywords: *fire safety, combustion of materials, ISS.*

В большинстве систем, установленных на международной космической станции, невозможно использовать пониженное напряжение для повышения пожаробезопасности, но существуют мероприятия, чтобы возможность пожара сделать минимальной. Можно выделить пять основных уровней пожаробезопасности:

1. Нормативные акты (стандарты и Технические условия (ТУ)).
2. Оценка пожароопасности оборудования.
3. Средства пожарной безопасности.
4. Средства активного пожаротушения.
5. Изоляционные мероприятия.

Для защиты дыхательной системы и органов зрения необходимо использование средств индивидуальной защиты (СИЗ), фильтрующего или изолирующего типа, как самоспасатель ИПК-1М (рис. 1).

На первом уровне рассматривают возможность использования материалов для приборов, на втором уровне происходит проверка агрегата, блока или отдельно взятого прибора на пожаростойкость и пожаробезопасность, дается его оценка о возможности применения. Для обеспечения третьего уровня на борту российского сегмента МКС установлена централизованная система активного мониторинга модульного типа по обнаружению и оповещению членов экипажа о пожаре, включающая в себя Систему «Сигнал-ВМ» [1], датчики ДА-7А, пульт сигнализации. Четвертый уровень включает в себя активные системы и средства пожаротушения, такие как огнетушитель ОКР-1 и ОСП-4 [2] (рис. 2).

В крайней ситуации будет использована система изоляции отсека станции и остановка потока воздушной среды для ликвидации реакции горения и следственно тушения очага пожара. Остановка работы системы вентиляции, в результате экспериментов горючести твердых материалов в невесомости показала свою высокую эффективность [3].

Благодаря принятым мероприятиям начиная с момента эксплуатации МКС не зарегистрировано ни единого случая пожара, но 11 июня 2014 года

Рис. 1. Основные элементы самоспасателя ИПК-1М: 1 – защитный колпак; 2 – полумаска; 3 – утяжник; 4 – гофрированная трубка; 5 – патрон в теплоизоляционном экране; 6 – дыхательный мешок; 7 – клапан избыточного давления; 8 – ремень нагрудника; 9 – пусковое устройство; 10 – переговорное устройство; 11 – смотровое окно; 12 – мешок для хранения рабочей части; 13 – пиктограмма; 14 – клапан

Рис. 2. Огнетушители ОКР-1 и ОСП-4

возникла пожароопасная ситуация в обитаемом гермоотсеке служебного модуля российского сегмента Международной космической станции [4], 9 сентября 2021 года произошло задымление станции с российского сегмента вследствие неисправности зарядной станции [5].

В марте 2019 года были проведены испытания средств пожаротушения на борту МКС, а именно огнетушителя ОСП-4, в ходе плановых замен средств пожаротушения было принято решении об испытании, которое показало высокую эффективность данных огнетушителей [6].

В остальных сегментах МКС используются углекислотные огнетушители [7]. Вследствие невесомости при распылении воздушно-механической пены с добавлением клеевых присадок, смесь плотно прилипает на распыляемую поверхность, что имеет несколько плюсов:

1. Охлаждение поверхности горения.

2. Изоляция оборудования от поступления кислорода (вследствие наполненности пузырьков пены азотом).

3. Уборка помещения после пожара.

Основные различия огнетушителей ОКР-1 и ОСП-4 заключаются в типе огнетушащего заряда, массогабаритных характеристиках и соответственно массой заряда. ОСП-4 – ранцевый огнетушитель, возможность использования которого ограниченна в наиболее просторном модуле «ЗАРЯ». Огнетушитель ОКР-1 лишен данного недостатка и использование данного огнетушителя возможно даже одной рукой. Но имеются и недостатки вследствие малых габаритов, а именно данный огнетушитель имеет малый объем заряда огнетушащей пены, рассчитанный на 30 секунд применения.

Вследствие невозможности обеспечения безопасности испытаний горения материалов на борту МКС в 1998 году была проведена разработка экспериментальной установки «СКОРОСТЬ», для определения направления распространения огня в условиях невесомости. Из-за несовершенности установки «СКОРОСТЬ», была разработана вторая генерация установки под названием «СКОРОСТЬ-М», в которой были учтены завихрения воздуха в камере горения [8].

В ходе экспериментов было установлено, что при проведении имитации микрогравитации самозатухания горения материалов (оргстекла, текстолита и хлопчатобумажного шнура), достаточно снизить скорость потока воздуха до 2 см/сек., но при этом, испытания горения непосредственно на борту МКС показали, что горение возможно, оно происходит во всех направлениях и имеет большую интенсивность.

Благодаря данным испытаниям были получены результаты по самозатуханию равные 0,2–0,5 см/с для горящих материалов и 0–0,2 см/с. для тлеющих. Также были получены корреляционные коэффициенты для экспериментальной проверки материалов в условиях имитации микрогравитации.

Библиографический список

1. *Алексеев В. А., Андреева Т. В., Ивянский М. А.* [и др.]. Средства противопожарной защиты на пилотируемых орбитальных станциях // Известия РАН «Энергетика». 2003. № 4. С. 19–25.

2. *Романов С. Ю.* Противопожарные средства космической станции // Аэрокосмический курьер. 1999. № 5. С. 82–83.

3. *Мелихов А. С., Мордвинова А. В., Истомин И. В.* Технология пожаротушения в обитаемых герметичных отсеках модулей космических летательных аппаратов в орбитальном полете // Пожарная безопасность: проблемы и перспективы. 2017. Т. 1. № 8. С. 233–236.

4. На российском сегменте МКС произошло задымление. «Газета.Ru». URL: http://www.vedomosti.ru/tech/ (дата обращения: 10.12.2022).

5. *Потапов И.* Наука и техника. URL: https://lenta.ru/news/2021/09/09/iss2/ (дата обращения: 10.12.2022).

6. Рубеж. Информационно-аналитический журнал. URL: https://ru-bezh.ru/gossektor/news/19/03/04/na-bortu-mks-vpervyie-byil-protestirovan-ognetushitel (дата обращения: 10.12.2022).

7. *Малина Е. А., Якимова Н. В.* Пожарная безопасность космических аппаратов Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2013. Т. 1. № 9. С. 248.

8. *Андреева Т. В., Иванов А. В., Марков А. В.* [и др.]. Экспериментальные исследования процессов горения неметаллических конструкционных материалов при микрогравитации // Известия РАН. Энергетика. 2003. № 4. С. 26.

УДК 520.6.07

А. М. Павлов*
старший преподаватель
Ф. Е. Ведешин*
студент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К НАУЧНОЙ АППАРАТУРЕ, ПРИМЕНЯЕМОЙ НА РОССИЙСКОМ СЕГМЕНТЕ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

В статье рассматриваются основные требования к внешним воздействующим факторам, предъявляемые к научной аппаратуре, предназначенной для работы в космосе, размещаемой на российском сегменте Международной космической станции. Описаны основные этапы сертификации и испытаний такого оборудования.
Ключевые слова: *испытания научной аппаратуры, космос, МКС.*

A. M. Pavlov*
Senior Lecturer
F. E. Vedeshin*
Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

REQUIREMENTS FOR SCIENTIFIC EQUIPMENT USED ON THE RUSSIAN SEGMENT OF THE INTERNATIONAL SPACE STATION

In this article we can see basic requirements for external influencing factors for scientific equipment designed to work in space, located on Russian segment of the International Space Station. Also there are described the main stages of certification and testing of this equipment.
Keywords: *scientific equipment testing, space, ISS.*

Изучение космоса, начавшееся в середине XX века, в настоящий момент активно продолжается. Приоритетное направление космической деятельности человека – научные исследования. Они проводятся как беспилотными космическими аппаратами, так и на пилотируемых аппаратах, в том числе и на орбитальных станциях (ОС). В настоящее время действуют «Тяньгун» и МКС, также планируется запуск еще пяти станций. Одна из них – окололунная станция «Lunar Gateway» [1]. На ОС проводятся различные эксперименты: = от биологических до астрофизических. Для исследований нужна различная научная аппаратура (НА). Для длительной безотказной работы в специфичных условиях ОС, а также для обеспечения безопасности как корабля, так и экипажа, к ней предъявляются различные требования. Рассмотрим какие испытания НА проводятся и какие требования к ней предъявляются на примере оборудования разрабатываемого и эксплуатируемого на российском сегменте международной космической станции (РС МКС) головным разработчиком которой является РКК «Энергия» [2]. Данная статья основана на документе «Российский сегмент МКС. Справочник пользователя» [3].

Любая НА для использования в космосе должна проходить сертификацию. Двумя важными этапами для сертификации НА являются квалификационные испытания (КИ) и приемосдаточные испытания (ПСИ).

Главная задача КИ – проверка соответствия оборудования заданным требованиям технического задания, при вешних воздействиях, максимально приближенным к эксплуатационным.

ПСИ оборудования для МКС проводятся для проверки оборудования на соответствие требованиям документации, согласованной РКК «Энергия». НА должна быть испытана как на устойчивость к механическим воздействиям, так и на устойчивость к специфическим условиям окружающей среды на МКС. Испытаниями

на механические воздействия проверяется устойчивость оборудования к вибрации, ударам и линейным перегрузкам.

До начала рассмотрения основных параметров НА, проверяемых испытаниями, введем систему координат, связанную с ракетой-носителем (РН). Ось X – продольная ось корабля. Ось Y перпендикулярна оси X. Ось Z перпендикулярна осям X и Y, и образует с ними правую систему координат.

Испытания на линейные перегрузки

Линейные перегрузки возникают на всех этапах полета ракеты-носителях станции, могут возникать в процессе эксплуатации, а также возникают на этапе возвращения оборудования на спускаемом аппарате (СА). Линейные перегрузки, которые испытывает корабль и соответственно НА приведены в табл. 1.

Устойчивость к линейным перегрузкам проверяется только на этапе КИ, при этом серия испытаний может быть заменена расчетами. Испытания на линейные перегрузки проводятся на центрифугах. Пример одной из них изображен на рис. 1, *а*. Также оборудование испытывается на устойчивость к ударам.

Таблица 1

Линейные перегрузки, возникающие на основных этапах полета

Этап полета	Перегрузки в направлении оси		Время воздействия перегрузок, с
	X	Y, Z	
Выведение на орбиту	4,3	± 1,5	600
Штатный спуск СА с орбиты	0 – 6	± 1	600
При работе тормозного парашюта	10		10
При работе основного парашюта	8	± 4	15
При перецепке	5		5

Испытания на устойчивость к ударам

Помимо введенной системы XYZ, понадобится еще система координат $X_1Y_1Z_1$. Ось X_1 параллельна направлению наземной транспортировки. Ось Y_1 перпендикулярна оси X_1. Ось Z_1 перпендикулярна осям X_1 и Y_1, образуя с ними правую систему координат.

Испытания на устойчивость проводятся на ударных стендах. Пример такого стенда изображен на рис. 1, *б*.

Квалификационные параметры ударных нагрузок: по 2 удара с ускорением 40 g в каждом направлении и по каждой оси длительностью 1–2 мс; по 7 ударов с ускорением 20 g в каждом направлении и по каждой оси длительностью 3–5 мс [3].

При автономном транспортировании аппаратуры всеми видами транспорта, устойчивость к ударам рекомендуется проверять по следующей программе: 750, 2500 и 1750 ударов с ускорением ±9 g длительностью импульса 5–10 мс по осям транспортного средства X_1, Y_1 и Z_1 соответственно, не более 120 ударов в минуту. Но если ориентация аппаратуры относительно осей транспортного средства не определена, то по всем направлениям производится по 2500 ударов с указанными выше характеристиками. Данная процедура не проводится на этапе ПСИ.

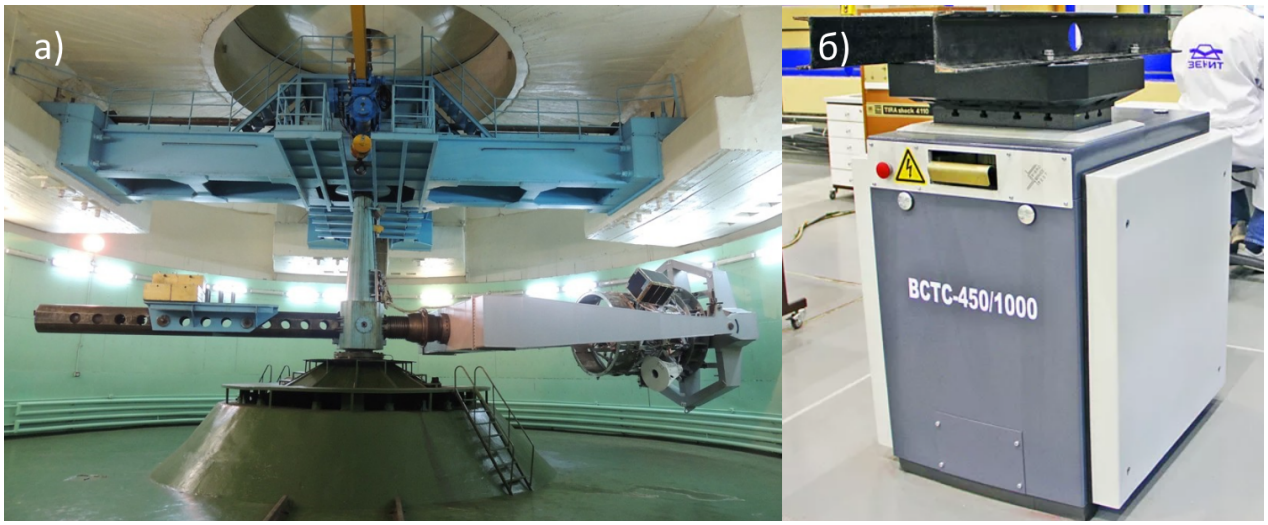


Рис. 1. Изображение испытательных установок: а – центрифуга; б – ударный стенд

Виброиспытания

Важным этапом, успешное проведение которого нужно для завершения КИ и ПСИ, являются виброиспытания. Спектральные плотности виброускорений для разных диапазонов частот указаны в табл. 2.

Помимо случайных вибраций, на НА действуют гармонические вибрации. Значения этих вибраций для различных этапов полета приведены в табл. 3.

Испытания на устойчивость к вибрациям проводится на вибростендах. Пример такого стенда изображен на рис. 2, *а*.

Другие механические воздействия

Находящееся на станции оборудование должно выдерживать эксплуатационные нагрузки в 556 Н, из-за возможного столкновения космонавтов с ним.

Корпус оборудования, находящегося снаружи станции, должен выдерживать локальные эксплуатационные давления площадью 0,25 м^2: нормальное 16,7 кгс/м^2 и касательное 3,91 кгс/м^2.

Испытания на устойчивость к акустическим воздействиям

Если НА считается критичной к воздействию акустического шума, то она испытывается в акустических камерах. Значения акустических воздействий на различных частотах приведены в табл. 4.

Испытания на устойчивость к акустическим шумам проводятся только на этапе КИ. НА испытывается в акустической камере, пример которой изображен на рис. 2, *б*.

Таблица 2

Значения случайных вибраций на различных этапах полета

Этапы полета	Отсек корабля	Поддиапазоны частот, Гц						Продолжительность действия, с
		20–50	50–100	100–200	200–500	500–1000	1000–2000	
		Спектральная плотность виброускорения, g^2/Гц						
Выведение на орбиту	ГрО*	0,02	0,02	0,02–0,05	0,05	0,025–0,05	0,013–0,025	120
	СА	0,02	0,02	0,02	0,02	0,01–0,02	0,005–0,01	
	ГрО, СА	0,02	0,02	0,02	0,008–0,02	0,004–0,008	0,002–0,004	480
Орбитальный полет	ГрО	0,004	0,004	0,004	0,004	0,004	0,002–0,004	600
	СА	0,004	0,004	0,004	0,004–0,01	0,01	0,005–0,01	
Спуск	СА	0,004	0,004	0,004	0,004–0,01	0,01	0,005–0,01	

*ГрО – грузовой отсек.

Таблица 3

Значения гармонический вибраций на различных этапах полета

Этапы полета	Поддиапазоны частот, Гц					Продолжительность действия, с
	5–25	25–200	200–800	800–1500	1500–2000	
	Спектральная плотность виброускорения, g^2/Гц					
Выведение на орбиту	1	1–3	3–5	5–8	8	300
Орбитальный полет	0,5	0,5–1	1–3	3–8	5–2	
Спуск	–	0,5–1	1–3	3	3–2	100

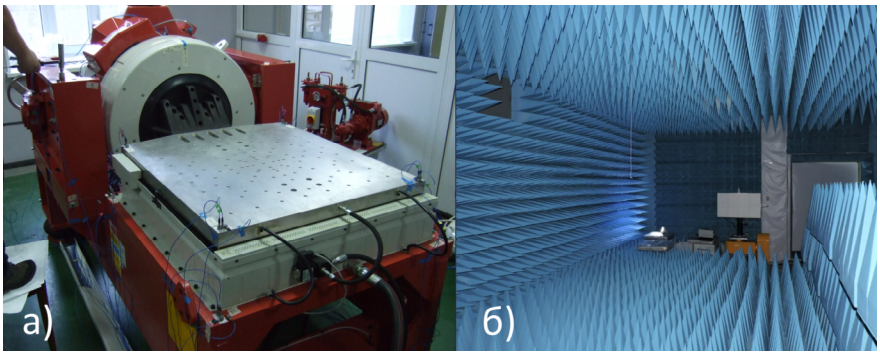


Рис. 2. Изображения испытательных установок:
а – электродинамический вибростенд; б – акустическая камера

Таблица 4

Значения акустических воздействий

Центральные частоты октавных диапазонов, Гц								Суммарный уровень, дБ	Длительность действия, с
31,5	63	125	250	500	1000	2000	4000		
Среднеквадратические уровни акустического давления в октавных диапазонах частот, дБ									
На поверхности корабля									
129	134	138,5	136	135	127	120	118	142,5	60
Внутри ГрО									
122	127	131	129	128	120	113	111	135	60

Термобарические и термовакуумные испытания

Если оборудование располагается внутри станции, то оно испытывается на возможность работы при температуре 10–40 °С (испытывается на этапах КИ и ПСИ), при влажности 30–70%, и до 3 часов в сутки при влажности 95%, при давлении 450–970 мм ртутного столба (испытываются только на этапе КИ). Если оборудование устанавливается снаружи станции, то на этапе КИ оно испытывается тепловым циклом от –150 до +125 °С, на пониженное до 10^{-8} мм ртутного столба давление [3]. На рис. 3 изображены климатическая камера (а) и вакуумная камера (б).

Испытания на радиационную стойкость

При эксплуатации НА подвергается воздействию заряженных частиц естественного радиационного поля Земли, галактических и солнечных космических лучей. На этапе КИ оборудование проверяется на устойчивость к радиации, однако испытания можно заменить расчетом, за исключением электронных схем.

Проверка электрической схемы

Если НА активная, т. е. ей нужно подключение к электрической цепи станции, то к ней предъявляются следующие требования: напряжение питания должно быть номиналом 27 В постоянного тока, при этом данное значение может колебаться в пределах 23–29 В с частотой не более 1 Гц длительностью не менее 0,1 мс; сопротивление изоляции должно быть не менее 20 МОм при относительной влажности 45–80 % и температуре окружающей среды 15–35 °С, и не менее 1 МОм при относительной влажности 92–98 % и температуре окружающей среды 15–25 °С; пусковой ток не должен превышать номинальный больше, чем в 5 раз; энергопотребление оборудования желательно не должно превышать 50 Вт, учитывая энергопотребление модулей и количество мест для оборудования в них. Также электрическая схема НА должна обеспечивать ее работоспособность, как при переходных процессах, так и при нештатных ситуациях [3, 4].

Описанные в разделе «Проверка электрической схемы» испытания являются обязательными для этапа ПСИ. От параметров, проверяемых этими испытаниями, напрямую зависит пожаробезопасность и стабильность работы энергосистемы орбитальной станции, а также работоспособность самой НА.

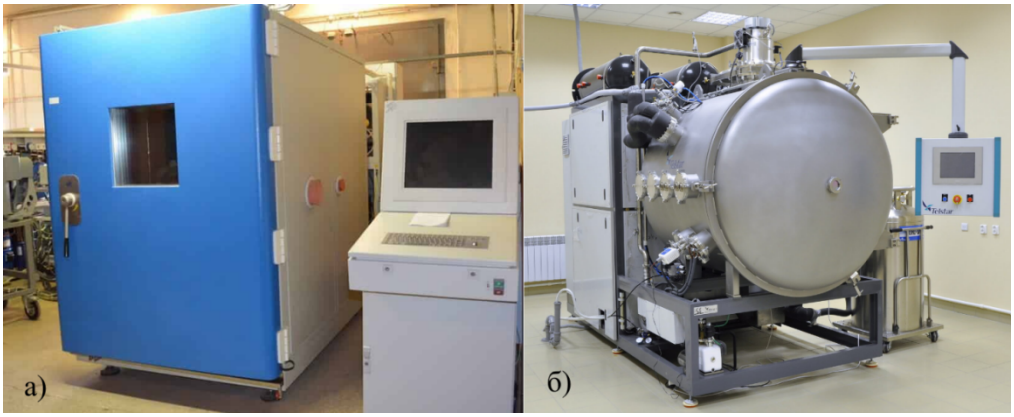


Рис. 3. Изображения испытательных установок: а – климатическая камера; б – вакуумная камера

Заключение

На сегодняшний день определенное распространение получили инициативные студенческие разработки [5 – 7], выполняемые совместно с «Роскосмосом». Данная статья будет полезна для получения представления об основных требованиях, предъявляемых к НА, которая используется или будет использоваться в космосе. Данные требования применимы и к НА, которая может быть размещена на другой околоземной станции или спутнике, орбита которых по радиусу близка к радиусу орбиты МКС. Такой станцией, например, будет являться российская орбитальная (служебная) станция (РОСС), планируемая к запуску после прекращения функционирования МКС.

Библиографический список

1. NASA's Lunar Gateway: The plans for a permanent space station that will orbit the Moon // BBC Science Focus. URL: https://www.sciencefocus.com/space/nasa-lunar-gateway/ (дата обращения: 29.11.2022).

2. Российский сегмент МКС // Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королева. URL: https://www.energia.ru/ru/iss/rs/rs.html (дата обращения: 30.11.2022).

3. Российский сегмент МКС. Справочник пользователя: справочник // Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королева. М., 2016. 191 с.

4. ОСТ 92-5100-2002. Аппаратура космических комплексов. Общие технические условия: утвержден ЦКБС ФГУП «ЦНИИ машиностроения»: введен в действие Информационным указателем отраслевых НДС, утвержденных в 1 кв. 2003г.: взамен ОСТ 92-5100-89: дата введения 28.03.2003 // Разработан ракетно-космической корпорацией «Энергия» им. С. П. Королева. М. 174 с.

5. Эксперимент Парус-МГТУ // Эксперимент Парус-МГТУ. URL: https://bsail.ru/?page_id=343 (дата обращения: 30.11.2022).

6. МГТУ им. Н. Э. Баумана // Космические аппараты «Ярило». URL: http://www.mvtu.ru/mstu/yarilo/ (дата обращения: 30.11.2022).

7. *Садовничий В. А., Панасюк М. И., Липунов В. М.* Группировка малых спутников «Универсат-СОКРАТ» для мониторинга техногенных и природных космических угроз // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. № 18-1. С. 94–108.

УДК 629.78

А. М. Павлов*
старший преподаватель
И. С. Шерстюкова*
студент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К ОСНАСТКАМ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

В статье рассмотрены особенности испытаний научной аппаратуры (НА) космической техники, проанализированы основные отраслевые стандарты и государственные отраслевые стандарты, которыми руководствуются при разработке и проведении испытаний космической техники. Особое внимание в статье уделено вопросу требованиям к испытательной оснастке для механических испытаний.
Ключевые слова: *космический аппарат, техническое задание, оснастка, механические испытания.*

A. M. Pavlov*
Senior Lecturer
I. S. Sherstyukova*
Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

BASIC REQUIREMENTS FOR EQUIPMENT FOR CONDUCTING MECHANICAL TESTS OF SPACE TECHNOLOGY

The article discusses the features of testing scientific equipment of space technology, analyzes the main industry standards and state industry standards that guide the development and testing of space technology. Special attention in the article is paid to the issue of requirements for testing equipment for mechanical tests.
Keywords: *spacecraft, technical specification, equipment, mechanical tests.*

Испытания являются обязательным элементом процесса разработки аппаратуры для космической техники (АКТ). Главной задачей испытаний являются проверка соответствия опытного образца требованиям нормативно-технической документации.

На этапе подготовки к испытаниям нужно тщательно подойти к разработке номенклатуры оснасток и непосредственно их изготовлению.

При создании АКТ руководствуются «Положением о порядке создания научной аппаратуры для космических исследований (Положение НА-18)» [1]. В данном документе оговаривается объем испытаний каждого этапа разработки научной аппаратуры (НА). Например, на этапе эскизного проекта, должна быть проведена ее экспериментальная отработка (автономные и комплексные испытания) в условиях, максимально приближенных к оговоренным в техническом задании (ТЗ).

Целью автономных испытаний являются отработка и проверка работоспособности АКТ в условиях, близких к реальным с имитацией различных воздействующих факторов, выявление и устранение ненадежных образцов, и оценка соответствия характеристик АКТ требованиям ТЗ.

Под комплексными испытаниями понимаются совместные испытания части или всего состава НА, а также ее испытания совместно со служебными системами, после них производится коррекция конструкторской документации (КД). Они проводятся головной научной организацией на макетах и стендах с использованием служебных систем или их имитаторов в составе космического аппарата (КА).

Головная научная организация – это научно-исследовательский институт, который отвечает за технический уровень итоговой продукции, ее соответствие мировым стандартам. Например, головным научно-исследовательским институтом для Роскосмоса является ЦНИИмаш (Центральный научно-исследовательский институт машиностроения). На его базе проводятся экспе-

рименты АКТ для будущей эксплуатации их на международной космической станции (МКС).

Характерные режимы испытаний АКТ указываются в ОСТ 92-5100-2002 [2]. В процессе подготовки к испытаниям следует уделять особое внимание испытаниям на виброустойчивость, вибропрочность и прочность при транспортировании, а также испытания на ударную устойчивость и прочность.

Смысл проведения испытания – имитация внешних воздействующих факторов (ВВФ), характерных для режимов эксплуатации АКТ. Аппаратура может быть закреплена на рабочем столе испытательного стенда:

– жестко или на изоляторах (для аппаратуры с собственной изоляцией), если испытательные режимы заданы в техническом задании (ТЗ) и технических условиях (ТУ) на аппаратуру непосредственно для мест крепления ее на элементах конструкции изделия;

– с использованием переходных элементов конструкции (приборных рам, платформ, кронштейнов и т. п.) в соответствии с конструкторскими документами (КД) на них, если испытательные режимы заданы для мест крепления этих элементов к корпусу изделия; при необходимости устанавливают габаритно-массовые эквиваленты аппаратуры, которая устанавливается на тех же элементах конструкции, но не является в данный момент объектом испытаний.

На рис. 1, 2 изображены вибрационные испытания сигнализатора давления с оснасткой в виде полого куба с одной отсутствующей стенкой, данная оснастка позволяет разместить испытуемый объект в пяти положениях. Крепление аппарата к оснастке соответствует вышеперечисленным требованиям.

Способы установки аппаратуры всегда четко указываются в методике проведения испытаний (ПМ) [3].

В испытаниях на прочность при транспортировке уклон делается на ударную нагрузку. Испытания АКТ, закрепленного в штатной таре или оснастке, имитирующей тару, могут проводиться как на специализированных ударных стендах, электродинамических вибростендах или непосредственно на автотранспорте. Это позволяет проверить прочностные характеристики и удостовериться, что испытуемый образец сможет преодолеть необходимое расстояние в определенных условиях и с неизменными характеристиками прибыть к заказчику.

АКТ классифицируется в зависимости от назначения и условий эксплуатации, такая классификация приведена в ГОСТ РВ 20.39.304-98 [4]:

1. Аппаратура, предназначенная для установки в бытовых отсеках и отсеках с повышенной защитой, КА.

2. Аппаратура, предназначенная для установки в герметизированных приборных отсеках и КА.

3. Аппаратура, предназначенная для установки в негерметизированных отсеках, а также на внешней поверхности космических аппаратов с применением мер защиты.

4. Аппаратура, предназначенная для установки на внешней поверхности космических аппаратов без применения мер защиты.

Группы АКТ, приведенные выше, подразделяют по принципу управления КА на аппаратуру:

1. Пилотируемых КА.

2. Автоматических КА.

Бортовая АКТ в течение всего срока эксплуатации должна быть стойкой, прочной и устойчивой при воздействии внешних факторов (ВВФ), а частности к механическим: вибрациям и ударам.

АКТ всех групп, предназначенные для работы на возвращаемых и спускаемых на Землю и другие планеты космических аппаратов, кроме основных требований предъявляют дополнительные

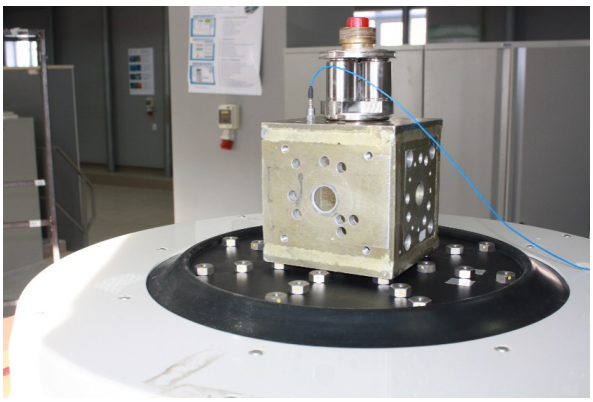


Рис. 1. Закрепление прибора на верхней грани оснастки

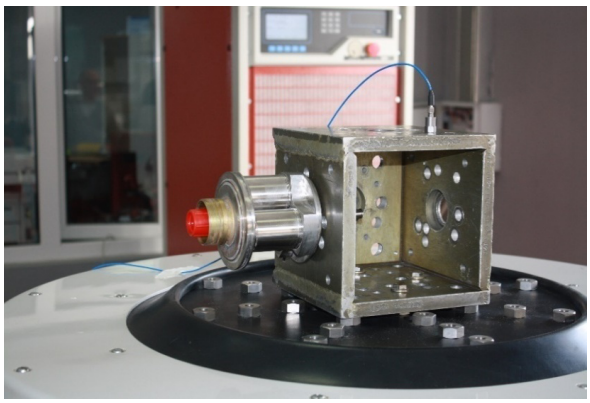


Рис. 2. Закрепление прибора на боковой грани оснастки

требования по механическим и другим специфическим внешним факторам, оговариваемые в ТЗ.

Виброиспытания и испытания на воздействие ударной нагрузки проводят на вибростендах и ударных стендах. Для определения динамических характеристик конструкций в ГОСТ ИСО 7626-2 и ГОСТ ИСО 7626-5 [5,6] установлены различные возможные виды источников ВВФ. Распространенными видами источников вибрации являются: электродинамические (рис. 3 и 4), электромагнитные, пьезоэлектрические или магнитострикционные. Для воспроизведения вибрации в низкочастотной области может оказаться более предпочтительным использование пневматических, гидравлических или механических вибровозбудителей [7].

При подготовке к испытаниям важно учитывать множество факторов. Важно планировать испытания заранее, отводить на них больше времени.

Особое внимание стоит уделить разработке и изготовлению оснастки. При разработке оснастки важно учитывать удобство подключение разъемов АКТ для проверки изделия. К моменту проведения испытаний конструкция оснастки должна быть испытана, а ее характеристики соответствовать заданным.

К оснастке для проведения испытаний предъявляется технические требования (указанны в ОСТ-92-4865-83), такие как:

1. Жесткость должна обеспечивать передачу вибрационного и ударного воздействия на объект испытаний в размерах, требуемых по программе испытаний объекта.

2. Установка приспособления на стенде должна обеспечивать плотность стыков и безударность работы стыков.

3. Резонансные частоты приспособлений должны определяться с учетом присоединенной массы [8].

Пример жесткого горизонтального крепления испытуемой платы приведен на рис. 5.

При эксплуатации приспособлений не рекомендуется проводить вибрационные и ударный испытания в их резонансных областях. Контроль приспособления для вибрационных испытаний после изготовления рекомендуется осуществлять на том же стенде, на котором будут проводиться испытания.

На рис. 6 – 9 представлены рекомендуемые конструкции оснасток из ОСТ-92-4865-83 [8].

На угольнике, как на рис. 5 и 6 можно закреплять платы или другие небольшие испытуемые образцы в вертикальном положении, пластина на рис. 6 предназначена для горизонтальных испытаний изделий, «полый куб», как на рис. 3, 4, 8 – универсальное приспособление, а «гриб» на рис. 9 используется для расширения горизонтального пространства, если испытуемое изделие слишком крупное.

Заключение

Таким образом, при разработке АКТ нужно учитывать особенности проведения испытаний и изготовления оснастки, планировать время для проведения испытаний, руководствуясь ТЗ и нормативной документацией. Использование разных видов оснастки с правильным креплением и установкой на стенде позволяет проводить испытания с прецизионной точностью и исключать различные дефекты аппаратуры в процессе эксплуатации.

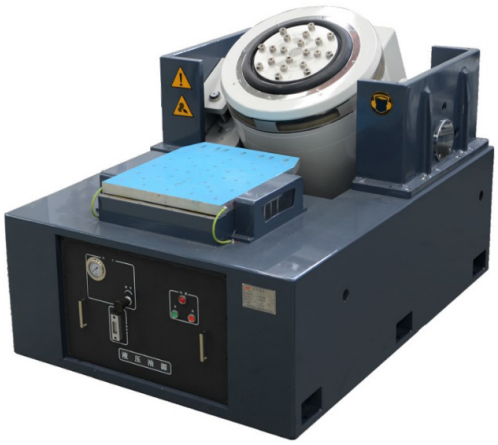


Рис. 3. Электродинамический вибростенд для испытаний без расширительного стола

Рис. 4. Электродинамический вибростенд для испытаний с расширительным столом

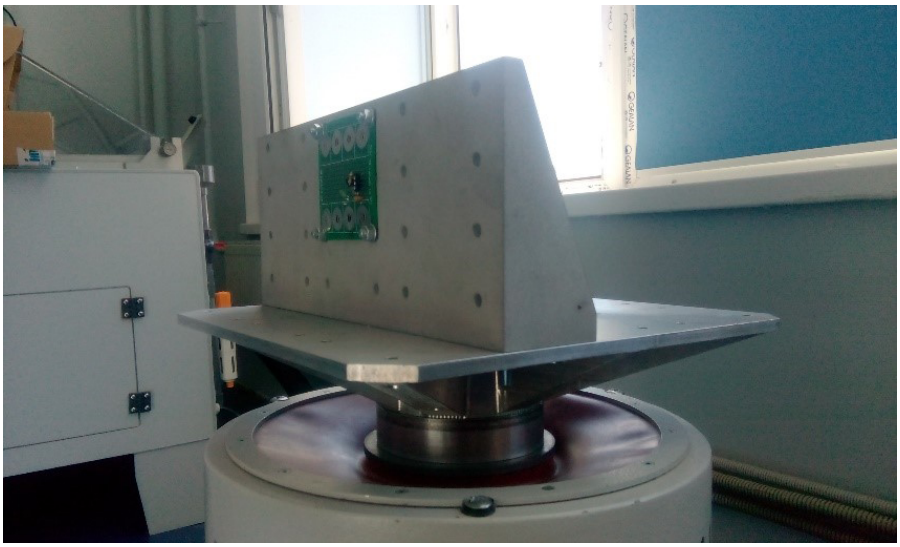


Рис. 5. Оснастка с испытываемой платой на расширительном столе

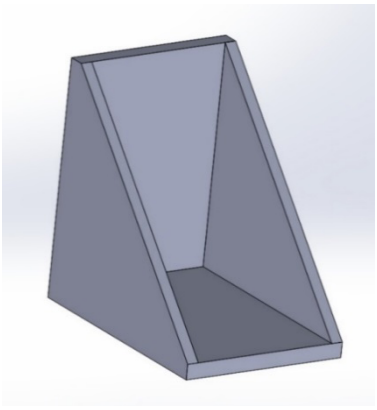


Рис. 6. Внешний вид оснастки типа «Угольник»

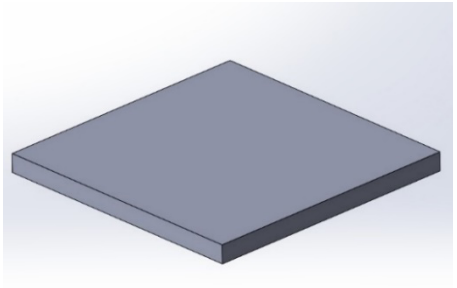


Рис. 7. Внешний вид оснастки типа «Пластина»

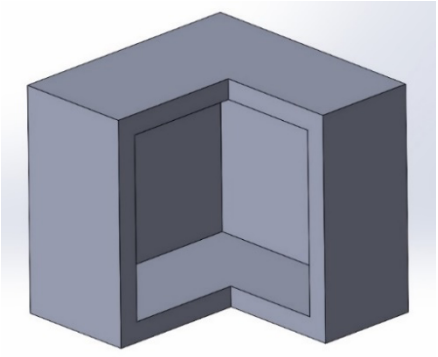


Рис. 8. Внешний вид оснастки типа «Полый куб»

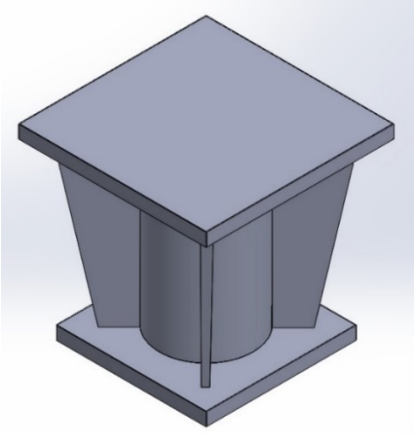


Рис. 9. Внешний вид оснастки типа «Гриб»

Библиографический список

1. Положение о порядке создания научной аппаратуры для космических исследований (Положение НА-18), 2022. 80 с.

2. Положение о порядке создания научной аппаратуры для космических исследований (Положение НА-99), 2003. 24 с.

3. ОСТ 92-5100-2002. Аппаратура космических комплексов, 2003. 167 с.

4. ГОСТ РВ 20.39.304-98. Комплексная система общих технических требований. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения. Требования стойкости к внешним воздействующим факторам, 1999. 55 с.

5. ГОСТ ИСО 7626-2-2016. Вибрация и удар. Экспериментальное определение механической подвижности. Ч. 2. Измерения, использующие одноточечное поступательное возбуждение присоединенным вибровозбудителем, 2017. 23 с.

6. ГОСТ ИСО 7626-5-99. Вибрация и удар. Экспериментальное определение механической подвижности. Ч. 5. Измерения, использующие одноточечное поступательное возбуждение присоединенным вибровозбудителем, 2001. 16 с.

7. ГОСТ Р 57209-2016. Вибрация. Руководство по выбору вибростендов. Оборудование для определения динамических конструкций, 2017. 16 с.

8. ОСТ-92-4865-83. Приспособление технологическое для испытания на вибрацию и удар, 1983. 10 с.

УДК 629 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-91-96**

И. А. Полищук*
магистрант
В. К. Пономарев*
кандидат технических наук, доцент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ВЛИЯНИЕ СПЕЦИФИЧЕСКИХ ВНУТРЕННИХ МОМЕНТОВ НА ДИНАМИКУ УПРАВЛЯЕМОГО ГИРОСКОПА НА СФЕРИЧЕСКОЙ ШАРИКОПОДШИПНИКОВОЙ ОПОРЕ

Рассматривается влияние специфических внутренних возмущающих моментов, таких как моменты сил радиальной коррекции, моменты сил вязкого трения и перекрестные аэродинамические моменты, на динамику трехстепенного гироскопа на сферической шарикоподшипниковой опоре. Представлены результаты, оценивающие влияние этих моментов на быструю моду движения (нутационные колебания) и его медленную составляющую (прецессионное движение). Приводятся выводы о допустимости определенных упрощений уравнений динамики гироскопа при решении практических задач.
Ключевые слова: *динамика гироскопа, сферический шарикоподшипниковый подвес, эффект радиальной коррекции, перекрестная связь.*

I. A. Polishchuk*
Postgraduate Student
V. K. Ponomarev*
PhD, Tech., Associate Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

THE EFFECT OF SPECIFIC INTERNAL MOMENTS ON THE DYNAMICS OF A CONTROLLED GYROSCOPE ON A SPHERICAL BALL BEARING SUPPORT

The article describes the influence of specific internal disturbing moments, such as moments of radial correction forces, moments of viscous friction forces and cross aerodynamic moments, on the dynamics of a three-stage gyroscope on a spherical ball bearing support. The results evaluating the influence of these moments on the fast mode of motion (nutational oscillations) and its slow component (precessional motion) are presented. Conclusions are drawn about the admissibility of certain simplifications of the gyroscope dynamics equations in solving practical problems.
Keywords: *dynamics of a gyroscope, ball-bearing suspension, effect of radial correction, cross-coupling effect.*

Введение

Гироскопы на сферической шарикоподшипниковой опоре используются в качестве чувствительного элемента в системах гироскопической стабилизации среднего класса точности. Эти гироскопы отличаются максимальной простотой конструкции вследствие отсутствия рамок карданова подвеса, имеют широкую рабочую полосу частот, малые массу и габариты, а также низкую стоимость. Однако при таком способе подвеса ротора в корпусе прибора, возникает ряд специфических внутренних возмущающих моментов, которые оказывают существенное влияние на динамику движения гироскопа. Среди генерируемых внутренних возмущающих моментов в первую очередь следует назвать моменты сил радиальной коррекции и перекрестные аэродинамические моменты. Оценка влияния этих моментов на движение гироскопа важна для корректного описания его свойств как измерителя положения платформы гиростабилизатора в пространстве.

Особенности конструкции гироскопа на сферической шарикоподшипниковой опоре

Конструкции гироскопов на сферической шарикоподшипниковой опоре отличаются раз-

нообразием. В качестве примера на рис. 1 представлена конструктивная схема трехстепенного гироскопа Д-7, в котором используется сферический шарикоподшипник [1].

Ротор *3* гироскопа, состоящий из маховика *13* с двумя ферритовыми кольцами и балансировочном кольцом *14*, подвешен в корпусе *8* прибора с помощью сферического шарикоподшипника, который содержит внутреннее *21* и наружное *22* кольца, а также шарики *16*. Для ограничения углов поворота ротора в конструкции предусмотрен радиальный шарикоподшипник *18*. На магнитопроводе *15* с шагом 45 градусов размещены восемь датчиков момента *20* для решения задачи управления гиростабилизатором, а на противоположной стороне ротора установлены четыре датчика угла *19*, измеряющие углы отклонения ротора относительно корпуса. Корпус прибора защищен кожухом 10 и защитным экраном *11*.

Причины возникновения внутренних возмущающих моментов

Причины появления внутренних возмущающих моментов поясняет ситуационная схема гироскопа на сферической шарикоподшипниковой опоре, представленная на рис. 2 [2].

Как следует из этой схемы, при повороте ротора относительно корпуса на угол α момент двигателя проектируется на экваториальную ось ротора, образуя момент радиальной коррекции:

$$M_{\text{РК}} = kM_{\text{дв}} \sin\alpha = M_C \sin\alpha,$$

который при малых углах может быть описан выражением:

$$M_{\text{РК}} = M_C\alpha. \qquad (1)$$

Под действием этого момента ротор будет прецессировать в сторону уменьшения угла α с угловой скоростью:

$$\dot{\alpha} = -\frac{M_C\alpha}{H} = -\frac{M_C\alpha}{J_o\Omega}, \qquad (2)$$

где H – кинетический момент ротора, J_o – осевой момент инерции ротора, Ω – угловая скорость собственного вращения ротора.

Уравнение (2) можно преобразовать к виду:

$$\tau\dot{\alpha} + \alpha = 0, \qquad (3)$$

где $\tau = \frac{J_o\Omega}{M_C}$ – постоянная времени радиальной коррекции.

Решением уравнения (3) при начальном условии $\alpha(0) = \alpha_0$ будет функция

$$\alpha(t) = \alpha_0 e^{-\frac{1}{\tau}t}. \qquad (4)$$

Как следует из выражения (4), при наличии начального отклонения ротора относительно корпуса, его главная ось не сохраняет свое положение

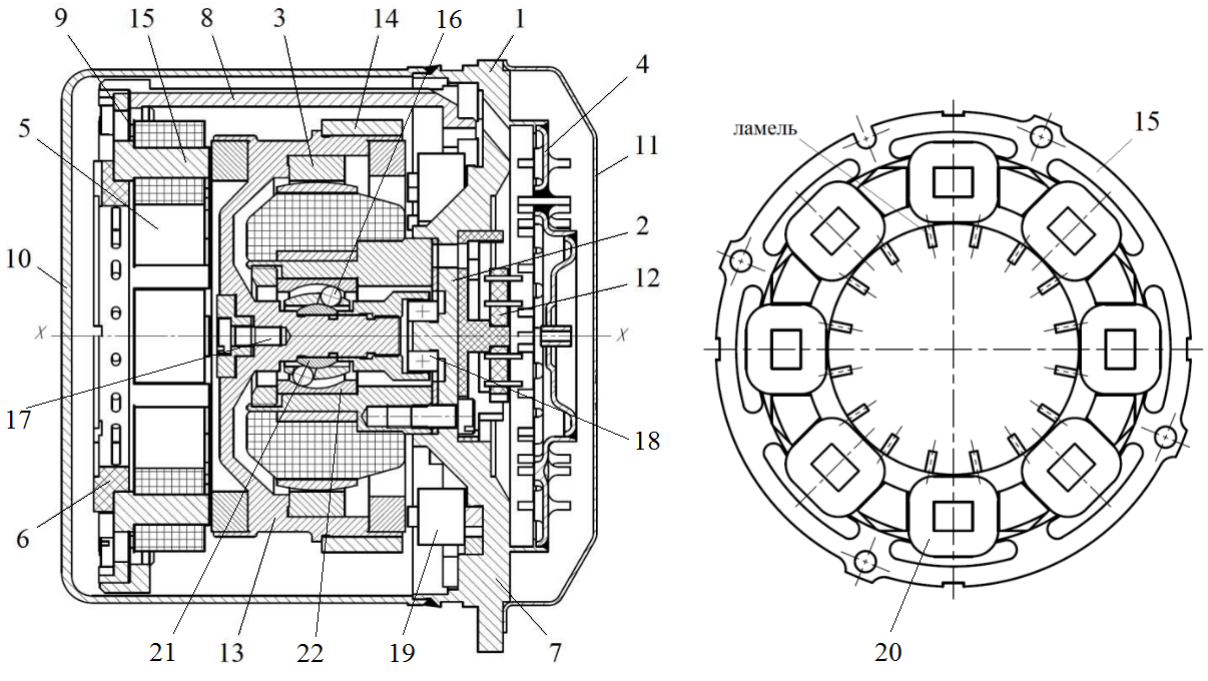


Рис. 1. Конструкция гироскопа Д-7: а – общий вид; б – расположение датчиков момента

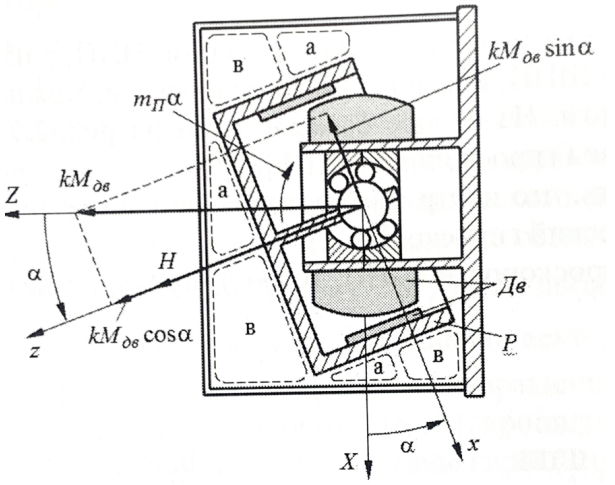


Рис. 2. Возникновение внутренних возмущающих моментов

в пространстве, а стремится к совмещению с осью корпуса *OZ* по кратчайшему пути. В следовании главной оси гироскопа за корпусом заключается «вредный» эффект радиальной коррекции [2].

Кроме моментов радиальной коррекции, в гироскопах со сферическим шарикоподшипниковым подвесом при отклонении ротора относительно корпуса генерируются и перекрестные аэродинамические моменты.

Если ротор повернут относительно корпуса, внутри корпуса создаются зоны сжатия газового слоя (а), и зоны разрежения (в), которые показаны на рис. 2. Эти воздушные зоны, а также конструктивные особенности, определяемые способом взаимодействия шариков шарикоподшипника, его сепаратора и ротора, приводят к возникновению перекрестного момента (момента перекрестной связи)

$$M_{\Pi} = m_{\Pi}\alpha,$$

где m_{Π} – удельный перекрестный момент [3].

Этот момент ортогонален моменту радиальной коррекции, и не может быть точно описан аналитически. На практике перекрестные моменты определяются экспериментально для каждого типа прибора.

Уравнения динамики движения гироскопа на сферической шарикоподшипниковой опоре

В качестве основы, для описания динамики движения гироскопа на сферической шарикоподшипниковой опоре может рассматриваться общая система нелинейных уравнений, описывающих динамику гироскопа на сферической опоре [2]:

$$\begin{gathered}
\frac{dH}{dt} = m_X; \\
J_{\Э}(\ddot{\beta} + \dot{\omega}_B) + H\left[(\dot{\alpha} + \omega_C)\cos\beta + \omega_D \sin\beta\right] - \\
-\frac{1}{2}J_{\Э}\sin 2\beta\left[\omega_D^2 - (\dot{\alpha} + \omega_C)^2\right] - \\
-J_{\Э}\cos 2\beta(\dot{\alpha} + \omega_C)\omega_D = m_Y; \\
J_{\Э}\cos\beta(\ddot{\alpha} + \dot{\omega}_C) - H(\dot{\beta} + \omega_B) + \\
+J_{\Э}\sin\beta\dot{\omega}_D + 2J_{\Э}\cos\beta\dot{\beta}\omega_D - \\
-2J_{\Э}\cos\beta\dot{\beta}(\dot{\alpha} + \omega_C) - J_{\Э}\sin\beta(\dot{\alpha} + \omega_C)\omega_B + \\
+J_{\Э}\cos\beta\omega_B\omega_D = m_Z,
\end{gathered} \tag{5}$$

где α, β – углы поворота ротора гироскопа; ω_B, ω_C, ω_D – проекции скоростей вращения отсчетной системы координат на оси ротора гироскопа, m_X, m_Y, m_Z – моменты внешних сил, приведенных к осям ротора.

В системе (5) аналитически строго учитываются внешние возмущающие воздействия, обусловленные вращением корпуса гироскопа в пространстве, однако не учитывается влияние внутренних возмущающих моментов.

Общий характер влияния внутренних возмущающих моментов на движение управляемого гироскопа со сферической шарикоподшипниковой опорой в условиях неподвижного основания можно установить, используя систему уравнений [3]:

$$\begin{aligned}
&J_{\Э}\ddot{\alpha} + h\dot{\alpha} + m_{\Pi}\alpha - H\dot{\beta} - m_{\text{РК}}\beta = M_{\text{В}}^{\alpha} + M_{\text{у}}^{\alpha}; \\
&J_{\Э}\ddot{\beta} + h\dot{\beta} + m_{\Pi}\beta + H\dot{\alpha} + m_{\text{РК}}\alpha = M_{\text{В}}^{\beta} + M_{\text{у}}^{\beta},
\end{aligned} \tag{6}$$

где h, m_{Π}, $m_{\text{РК}}$ – удельные моменты демпфирования, перекрестных аэродинамических моментов и моментов радиальной коррекции; $M_{\text{В}}^{\alpha}$, $M_{\text{В}}^{\beta}$, $M_{\text{у}}^{\alpha}$, $M_{\text{у}}^{\beta}$ – возмущающие и управляющие моменты по соответствующим координатам.

Эквивалентом системы (6) является модель движения ротора, записанная в операторной форме [4]:

$$\begin{gathered}
(J_{\Э}p^2 + hp + m_{\Pi})\alpha(p) - Hp(\beta(p) + \psi(p)) - \\
-m_{\text{РК}}\beta(p) = M_{\text{В}}^{\alpha} + M_{\text{у}}^{\alpha}; \\
(J_{\Э}p^2 + hp + m_{\Pi})\beta(p) + Hp(\alpha(p) + \theta(p)) + \\
+m_{\text{РК}}\alpha(p) = M_{\text{В}}^{\beta} + M_{\text{у}}^{\beta},
\end{gathered} \tag{7}$$

где ψ, θ – углы поворота корпуса (измерительных осей) гироскопа в инерциальном пространстве.

В уравнениях (7), как видно, в самом приближенном виде учитывается движение основания (корпуса прибора или платформы гиростабилизатора).

Более детально движение основания учитывается в линейных уравнениях динамики движения ротора [5]:

$$\begin{gathered} J_{\Э}(\ddot{\alpha}+\dot{\omega}_Y)+h\dot{\alpha}+m_{\П}\alpha- \\ -J_{\O}\Omega_{X0}(\omega_X+\dot{\beta}-\omega_Z\alpha)-m_{\РК}\beta=M_{\text{У}}^{\alpha}; \\ J_{\Э}(\ddot{\beta}+\dot{\omega}_X)+h\dot{\beta}+m_{\П}\beta+ \\ +J_{\O}\Omega_{X0}(\omega_Z\beta+\omega_Y+\dot{\alpha})+m_{\РК}\alpha=M_{\text{У}}^{\beta}, \end{gathered} \quad (8)$$

где ω_X, ω_Y, ω_Z – скорости вращения отсчетной системы координат.

В работе приводятся результаты качественной оценки влияния внутренних возмущающих моментов на параметры движения ротора гироскопа со сферической шарикоподшипниковой опорой, которые получены методом математического моделирования по уравнениям (6).

Результаты моделирования

В процессе моделирования отдельно исследовалось влияние на динамику движения гироскопа со сферической шарикоподшипниковой опорой каждого из общего числа внутренних возмущающих моментов, а также их совокупное воздействие. Оценивалось влияние внутренних возмущающих моментов на развитие нутационных колебаний и прецессионного движения. Численные значения параметров модели соответствуют характеристикам гироскопа Д-7.

На рис. 3 представлены амплитудные $A\beta$ (ω) и фазовые φ(ω) частотные характеристики гироскопа, построенные при отсутствии и наличии внутренних возмущающих моментов.

Графики реакции гироскопа для быстрой моды движения (нутационные колебания) и медленной составляющей (прецессионное движение) на единичное ступенчатое отклонение корпуса прибора в зависимости от наличия/отсутствия внутренних возмущающих моментов представлены в сводной форме в таблице. В ней знаком «+» определяется наличие возмущающего момента, а знаком «–» – его отсутствие.

Заключение

Выполненные исследования позволили сделать следующие выводы:

1. Внутренние возмущающие моменты гироскопа на сферической шарикоподшипниковой опоре практически не оказывают влияния на частоту нутационных колебаний.

2. Наиболее существенное влияние на поведение гироскопа в медленном движении оказывает моменты радиальной коррекции. Под их влиянием ротор гироскопа теряет свойство сохранения положения оси вращения в пространстве и стремится к совмещению с осью корпуса по кратчайшему пути. На малых интервалах наблюдения отклонения оси не велики и, можно считать, что гироскоп выполняет свою основную функцию по измерению углового положения корпуса в пространстве.

3. Моменты демпфирования уменьшают амплитуду нутационных колебаний. Влияние их на прецессионное движение гироскопа мало.

4. Перекрестные аэродинамические моменты практически не оказывают заметного влияния ни на быструю моду движения, ни на его медленную составляющую. При решении практических задач этими моментами можно пренебречь.

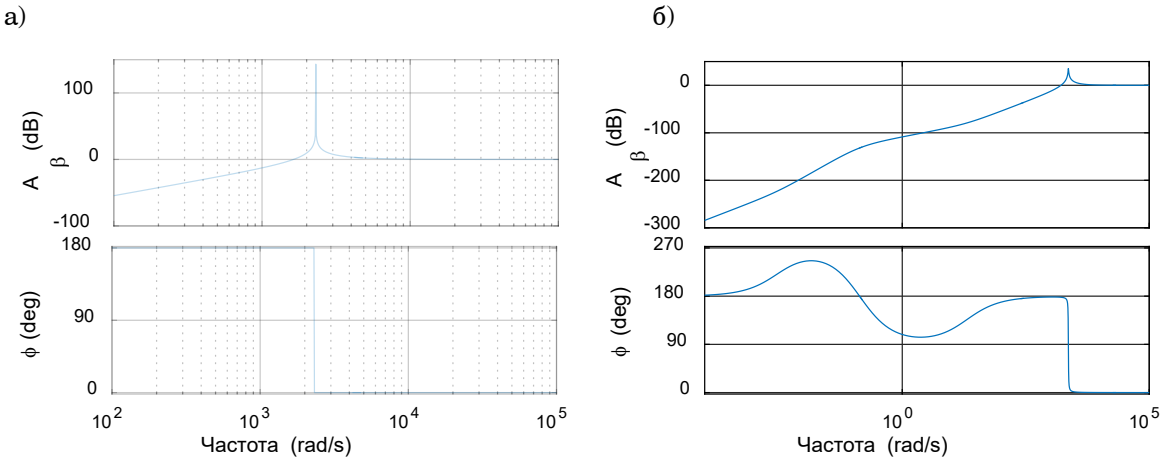
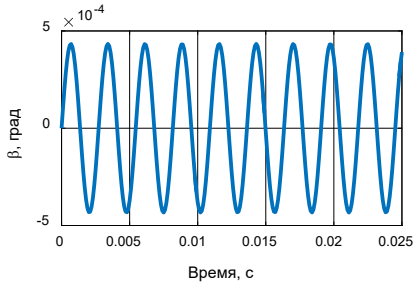
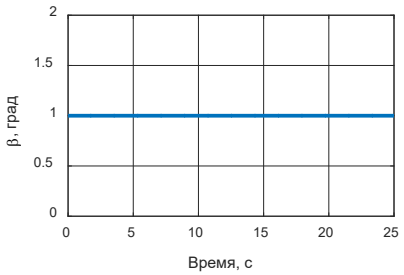
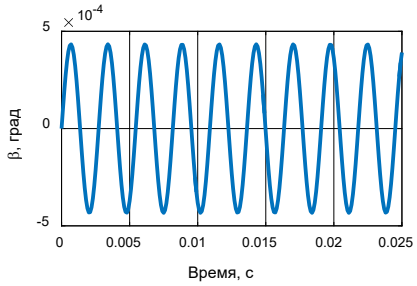
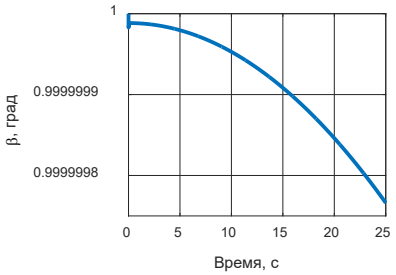
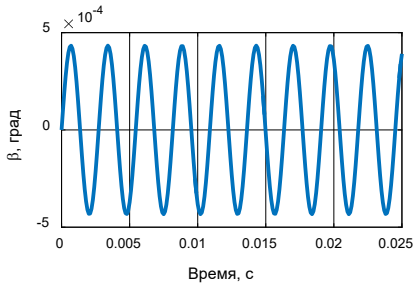
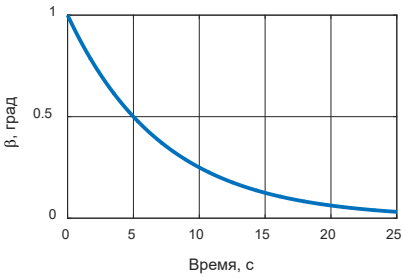
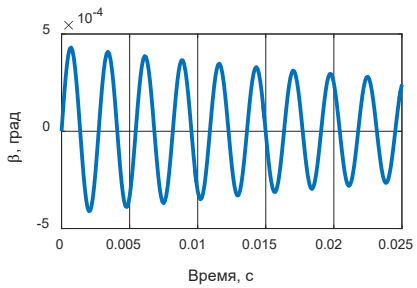
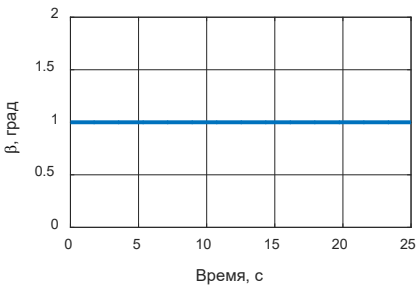
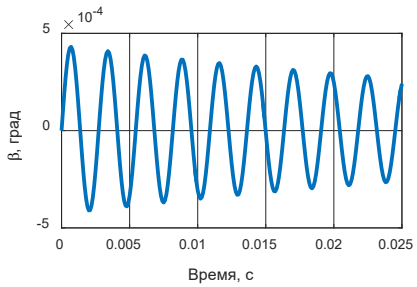
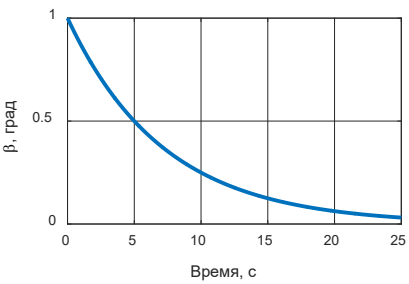


Рис. 3. Амплитудные и фазовые частотные характеристики гироскопа Д-7: а – при отсутствии внутренних возмущений; б – при учете внутренних моментов

Таблица 1

Влияние внутренних возмущающих моментов на динамику гироскопа Д-7

№ п/п	Возмущающие факторы			Нутационные колебания	Прецессия
	h	$m_{рв}$	m_n		
1	–	–	–		
2	–	–	+		
3	–	+	–		
4	+	–	–		
5	+	+	+		

Библиографический список

1. *Алалуев Р. В., Малютин Д. М., Распопов В. Я.* [и др.]. Результаты экспериментальных исследований датчика углов со сферическим шарикоподшипниковым подвесом. Известия ТулГУ // Технические науки. 2017. № 9, Ч. 2. С. 43–51.

2. *Северов Л. А.* Механика гироскопических систем. М.: МАИ, 1996. 212 с.

3. *Лукьянов Д. П., Распопов В. Я., Филатов Ю. В.* Прикладная теория гироскопов. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. 316 с.

4. *Малютин Д. М.* Гироскоп увеличенной точности со сферическим шарикоподшипниковым подвесом // Известия ТулГУ. Технические науки. 2021. № 10. С. 235–243.

5. *Шепилов С. И., Лихошерст В. В.* Комплексная математическая модель гироскопа со сферическим шарикоподшипниковым подвесом // Известия ТулГУ. Технические науки. 2017. № 9, Ч. 2. С. 34–42.

УДК 62-4 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-97-101**

В. Б. Рогожин*
кандидат физико-математических наук, старший преподаватель
А. А. Лезова**
кандидат физико-математических наук, доцент
А. А. Лезов**
кандидат физико-математических наук, доцент
И. Е. Лезова**
старший преподаватель
**Санкт-Петербургский государственный университет*
***Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

МЕТОДЫ БОРЬБЫ С ОБЛЕДЕНЕНИЕМ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Рассмотрены возможности применения методов борьбы с обледенением, используемых в пилотируемой авиации, по отношению к беспилотным летательным аппаратам. На базе анализа особенностей их реализации определены наиболее перспективные методы и необходимые их модификации для указанного применения.
Ключевые слова: *обледенение, беспилотные летательные аппараты, БПЛА, супергидрофобные поверхности.*

V. B. Rogozhin*
PhD, Phys.-Math., Senior Lecturer
A.A. Lezova**
PhD, Phys.-Math., Associate Professor
A.A. Lezov**
PhD, Phys.-Math., Associate Professor
I.E. Lezova**
Senior Lecturer
**St. Petersburg State University*
***St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

ANTI-ICING METHODS FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES

The possibilities of applying de-icing methods used in manned aviation in relation to unmanned aerial vehicles are considered. Based on the analysis of the features of their implementation, the most promising methods and their necessary modifications for the indicated application are determined.
Keywords: *icing, unmanned aerial vehicles, UAVs, superhydrophobic surfaces.*

Обледенение летательных аппаратов в полете является серьезной проблемой авиационной безопасности в целом и представляет существенную угрозу для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в частности. Обледенение поверхностей БПЛА может привести к изменению его массы, а также аэродинамических характеристик [1], нарушить работу двигателей, навигационных приборов, оборудования и систем, и тем самым практически исключает саму возможность применения БПЛА, резко ограничивая время его полета. В [2] приводятся статистические данные по частоте обледенения $F_{обл}$ корпусов летательных аппаратов (800 случаев) в процентном выражении (рис. 1) от температуры окружающей среды.

Видно, что наибольшую опасность для применения БПЛА представляет диапазон от 0 до примерно –15 °С. С учетом существенной зависимости температуры от высоты, которая в условиях применения БПЛА может меняться в диапазоне 40 °С, а влажность при этом достигать 98% [2], вероятность попадания в опасный диапазон в процессе эксплуатации БПЛА достаточно велика. Неизбежно возникает вопрос о противодействии процессам обледенения. В пилотируемой авиации наработан ряд методов борьбы с обледенением, однако по отношению к БПЛА их применение может быть затруднено ввиду конструктивных особенностей сферы применения. Так, ограниченный ресурс

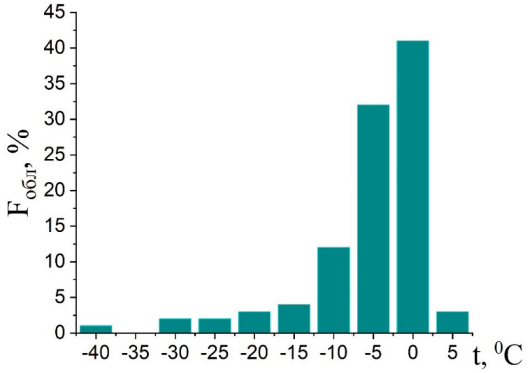


Рис. 1. Частота обледенения корпусов самолетов в процентном выражении

батарей не позволяет эффективно разогревать внешнюю поверхность крыльев, винта и корпуса, а потому применение электротепловых противообледенительных систем (ПОС)систем затруднено. К тому же обогревательные элементы, которые пришлось бы располагать по всей поверхности аппарата, существенно утяжеляют конструкцию, уменьшая возможную полезную нагрузку. В большей степени применимы электроимпульсные ПОС, в которых под воздействием электрического импульса, подаваемого на индукторы, провоцируется упругий изгиб крыла с механическим «стряхиванием» льда. Будучи впервые установленными на Ил-86 в качестве штатной системы ЭИПОС, в серии из трех последовательных импульсов продолжительностью около 10^{-4} с и периодом следования импульсов 1–2 с, такие ПОС эффективно удаляли намерзающий лед [3]. За счет значительно меньших энергозатрат и меньшей массы подобные системы достаточно перспективны и в применении на БПЛА [4, 5], хотя и способствуют общему усложнению конструкции.

Широкое распространение в пилотируемой авиации имеют и жидкостные ПОС, предполагающие использование специальных противообледенительных жидкостей, растворяющих лед и понижающих точку замерзания воды. Самолет может как обрабатываться в процессе предполетной подготовки, так и во время полета, когда гликоль, спирт или другие вещества подаются на панели крыльев, лобовые стекла и другие, подверженные обмерзанию элементы конструкции [6]. В первом случае БПЛА пришлось бы каждый раз обрабатывать перед вылетом, что увеличивает сложность эксплуатации, во втором требует дополнительных конструктивных элементов хранения, подачи и распределения жидкости, что усложняет конструкцию и увеличивает массу. К увеличению массы ведет и необходимость хранения достаточного объема противообледенительной жидкости на борту, что снижает возможную полезную нагрузку БПЛА.

Пневматические ПОС [6] требуют наличия деформирующихся под давлением воздуха протекторов на защищаемых поверхностях, подающего сжатый воздух компрессора – такие системы энергоемки в плане применения к БПЛА, утяжеляют аппарат и способны влиять на аэродинамические свойства конструкции, поэтому их применение по отношению к БПЛА затруднительно.

Одно из интересных направлений борьбы с обледенением БПЛА может подсказать еще один метод, разрабатываемый для применения в авиации. А именно, использование супергидрофобных покрытий [7, 8].

Гидрофобными называют такие материалы и покрытия, угол смачивания ϑ которых водой составляет более 90° (рис. 2).

Этот угол определяется формулой Юнга (1) и требует задания значений соответствующих поверхностных энергий контактирующих фаз: для жидкости и пара этой жидкости σ_1, твердой поверхности и жидкости σ_2 и, наконец, твердой поверхность и пара σ_3:

$$\cos\vartheta = \frac{\sigma_3 - \sigma_1}{\sigma_2}. \qquad (1)$$

Для обычных гладких поверхностей краевой угол как правило не превышает 110°, рекордсменами здесь являются фторорганические соединения, у которых эта величина может достигать 120–125° [9 – 11]. Однако для супергидрофобных поверхностей краевой угол может приближаться к 180° и превышает величину 150°. Причиной такого поведения жидкости на супергидрофобных поверхностях являются не только особые значения поверхностных энергий, но и микроструктура поверхности – наличие на ней мельчайших неоднородностей той или иной структуры. Жидкость при этом соприкасается с поверх-

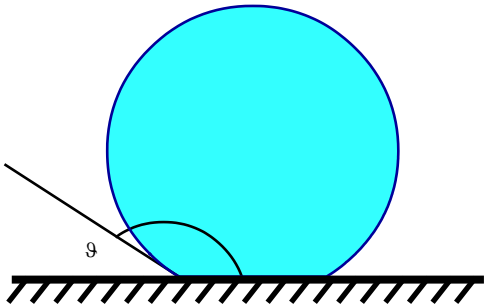


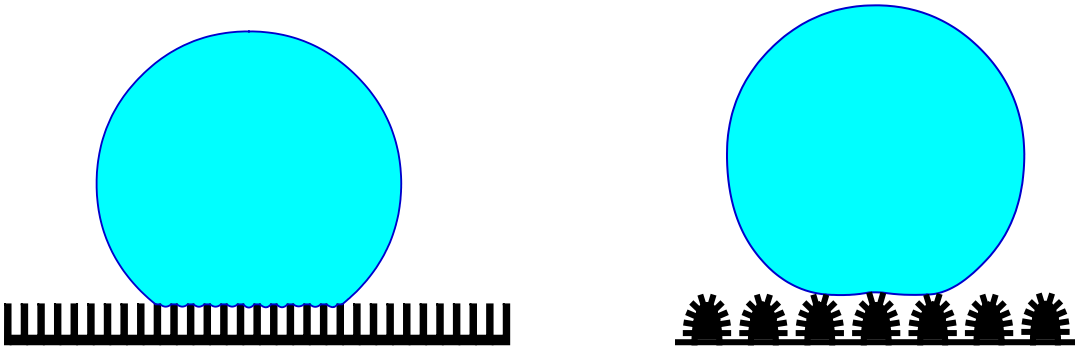
Рис. 2. Гидрофобная поверхность

ностью лишь на их вершинах, как показано на рис. 3, *а* (гетерогенный режим, состояние Касси-Бакстера) и не смачивает основную площадь супергидрофобной поверхности. Наибольшей устойчивости такое состояние достигается при совмещении неоднородностей разных пространственных масштабов – многомодальная поверхность (рис. 3, *б*). Например, при совмещении микро-и нанорельефа поверхности.

Чрезвычайно малая площадь контакта поверхности с жидкостью в состоянии Касси-Бакстера в конечном итоге и обеспечивает практически свободное скольжение капли, определяя основные свойства супергидрофобных поверхностей [10 – 12] и области их применения – в первую очередь, влагозащиту (рис. 4).

Возможно применение подобных поверхностей и для защиты от обмерзания. Так, авторами [7, 8] было показано, что даже при высокой влажности воздуха капли воды, сидящие на супергидрофобных поверхностях, длительное время находятся в переохлажденном состоянии без кристаллизации при низких температурах, что наряду с легкостью скатывания с них и обеспечивает эффективную защиту от обмерзания.

Необходимо, однако же отметить, что при всех положительных свойствах супергидрофобные поверхности в своем большинстве имеют и один общий серьезный недостаток, а именно, невысокую стойкость многомодальной текстуры к внешним механическим воздействиям. Из-за этого в пилотируемой авиации можно ожидать быстрой деградации таких поверхностей под действием высокоскоростного воздушного потока и абразивного воздействия пыли в атмосфере. Максимальных успехов в этом вопросе удалось добиться с применением метода наносекундного лазерного текстурирования на



а) б)

Рис. 3. Поведение капли жидкости на супергидрофобной поверхности в гетерогенном режиме: а – неоднородности одинакового размера, б – многомодальная поверхность

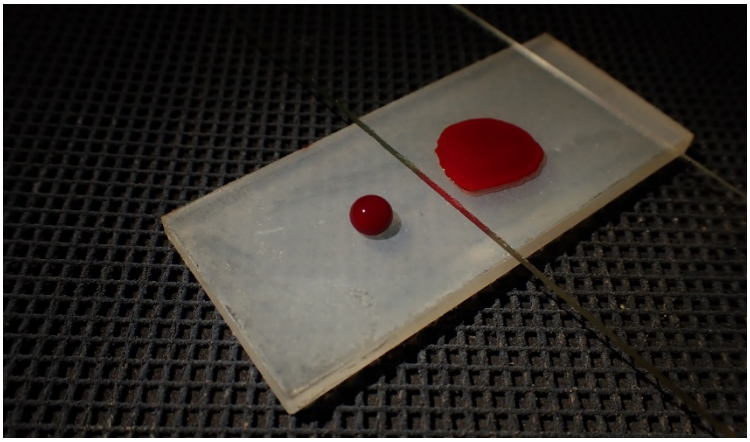


Рис. 4. Поведение окрашенной капли воды на супергидрофобной поверхности (слева) и на необработанной гидрофобизирующим составом поверхности стекла (справа)

алюминиевой поверхности корпуса самолета, который позволяет создавать достаточно прочные покрытия, способные функционировать в течение многих часов полета [7, 8].

Таким образом можно сделать ряд выводов. Проблема с обледенением БПЛА имеет существенное значение, так как обледенение может привести к поломке таких устройств. Но к данной сфере применимы не все методы борьбы с обледенением, применяемые в пилотируемой авиации. Среди эффективных для БПЛА можно применить электроимпульсные ПОС, хотя их применение до определенной степени усложняет конструкцию аппарата, а также метод применения супергидрофобных покрытий. Касаемо последнего можно отметить следующие очевидные преимущества: не меняется ни вес, ни энергопотребление конструкции, так или иначе изменяемые в сторону роста в процессе применения других методик. Но этот метод может претерпеть некоторые модификации. Так, необходимо отметить, что для массово производимых БПЛА гражданского назначения метод наносекундного лазерного текстурирования, предложенный в [7, 8], не является коммерчески выгодным ввиду высокой стоимости оборудования. Кроме того, алюминий, как основа для подобного текстурирования, редко применяется в подобных устройствах. Применение же его по отношению к используемым в конструкции корпусов и винтов полимерам и композитным материалам требует дополнительных модификаций. Выход здесь мы видим в том, что режимы работы БПЛА гражданского назначения являются гораздо менее жесткими, нежели для пилотируемой авиации. Так, скорость перемещения для легких БПЛА малого и среднего радиуса действия как правило не превышает м/с, а для микро- и мини-БПЛА ближнего радиуса действия лежит в пределах нескольких метров в секунду. А потому для подобных устройств возможно применение и обычных, широко используемых супергидрофобных покрытий, пусть менее устойчивых, чем предлагается в [8, 9], но значительно более легких в применении и дешевых. Как пример, двухкомпонентное покрытие NeverWet наносится простым напылением непосредственно пользователем, а по мере деградации покрытия может наноситься заново как поверх ранее нанесенного, так и после очистки поверхности. Поведение окрашенной капли на обработанной подобным покрытием поверхности стекла показано на рис. 4 слева. Справа показано поведение того же объема жидкости на необработанной гидрофильной стеклянной поверхности. В целом, данное покрытие образуется после воздействия второго компонента на гибкий тонкий полимерный слой, возникающий на защищаемой поверхности после нанесения первого компонента и обладает достаточной устойчивостью по отношению к механическим воздействиям не слишком большой интенсивности. В качестве примера покрытия, близкого по показателям эффективности и прочности и с похожим механизмом нанесения на поверхность, можно привести супергидрофобный состав Ultra Ever Dry. Обзор других средств и способов нанесения супергидрофобных покрытий можно найти в [10].

Библиографический список

1. Методика определения вероятности повреждения беспилотных летательных аппаратов в результате воздействия атмосферных факторов внешней среды / Д. Г. Белоножко, И. Д. Королев, Ю. О. Чернышев, Н. Н. Венцов // Advanced Engineering Research. 2022. Т. 22. № 3. С. 193–203. DOI: https://doi.org/10.23947/2687-1653-2022-22-3-193-203.

2. Согласование антенного устройства канала управления и приемо-передающего модуля беспилотного летательного аппарата в условиях обледенения / П. В. Бойкачев, А. А. Сутько, И. А. Дубовик, В. О. Исаев, М. И. Полещук // Журнал радиоэлектроники. 2022. № 5. DOI: https://doi.org/10.30898/1684-1719.2022.6.6.

3. *Баранов А. М.* Авиационная метеорология. Л.: Гидрометеоиздат, 2003. 281 с.

4. Организация электроснабжения электроимпульсной противообледенительной системы беспилотного летательного аппарата / Д. А. Шевцов, С. В. Аверин, С. Ф. Коняхин, Л. А. Лобкова // Электропитание. 2015. № 2. С. 3–7.

5. *Шевцов Д. А., Полетаев А. С.* Преобразователь напряжения для подсистемы удаления льда беспилотного летательного аппарата // Практическая силовая электроника. 2018 № 1 (69). С. 42–45.

6. *Ефимов В. В.* Основы авиации. Ч. 2. Конструкция и основные функциональные системы летательных аппаратов: учеб. пособие. М.: МГТУГА, 2005. 52 с.

7. *Sataeva N. E., Boinovich L. B., Emelyanenko K. A.* et al. Laser-assisted processing of aluminum alloy for the fabrication of superhydrophobic coatings withstanding multiple degradation factors // Surface and Coatings Technology. 2020. 397. Doi:10.1016/j.surfcoat.2020.125993.

8. *Boinovich L. B., Emelyanenko A. M., Emelyanenko K. A.* et al. Anti-icing properties of a superhydrophobic surface in a salt environment: an unexpected increase in freezing delay times for weak brine droplets // Physical Chemistry Chemical Physics. 2016. 18 (4). P. 3131–3136. Doi:10.1039/c5cp06988b.

9. *Butt H.-J., Graf K., Kappl M.* Physics and Chemistry of Interfaces. John Wiley, 2003. 361 p. DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-91-9510.1002/3527602313.

10. *Бойнович Л. Б., Емельяненко А. М.* Гидрофобные материалы и покрытия: принципы создания, свойства и применение // Успехи химии. 2008. № 77 (7). С. 619–638.

11. *Бойнович Л. Б.* Супергидрофобные покрытия – новый класс полифункциональных материалов // Вестник Российской Академии Наук. 2013. Т. 83. № 1. С. 10–11.

12. *Попов Т. Н., Уколов А. И., Уколова Ю. В.* Новое о явлении несмачивания (супергидрофобность) // Физико-математическое и технологическое образование: проблемы и перспективы развития: материалы V Международной научно-методической конференции. 2019. С. 198–207.

УДК 62-4

В. Б. Рогожин*
кандидат физико-математических наук, старший преподаватель
А. А. Лезова**
кандидат физико-математических наук, доцент
А. А. Лезов**
кандидат физико-математических наук, доцент
И. Е. Лезова**
старший преподаватель
**Санкт-Петербургский государственный университет*
***Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ГИДРОФОБНЫЕ СВОЙСТВА ПЛАСТИКОВ ДЛЯ 3D-ПЕЧАТИ

Трехмерная печать заняла, на сегодняшний момент, ряд важнейших ниш в инженерной и прикладной науках. Эта технология позволяет в значительной мере упростить процесс переноса интеллектуальной информации из чертежа в материальный объект. При этом количество копий производимого объекта ограничивается лишь потребностью в нем, а разработчик может находится на значительном удалении от места печати и сборки. Важной задачей, которая должна быть решена на этом этапе, является подбор материала для печати и настройка печатающего устройства. В работе рассматривается два наиболее популярных материала для 3D-печати: SBS и PLA пластики с точки зрения их афильности к атмосферной влаге. Подобраны оптимальные параметры 3D-печати с точки зрения минимизации смачивания поверхности пластика.
Ключевые слова: *смачивание, беспилотные летательные аппараты, БПЛА, супергидрофобные поверхности, 3D-печать.*

V. B. Rogozhin*
PhD, Phys.-Math., Senior Lecturer
A. A. Lezova**
PhD, Phys.-Math., Associate Professor
A. A. Lezov**
PhD, Phys.-Math., Associate Professor
I. E. Lezova**
Senior Lecturer
**St. Petersburg State University*
***St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

HYDROPHOBIC PROPERTIES OF PLASTICS FOR 3D PRINTING

Three-dimensional printing has occupied, at the moment, a number of important niches in engineering and applied sciences. This technology greatly simplifies the process of transferring intellectual information from a figure to a material object. At the same time, the number of copies of the produced object is limited only by the need for it, and the developer may be at a considerable distance from the place of printing and assembly. An important task that must be solved at this stage is the selection of material for printing and setting up the printing device. The paper considers the two most popular materials for 3d printing SBS and PLA plastics in terms of their affinity to atmospheric moisture. The optimal parameters of 3d printing have been selected in terms of minimizing the wetting of the plastic surface.
Keywords: *icing, unmanned aerial vehicles, UAVs, superhydrophobic surfaces*

Введение

Метод трехмерной печати в современной его реализации представляет собой последовательное нанесение пластической массы в соответствии с заранее подготовленным чертежом. Обычно напечатанные таким образом модели обладают текстурой. В плоскости печати она представляющей собой систему параллельных прямых, получающихся при отверждении полосы нанесенной пластической массы. Такие особенности получаемых поверхностей могут ухудшать свойства получаемых деталей. Часто на финальном этапе подготовки детали пластик полируют, ликвидируя данную текстуру. Иногда детали окрашивают выравнивающими составами.

Однако такая обработка в значительной мере уменьшает технологичность производства

методом 3D-печати, а также может влиять на физические свойства получаемых деталей. В частности, при моделировании беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) такой учет критически важен. Если перед конструктором стоит задача сборки БПЛА, обладающего высокой полетной скоростью, то в первую очередь решается задача по оптимизации аэродинамических свойств конструкции и ее прочности. В том случае, если собираемый БПЛА рассчитан на сравнительно небольшие скорости перемещения, то следует учитывать и другие не менее важные свойства материалов, из которых собран его фюзеляж. В частности, на способность смачиваться за счет конденсации воды из атмосферы. Этот процесс оказывает негативное влияние на полетные характеристики любого летательного аппарата. В сложных погодных условиях эта проблема может проявляться особенно остро.

Как известно наличие неровностей на поверхности твердых тел оказывает влияние на их смачивание [1]. Смачиваемость определяется величиной краевого угла смачивания. Если угол смачивания меньше 90°, поверхность считается гидрофильной, если больше – гидрофобной. Угол смачивания как правило не превышает 110° для обычных поверхностей (предельное значение – около 125°). Однако посредством изменения текстуры поверхности, а именно нанесения на нее микро- и нанонеровностей, можно существенно увеличить этот угол. Если угол смачивания при этом превышает 150°, поверхность называется супергидрофобной. В таком состоянии, определяемом, как режим Касси-Бакстера, жидкость контактирует с твердым телом лишь на вершинах микро- или нанонеоднородностей, не проникая в пространство между ними. Ограниченности подобного взаимодействия лишь малой площадью контакта по сравнению со всей площадью поверхности и обусловливает практически полную несмачиваемость поверхности в режиме Касси-Бакстера, облегчает процесс скатывания капли. В противоположность режиму Касси-Бакстера, возможна ситуация, когда жидкость проникает и между неоднородностями, контактируя при этом со всей площадью поверхности (режим Вентцеля). При этом значения краевого угла оказываются значительно меньшими, нежели в режиме Касси-Бакстера, и поверхность не является супергидрофобной. Реализация того или иного режима определяется как физико-химическими свойствами поверхности (для исходно гидрофобных материалов режим Касси-Бакстера реализовать значительно проще, нежели для гидрофильных), так и особенностями текстуры. В частности, для многомодальных поверхностей, совмещающих неоднородности разного пространственного масштаба (например, микро- и нанонеоднородности), режим Касси-Бакстера может оказаться термодинамически устойчивым и такие поверхности смачиваться почти не будут [2].

Следует отметить, что для исходно гидрофильного материала микронеоднородности напротив, могут способствовать намоканию – впитыванию влаги в пространство между ними. Если же при этом принимать в расчет ориентированные текстуры как на микроуровне [3], так и макроскопического масштаба (десятки микрон и более), облегчающие скольжение жидкости в заданном направлении, то задача становится еще более сложной. Однако ввиду того, что подобные, направленные текстуры могут возникать в процессах производства или же обработки деталей устройств различного назначения, учет подобной многофакторной зависимости имеет прямой практический интерес и требует дополнительного изучения.

В нашей работе мы исследовали гидрофобные свойства двух наиболее часто используемых типов пластика PLA и SBS. Исследованные образцы пластика были напечатаны при различных настройках 3D-принтера, что позволило модифицировать получаемые текстуры. Кроме того, в работе было исследовано влияние двухкомпонентного гидрофобизирующего состава на свойства тестируемых деталей.

Экспериментальная часть

В работе использовалась деионизованная вода, полученная на осмотической системе очистки Milli-Q, Millipore. Как известно на физические свойства воды оказывают заметное влияние всевозможные примеси. Использование очищенной таким образом воды позволяет получать стабильные по характеристикам пробы.

Снимки методом атомно-силовой микроскопии получали на установке NanoEducator II. В качестве подложки использовали покровное стекло для оптического микроскопа. На субмикронном диапазоне размеров оно является достаточно гладким для проведения подобных тестов.

Углы смачивания определяли путем визуальных измерений на цифровых снимках. Массу тестируемых пластин определяли с точностью до четвертого знака на аналитических весах AND HR-300.

В работе использовался 3D-принтер модели QIDI TECH X-PLUS. Он достаточно распростра-

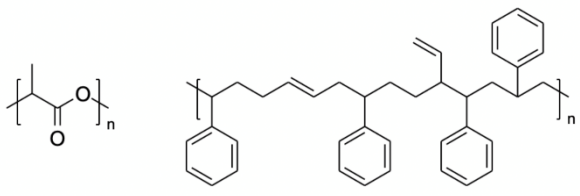
нен и пользуется популярностью у различных пользователей. Принтер способен работать с различными типами пластических материалов, наиболее популярными из которых являются PLA и SBS пластики.

PLA пластик представляет собой композитный материал, основным компонентом которого является биодеградируемый полимер полилактид (рис. 1, *а*). Он обладает достаточно низкой температурой плавления (~175 °С), относительно дешев, так как производится из возобновляемого растительного сырья, из-за высокой межслоевой адгезии применим в послойной печати.

Так называемый SBS пластик производят на основе сополимеров стирола и бутадиена (рис. 1, *б*). Его температура плавления примерно на 50 °С выше, нежели у PLA пластика и составляет ~250 °С. Данный пластик произведен на основе нефтепродуктов, он более устойчив к воздействию воды. SBS пластик заметно более гибкий, нежели PLA.

Гидрофобные и гидрофильные поверхности

Если говорить о контакте капли воды и твердой поверхности, то следует отметить, что в физике поверхностных явлений введено формальное деление на гидрофильные (смачеваемые) и гидрофобные (несмачеваемые) поверхности. Выделяю также особый класс – это супергидрофобные (супер несмачеваемые) поверхности. С практической точки зрения такое деление в достаточной степени интуитивно ясно. Для первого – гидрофильного типа взаимодействия характерно растекание капли воды по поверхности твердого тела. В случае полного смачивания угол смачивания q стремится к нулю. Для гидрофильных поверхностей угол смачивания имеет конечное значение, заключенное в диапазоне от 0 и до 90°, углы смачивания от 90° и вплоть до 150° характерны для гидрофобных поверхностей, поверхности с углом смачивания более 150° являются супергидрофобными [2].



а) б)

Рис. 1. Химическая структура полимерной основы для композитного пластика PLA (а.), а также основа для SBS пластика (б)

Выражение для угла смачивания может быть записано через соотношение между поверхностными энергиями контактов вода – твердое тело ($g_{\text{вт}}$), вода-воздух ($g_{\text{вв}}$) и твердое тело -воздух ($g_{\text{тв}}$) следующим образом:

$$\cos(\theta) = (g_{\text{тв}} - g_{\text{вт}}) / g_{\text{вв}}. \quad (1)$$

Режим полного смачивания соответствует $\theta = 0$ и реализуется при низких значениях $g_{\text{вв}}$ и высоких значениях $g_{\text{тв}}$. Гидрофильный режим достигается в том случае, когда $g_{\text{тв}} > g_{\text{вт}}$. Когда $g_{\text{вт}} > g_{\text{тв}}$ имеет место гидрофобный режим.

Такой подход в целом верен с учетом границ применимости, а именно: поверхность твердого тела предполагается абсолютно гладкой, а капли воды настолько малы, что действием гравитации на них можно пренебречь. Если второе условие волне достижимо, то первое можно достичь фактически лишь для поверхностей монокристаллов. Учет неровности предполагает введения дополнительного коэффициента шероховатости r, который можно записать как:

$$r = A_{\text{ф}} / A_{\text{г}}. \quad (2)$$

Здесь $A_{\text{ф}}$ – площадь фактического контакта капли, а $A_{\text{г}}$ – геометрическая площадь контакта. Тогда косинус угла смачивания, помноженный на коэффициент шероховатости дадут так называемый угол Венцеля – наблюдаемый/кажущийся угол смачивания θ_W.

$$\cos(\theta_W) = rn\cos(\theta). \quad (3)$$

Такое приближение не учитывает такое важное свойство поверхности твердого тела как пористость. Поверхностные поры заполнены воздухом, который как бы подпирает каплю воды со стороны твердого тела, а поверхностное натяжение в данном месте капли не позволяет жидкости проникнуть в поры. Физическая модель, описывающая такое положение вещей, носит название модель Касси-Бакстера. В ней принято разделять всю поверхность контакта твердого тела и жидкости на определенные участки f, удовлетворяющие следующим условиям:

$$f_1 + f_2 + \ldots + f_n = 1, \quad (4)$$

$$\gamma_{\text{вт}} = \sum_{i=1}^{n} f_i(\gamma_{i\,\text{вт}}), \quad (5)$$

$$\gamma_{\text{тв}} = \sum_{i=1}^{n} f_i(\gamma_{i\,\text{тв}}). \quad (6)$$

В этом случае эффективный угол смачивания в модели Касси-Бакстера $\theta_{СВ}$ записывается следующим образом:

$$\cos(\theta св) = \frac{\sum_{i=1}^{n} f_i(\gamma_{i\,тв} - \gamma_{i\,вт})}{\gamma вв} = \sum_{i=1}^{n} f_i \cos(\theta_i). \quad (7)$$

Из пластика SBS на 3D-принтере были напечатаны восемь экспериментальных образцов, представляющих собой тонкие прямоугольные пластины шириной 3 см и длиной 5 см. Толщина пластин составляла 2 мм. В процессе печати на поверхности образовывалась линейчатая структура неоднородностей, направленных вдоль длинного края поверхности и чередующихся с шагом, задаваемым толщиной слоя печати. При изготовлении первой пары образцов была выбрана толщина слоя печати 0,05 мм (наименьший шаг, доступный на используемом принтере), для второй пары – 0,1 мм, для третьей – 0,2 мм. Наконец, при изготовлении последнего слоя была выбрана толщина, совпадающая с диаметром сопла принтера: 0,4 мм. Из пластика PLA было изготовлено 4 образца с той же геометрией, где первые два образца напечатаны с толщиной слоя 0,1 мм, вторые два – с толщиной слоя 0,2 мм.

Из каждой пары одинаковых пластин было взято по одной и с ними проведены эксперименты по определению массы воды, сорбируемой тестовыми поверхностями. Для этого сопоставлялись абсолютные значения массы сухих пластин и пластин, смоченных в воде. Пластины смачивались путем полного погружения под воду. После извлечения пластины располагалась таким образом, чтобы линейные неоднородности были направлены строго по вертикали, после чего воде позволяли свободно стекать в течение 1 минуты при контакте нижнего края поверхности с фильтровальной бумагой, впитывающей излишек влаги. После этого все четыре края пластины аккуратно протирались фильтровальной бумагой от капель влаги для дальнейшего учета только той воды, которая задерживалась на плоских поверхностях. Были проведены три серии экспериментов, в ходе которых пластины выдерживались в воде в течение 20 секунд, 3 часов и 30 часов соответственно. Отдельно выполнена серия экспериментов при стекании жидкости поперек линейных неоднородностей после предварительного погружения пластин в воду на 30 часов.

Оставшиеся образцы были обработаны гидрофобизирующим составом «NewerWet», который используется для формирования супергидрофобного слоя. Данные, полученные для таких пластин, выступали в качестве эталонного результата гидрофобизации поверхности. Средство является двухкомпонентным составом на основе углеводородов. Оно формирует на обрабатываемой поверхности нерегулярно распределенные структуры, данные структуры имеют малое сродство к воде, а кроме того, полости между этими структурами заполнены воздухом, что также препятствует растеканию капли.

На рис. 2 представлено изображение поверхности покровного стекла, обработанного гидрофобизирующим составом. На нем видны сужающиеся к верху структуры, с диаметром на полувысоте от единиц и до десятков микрометров. После нанесения данного состава на стекло оно становилось матовым, что свидетельствует о том, что световые лучи начинают сильно рассеивать-

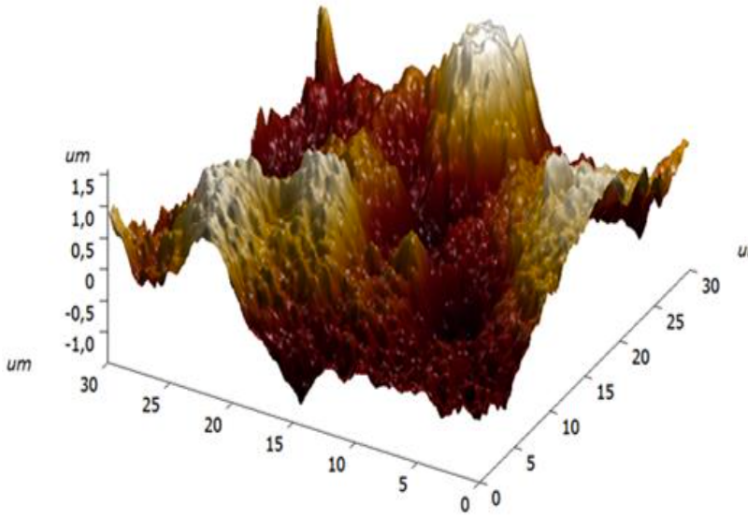


Рис. 2. Изображение покровного стекла, покрытого гидрофобизирующим составом, полученное методом атомно-силовой микроскопии

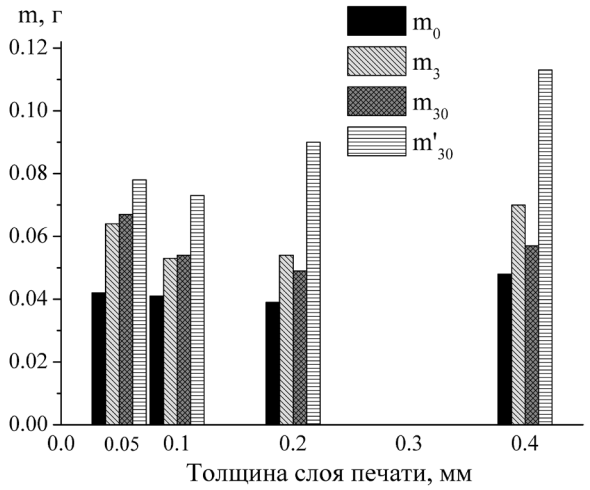


Рис. 3. Гистограммы, полученные сопоставлением масс пластин SBS пластика до и после нанесения воды, при различных временах выдержки в ней

ся вблизи поверхности этого стекла. Возникновение рассеяния косвенно свидетельствует о наличии неоднородностей на его поверхности.

Экспериментальные результаты отображены в табл. 1. Здесь m_0 – масса жидкости, задержавшейся на поверхности пластин, после их погружения на 20 секунд в воду (для SBS пластика), m_3 – масса жидкости, задержавшейся на поверхности пластин, после трехчасового выдерживания под водой, m_{30} – после 30 часов выдерживания под водой. Наконец, m'_{30} – масса жидкости, задержанной поверхностями, после стекания жидкости поперек линейных неоднородностей поверхности. Погрешность экспериментальных значений составляет 0,004 г.

Из приведенных в таблице данных видно, что масса жидкости, задерживаемая пластинами, зависит от времени погружения в воду. Причем если для малой толщины слоя (до 0,1 мм для SBS и по крайней мере до 0,2 мм для PLA) мы наблюдаем монотонный рост с увеличением времени с приближением к некоторой величине насыщения, то для большой толщины слоя (для SBS эта толщина составляет от 0,2 и выше) возможна зависимость с перегибом, когда после достижения некоторого максимума начинается уменьшение количества влаги, удерживаемой поверхностью. Последнее может быть связано с тем, что крупная текстура поверхности может локально удерживать большие по размеру капли, дающие основной вклад в суммарную массу жидкости. Однако с течением времени, по мере увеличения влаги, просачивающейся между неоднородностями, само распределение воды по поверхности становится более равномерным. Между каплями образуются контакты, способствующие их стеканию с конечным уменьшением общей массы жидкости.

Неожиданным результатом оказалось то, что PLA пластик в некоторых случаях может смачиваться даже в меньшей степени, нежели SBS, по крайней мере, для толщины слоя 0,1 мм. Как видно из рис. 4, краевой угол для PLA пластика имеет меньшую величину, нежели у SBS, а соответственно, являясь менее гидрофобным, он должен был, напротив, лучше удерживать воду.

Причину подобного несоответствия может подсказать анализ формы капли, принимаемой ею на поверхности с заданной текстурой (рис. 5). Видно, что капли на PLA пластике принимают вытянутую форму, направленную вдоль линейных неоднородностей при том, что на SBS пластике капли сохраняют округлую форму. Можно предположить, что более сильное смачивание PLA пластика водой обусловливает и боле сильное влияние текстуры материала на поведение капли. Капля эффективнее направляется в своем скольжении вдоль желобков текстуры и в конечном итоге вся поверхность эффективнее освобождается от воды. Соответственно, с позиции оптимизации влагозащитных свойств не обязательно пытаться выбирать материалы с максимальной гидрофобностью – возможно, более сложные в обработке или более дорогие. Эффективного освобождения от влаги можно добиться, регулируя направленную текстуру поверхности.

Чтобы определить влияние выделенного направления линейных неоднородностей, была выполнена серия экспериментов, где капли, стекая вертикально вниз, преодолевали горизонтально расположенные линейные неоднородности. Как

Таблица 1

Экспериментальные результаты

Пластик	SBS	SBS	SBS	SBS	PLA	PLA
Толщина слоя, мм	0,05	0,1	0,2	0,4	0,1	0,2
m_0, г	0,042	0,041	0,039	0.048	–	–
m_3, г	0,064	0,053	0,054	0,07	0,038	0,053
m_{30}, г	0,067	0,054	0,049	0,057	0,044	0,063
m'_{30}, г	0,078	0,073	0,09	0,113	0,062	0,08

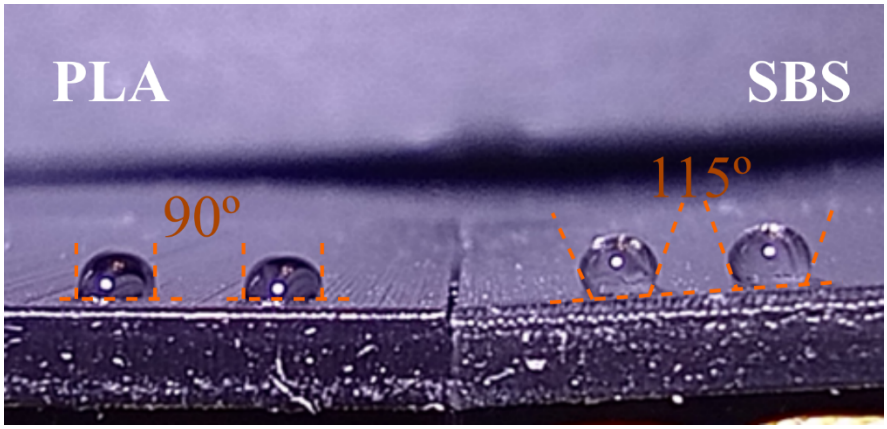


Рис. 4. Фотографии капель воды на поверхностях исследованных пластин, напечатанных методом послойного нанесения (марки пластиков указаны на рисунке)

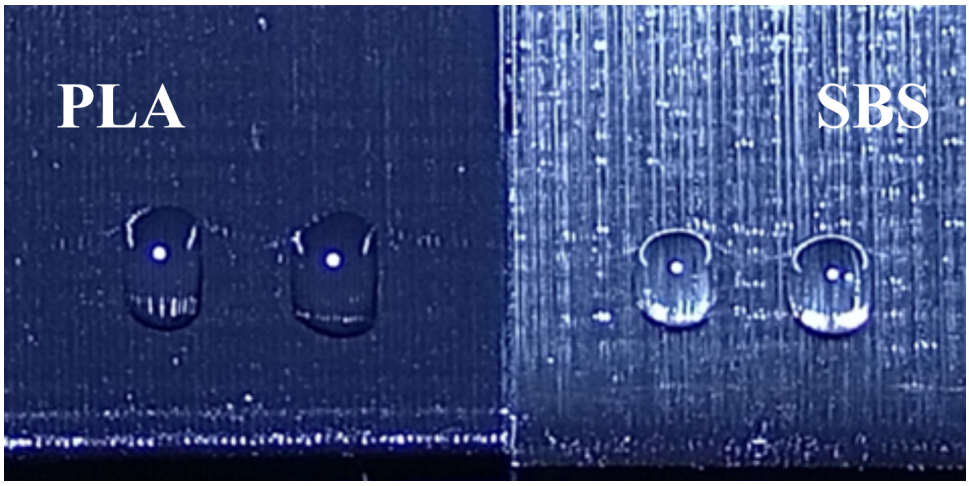


Рис. 5. Вид сверху на поверхности тестируемых пластин с нанесенными каплями воды

видно из таблицы, при этом массы жидкости, удерживаемой поверхностями ($m_{›30}$) всегда оказывались больше, нежели массы m_{30}, отвечающие стеканию вдоль неоднородностей. Из чего можно сделать вывод, что в процессе минимизации смачиваемости необходимо учитывать направление неоднородностей, а в конечном итоге ориентацию слоев при распечатывании элементов конструкции на 3D-принтере.

Ожидаемо наилучшие результаты дала обработка поверхности пластин супергидрофобным покрытием. На всех без исключения исследованных поверхностях вода себя вела единообразным образом: скатывалась без остатка мелкими каплями даже после 30 часов нахождения пластин в воде. Поведение капли на такой поверхности продемонстрировано на рис. 6.

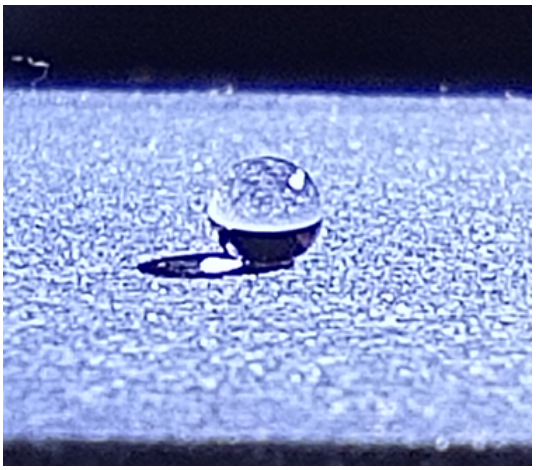


Рис. 6. Изображение капли воды, полученное после обработки пластика гидрофобизирующим составом

Может показаться, что обработка супергидрофобными покрытиями – оптимальный способ борьбы со смачиванием при использовании БПЛА. Однако надо обратить внимание и на очевидный недостаток таких поверхностей –- малую их механическую стойкость ввиду микронных и даже нанометровых масштабов неоднородностей, формирующих супергидрофобное покрытие. В процессе эксплуатации это покрытие придется периодически восстанавливать после неизбежных повреждений. При том, что, как это следует из результатов, приведенных выше, масса воды, удерживаемой PLA пластиком с ориентированной текстурой, составляет около 10–20 г в расчете на квадратный метр поверхности – величина ничтожная по отношению к массе БПЛА самых распространенных типов. Применение супергидрофобных покрытий может оказаться осмысленным лишь в силу иных причин: предохранение от обмерзания в условиях, где оно возможно. Или же для защиты от влаги микровоздушных БПЛА [4], у которых отношение поверхности к массе значительно выше, нежели у летательных аппаратов большего масштаба, а потому фактор намокания элементов винта или корпуса может не только заметно утяжелить аппарат в целом, но и изменить его динамику, в конечном итоге привести к катастрофе. Так, у многих насекомых, отвечающих по размеру как раз классу микровоздушных БПЛА, крылья и тело обладают свойством гидрофобности [5].

Библиографический список

1. *Butt H.-J., Graf K., Kappl M.* Physics and Chemistry of Interfaces. John Wiley, 2003. 361 p. DOI: 10.1002/3527602313.

2. *Ben Wang, Yabin Zhang, Lei Shi* et al. Advances in the theory of superhydrophobic surfaces // Journal of Materials Chemistry. 2012. № 22. P. 20112–20127. DOI: 10.1039/c2jm32780e.

3. *Belyaev A. V., Vinogradova O. I.* Effective slip in pressure-driven flow past superhydrophobic stripes // J. Fluid Mech. 2010. V. 652. P. 489–499. DOI: 10.1017/S0022112010000741.

4. Разработка мезомасштабного беспилотного летательного аппарата, использующего лобовое сопротивление / И. Е. Лезова, А. А. Лезов, В. Б. Рогожин, А. А. Лезова // Аэрокосмическое приборостроение и эксплуатационные технологии. Третья Международная научная конференция: сборник докладов. 2022. С.180–184. DOI: 10.31799/978-5-8088-1688-6-2022-3-180.

5. *Liu F., Liu Y., Huang L.* et al. Replication of homologous optical and hydrophobic features by templating wings of butterflies Morpho menelaus // Optics Communications. 2011. V. 284(9). P. 2376–2381. DOI: 10.1016/j.optcom.2011.01.017.

УДК 51-74 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-109-116**

В. Б. Рогожин*
кандидат физико-математических наук, старший преподаватель
А. А. Лезова**
кандидат физико-математических наук, доцент
А. А. Лезов**
кандидат физико-математических наук, доцент
И. Е. Лезова**
старший преподаватель
**Санкт-Петербургский государственный университет*
***Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

АНАЛИЗ И ОПТИМИЗАЦИЯ ВРЕМЕННЫХ ЗАТРАТ ПРИ ВЫЯВЛЕНИИ ЛЕСНЫХ ПОЖАРОВ ПО ОБОБЩЕННЫМ ДАННЫМ КОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА И БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Рассмотрены вопросы оптимизации временных затрат при поиске лесных пожаров с учетом неконтролируемых факторов внешней среды на базе уравнения Фоккера – Планка при совместном использовании данных, поступающих от беспилотных летательных аппаратов, спутникового мониторинга и при использовании спутниковой навигации (GPS, ГЛОНАСС) в процессе позиционирования на местности.
Ключевые слова: *лесные пожары, БПЛА, спутниковый мониторинг, ГЛОНАСС, GPS, уравнение Фоккера – Планка.*

V. B. Rogozhin*
PhD, Phys.-Math., Senior Lecturer
A. A. Lezova**
PhD, Phys.-Math., Associate Professor
A. A. Lezov**
PhD, Phys.-Math., Associate Professor
I. E. Lezova**
Senior Lecturer
**St. Petersburg State University*
***St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

ANALYSIS AND OPTIMIZATION OF TIME COSTS IN DETECTING FOREST FIRES BASED ON THE GENERALIZED DATA OF SPACE MONITORING AND UNMANNED AERIAL VEHICLES

The issues of optimizing the time spent in the search for forest fires, taking into account uncontrolled environmental factors based on the Fokker-Planck equation, when sharing data from unmanned aerial vehicles, satellite monitoring and using satellite navigation (GPS, GLONASS) in the process of positioning on the ground, are considered.
Keywords: *forest fires, UAV, satellite monitoring, GLONASS, GPS, Fokker-Planck equation.*

Одним из существенных деструктивных факторов, влияющих на природу планеты, объекты инфраструктуры, условия жизни и здоровье людей являются лесные пожары. Негативные последствия таких пожаров (выброс парниковых газов, гибель лесов и деградация почв) могут приобретать долгосрочный характер, способствуя усилению климатических изменений. Так, по данным информационной системы дистанционного мониторинга Рослесхоза в одной только России в 2021 году лес сгорел на территории, превышающей 18 млн га, при этом в атмосферу было выброшено около двух миллиардов тонн диоксида углерода, являющегося одним из основных парниковых газов [1], что сравнимо с объемом выбросов всей энергетической области России. Ежегодно же огонь уничтожает до 100 млн гектаров леса по всему миру. Борьба с лесными пожарами таким образом является одной из самых актуальных проблем,

стоящих перед человечеством. И первоочередной задачей здесь оказывается раннее обнаружение очагов лесных пожаров, на стадии, пока они не охватили значительные площади. Особенно остро эта задача проявляется в труднодоступных областях России, таких как Южная Сибирь и Дальний Восток, где традиционные методы наземного наблюдения не позволяют достичь желаемых результатов. Действенными методами мониторинга для таких территорий является использование пилотируемой авиатехники, однако нельзя не учитывать существенную дороговизну ее использования, что является одним из ограничивающих факторов ее применения.

Одной из наиболее результативных методик обнаружения лесных пожаров в настоящее время является спутниковый мониторинг [2, 3]. Данные спутникового мониторинга хранятся в постоянно обновляемой электронной библиотеке данных дистанционного зондирования Земли из космоса спутниками NOAA, Terra и другими спутниками низкого и среднего пространственного разрешения с широким диапазоном охвата [4 – 7]. Спутниковые данные отображаются на электронной карте с масштабом 1:100000 в геоинформационной системе контролируемой территории. Частота наблюдений определенной точки на земной поверхности спутниками TERRA и AQUA в зависимости от географического положения составляет от 4 до 12 раз в сутки, для NOAA это 2 – 4 раза в сутки. Алгоритмы для выявления пожаров делятся на два типа: пороговые и контекстуальные. Пороговые алгоритмы основаны на превышении температуры в определенной точке от нормы, которая соответствует температуре земной поверхности. Контекстуальные алгоритмы сравнивают температуру соседних пикселей, находя аномалии температур на фоне более холодных пикселей [8].

Необходимо однако же отметить и некоторые ограничения этого метода. Так, радиометр AVHRR (спектральный канал для длины волны 2,75 мкм, отвечающей максимальной интенсивности инфракрасного излучения, а также каналы в видимой и дальней ИК области спектра), размещенный на спутниках NOAA, входящих в состав метеорологической орбитальной группировки США, имеет разрешение в 1,1 км, приходящийся на пиксель изображения. Спутники TERRA и AQUA имеют на борту спектрометр MODIS (Moderate Resolution Imaging Spectroradiometer, 44 канала в различных диапазонах видимого и инфракрасного спектра), пространственное разрешение которого в инфракрасном диапазоне равно 1 км [4 – 7]. Указанные приборы способны выявлять пожар на площади от 50 м^2 при идеальных условиях съемки. Вероятность обнаружения лесных пожаров площадью до 0,1 га (1000 м^2) должна быть не менее 0,8, площадью до 0,5 га – 0,95 и площадью до 2 га – 0,99 [9]. Точность определения координат лесных пожаров – 0,5 км. Допустимая погрешность при оперативном определении границ пожаров 50–100 м, а площадей пожаров – 10–15%. Видно, что по параметру вероятности обнаружения метод спутникового мониторинга дает вполне удовлетворительные результаты. Что же касается определения координат, а тем более границ лесных пожаров, то здесь возможности метода далеки от желаемых. Ситуация осложняется тем, что мониторинг лесных пожаров из космоса осуществляется на практике, как правило, без атмосферной коррекции спутниковых данных, учета оптико-геометрических условий наблюдений, что влияет на результативность раннего обнаружения очагов пожаров из космоса.

Наконец, еще одним, сравнительно новым и действенным методом мониторинга лесных пожаров является использование беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) [10, 11]. При этом использование БПЛА оправдано на всех этапах возникновения, контроля распространения и тушения пожара. В зависимости от конкретной цели МЧС и локализации пожара применяют разные виды БПЛА: вертолетного типа для разведки зоны небольшого удаления (до 15 км) и самолетного типа – для контроля за удаленными, труднодоступными местностями. Благодаря качественному оборудованию для съемки дроны могут обнаруживать даже самые мелкие очаги возгорания. В зависимости от цели осмотра определяется высота полета дрона: 600–800 м – для общего мониторинга, 200–400 м – для детального осмотра. Также БПЛА могут применяться, как ретрансляторы связи и в качестве средств оповещения населенных пунктов. Кроме того, есть возможность применения аппаратов достаточной грузоподъемности и для непосредственного тушения пожаров с набором воды из водоемов и использования ее для ликвидации очагов возгорания. Естественным недостатком данного метода, однако же являются существенные ограничения на дальность полета, определяемые скоростью БПЛА и временем полета. Так, для наиболее распространенных малых БПЛА самолетного типа (масса не более 4–5 кг, размах крыльев до 1,5 м) скорости полета составляют 12–35 м/с, время полета – от 20 минут до нескольких часов. Та-

ким образом, с учетом возврата в исходную точку дальность полета ограничена дистанцией в несколько десятков километров (как например, БПЛА Инспектор-201 имеет максимальную продолжительность полета 1 час, скорость 120 км/ч и дальность полета 45 км). Наиболее часто применяемые БПЛА вертолетного типа с массой до 10 кг имеют продолжительность полета 20–60 минут в основном режиме полета до 300 м [12]. Для разведки лесных пожаров могут использоваться как один, так и несколько БПЛА, как правило, входящих в состав систем, включающих управляющее, транспортное оборудование, технические устройства, формирующие каналы связи и передачи информации, необходимое программное обеспечение (ОП) и устройства обработки информации.

С учетом того что мониторинг лесных пожаров может осуществляться в областях с ограниченной пропускной способности беспроводных каналов, соединяющих БПЛА с вычислительной инфраструктурой, установленной на земле, программное обеспечение БПЛА должно обеспечивать необходимую степень автономности как непосредственного мониторинга местности, так и при выполнении сопутствующих задач: навигации, координации действий и распределения функций в составе группы БПЛА, частичной или полной обработки информации, полученной в ходе наблюдения и т. д. Соответственно, в настоящее время осуществляется оптимизация алгоритмов поиска, лежащих в основе ПО и взаимодействия как с наземным наблюдателем, так и между отдельными БПЛА, если мониторинг местности осуществляется в составе группы [10, 11].

Естественным направлением совершенствования системы обнаружения лесных пожаров является совмещение различных методов детектирования очагов возгорания. Так, в работе [8] проанализирована возможность совмещения спутникового мониторинга для первичного обнаружения области возгорания с последующим использованием БПЛА для уточнения местоположения очага возгорания и границ лесного пожара. С одной стороны, подобное совмещение позволяет избавиться от основного недостатка спутникового мониторинга, связанного с недостаточным разрешением детекторов, при оптимальных условиях имеющих погрешность определения местоположения очага возгорания примерно в 1 км. С другой стороны, уже эта точность отвечает значительной локализации зоны поиска, что в перспективе способно значительно уменьшить временные затраты на обнаружение очага возгорания при использовании БПЛА, а значит, увеличить и расстояние, на котором можно проводить этот поиск при заданных ресурсах топливных элементов.

Необходимо, однако же, отметить, что авторы [8] предполагают применение алгоритма поиска, основанного на модели случайного блуждания, описываемого уравнением Фоккера – Планка со сносом и диффузией относительно плотности функции распределения $f(r,t)$ положения r летательного аппарата (ЛА) в момент времени t:

$$\frac{\partial f(\mathbf{r},t)}{\partial t} + div\left(\mathbf{u}(\mathbf{r},t), f(\mathbf{r},t)\right) - D(t)\Delta f = 0. \quad (1)$$

где $\mathbf{u}(r,t)$ – вектор скорости дрейфа, $D(t) > 0$ – зависящий от времени коэффициент диффузии, Δ – в общем случае трехмерный оператор Лапласа. Вид программно заданного маршрута облета задается при этом некоторой детерминированной кривой $r(t)$. Однако параметры среды (уровень сажи, влажность, температура поверхности и т. п.) заранее неизвестны и потому трактуются как случайные. Если считать, что направление движения выбирается в каждый момент времени по градиенту измеряемых параметров (в пределах заданной точности), а при отсутствии выделенного градиента ЛА движется равномерно и прямолинейно в соответствии со своим состоянием в предыдущий момент времени, то такое движение реализуется как случайное блуждание со сносом. В этом смысле положение ЛА является случайным и может быть описано некоторой плотностью функции распределения $f(r,t)$. Зависимость коэффициента диффузии от времени отвечает изменяющимся погодным условиям. И если никаких отклонений от полетного задания нет, то распределение на прямолинейном участке движения имеет вид дельта-функции от заданной траектории: $f(r,t)=\delta(r - r(t))$. При этом параметры кинетического уравнения (1) равны $u(r,t) = u_0$ (движение с постоянной скоростью), $D(t) = 0$.

При постоянных значениях скорости и коэффициента диффузии фундаментальным решением уравнения (1) для плоскости является сдвинутое двумерное распределение Гаусса:

$$f(\mathbf{r},t) = \frac{1}{4\pi Dt}\exp\left(-\frac{(\boldsymbol{r} - \mathbf{u}_0 t)^2}{4Dt}\right). \quad (2)$$

На основе этого решения в [8] проводится оценочный сравнительный анализ вариантов обнаружения пожаров при самостоятельном поиске области возгорания посредством БПЛА и при поиске с коррекцией курса БПЛА по данным спутникового мониторинга. В первой моде-

ли поиска фактически рассматривается случайный поиск при движении под действием случайных факторов внешней среды от места старта БПЛА и до области возгорания площадью S_f. Во второй – случайный поиск при движении под действием тех же случайных факторов, но с предварительным достижением района радиуса R, определенного по данным спутникового мониторинга.

Для первой модели, если $\sqrt{S_f}$ – характерный размер области пожара, вероятность его обнаружения для БПЛА, находящегося на расстоянии L от центра пожара, равна $p = \varphi / 2\pi$, где $\varphi = \sqrt{S_f} / L$ – угол, под которым область возгорания видна из точки вылета БПЛА.

Из (1) в предположении об изотропности скорости БПЛА, можно получить, что средний квадрат расстояния, на которое БПЛА удаляется от старта за время t:

$$< r^2 >= u^2 t^2 + 4Dt \qquad (3)$$

Приравнивая его к L можно определить время удаления на указанную дистанцию, а с учетом вероятности обнаружения пожара и среднее время, затраченное на поиск при двух предельных случаях, определяемых числом Пекле

$$\Pi = \frac{u_o L}{D / 2}. \qquad (4)$$

Случай П<<1 отвечает рыскающему движению при большом коэффициенте диффузии, П>>1 – детерминированному движению, когда диффузия очень мала. Тогда время обнаружения очага можно оценить, как:

$$\theta_1 \approx \frac{2\pi L^3}{D\sqrt{S_f}}, \ \Pi \ll 1,$$

$$\theta_1 \approx \frac{2\pi L^2}{u_0\sqrt{S_f}}, \Pi \gg 1. \qquad (5)$$

При движении БПЛА со спутниковой коррекцией предполагается, что спутник выдает район радиуса R, в котором возможен пожар, центр которого находится на расстоянии L от точки вылета БПЛА. Поэтому до точки вхождения в периметр, находящейся на расстоянии $L - R$ от базы, БПЛА движется прямолинейно со скоростью u_0, на что потребуется время $(L - R)/u_0$, после чего продолжает поиск по стратегии, описанной для предыдущей модели. В этом случае расчет времени, затраченного на поиск, дает следующие результаты:

$$\theta_2 \approx \frac{L-R}{u_0} + \frac{2\pi R^3}{D\sqrt{S_f}}, \ \Pi \ll 1,$$

$$\theta_2 \approx \frac{L-R}{u_0} + \frac{2\pi R^2}{u_0\sqrt{S_f}}, \Pi \gg 1. \qquad (6)$$

Авторы [8] отмечают, что при $L > R$ всегда $q_2 < q_1$. Так, если имеется возгорание в случайно заданном районе леса на территории порядка 900 м^2 и спутник позиционирует место пожара в квадрате со стороной 1 км, то при мониторинге лесного массива площадью 400 км^2 получаем оценку $q_1/q_2 \approx 95$.

Указанная оценка оправдывает интуитивно понятный вывод, что уточнение координат очага пожара посредством спутникового мониторинга сокращает время на его поиск с помощью БПЛА за счет коррекции его курса, но требует некоторых уточнений.

В настоящей работе на базе использованных в [8] соотношений и исходя из анализа внешних источников информации мы рассмотрели возможности оптимизации временных затрат при поиске лесных пожаров при совместном использовании данных, поступающих от беспилотных летательных аппаратов, спутникового мониторинга и при использовании спутниковой навигации (GPS, ГЛОНАСС) в процессе позиционирования на местности.

Использование изотропной скорости значительно облегчает расчет среднеквадратического отклонения (3) на основе решения (2) уравнения Фоккера – Планка (1) при заданных предположениях. Однако необходимо отметить, что данное понятие неприменимо для дискретного объекта, коим является БПЛА. Понятие изотропной скорости можно применить к фронту звуковой волны, распространяющейся в изотропном пространстве от точечного источника, для фронта колебаний глади поверхности воды, возмущенной падением капли и тому подобных распределенных объектов, равномерно распространяющихся в пространстве во все стороны. Приведенное в [8] решение (3) для точечного объекта можно получить только при таком его перемещении, когда на диффузионное движение накладывается постоянное смещение в строго определенном направлении с постоянной по модулю скоростью, не являющейся, таким образом, изотропной. Но так как в этом случае распределение вероятности попадания в заданный сектор φ становится существенно неравномерным в зависимости от направления исходного поиска (эта вероятность тем больше, чем ближе указанный сектор к направлению преимущественного движения, определяемого вектором u_0), дальнейшие оценки перестают быть справедливыми. Так, при отсутствии случайных блужданий (D=0) время поиска с веро-

ятностью $1-p=1-\varphi/2\pi$ становится равным бесконечности, что означает простой промах мимо «мишени» в виде области пожара при том, что указанный в [8] расчет для q_1 при П >>1 дает совершенно иные результаты, не зависящие от направления поиска.

Особо отметим, однако же, что оценки, приведенные в расчете, можно применить, если сделать следующие дополнения. Для первой модели мы должны предположить, что из исходной точки старта вылетает не один БПЛА, а серия (рис. 1), причем каждый последующий БПЛА летит в направлении, отличающемся от предыдущего ровно на величину φ, а его вылет осуществляется тогда, когда предыдущий БПЛА преодолевает дистанцию L. Для второй же модели вся группа БПЛА сперва должна линейно сместиться со скоростью u_0 на границу зоны радиуса R по направлению к ее центру, после чего из нее начинаются вылеты БПЛА по описанному принципу. В некоторой мере данная стратегия и будет отвечать «изотропной скорости» некоторого условного распределенного БПЛА, равномерно «расползающегося» во все стороны.

Серым цветом на рис. 1 отмечена область пожара, стрелками – направления скорости вылетевших БПЛА, толстыми линиями обозначены траектории уже вылетевших БПЛА, пунктиром – направления траекторий БПЛА, готовящихся к вылету.

Близкие результаты при П>>1 должна дать стратегия, в которой один БПЛА «сканирует» окрестности по углу с шагом 2φ, раз за разом вылетая и возвращаясь в исходную точку (здесь придется учесть поправку на движение вдоль дуги окружности на расстоянии L от точки вылета), или же вовсе движение по «змейке» со смещением шага траектории $\sqrt{S_f}$ в пределах квадрата со стороной $2L$ без спутниковой коррекции

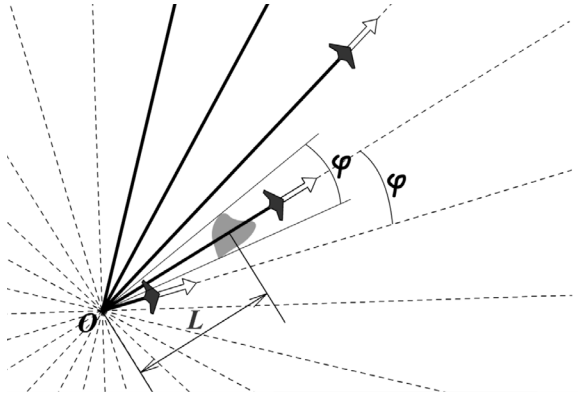


Рис. 1. Полет группы БПЛА из единой точки вылета О (П>>1)

или со стороной $H=2R$ при ее наличии. При такой стратегии однако же решение будет отличаться от предоставленного в статье на некоторую константу ввиду новой геометрии задачи.

Второе замечание, которое необходимо сделать, связано с тем, что сам БПЛА при поиске лесных пожаров нельзя рассматривать, как точечный объект, ввиду того что установленные на его борту датчики имеют вполне конкретную ширину области обзора. Так, гиростабилизированная оптико-электронная система АС-170/30/19Т (масса 2,09 кг, разрешение камеры в видимом диапазоне Full HD 1920×1080, тепловизора 640×512, температура объектов наблюдения –40…+550°С) для уверенного разрешения тепловизором объектов размером до одного метра может единовременно исследовать полосу шириной $l=640$ м, что отвечает полету на высоте порядка 800 м и сравнимо, а зачастую и значительно превышает характерный размер выявляемых лесных пожаров. Таким образом, для исследования области с шириной $H=1$ км (из соображений удобства рассмотрим квадрат), задаваемой данными спутникового мониторинга, для уверенного определения координат лесного пожара может оказаться достаточным однократного ее облета, например, по П-образной траектории с общей длиной $2{,}5H$ (рис. 2).

На рис. 2 серая область – область обзора БПЛА, заштрихованный квадрат – область, в которой находится пожар по данным спутникового мониторинга.

Оценка времени гарантированного обнаружения пожара здесь даст величину:

$$\theta_3=\frac{L-0{,}5H+2{,}5H}{u_o}=\frac{L+2H}{u_o}$$

для П>>1, которая может оказаться значительно меньше q_2 при условии, что ширина области наблюдения l превышает характерный размер очага $\sqrt{S_f}$. Особо отметим, что согласно указанным выше параметрам спутникового мониторинга, рассмотренными приборами наблюдения можно установить наличие пожара с площадью от 50 м^2 при идеальных условиях съемки. А значит, даже в этом случае на выявленную область пожара будет приходиться не менее 50 пискелей изображения матрицы тепловизором БПЛА. В результате с помощью БПЛА мы можем не только уточнить местоположения пожара, но и с достаточной точностью определить его границы. Следует отметить и то, что с учетом времени на предполетную подготовку БПЛА и того что скорость распространения лесного пожара в зависимости от ветра состав-

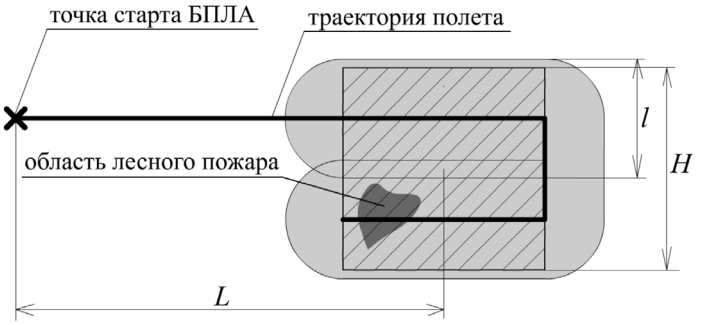


Рис. 2. Вариант траектории облета БПЛА области, где зафиксировано возгорание

ляет 3–5 м/мин, разумным оказывается исследование и прилегающих территорий, куда мог распространиться пожар. В этом случае необходима соответствующая корректировка траектории полета.

Следующее замечание касается того, что указанные в [8] ограничения пропускной способности беспроводных каналов, соединяющих БПЛА с наземной вычислительной инфраструктурой однако же не влияют на возможность использования данных GPS, ГЛОНАСС и других систем спутниковой навигации для корректировки траектории БПЛА. Ввиду невысокой стоимости, малой массы и малого энергопотребления современных приемников сигналов этих систем их применение при решении задачи поиска лесных пожаров фактически является обязательным, а потому необходимо учесть этот фактор при оценке временных затрат. Погрешность позиционирования у гражданских приемников ГЛОНАСС/GPS в настоящее время могут достигать 2–5 м. Так, навигационный мини-модуль GPS UBX-M8030, используемый в том числе и в управлении БПЛА [13], имеет точность позиционирования 2 м при минимальном потреблении ресурсов батареи (75 мВт), а навигационный приемник ПРО-04 [14] в совмещенном режиме ГЛОНАСС/GPS обладает погрешностью не более 1,5 м для плановых координат на открытой местности и 3,9 даже в условиях плотной городской застройки. Впрочем, эта величина зависит от ряда факторов, таких как состояние атмосферы, число наблюдаемых спутников и т. д., в зависимости от конструкции приемника может достигать десяти и более метров [15]. Однако при необходимости позиционирование посредством спутниковой навигации может существенно уточняться посредством дополнительной аппаратуры, такой как микромеханические гироскопы и акселерометры [16], посредством DGPS (дифференциальная система глобального позиционирования), использующей сеть стационарных наземных станций [17] и другими способами.

В конечном итоге, именно результирующая погрешность позиционирования, а не случайные факторы со стороны внешней среды ограничивает величину среднего квадрата смещения для БПЛА относительно траектории следования. Необходимо отметить, что физический смысл числа Пекле состоит в том, что оно характеризует отношение скорости переноса материи за счет направленного потока (например, при конвекции) к скорости переноса за счет случайных факторов (например, диффузии). Также его можно выразить через отношение квадрата длины пути S^2, пройденного под воздействием строго детерминированных факторов, к среднему квадрату смещения $\left\langle r_0{}^2 \right\rangle$, возникающего за счет действия случайных факторов: $\Pi = \frac{8S^2}{\left\langle r_0{}^2 \right\rangle}$. Именно по этой причине число Пекле и можно рассматривать, как меру детерминированности траектории в целом. При $S=L$ и для $\left\langle r_0{}^2 \right\rangle = 4Dt$ указанное выражение отвечает формуле (4). Однако при позиционировании в пространстве посредством GPS, ГЛОНАСС и других систем спутниковой навигации $\left\langle r_0{}^2 \right\rangle$ будет отвечать уже не свободной диффузии, а вышеуказанной погрешности позиционирования, характеризующей среднеквадратическое отклонение от точных значений координат. Так, при $\left\langle r_0{}^2 \right\rangle = 100$ м^2 и для длины исследуемой области $S=H=1$ км мы получим $\Pi \approx 8 \times 10^4$. Как видим, при использовании спутникового

позиционирования $П \gg 1$. И мы можем уверенно рассматривать движение БПЛА, как жестко детерминированное без учета случайной диффузии вовсе, за исключением разве что особых условий: ураганного ветра, взрывной волны и т. д., при которых и эксплуатация БПЛА в целом утрачивает смысл.

Стоит также обратить внимание на то, что в некоторых случаях (отдаленные, труднодоступные районы тайги, наличие нескольких зафиксированных при спутниковом мониторинге очагов пожаров или возгорание на большой площади) осмысленным оказывается использование не одного, а нескольких БПЛА самолетного типа, перемещающихся по параллельном курсам и исследующих с некоторым пересечением каждый свою полосу наблюдения на местности. Это способно еще более уменьшить среднее время обнаружения очага пожара вплоть до минимального предельного значения $\theta_4 = \frac{L}{u_o}$, отвечающего линейно направленному полету до области локализации пожара, выявленной по данным спутникового мониторинга, или по крайней мере кратно числу БПЛА уменьшить время исследования большой территории возгорания. Такое предельное уменьшение времени оправдано с позиции своевременного начала мероприятий непосредственного пожаротушения.

Последнее, что хотелось бы отметить, состоит в том, что в некоторых особых случаях алгоритмы случайного поиска в основе действий БПЛА все же могут применяться при ликвидации лесных пожаров. К примеру, их применение осмысленно на стадии поиска вторичных очагов возгорания уже после первичного тушения лесного пожара. Кроме того, в данном случае разумным является использование сразу множества БПЛА вертолетного типа ближнего радиуса действия. В этом случае возможно применение так называемого «роевого интеллекта», в котором БПЛА в составе «роя» обеспечивают поиск вторичных очагов, руководствуясь алгоритмами децентрализованного взаимодействия, изложенными в ряде изданий [18, 19]. Что, впрочем, не исключает возможности применения, а, возможно, и преимущества использования алгоритмов с жестко детерминированной стратегией поиска на всех его стадиях.

Таким образом в настоящей работе оценена возможность применимости уравнения Фоккера – Планка для оценки времени обнаружения лесных пожаров при совместном использовании беспилотных летательных аппаратов и данных спутникового мониторинга. Выполнена оценка влияния случайных факторов в условиях сопутствующей корректировки траектории БПЛА по данным систем спутниковой навигации (GPS, ГЛОНАСС и другие) и определены соотношения, применимые для расчета времени обнаружения лесных пожаров с учетом этой корректировки. Обоснован вывод о существенном подавлении влияния случайных факторов на траекторию БПЛА и строгую детерминированность процесса поиска лесных пожаров как при использовании одного БПЛА, так и в составе группы беспилотных летательных аппаратов. Определена область, в которой все же возможно применение стратегий случайного поиска, а именно при поиске вторичных очагов возгорания после первичного тушения лесного пожара.

Библиографический список

1. *Куликов С. В.* Влияние лесных пожаров на здоровье человека, актуальные вопросы естествознания // Сборник материалов VII Всероссийской научно-практической конференции. Иваново. 2022. С. 323–329.

2. *Лупян Е. А., Барталев С. А., Ершов Д. В.* [и др.]. Организация работы со спутниковыми данными в информационной системе дистанционного мониторинга лесных пожаров Федерального агентства лесного хозяйства (ИСДМ-Рослесхоз) // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2015. Т. 12. № 5. С. 222–250.

3. *Лупян Е. А., Барталев С. А., Балашов И. В.* [и др.]. Спутниковый мониторинг лесных пожаров в 21 веке на территории Российской Федерации (цифры и факты по данным детектирования активного горения) // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2017. Т. 14. № 6. С. 158–175.

4. Оценка площадей крупных лесных пожаров по данным AVHRR/NOAA / Н. А. Абушенко, Д. А. Алтынцев, А. А. Мазуров, Н. П. Минько // Исследования Земли из космоса. 2000. № 2. С. 87–93.

5. *Giglio L., Kendall J. D., Justice C. O.* Evaluation of global fire detection algorithms using simulated AVHRR infrared data // Int. J. Remote Sensing. 1999. Vol. 20. P. 1947–1985.

6. *Лупян Е. А., Лозин Д. В., Балашов И. В.* [и др.]. Исследование зависимости степени повреждений лесов пожарами от интенсивности горения по данным спутникового мониторинга // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. Т. 19. № 3. С. 217-232. DOI: 10.21046/2070-7401-2022-19-3-217-232.

7. *Giglio L., Schroeder W., Justice C. O.* The Collection 6 MODIS active fire detection algorithm and fire products // Remote Sensing of Environment. 2016. 178. P. 31–41.

8. The concept of creating an automated system of aerospace monitoring of forest fires / V. T. Zhukov, A. V. Koldomov, Yu. N. Orlov, M. A. Shakhramanyan // Keldysh, Institute preprints. 2022. 024. DOI: 10.20948/prepr-2022-24.

9. *Сухинин А. И.* Вероятность обнаружения лесных пожаров дистанционными методами. Лесные пожары и борьба с ними. Красноярск: ВНИИПОМлесхоз, 1991. С. 56–69.

10. *Merino L., Martínez-de Dios J. R., Ollero A.* Cooperative Unmanned Aerial Systems for Fire Detection, Monitoring, and Extinguishing // Handbook of Unmanned Aerial Vehicles. 2014. P. 2693–2722. DOI: 10.1007/978-90-481-9707-1_74.

11. *Maza I., Caballero F., Capitan J.* et al. A distributed architecture for a robotic platform with aerial sensor transportation and self-deployment capabilities // Journal of Field Robotics. 2011. 28(3). P. 303–328. DOI:10.1002/rob.20383.

12. *Скуднева О. В., Коптев С. В., Иванцов С. В.* Навигационно-пилотажная система беспилотного летательного аппарата для мониторинга лесных пожаров // Известия вузов. Лесной журнал. 2020. № 6. С. 194–201. DOI: 10.37482/0536-1036-2020-6-194-203.

13. *Мостаков Н. А., Голобурдин Н. В., Анисимов Р. О.* [и др.]. Система спасения утопающих с помощью беспилотного летательного аппарата // ГрафиКон 2022: 32-я Международная конференция по компьютерной графике и машинному зрению. 19–22 сентября 2022, Рязань. С. 1115–1122.

14. *Корнеев И., Польщиков В., Шилов А.* Новый отечественный ГЛОНАСС/CPS/Calileo навигационный приемник ПРО-04 // Электроника: Наука, технология, бизнес. 2019. № 7 (188). С. 52–55. DOI: 10.22184/1992-4178.2019.188.7.52.54.

15. *Голикова Е. А., Малыгин И. В.* Исследование статистическими методами точности определения местоположения абонента в условиях ограниченной видимости космического сегмента gps-глонасс антенной приемника // Фундаментальные исследования. 2014. № 9-7. С. 1500–1504.

16. *Пешехонов В. Г.* Высокоточная навигация без использования информации глобальных навигационных спутниковых систем // Гироскопия и навигация. 2022. Т. 30. № 1 (116). С. 3–11. DOI: 10.17285/0869-7035.0084.

17. *Гецов П., Начев Ст., Ванг Бо, Зафиров Д.* Высокоточные беспилотные летательные аппараты – сегодня и завтра // Исследование земли из космоса. 2019. № 1. С. 84–91 Doi: https://doi.org/10.31857/S0205-96142019184-91.

18. *Иванов С. В., Пшеничный Ф. И.* Анализ применения интеллекта живых организмов для исследования алгоритмов функционирования роя беспилотных летательных аппаратов // Актуальные исследования. 2020. № 21 (24). С. 28–32.

19. *Тимошева А. Ю., Бельская Е. Н.* Обнаружение и ликвидация очагов возгорания лесных пожаров с помощью роя беспилотных летательных аппаратов // Актуальные проблемы обеспечения пожарной безопасности и защиты от чрезвычайных ситуаций: сб. материалов Всероссийской научно-практической конференции. 2022. Железногорск. С. 31–37.

УДК 656.7 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-117-120**

С. Ф. Скорина*
кандидат технических наук, доцент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ИДЕНТИФИКАЦИИ СДВИГА ВЕТРА

Рассмотрены проблемы идентификации воздействия на воздушное судно опасного сдвига ветра. Предложен подход, позволяющий использовать для идентификации сдвига ветра вариации величины полной полетной энергии, которая определяется суммой кинетической и потенциальной энергии воздушного судна, а также энергией его вращательного движения вокруг центра масс.
Ключевые слова: *сдвиг ветра, воздушное судно, идентификации, полная полетная энергия.*

S. F. Skoryna*
PhD, Tech., Associate Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

ENERGY APPROACH TO WIND SHEAR IDENTIFICATION

The problems of identifying the impact of dangerous wind shear on an aircraft are considered. An approach has been proposed that allows using for the identification of wind shear the variations in the value of the total flight energy, which is determined by the sum of the kinetic and potential energy of the aircraft, as well as the energy of its rotational movement around the center of mass.
Keywords: *wind shear, aircraft, identifications, total flight energy.*

Сдвиг ветра (от англ. *Wind Shear*) – векторная разность (или градиент) скоростей ветра в двух точках пространства, отнесенная к расстоянию между ними [1]. Существенное увеличение интенсивности воздушного движения, произошедшее в восьмидесятые годы прошлого века, привело к резкому росту числа летных происшествий при взлете и посадке по, на первый взгляд, необъяснимым причинам. Расследование указанных летных происшествия и аварий показало, что одной из главных причин является воздействие на воздушное судно (ВС) опасного сдвига ветра.

Сущность воздействия сдвига ветра заключается в том, что если одна из составляющих турбулентного местного вихревого возмущения атмосферы совпадает с направлением полета воздушного судна и его скорость сравнима с местной скоростью потока, обтекающего крыло, то происходит его торможение или ускорение. Подъемная сила, зависящая от скорости, резко меняется, В итоге ВС, имеющее при выполнении предпосадочного маневрирования и полете по глиссаде малые скорость и высоту, может существенно изменить траекторию движения, вплоть до падения, выкатывания за пределы взлетно-посадочной полосы или приземления до ее начала.

Международная организация гражданской авиации (ИКАО), (от англ. – *International Civil Aviation Organization*) рекомендует следующую градацию сдвига ветра по признакам вертикального потока [2]:

– слабый сдвиг – 0–2 м/с на 30 м высоты;

– умеренный сдвиг – 2–4 м/с на 100 м высоты;

– сильный сдвиг – 4–6 м/с на 30 м высоты; 13–20 м/с на 100 м высоты;

– очень сильный сдвиг – более 6 м/с на 30 м высоты; более 20 м/с на 100 м высоты.

Согласно правилам полетов, над территорией стран Содружества независимых государств сильный сдвиг ветра, при котором запрещаются взлет и посадка, характеризуется изменением величины скорости 5 м/с на 30 м высоты. Помимо приведенной градации на практике различают сдвиг ветра: по степени влияния на процессы управления ВС (незначительное, значительное, существенные затруднения, опасные), по значению скорости восходящих или нисходящих потоков воздуха, по направлению (вертикальный и горизонтальный).

Несмотря на рекомендации ИКАО и выделение достаточно значительных средств на реализацию национальных программ по разработке технических средств по обнаружению сдвига ветра, число авиакатастроф, обусловленных отмеченным опасным метеорологическим явлением, продолжает оставаться достаточно высо-

ким. Наличие на борту ВС такого дорогостоящего оборудования, как доплеровский радиолокатор, который позволяет дистанционно определять потенциально опасные области воздушного пространства, не спасает ситуацию. Не всегда оказываются эффективными и лидарные системы (от англ. – LIDAR (*light detecting and ranging*)), установленные в крупных аэропортах. Проблема обеспечения безопасности полетов в сложных метеоусловиях продолжает усугубляться.

Частично решение этой проблемы обеспечивается регламентированной технологией работы экипажа ВС при сдвиге ветра и другими руководящими документами гражданской авиации. Особую актуальность при этом приобретает хорошая тренированность экипажа, поскольку технология пилотирования в условиях сдвига ветра принципиально отличаются от случая полета в мало возмущенной атмосфере. Так, при потере высоты в случае полета по глиссаде пилот стремится увеличить подъемную силу за счет поворота самолета вокруг поперечной оси, что сопряжено с потенциальной опасностью выхода ВС на критические значения угла атаки. В условиях действия сдвига ветра, малой воздушной скорости ВС от пилота требуется первоначальна увеличить тягу двигателей и тем самым увеличить скорость, изменение которой обеспечит увеличение подъемной силы. Не меньшую роль могут играть и метеорологические минимумы при заходе на посадку, которые сегодня определяются в соответствии требованиями ИКАО скоростными категориями воздушных судов, высотой препятствий в районе взлета и посадки, а также опытом, квалификацией командира корабля и оснащенностью самолета и аэродрома категорированными навигационными системами и системами посадки. В тоже время отсутствуют научно обоснованные рекомендации по изменению минимумов при посадке в зависимости от величины сдвига ветра.

Технология пилотирования ВС при значениях сдвига ветра менее 6 м/с за секунду полета регламентирована в рекомендациях ИКАО [1, 2]. Предполагается, что «слабый» сдвиг ветра может быть парирован умелыми действиями экипажа и запасом мощности ВС. Последнее предположение носит скорее идеализированный характер, поскольку не учитывает следующих обстоятельств.

– Человеческий фактор. Практически никак не учитываются динамические свойства (запаздывание реакции) летчика, как элемента контура системы управления ВС, а также инерционные свойства самого контура управления (измерители параметров движения, усилительно-преобразовательные блоки, исполнительные элементы, силовая установка). Указанное обстоятельство определяет насущную необходимость наличия в составе бортового оборудования средства с регламентированным временным интервалом для идентификации сдвига ветра.

– Действующие градации ИКАО по сдвигу ветра не учитывают фактическую вертикальную скорость ВС при движении по посадочной траектории. При посадке по «крутой глиссаде» вертикальная скорость и перегрузки в момент приземления будет больше. Последнее определит более значительные воздействия сдвига ветра на параметры движения ВС [3].

– Перечисленные выше факты оказывают влияние на безопасную высоту принятия решения о продолжении посадки или об уходе на второй круг, но не учитываются рекомендациями ИКАО по ее назначению.

В качестве теоретического обоснования построения автономного и недорого бортового устройства для идентификации и оценки величины сдвига ветра предлагается использовать энергетический подход. Он основан на предположении о немонотонном изменении во времени полной полетной энергии ВС в случае воздействия на него сдвига ветра. При этом руководящие документы ИКАО предполагают, что полная полетная энергия определяется суммой только кинетической и потенциальной энергий движения ВС в вертикальной плоскости. Такой подход учитывает только вертикальные и продольные составляющие сдвига ветра. На практике, особенно для аэродромов, расположенных на равнинной местности, нисходящий вертикальный атмосферный поток в приземном слое трансформируется в три ортогональные и соизмеримые по величине проекции вектора скорости – вертикальную и две горизонтальных (продольную и поперечную). Применительно к ВС, осуществляющему полет по глиссаде, эти проекции вектора скорости нисходящего потока могут стать источниками вертикального, продольного и бакового сдвига ветра. Вертикальный сдвиг ветра может привести к отклонению ВС от заданной траектории в вертикальной плоскости и к недопустимой величине вертикальной перегрузки ВС в момент касания ВПП. Продольный сдвиг ветра определяет увеличение встречного или попутного ветра, что потенциально может способствовать выкатыванию ВС за пределы ВВП или приземлению до начала ВПП соответственно. Воздействие бокового сдвига ветра чревато недопустимыми боковыми отклонениями ВС от оси ВПП в точке при-

земления и последующим выкатыванием ВС за ее пределы в процессе пробега. Наличие достоверной информации о параметрах всех трех ортогональных проекций сдвига ветра может способствовать повышению безопасности полетов в сложных метеоусловиях.

Кроме того, указанный выше подход ИКАО к идентификации сдвига ветра базируется на анализе только траекторного движения и учете лишь кинетической и потенциальной энергии ВС. При действии сдвига ветра возникает и вращательное движение ВС вокруг центра масс относительно осей строительной системы координат. Изменение ориентации ВС относительно центра масс вызывает перераспределение аэродинамических сил и моментов, действующих на ВС [4]. Именно вращательное движение определяет изменение параметров траекторного движения, и оно характеризуется определенным значение кинетической энергии вращательного движения.

В соответствии с изложенным новым подходом величина полной полетной энергии ВС при воздействии СВ будет определяться следующим выражением

$$E = E_{\text{к}} + E_{\text{п}} + E_{\text{вд}} = \frac{1}{2}mV^2 + \\ +mgh + \frac{1}{2}(J_x\omega_x^2 + J_y\omega_y^2 + J_z\omega_z^2), \quad (1)$$

где $E_{\text{к}}$ – кинетическая энергия ВС; $E_{\text{п}}$ – потенциальная энергия ВС; $E_{\text{вд}}$ – энергия вращательного движения ВС вокруг центра масс; m – масса ВС; g – ускорение свободного падения; h – высота полета; V – вектор воздушной скорости; J_x, J_y, J_z – моменты инерции ВС относительно осей связанной системы координат $0_{\text{с}}$, $x_{\text{с}}$, $y_{\text{с}}$, $z_{\text{с}}$; ω_x^2, ω_y^2, ω_z^2 – квадраты проекций вектора угловой скорости ВС на оси связанной системы координат.

В частном случае, при действии только вертикального сдвига ветра возникает вращательное движение ВС вокруг поперечной оси с угловой скоростью тангажа. Переориентация ВС относительно центра масс вызовет изменение вектора скорости и приведет к изменению кинетической энергии, а также обусловит изменение величины вертикальной проекции скорости ВС и, как следствие, изменение высоты полета. Последнее приведет к изменению потенциальной энергии воздушного судна. Таким образом, изменение величины полной полетной энергии несет в себе информацию о интенсивности сдвига ветра, воздействующего на ВС, которая и может служить как для идентификации факта воздействия СВ на ВС, так и для оценки его интенсивности.

Для повышения чувствительности такого энергетического подхода представляется целесообразным использовать не само значение определяемой полной полетной энергии ВС, а производную по времени от выражения (1), т. е. скорость изменения полной энергии:

$$\frac{dE}{dt} = \frac{d}{dt}E_{\text{к}} + \frac{d}{dt}E_{\text{п}} + \frac{d}{dt}E_{\text{вд}} = mV\frac{dV}{dt} + mg\frac{dh}{dt} + \\ +(J_x\omega_x\frac{d}{dt}\omega_x + J_y\omega_y\frac{d}{dt}\omega_y + J_z\omega_z\frac{d}{dt}\omega_z), \quad (2)$$

где $\frac{dV}{dt}$ – вектор линейного ускорения ВС, $\frac{dh}{dt}$ – вертикальная скорость ВС, $\frac{d}{dt}\omega_x$, $\frac{d}{dt}\omega_y$, $\frac{d}{dt}\omega_z$ – проекции вектора углового ускорения ВС на оси связанной системы координат.

Не менее важным обстоятельством, является то, что в целях улучшения качества информационного обеспечения процесса самолетовождения величины полной полетной энергии (1) и скорости ее изменения (2) могут быть оперативно вычислена на борту по информации штатных измерителей и сенсоров параметров движения типового пилотажно-навигационного комплекса. На ВС, не оснащенных современными пилотажно-навигационными комплексами, а также на беспилотных летательных аппаратах необходимая информация может быть получена от недорогих, малогабаритных и выпускаемых отечественными производителями микромеханических инерциальных гироскопов и акселерометров, либо от трехканальных инерциальных модулей. Последние обеспечивают измерение трех ортогональных проекций вектора угловой скорости и вектора линейного ускорения соответственно.

Оперативный анализ в реальном масштабе времени тенденций изменения, как полной полетной энергии, так и ее составляющих может служить основой для выработки практических рекомендаций экипажу по особенностям пилотирования при сдвиге ветра, в котором преобладают какие-то компоненты (горизонтальная, вертикальная или боковая). Следует отметить, что вычисляемые значения полной полетной энергии и ее производной могут быть использована для идентификации факта воздействия на ВС опасного сдвига ветра. Для этого вычисленные значения полной полетной энергии и ее производной необходимо сравнивать с соответствующими допустимыми значениями, которые должны назначаться с учетом типа, веса и энерговооруженности ВС, а также с учетом упомянутого выше человеческого фактора, опреде-

ляемого уровнем подготовленности командира ВС. Кроме того, сигналы о величине полной полетной энергии и скорости ее изменения могут быть использованы для формирования законов управления воздушным судном при полете в условиях сдвига ветра, что обеспечит минимизацию отклонения ВС от заданной траектории и необходимое качество переходных процессов в системе «экипаж – система управления – ВС».

В целях обеспечения высокой достоверности принятия решения о воздействии опасного сдвига ветра по результатам анализа полной полетной энергии или скорости ее изменения представляется целесообразным провести нормализацию (предварительную обработку) числовых значений ее составляющих (кинетической, потенциальной и энергии вращательного движения). В частности, для среднемагистральных ВС диапазоны изменения разных составляющих полетной энергии могут отличаться друг от друга на порядок, а для легких и средних беспилотных авиационных систем – в разы.

Без нормирования возникает нарушение баланса между влиянием отдельных составляющих полной энергии, представленных в разных масштабах, на суммарную полетную энергию. Это будет обусловлено не реальной значимостью и влиянием отдельных составляющих, а разными диапазонами их изменения. В результате, снижается достоверность результатов идентификации опасного сдвига ветра.

Из наиболее распространенных методов нормализации, таких как десятичное масштабирование, минимаксная нормализация и Z-нормализация, наиболее приемлемым для рассматриваемой задачи представляется Z-нормализация [5]. При десятичном масштабировании результирующие значения всегда будут занимать не весь диапазон, а лишь его часть. Для минимаксной нормализации характерно наличие аномальных данных, которые «растягивают» диапазон, что обусловливает концентрацию нормализованных значений в узком диапазоне вблизи нуля. Z-нормализация лишена недостатков первых двух методов. В этом методе каждое значение исходных данных делиться на некоторое, заданное пользователем число или на значение статистического показателя, вычисленного по набору данных, например, среднее, стандартное отклонение, дисперсия и др. При этом диапазон изменения определяется не с помощью максимальных и минимальных значений переменой, как при минимаксной нормализации, а на базе использования среднего и дисперсии.

Предложенные рекомендации и подход к построению бортового средства для идентификации воздействия сдвига ветра в случае практической реализации позволят повысить безопасность полетов в районе аэродрома за счет гармонизации информационного обеспечения процессов пилотирования в условиях аномальных ветровых воздействий.

Библиографический список

1. ИКАО. Сдвиг ветра. Циркуляр 186-AN/122. 2001. 168 с.

2. ИКАО. Аэронавигационное обеспечение полетов. DOC8168 Производство полетов воздушных судов (Aircraft Operations). PANS-OPS. Изд. 5. 2007.

3. ИКАО. Руководство по сдвигу ветра на малых высотах. DOC 9817 AN/449. 2015.

4. Динамика полета: учебник / А. В. Ефремов, В. Ф. Захарченко, В. Н. Овчаренко, В. Л. Суханов. М.: Машиностроение, 2011. 776 с. ISBN 978-5-94275-580-5.

5. *Коломейченко А. С.* Информационные технологии: учеб. пособие для вузов. 2-е изд., перераб. СПб.: Лань, 2021. 212 с.

УДК 681.5

А. С. Слюсаренко*
кандидат технических наук, доцент
С. Г. Бурлуцкий*
кандидат технических наук, доцент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ТРЕНАЖЕРНО-МОДЕЛИРУЮЩИЙ КОМПЛЕКС ОТРАБОТКИ ЗАДАЧ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ И РЕМОНТА БОРТОВЫХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ И КОМПЛЕКСОВ

В статье представлена бета-версия учебно-тренажерно-моделирующего комплекса на базе авторских программно-технических решений. В отличие от стандартных автоматизированных тренажерно-обучающих систем, комплекс дополнен метрологическим автосопровождением, средствами ситуационного моделирования, а также средствами отработки задач технической эксплуатации и ремонта бортовых радиолокационных станций и комплексов, обеспечивающих существенное расширение круга задач, решаемых комплексом.

Дополнение тренажерного комплекса метрологическим автосопровождением и средствами ситуационного моделирования, а также средствами отработки задач технической эксплуатации и ремонта бортовых радиолокационных станций и комплексов привело к существенному расширению возможностей ТМК, позволяя квалифицировать его как учебно-тренажерно-моделирующий комплекс нового поколения. Возможность «сращивания» образовательного и тренажерного процессов при подготовке специалистов проиллюстрирована использованием комплекса на штатных корабельных радиолокационных системах и комплексах, на базе которых апробировались все предлагаемые решения учебно-тренажерно-моделирующего комплекса. Алгоритм интеграции существующих бортовых радиолокационных систем и комплексов, и эксплуатируемых средств подготовки пользователей в едином тренажерном комплексе обеспечивается авторской версией Единого информационного поля измерительно-вычислительного комплекса РЛС. Приводятся авторские решения программно-технических средств преобразования информации, в том числе, специализированных вычислительных устройств.

Ключевые слова: *учебно-тренажерно-моделирующий комплекс, моделирующий компьютер, имитационная модель, имитатор радиолокационных сигналов.*

A. S. Slyusarenko*
PhD, Tech., Associate Professor
S. G. Burluzkiy*
PhD, Tech., Associate Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

SIMULATOR-SIMULATOR COMPLEX FOR TRAINING TASKS OF TECHNICAL OPERATION AND REPAIR OF AIRBORNE RADAR STATIONS AND COMPLEXES

The article presents a beta version of a training and simulation complex based on author's software and hardware solutions. Unlike standard automated training and training systems, the complex is supplemented with metrological auto-tracking, situational modeling tools, as well as tools for working out the tasks of technical operation and repair of airborne radar stations and complexes, which provide a significant expansion of the range of tasks solved by the complex.

The addition of the complex's simulator with metrological auto-tracking and situational modeling tools, as well as tools for working out the tasks of technical operation and repair of onboard radar stations and complexes, led to a significant expansion of the capabilities of TMK, allowing it to be qualified as a training-simulation-simulating complex of a new generation. The possibilities of "merging" the educational and training processes in the training of specialists is illustrated by the use of the complex on standard shipborne radar systems and complexes, on the basis of which all the proposed solutions of the training-simulation-simulation complex were tested. The algorithm for integrating existing on-board radar systems and complexes and operated user training facilities in a single training complex is provided by the author's version of the Unified Information Field of the radar measuring and computing complex. Author's solutions of software and hardware means of information conversion, including specialized computing devices, are given.

Keywords: *training and simulation complex, modeling computer, simulation model, radar signal simulator.*

Введение

Автоматизированный тренажерно-обучающий комплекс (ТМК), тренажер, в представленной версии в отличие от стандартных автоматизированных тренажерно-обучающих систем дополнен метрологическим автосопровождением и средствами ситуационного моделирования [1, 2].

Потребность в тренажерах в представленной версии появились, когда возникла необходимость массовой подготовки специалистов не только для работы на однотипном оборудовании со схожими рабочими действиями, но и для отработки задач технической эксплуатации и ремонта бортовых радиолокационных станций и комплексов [3, 4].

Дополнение тренажерного комплекса метрологическим автосопровождением и средствами ситуационного моделирования, а также средствами отработки задач технической эксплуатации и ремонта бортовых радиолокационных станций и комплексов привело к существенному расширению возможностей ТМК, ТМК нового поколения.

С другой стороны, упомянутые дополнения привели к усложнению не только ПТР его систем моделирования и симуляции, компьютерных программ и физических моделей, но и специальных методик, создаваемых для того, чтобы подготовить операторов, специалистов и командиров РЛС к принятию качественных и быстрых решений.

Особенно значимы и востребованы тренажерные технологии ТМК нового поколения там, где ошибки при обучении на реальных объектах могут привести к чрезвычайным последствиям. А именно – для военных нужд [2]. И именно эта задача – формирования радиолокационной информации подготовки – определяет особенность представляемого тренажерно-моделирующего комплекса подготовки операторов радиолокационных станций (РЛС) операторов, специалистов и командиров РЛС.

Тренажерно-моделирующий комплекс подготовки операторов РЛС

Тренажерно-моделирующий комплекс (ТМК) – устройство предназначено для обеспечения имитированной радиолокационной информации радиотехнических средств при проведении тренировок боевых расчетов, является тактическим средством, обеспечивающим реализацию дидактических задач по формированию элементов профессиональной подготовки операторов РЛС и комплексов (РЛС и К) за счет обеспечения возможности передачи единой тактической обстановки на несколько РЛС (к примеру, корабля) и внедрено в учебный процесс ВМПИ ВУНЦ ВМФ «ВМА», кафедра13 ГУАП.

Основные элементы специально программного обеспечения (СПО) ТМК: «Программа проверки работоспособности тренажера», «Основная программа», «Тестовая программа» на основе обеспечивающие:

– формирование радиолокационной обстановки в соответствии с заданным протоколом обмена информации;

– устойчивость работы и правильное функционирование тренажера операторов РЛС.

Основной особенностью СПО ТМК является использование Метрологического Автосопровождением (МАС) СПО, обеспечивающим возможность отображения единой тактической обстановки РЛС как на отдельном носителе, так и на нескольких кораблях. В том числе, и разработанной на основе предлагаемой теории и методов КПА, работающей в реальном масштабе времени [3, 4, 5].

На данный момент широкое распространение получили имитаторы на базе персональных компьютеров с программной эмуляцией действующего оборудования и полномасштабные имитаторы РЛС. Данные тренажерные комплексы, устанавливаются в береговых учебных центрах флота и позволяют проводить боевую подготовку в полном объеме. Но в связи с их немногочисленностью и, как следствие этого, ограниченной пропускной способностью, а также специфическими особенностями корабельной службы, и по другим причинам, убыть на тренировку в учебный центр расчет в полном составе, как правило, не сможет.

Представляемый комплексный тренажер подготовки операторов РЛС на базе универсального имитатора-приставки, предоставляя тесную взаимосвязь (устройство сопряжения) между персональным компьютером, автоматизированным рабочим местом (АРМ)), имитатором и непосредственно с действующим образцом В и ВТ, может быть расположен как в учебном центре, так и непосредственно на корабле, с использованием штатного оборудования (рис. 1), [6, 7, 8].

Устройство имитации (имитатор-приставка) радиолокационных сигналов, созданное на основе теории и методов для комплексного тренажера операторов корабельных РЛС, обеспечивает улучшение освещения контура ближней надводной обстановки, рис. 2.

В задачу устройства имитации входит информационное обеспечение поста руководителя обучения (АРМ) и индикаторного устройства сопрягаемой РЛС.

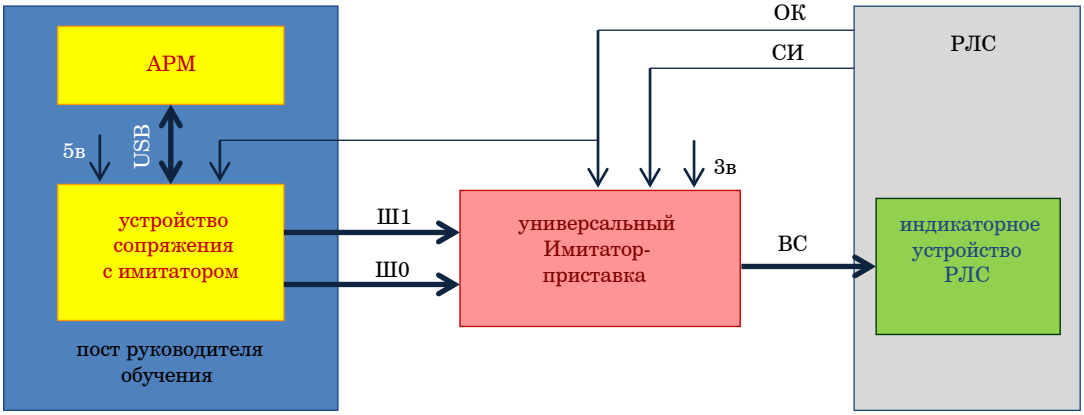


Рис. 1. Структурная схема ТМК операторов корабельных РЛС

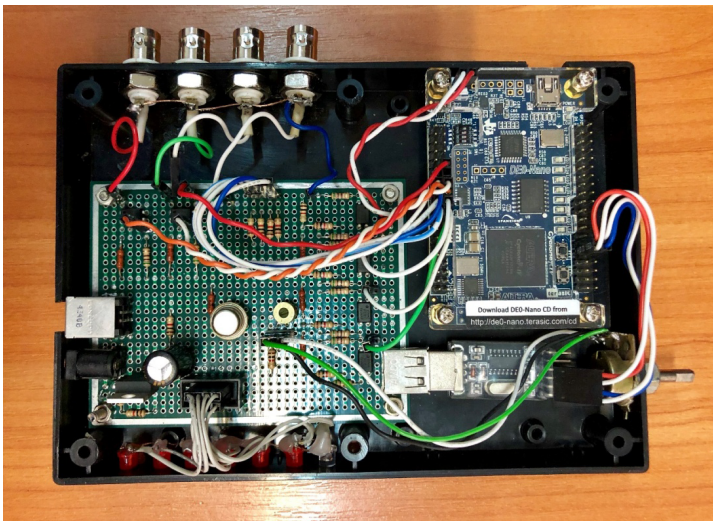


Рис. 2. Универсальный имитатор радиолокационных сигналов в составе комплексного тренажера подготовки операторов РЛС

Имитатор обеспечивает формирование радиолокационной картины на индикаторном устройстве любой действующей РЛС (как одиночно, так и в комплексе), с помощью изделий, сопряженных с РЛС. Это позволяет максимально приближать ее к реальной радиолокационной обстановке без включения «высокого напряжения», что одновременно позволяет выполнять ремонтные работы в узлах вторичной обработки информации. Основой программного решения информационного канала связи является программа формирования радиолокационной обстановки, зарегистрирована в ФАП ВУНЦ ВМФ «ВМА» [9].

Основой технического решения информационного канала связи является эмулятор ультразвуковой приемопередающей антенны «радар» [10].

Использование информационного канала связи на базе эмулятор ультразвуковой приемопередающей антенны «радар», обеспечивает исчерпывающее множественные задачи ТМК и, соответственно варианты интеграции. И как средств обучения, и как средств научных исследований, и как дополнения действующих РЛС и К, улучшающих их ТТХ.

Лабораторную установку – Эмулятор РЛС с применением ультразвуковой приемопередающей антенны – «радар» (рис. 4), которая успешно применяется на кафедре радиолокационных средств ВМФ в качестве материала, который наглядного демонстрирует курсантам ВМПИ ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия» процесс формирования, излучения, приема и обработки сигналов [11, 12].

Существенно, что данный тренажер позволяет обучать операторов, специалистов и командиров РЛС на своих боевых постах с использованием штатных средств связи, штатными приборами РЛС и органами управления индикатора, не выходя «на высокое напряжение»

Таблица 1

Объект интеллектуальной собственности.
Программа формирования радиолокационной обстановки для ТМК

Объект интеллектуальной собственности	Программа для ЭВМ
Название объекта ИС	Программа формирования радиолокационной обстановки для комплексного тренажера подготовки операторов РЛС
Состояние с защитой	действует
Номер документа	№ 4411С2354
Дата выдачи	21 июня 2017 г
Патентообладатель	ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия»
Территория охраны прав	Российская Федерация
Основание права пользования объектом ИС	приказ начальника военно-морского политехнического института ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия от 21 июня 2017 г., № 563
Авторы	Глебов И.В, Иванов Б.В, Ушаков А.О., Бескин Д.А., Слюсаренко А.С
Правообладатели	ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия»

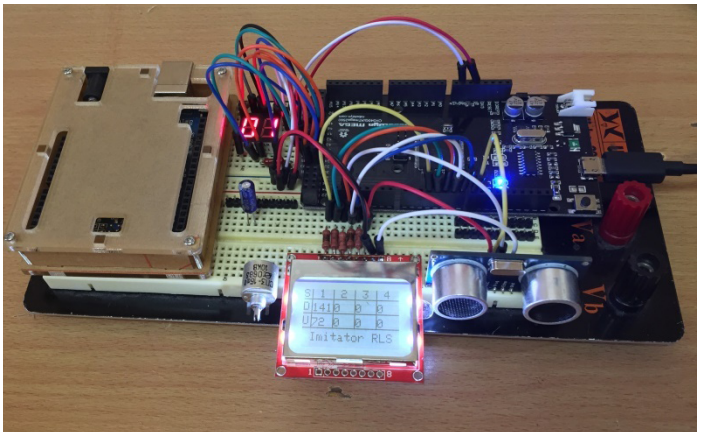


Рис. 3. Эмулятор РЛС ультразвуковой приемопередающей антенны – «радар»

Рис. 4. ТМК в общем режиме подготовки операторов РЛС

(в эфир). И, одновременно, обеспечивает исчерпывающее множественные задачи ТМК и, как средств обучения, и как средств научных исследований и взаимодействие между ними. В том числе, отработки задач технической эксплуатации и ремонта бортовых радиолокационных станций и комплексов, что наилучшим образом способствует овладению навыками и умениями обслуживающего их личного состава [13].

Ядром ТМК является совокупность лингвистических процессоров – преобразователей информации [14].

Совместное функционирование поста руководителя обучения и имитатора описывается рядом последовательно сменяющих друг друга процессов (носящих наименование циклов), причем, в течение каждого цикла в имитаторе выполняется ряд строго определенных операций.

Пространственные пределы, для моделирования тактической обстановки, учитывают зону обзора сопрягаемой РЛС. Вся информация формируется программным способом на посту руководителя обучения и обрабатывается СВУ информационного поста [15, 16, 17].

ТМК, функция обучения и отработки задач технической эксплуатации и ремонта бортовых радиолокационных станций и комплексов

ТМК, функция обучения – подготовки операторов РЛС (общий вид)

Особенность универсального имитатора радиолокационных сигналов заключается в дополнении взаимосвязи между программным обеспечением имитатора и действующим РЛС различного типа и назначения.

Реализованный алгоритм построения Единого информационного пространства (ЕИП) обеспечен мультиплатформенной разработкой СВУ – формирования радиолокационной обстановки в соответствии с заданным протоколом обмена информации и «наращен» алгоритмом построения графического интерфейса (дублирование индикатора РЛС).

ТМК – ситуационного моделирования

ПТР ситуационного моделирования на основе представлены [18, 19, 20].

ТМК подготовки операторов РЛС в режиме «Метрологические испытания»

Ядром ТМК в научных и инженерных (практических) исследованиях является совокупность специализированных вычислительных устройств (СВУ) с метрологическим автосопровождением (МАС).

Общим прототипом СВУ является специальное вычислительно устройство преобразователь (условно – калькулятор «Интеллект») [21, 22, 23, 24].

Данная система СВУ позволяет демонстрировать работу алгоритмов и программных решений; на основе результатов метрологических испытаний.

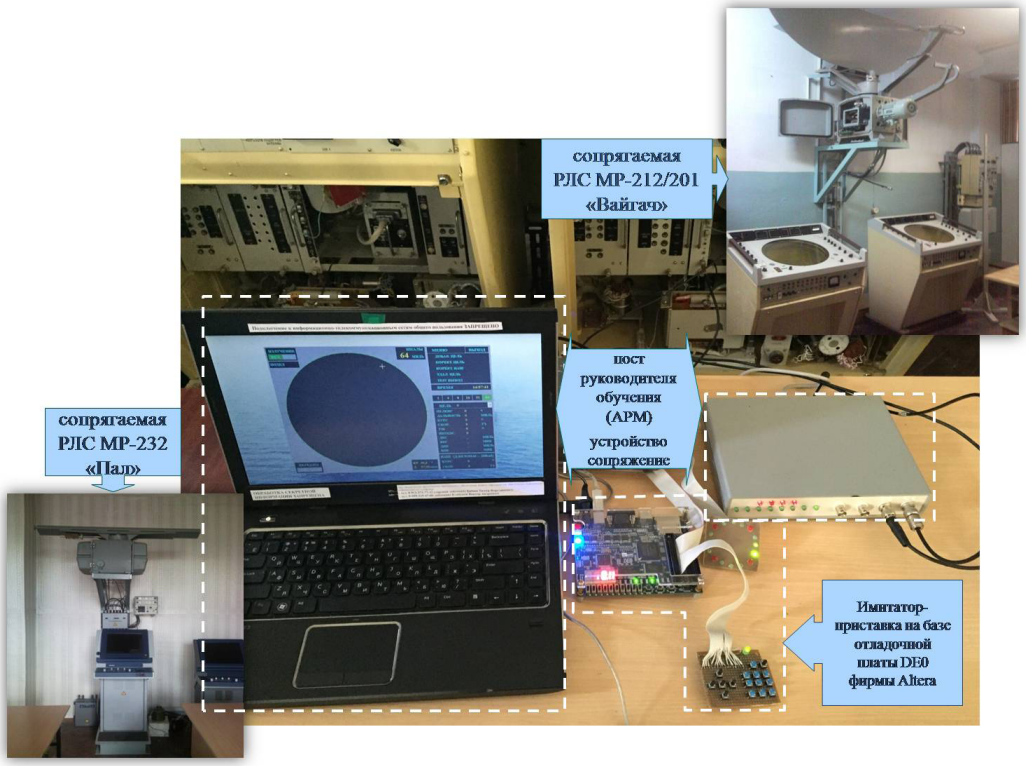


Рис. 5. ТМК «Эксперименты интеграции»

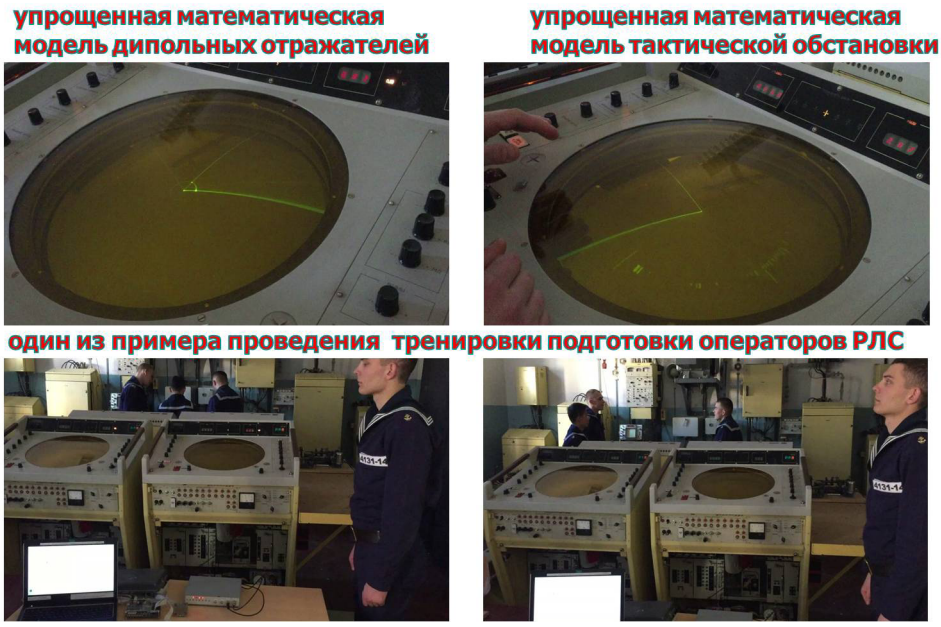


Рис. 6. ТМК подготовки операторов РЛС (общий вид)

Рис. 7. ТМК построения Единого информационного пространства

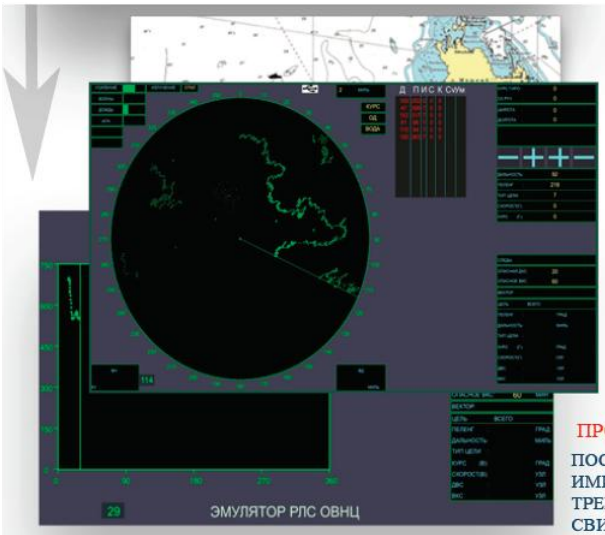
Пространственные пределы для моделирования тактической обстановки, учитывающие зону обзора сопрягаемой РЛС, а также результаты компьютерного моделирования и исследования влияния натурных условий на метрологические характеристики цифровых РЛС, регистрируются в Единой информационной базе СВУ информационного поста.

Там же аккумулируется вся информация ТМК о формировании навыков и компетенций подготовки операторов РЛС.

Выводы

Представляемый «Тренажерно-моделирующий комплекс подготовки операторов РЛС» может рассматриваться как одно из направлений развития процессорных измерительно-вычислительных и управляющих систем на основе СВУ как системообразующего ядра измерительно-вычислительного комплекса (ИВК).

СВУ, рассматриваемое в качестве системообразующего ядра ИВК, обеспечивает концепту-



ИМИТАТОР-ПРИСТАВКА ПОЗВОЛЯЕТ СОЗДАВАТЬ ПРОИЗВОЛЬНУЮ ФОНО-ЦЕЛЕВУЮ (В ТОМ ЧИСЛЕ ПОМЕХОВУЮ) ОБСТАНОВКУ ПО ВЫБОРУ РУКОВОДИТЕЛЯ ОБУЧЕНИЯ.

ТАКТИЧЕСКАЯ СИТУАЦИЯ (РАЙОН ПЛАВАНИЯ, РЕШАЕМАЯ ЗАДАЧА, ПРОТИВОДЕЙСТВИЕ ПРОТИВНИКА) ЗАДАЕТСЯ РУКОВОДИТЕЛЕМ ОБУЧЕНИЯ В ШИРОКОМ ДИАПАЗОНЕ В СООТВЕТСТВИИ С ЛОГИКОЙ ПРОВОДИМОГО ЗАНЯТИЯ.

ЗА СЧЕТ РАБОТЫ НА РЕАЛЬНЫХ ПУЛЬТАХ УПРАВЛЕНИЯ РЛС В ЕДИНОЙ ТАКТИЧЕСКОЙ ОБСТАНОВКЕ ДОСТИГАЕТСЯ БОЛЬШАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПОДГОТОВКИ КОРАБЕЛЬНЫХ БОЕВЫХ РАСЧЕТОВ

УСТРОЙСТВО ВОЗМОЖНО ИСПОЛЬЗОВАТЬ В АВТОНОМНОМ РЕЖИМЕ БЕЗ ПЭВМ ДЛЯ УСКОРЕННОГО ТЕСТИРОВАНИЯ ОПЕРАТОРОВ, А ТАКЖЕ ОБЕСПЕЧИВАТЬ ПРОВЕРКУ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ВЫХОДНЫХ КАСКАДОВ ПРИЁМНЫХ УСТРОЙСТВ И ПРИБОРОВ ВТОРИЧНОЙ ОБРАБОТКИ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ.

ПРОВЕДЁННЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ ПО ИНТЕГРАЦИИ

ПОСТА РУКОВОДИТЕЛЯ ОБУЧЕНИЯ С УНИВЕРСАЛЬНЫМ ИМИТАТОРОМ (ПРОГРАММНО-АППАРАТНОЙ ЧАСТИ ТРЕНАЖЕРА) К 2-Х, 3-Х КООРДИНАТНОЙ РЛС, СВИДЕТЕЛЬСТВУЮТ О НОРМАЛЬНОМ ФУНКЦИОНИРОВАНИИ ТРЕНАЖЕРА В ЦЕЛОМ.

В ЦЕЛЯХ ПРОВЕРКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТРЕНАЖЕРА ПОДГОТОВКИ ОПЕРАТОРОВ РЛС ПРОВЕДЕНО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБУЧЕНИЕ С КУРСАНТАМИ ПО СПЕЦИАЛЬНОСТИ «ПРИМЕНЕНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ» С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КАК СУЩЕСТВУЮЩИХ ИМИТАТОРОВ НА БАЗЕ ПЕРСОНАЛЬНЫХ КОМПЬЮТЕРОВ С ПРОГРАММНОЙ ЭМУЛЯЦИЕЙ ДЕЙСТВУЮЩЕГО ОБОРУДОВАНИЯ (РТВ), ИМЕЮЩИХСЯ НА КАФЕДРЕ РОЭС ВМФ, ТАК И С РАЗРАБОТАННЫМ ИМИТАТОРОМ-ПРИСТАВКОЙ.

В РЕЗУЛЬТАТЕ ОБУЧАЕМЫЕ ПОЛУЧИЛИ УМЕНИЯ И НАВЫКИ

Рис. 8. ТМК ситуационного моделирования

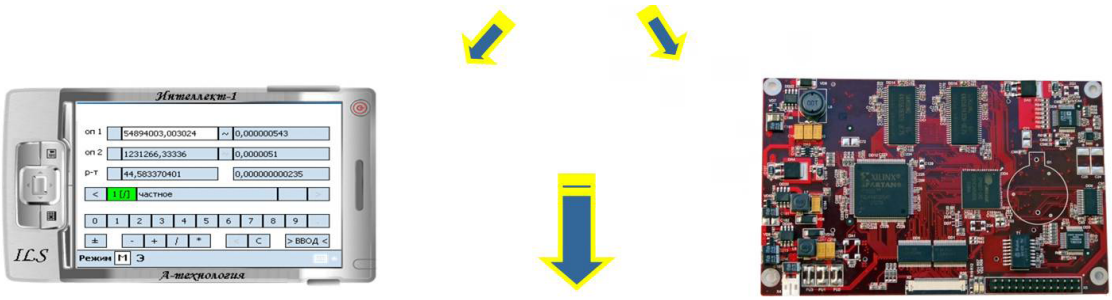


Рис. 9. Калькулятор «Интеллект»

Рис. 10. ТМК в режиме метрологических испытаний

Объект интеллектуальной собственности: программа для ЭВМ
Название объекта ИС: Программа формирования интеллектуально-вычислительного устройства
Состояние с защитой: действует
Номер документа: № 4411F2356
Дата выдачи: 21 июня 2017 г
Патентообладатель: ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия»
Территория охраны прав: Российская Федерация
Авторы: Слюсаренко А.С, Ушаков А.О., Логинов И.В.
Правообладатели: ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия» *Основание права пользования объектом ИС:* приказ начальника военно-морского политехнического института ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия от 21 июня 2017 г., № 564
Начальник ВМПИ ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия»

Е. Якушенко

Рис. 11. Программа формирования интеллектуально-вычислительного устройства

Объект интеллектуальной собственности: программа для ЭВМ
Название объекта ИС: Эмулятор специализированного функционального узла процессора с метрологическим автосопровождением
Состояние с защитой: действует
Номер документа: № 4411F2355
Дата выдачи: 21 июня 2017 г
Патентообладатель: ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия»
Территория охраны прав: Российская Федерация
Основание права пользования объектом ИС: приказ начальника военно-морского политехни-ческого института ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия от 21 июня 2017 г., № 564
Авторы: Слюсаренко А.С, Ушаков А.О., Логинов И.В.
Правообладатели: ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия»
Начальник ВМПИ ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия»

Е. Якушенко

Рис. 12. Программа Эмулятор специализированного функционального узла процессора с метрологическим автосопровождением

альные изменения условий формирования информационно-вычислительных сред обработки данных, обеспечивающих целостность обработки информации.

Использование разработанного на их основе имитатора-приставки, как ядра ТМК способствует:

– улучшению тактико-технических характеристик РЛС, уменьшая, не менее чем на два порядка, время смены кадра, уменьшая, не менее чем на порядок, требуемую для размещения программного обеспечения память, в том числе и объем кодируемой информации;

– существенно уменьшает, в 3-4 раза, используемый логический объем макроэлементов схемотехнического, увеличивает наработку на отказ системы;

– обеспечивает получение объективной информации о применимости и возможных изменениях алгоритма обработки данных в соответствии с изменениями условий измерений, определяя интеллектуальность систем проектирования и проектных решений;

Позволяет:

– увеличить эффективность службы аппаратуры за счет дополнения СПО средствами метрологического автосопровождения и использования в процессе обучения только индикатора РЛС, без включения высокого напряжения;

– проводить ситуационное моделирование в тактических ситуациях, редко встречающихся в повседневной службе корабля или трудновыполнимых при организации учений;

– проводить выполнение задач технической эксплуатации и ремонта бортовых радиолокационных станций и комплексов непосредственно на боевых постах корабля в обстановке близко приближенной к реальной. При этом оператор, специалист и командир, используя информационный канал связи на базе эмулятора радиолокационной обстановки, выполняет свои обязанности на своем штатном месте на реальной аппаратуре, что в значительной степени повышает обучения, способствуя формированию автоматизма действий и выработки необходимой скорости реакции даже в нестандартной ситуации.

Единое информационное поле имитируемой радиолокационной обстановки обеспечивает его моделирование в реальном масштабе времени. При этом наблюдаемая на экране индикатора РЛС обстановка изменяется в соответствии с выбранными для нее режимами работы и по замыслу руководителя учений.

Аппаратный состав и специальные программные средства ТМК обеспечивают ввод, формирование, обработку, документирование и передачу на имитатор целевой обстановки для обеспечения проводимых занятий, тренировок и учений на боевых постах, штатном оборудовании с устройством синхронизации, обеспечивают все штатные режимы работы РЛС. Существенно, что сопряжение тренажера с РЛС может производиться на видеочастоте по штатным соединениям и разъемам.

Моделирование целевой обстановки ТМК, включающее открытую базу имитируемых целей, основные типы надводных кораблей, вертолеты и самолеты корабельного базирования, а также средства поражения, такие как противокорабельные и противорадиолокационные ракеты существенно приближают обучаемых к реальной обстановке.

Библиографический список

1. Группа компаний «Транзас». Электронные технологии. URL: http://www.transas.ru (дата обращения: 26.12.2022).

2. Экспериментальный Научно-исследовательский и методический центр “Моделирующие Системы” (ЭНИМЦ МС). URL: http://www.ssl.obninsk.ru (дата обращения: 22.12.2022).

3. *Slusarenko A. S.* A-Type Data Processing Technology: the First Real Step from Electronics Abacus to Intellectual Computer // Third International Conference. On Nonlinear Problems in Aviation and Aerospace, May 10–12, 2000. Embry-Riddle Aeronautical University. Daytona Beach, Florida, USA. P. 36–49.

4. *Слюсаренко А. С., Родченков Б. Н.* Метрологическое автосопровождение вычислений на основе А-технологии компьютерной обработки данных // Труды (Proc.) V Международной конференции по проблемам физической метрологии. Россия, Санкт-Петербург, июнь 17–21. СПб.: ИПМ РАН, 2002. С. 90–91.

5. *Слюсаренко А. С., Сольницев Р. И.* Методология построения автоматизированных систем научных исследований на основе виртуальных процессоров // Изв. СПбГЭТУ: сб. науч. трудов. Вып. 520. Изд-во СПбГЭТУ, 1998. С. 25–30.

6. *Слюсаренко А. С., Непомнящий А. М.* Приборные решения метрологического автосопровождения вычислительных преобразований измерительной информации // Труды 50 научной конференции МФТИ «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук». Ч. VII. Управление и прикладная математика. Т. 1. М.: МФТИ, 2007. С. 176–179.

7. *Слюсаренко А. С., Иванов Б. В., Ушаков А. О.* К оценке ошибок обработки данных процессорной системы управления 5П-10-02 «ПУМА» // Издание 2016 Труды ВМПИ Межведомственной научно-технической конференции: рецензируемый сборник статей и докладов. № 2 (18). 2016. С. 312–321.

8. *Слюсаренко А. С., Глебов И. В., Ушаков А. О.* К математическому моделированию цифровой РЛС на базе вычислительных устройств с изменяемой архитектурой // Труды ВМПИ, межведомственной научно-технической конференции: рецензируемый сборник статей и докладов. 2016. № 2 (18). С. 322–327.

9. *Слюсаренко А. С., Бурлуцкий С. Г.* К решению основной задачи прямого анализа // Радиолокационное исследование природных сред. 31 Всероссийский симпозиум ВКА имени А. Ф. Можайского. 2020. С. 189.

10. *Слюсаренко А. С., Иванов Б. В., Ушаков А. О.* Исследования влияния возмущений на решение основной задачи пеленгации // Труды ВМПИ, межведомственной научно-технической конференции: рецензируемый сборник статей и докладов. 2016. № 2 (18). С. 328–336.

11. *Слюсаренко А. С., Ушаков А. О., Сынгаевский Д. В.* Эмулятор РЛС с применением ультразвуковой приемопередающей антенной – «радар» // Труды ВМПИ, межведомственной научно-технической конференции: рецензируемый сборник статей и докладов. 2016. № 2 (18). С. 337–346.

12. Универсальный имитатор-приставка в составе комплексного тренажера подготовки операторов РЛС / Б. В. Иванов, И. В. Глебов, А. С. Слюсаренко, А. О. Ушаков // Труды ВМПИ, межведомственной научно-технической конференции: рецензируемый сборник статей и докладов. 2016. № 2 (18). С. 347–356.

13. Программа формирования радиолокационной обстановки для комплексного тренажера подготовки операторов РЛС (программа для ЭВМ) / Б. В. Иванов, И. В. Глебов, Д. А. Бескин, А. С. Слюсаренко; ФАП ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия» рег. № 4411С2354; приказ начальника ВМПИ ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия» № 563 от 21 июня 2017 г.

14. *Слюсаренко А. С., Логинов И. В., Ушаков А. О.* Программа формирования интеллектуально-вычислительного устройства (программа для ЭВМ) ФАП ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия» рег. № 4411F2356; приказ начальника ВМПИ ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия» № 564 от «21» июня 2017 г.

15. *Слюсаренко А. С., Логинов И. В., Ушаков А. О.* Эмулятор специализированного функционального узла процессора с метрологическим автосопровождением (программа для ЭВМ) ФАП ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия» рег. № 4411F2355; приказ начальника ВМПИ ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия» № 565 от 21 июня 2017 г.

16. *Слюсаренко А. С., Иванов Б. В., Ушаков А. О.* К оценке ошибок обработки данных процессорной системы управления 5П-10-02 «ПУМА» // Труды ВМПИ, межведомственной научно-технической конференция: рецензируемый сборник статей и докладов. 2016. № 2 (18). СПб.: ВМПИ. С. 312–321.

17. *Слюсаренко А. С., Глебов И. В., Ушаков А. О.* К математическому моделированию цифровой РЛС на базе вычислительных устройств с изменяемой архитектурой // Труды ВМПИ, межведомственной научно-технической конференции: рецензируемый сборник статей и докладов. 2016. № 2 (18). СПб. С. 322–327.

18. *Слюсаренко А. С., Ушаков А. О., Сынгаевский Д. В.* Эмулятор РЛС с применением ультразвуковой приемопередающей антенной – «радар» // Труды ВМПИ, межведомственной научно-технической конференции: рецензируемый сборник статей и докладов. 2016. № 2 (18). СПб. С. 337–346.

19. Универсальный имитатор-приставка в составе комплексного тренажера подготовки операторов РЛС / Б. В. Иванов, И. В. Глебов, А. С. Слюсаренко, А. О. Ушаков // Труды ВМПИ, межведомственная научно-техническая конференция: рецензируемый сборник статей и докладов. 2016. № 2 (18). СПб. С. 347–356.

20. Компьютерное моделирование и исследование влияния натурных условий на метрологические характеристики цифровых радиотехнических систем / А. С. Слюсаренко [и др.]; научный руководитель канд. техн. наук А. С. Слюсаренко // ВМПИ ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия», работа от 2017 г., ШИФР: «Радиотехника 2», акт реализации результатов от 10.03.17. 153 л.

21. *Ушаков А. О., Логинов И. В., Слюсаренко А. С.* Разработка устройства «вычислений» с применением принципа метрологического автосопровождения в составе лабораторной установки с целью изучения программируемой логической интегральной схемы (ПЛИС) Номер документа №1/1779. Дата выдачи от 30 мая 2017 г. Патентообладатель ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия». Удостоверение на рационализаторское предложение №1/1779 от 24 апреля 2017 г.

22. *Слюсаренко А С., Слепушкин Д. Е.* Программа Эмулятор вычислительной машины в операционной системе Linux; заявка № 2019619797 от 02.08.19; опубл. 16.09.19.

23. *Слюсаренко А С., Маркович В. Д.* Эмулятор вычислительной машины – преобразователя числовой информации в операционной системе Windows: программа; заявка № 2019619797 от 02.08.19; опубл. 16.09.19.

24. ПМ №201465 54) СВУ ОИП НБ. Специализированное вычислительное устройство оператора информационного поста обеспечения навигационной безопасности / А. С. Слюсаренко, А. О. Ушаков, Б. В. Иванов, Д. В. Сынгаевский. Патентообладатель: ФГКВОУ ВО «ВУНЦ ВМФ» ВМА им. Н. Г. Кузнецова. Дата регистрации 16.12.2020. 24 с.

УДК 681.51

Д. В. Стыпник*
студент
П. А. Назаренко*
аспирант
В. И. Сатарова*
аспирант
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

РЕАЛИЗАЦИЯ РОЕВОЙ СТРАТЕГИИ УПРАВЛЕНИЯ ГРУППОЙ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В процессе разработки БЛА возникают вопросы по реализации навигации аппаратов в условиях отсутствия или невозможности использования GPS-сигнала. Еще более остро эта проблема стоит для роя беспилотных летательных аппаратов, где важно не только собственное местоположение аппарата, но и его взаимное положение относительно других членов роя. В данной статье предлагается новый метод навигации роя БЛА, а также рассматривается алгоритм распределения единиц роя вокруг неподвижного ведущего.
Ключевые слова: *GNC, беспилотные летательные аппараты, групповое применение, навигация роя БПЛА.*

D. V. Stypnik*
Student
P. A. Nazarenko*
PhD Student
V. I. Satarova*
PhD Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

IMPLEMENTATION OF A SWARM STRATEGY FOR MANAGING UAV GROUP

During UAVs developing there are urgent issues of realization navigation drones in condition of location or of possibility of using GPS-signal. This problem is even more acute for a swarm of UAVs, where not only the location of the exact device is important, but also his position relative to other members of the swarm. This article proposes a new method for navigating a swarm of UAVs and considers an algorithm for distributing swarm units around a stationary leader.
Keywords: *GNC, UAV, swarm robotics, UAV group.*

В настоящее время одной из самых перспективных отраслей развития промышленности являются беспилотные летательные аппараты, спектр применения которых оказывается довольно широк. Квадрокоптер (беспилотный летательный аппарат, БЛА) имеет четыре двигателя с воздушными винтами (пропеллерами), которые создают тягу. Оси винтов и углы лопастей таких аппаратов зафиксированы, регулируются только скорости вращения. Особый интерес представляет использование групп летательных аппаратов, так как появляется возможность выполнения аналогичных задач с большей эффективностью [1].

Таким образом, под роем БЛА будем понимать группу из нескольких БЛА, действующих в рамках общей задачи. Характеристики роя зависят от способа или стратегии управления. Возможные стратегии управления представлены на рисунке ниже. Стратегии управления роем делятся на централизованные и децентрализованные [2].

Среди централизованных различают единоначальный и иерархический методы управления. При единоначальном методе управление каждой единицей роя осуществляется напрямую оператором, тогда как при иерархическом методе рой разбивается на группы, в каждой из которых есть свой «ведущий», которыми и управляет оператор.

Среди децентрализованных стратегий выделяют три основные: стайного, коллективного и роевого управления. При стайном управлении единицы роя фактически самостоятельно собирают информацию об окружающей среде и принимают решение о дальнейших действиях, тогда как при коллективном методе каждая едини-

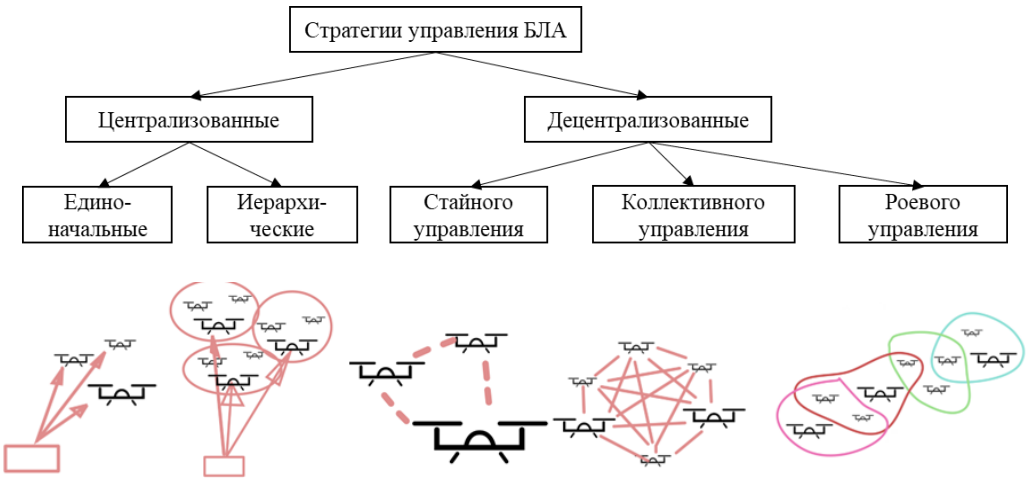


Рис. 1. Стратегии управления роем БЛА

ца обменивается информацией со всеми остальными аппаратами. При роевой стратегии управления каждый член роя обменивается информацией только с ближайшим окружением.

Неоспоримым преимуществом централизованных методов является простота их реализации, однако при этом нагрузка на канал связи с пультом управления оказывается очень высокой и ее нарушение парализует всю коммуникационную сеть [3].

Преимуществом децентрализованных методов является автономность единиц роя, самоорганизация, живучесть и масштабируемость роя в целом. Однако при этом существуют трудности с организацией информационных потоков внутри группы и с пультом управления, а также проблема позиционирования единиц роя относительно друг друга.

Выберем для реализации роевую стратегию управления, так как она обладает всеми преимуществами децентрализованных стратегий, и среди них является наиболее оптимальной.

Управление роем БЛА

Управление роем осуществляется посредством управления каждой единицей роя в отдельности программными методами по следующему алгоритму [4]:

1) определяется местоположение управляемых объектов в заданной системе координат;

2) вырабатываются решения о том, куда каждый аппарат будет направляться в следующий момент времени;

3) реализация управления каждой единицей роя.

Рассмотрим подробнее первые два пункта.

Навигация роя БЛА

Одной из основных задач данной работы является разработка метода автономной навигации роя БЛА, так как позиционирование по GPS накладывает определенные условия по дальности расположения единиц роя друг от друга, а также при использовании аппаратов в условиях аномалий сигнал от спутников может быть некорректным или отсутствовать. Точность GPS-навигации лежит в пределах 5–10 м, и при использовании аппаратов небольших размеров плотность роя будет невысокой. Рассмотрим основные методы навигации роя, которые реализованы на данный момент:

1. На корпус БЛА наносятся маяки или QR-коды, по которым производится идентификация аппаратов. На каждом БЛА при этом необходимо располагать камеру с круговым обзором – таким образом избегаются так называемые темные пятна. Расстояние до соседнего аппарата определяется по размеру QR-кода.

2. На корпусе БЛА располагаются диоды, которые с определенной частотой выдают заданную идентифицирующую последовательность. Излучение может быть реализовано в невидимом для глаз инфракрасном диапазоне, и также на каждом аппарате необходимо располагать камеру с круговым обзором. Существенным недостатком данного метода является отсутствие информации о расстоянии, на котором располагается соседний аппарат.

3. Для определения расстояния между аппаратами может использоваться mesh-сеть. При наличии на каждом аппарате радиоканала с mesh-сетью вопрос об определении взаимного положения каждой единицы роя можно считать

решенным, так как в сообщении, транслируемом в эфир, содержится информация о расстоянии до соседнего аппарата. Данный метод не позволяет определить направление расположения соседнего аппарата.

4. При наличии большого числа единиц роя и информации о расстоянии, на котором находятся аппараты, получаемой из mesh-сети, можно считать, что вопрос определения местоположения сводится к решению математической задачи. Однако такой метод требует большой вычислительной мощности процессора БЛА и не является эффективным по времени.

5. Одним из методов точного позиционирования аппаратов является использование так называемых RTK – корректирующих станций, которые передают на аппараты поправку от GPS-координат. Таким образом, существенно увеличивается точность позиционирования по GPS (от нескольких метров до нескольких сантиметров).

Учитывая все вышеизложенное, предлагается использовать комбинацию методов 2 и 3 – определять направление расположения соседних аппаратов по идентифицирующей последовательности, которую транслируют диоды на каждом аппарате, а расстояние до соседних аппаратов – с помощью информации, получаемой по mesh-сети.

Такой метод обладает следующими недостатками: идентификация соседей происходит не мгновенно, а после воспроизведения всей последовательности – таким образом, длительность воспроизведения тем больше, чем больше число аппаратов в рое. Однако он позволяет решить вопрос взаимного расположения аппаратов в рое с довольно высокой точностью и при использовании минимальных вычислительных ресурсов.

Алгоритм распределения единиц роя вокруг неподвижного ведущего

Поскольку рассматривается роевая стратегия, управления роем должно осуществляться как управление одним аппаратом. Считается, что все аппараты изначально одинаковые, мультироторного типа.

Среди равнозначных аппаратов случайным образом назначается ведущий. Остальные аппараты должны стремиться занять такое положение, чтобы быть распределенными относительного него равномерно на заданном безопасном расстоянии.

Критерии выбора безопасного расстояния:

1. Размеры аппаратов.

2. Точность позиционирования.

Ведомые аппараты должны находиться на высоте ведущего или выше него. Это решает вопрос безопасной посадки роя БЛА.

Каждый аппарат знает свое местоположение и местоположение ведущего. Информация внутри роя распространяется быстро, и задан радиус, внутри которого рассматриваются «соседние» аппараты.

Рассмотрим группу аппаратов внутри одного радиуса. Выберем аппарат X, который стремится к ведущему – обозначим вектор скорости $V_{\text{В}}$ – скорость к ведущему (обозначения могут изменяться). «Стремление к ведущему», в частности, скорость движения будет зависеть от расстояния до него. Введем поправочный коэффициент

$$C_{\text{Ст.В.}} = |V_{\text{В}}| - R. \quad (1)$$

Зададим также вектор, характеризующий местоположение других аппаратов группы относительно аппарата X – сумма векторов от других аппаратов к X. Таким образом, итоговый вектор скорости заданного движения аппарата X определяется как:

$$\vec{V}_{\text{З.Д.}} = V_{\text{В}} \cdot C_{\text{Ст.В.}} - V_i. \quad (2)$$

Таким образом задача сводится к следующей: при ведущем, находящемся в одной точке пространства (без движения), выровнять расстояние до соседей и дойти до заданного от ве-

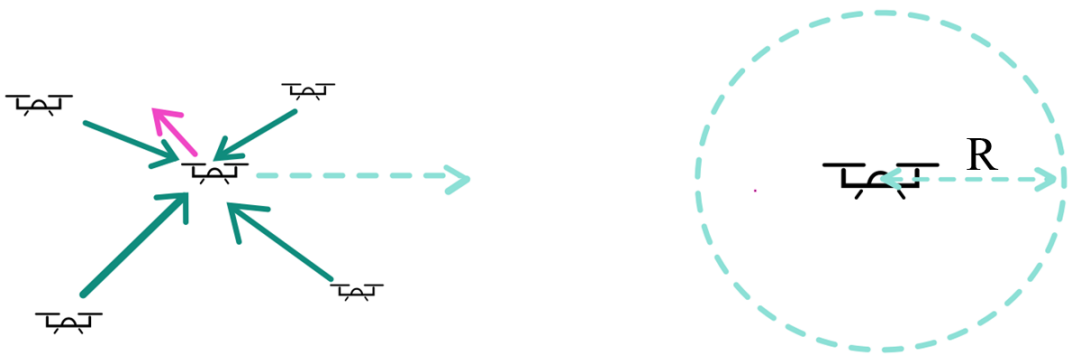


Рис. 2. Визуализация алгоритма распределения единиц роя вокруг неподвижного ведущего

дущего расстояния. Следовательно, при статичном ведущем остальные аппараты равномерно распределятся по кругу радиуса R от ведущего.

Заключение

В настоящей работе были рассмотрены стратегии управления группой БЛА и на основании анализа их характеристик выбрана оптимальная – роевая, так как она обладает всеми преимуществами децентрализованных систем, а именно: автономность, самоорганизация, живучесть и масштабируемость, а также данная стратегия характеризуется не высокой нагрузкой на канал связи.

Рассмотрена методика управления БЛА и подробно изложены методы определения взаимного положения единиц роя, а также предложен новый метод – симбиоз двух имеющихся: определение направления расположения соседних аппаратов по идентифицирующей последовательности, воспроизводимой при помощи диодов в ИК-диапазоне и определения расстояния до каждого аппарата по информации, получаемой по mesh-сети.

Был также рассмотрен алгоритм автоматического распределения единиц роя вокруг неподвижного ведущего на безопасном расстоянии. На основании вышеизложенного будут проведены исследования математического анализа метода сближения.

Библиографический список

1. *Ромадов С. В.* Концепция роевой робототехнической системы // Известия ТулГУ. Технические науки. 2021. Вып. 19. С. 363–367.

2. *Мустаев А. Ф.* Стратегии управления роем беспилотных летательных аппаратов // Международный журнал «Вестник науки». № 3 (12). Т. 5. 2019. С. 96–99.

3. *Зикратов И. А., Козлова Е. В., Зикратов Т. В.* Анализ уязвимостей робототехнических комплексов с роевым интеллектом // Научно-технический вестник информационных технология, механики и оптики. 2013. № 5. (87). С. 149–154.

4. Алгоритмы автономного группового управления горизонтальными движениями БЛА / А. Р. Гайдук, А. А. Дьяченко, С. Г. Капустян, Е. А. Плаксиенко // Научный вестник НГТУ. 2017. Т. 67. № 2. С. 120–134.

УДК 004.942 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-135-142**

В. И. Тимофеев*
кандидат технических наук, доцент
М. А. Желавский*
студент
М. Г. Дерюжов*
студент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ОПЫТ РАЗРАБОТКИ 3D-МОДЕЛИ САМОЛЕТА SUKHOI SUPERJET 100 С ПРИМЕНЕНИЕМ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ SOLIDWORKS

В статье предлагается совокупность методов построения 3D-модели с использованием системы автоматизированного проектирования (САПР) SolidWorks на примере построения основных элементов конструкции (фюзеляжа, крыла и хвостового оперения) российского ближнемагистрального узкофюзеляжного пассажирского самолета Sukhoi SuperJet 100. Рассматриваются основные проблемные вопросы, возникающие при решении инженерных задач подобного рода, и определяются рациональные пути их решения. Приводится анализ построенной модели и перспективы ее дальнейшего использования.
Ключевые слова: *3D-моделирование, САПР, SolidWorks, AutoCAD, Sukhoi SuperJet 100, построение сетки, анализ методом конечных элементов.*

V. I. Timofeev*
PhD, Tech., Associate Professor
M. A. Zhelavsky*
Student
M. G. Deryuzhov*
Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

EXPERIENCE IN DEVELOPING A 3D-MODEL OF THE SUKHOI SUPERJET 100 AIRCRAFT USING THE SOLIDWORKS COMPUTER-AIDED DESIGN SYSTEM

The article proposes a set of methods for constructing a 3D-model using a computer-aided design system (CAD) SolidWorks on the example of constructing the main structural elements (fuselage, wing and tail) of the Russian short-haul narrow-body passenger aircraft Sukhoi SuperJet 100. The main problematic issues that arise when solving engineering problems are considered. Of this kind, and rational ways of solving them are determined. An analysis of the constructed model and the prospects for its further use are given.
Keywords: *3D-modeling, CAD, SolidWorks, AutoCAD, Sukhoi SuperJet 100, meshing, finite element analysis.*

Введение

В эпоху цифровизации неизбежно возникает необходимость использования различных цифровых систем для решения задач проектирования, конструирования и моделирования реальных систем и процессов. Применение автоматизированных систем проектирования и инженерного анализа при расчетах типов конструкций обусловлено высокой экономической эффективностью, снижением трудозатрат и, как следствие, повышением производительности труда в целом. Использование подобных систем в авиационной промышленности способствует уменьшению количества необходимых испытаний конечного изделия, чем существенно экономит материальные и временные ресурсы. Актуализация моделирования при помощи CAD/CAE систем диктуется также новым трендом современной промышленности – «цифровыми двойниками». Создание виртуальных копий реальных объектов помогает точнее оценивать риски на производстве, экономить время при проектировании новых изделий и оптимизировать процесс принятия управленческих и технических решений [1]. С другой стороны, ис-

пользования «цифровых двойников» в сфере высшего и среднего образования позволяет глубже изучать прикладные аспекты будущей профессии без высоких затрат на изготовление и обслуживание реальной модели.

В современном авиастроении использование технических решений подобного рода неоспоримо. В процессе проектирования летательного аппарата (ЛА) зачастую используются несколько типов систем автоматизированного проектирования различного рода: CAD, CAE, причем, каждый тип системы используется только на определенном этапе опытно-конструкторской работы (ОКР). Незыблемым стандартом в авиационном моделировании считается САПР DSCATIA, в основе которого лежит поверхностное моделирование объектов. Однако дистрибуция данной программы весьма ограничена, поэтому для создания модели был выбран САПР DS SolidWorks.

Выбор объекта (летательного аппарата) и среды моделирования

Выбор в качестве объекта моделирования пассажирского самолета Sukhoi SuperJet 100 объясняется довольно просто: это самый современный серийный отечественный самолет, эксплуатируемый российскими авиакомпаниями на данный момент времени. В условиях нынешней чрезвычайно сложной мировой обстановки постепенный отказ от зарубежных ЛА конкурентов (в первую очередь, Boeing 737 и Airbus A319-320), делает в перспективе SuperJet 100 самым востребованным на российском авиационном рынке пассажирским самолетом России. Использование современных технологий при конструировании, например, системы fly-by-wire, композитных материалов в составе крыла и т. д. значительно увеличивают время морального устаревания данного ЛА. Узкофюзеляжная компоновка в сочетании с энергоэффективными турбовинтовентиляторными авиационными двигателями обеспечивает дальность полета самолета на расстояние около 4500 км, что позиционирует данный самолет как универсальный пассажирский авиалайнер России. Перспективу модификации данного ЛА составляют: полный переход на российские комплектующие и двигатели, переход на отечественную авионику и увеличение доли композитных материалов в составе корпуса, что еще более актуализирует проблему создания моделей различных типов и различной степени точности воспроизведения самолета.

Инструментарий, которым обладает SolidWorks, лучше всего оптимизирован для твердотельного моделирования объектов. Эта особенность не позволяет достигать достаточную для авиационной промышленности точность модели при выполнении ее в натуральном масштабе. В процессе конструирования можно заметить, что несмотря на наличие осевой симметрии сечения, плоскостная симметрия моделируемого твердого тела может отсутствовать (рис. 1).

По этой причине составление высокоточных моделей в данном САПР является весьма трудоемкой и не всегда корректно выполнимой задачей. Однако это обстоятельство дает возможность сконцентрироваться на создании приближенных моделей. Суть такого подхода заключается в следующем: для различных типов анализа – вибрационного, деформационного, аэродинамического и т. д. – удобно использовать приближенные, упрощенные модели, адаптируемые под каждый из видов анализа. Это позволяет значительно уменьшить конечное время расчета и величину необходимой мощности CAD/CAE систем для его успешного завершения. Модели, созданные в САПР SolidWorks, без каких-либо проблем анализируются встроенными дополнениями: Simulation – для структурного анализа, Motion – для анализа движения объекта, FlowSimulation – для анализа аэродинамических свойств модели. Отличительной чертой такого подхода является «горячая замена» объекта, т. е. возможность сразу адаптировать геометрию модели по результатам проведенного анализа без дополнительных ма-

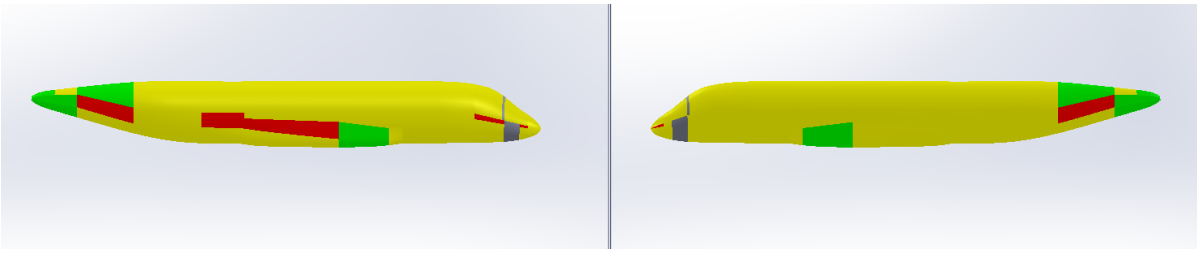


Рис. 1. Проверка симметрии фюзеляжа с помощью встроенных инструментов (красным цветом указаны несимметричные грани, желтым – уникальные)

нипуляций. Несмотря на то, что данные дополнения не позволяют получить расширенный анализ сопоставимый по уровню со специализированными CAE САПР, результаты, полученные в них, вполне достаточны для составления первичной картины наблюдения, и могут использоваться для улучшения геометрии исследуемого объекта. При этом нет необходимости производить конвертацию форматов файлов модели или экспорт ее в другие программы, что позволяет избежать усложнения процесса моделирования и уменьшить вероятность возникновения проблем, связанных с геометрией модели.

Постановка задачи моделирования и подходы к ее решению

В процессе работы (реализации проекта) выполнен полный цикл создания модели самолета, определены основные этапы проектирования: 1) создание чертежа-эскиза; 2) перенос чертежа эскиза в САПР SolidWorks; 3) подготовка чертежа-эскиза к созданию на его основе 3D-модели; 4) создание полнотелой, полноразмерной 3D-модели ЛА; 5) подготовка модели к испытаниям.

Подготовка чернового эскиза происходит в САПР Autodesk AutoCAD. Был произведен импорт чертежа из формата PDF с последующим масштабированием до реальных размеров. Таким образом, были преобразованы чертежи видов справа, слева, спереди, сверху и снизу в формат DWG. Затем они были импортированы в SolidWorks как двумерные эскизы со слиянием точек, расстояние между которыми меньше 0,001 мм. Чтобы правильно позиционировать виды, крайняя передняя точка обтекателя радиолокационной станции (РЛС) видов совмещена с исходной точкой – началом координат (рис. 2).

После полного определения расположения двумерных эскизов можно приступать к формированию 3D-модели. В качестве основного инструмента для изготовления фюзеляжа был применен метод вытягивания «Бобышка/основание по сечениям» [2, 5]. Для получения правильной формы конечного элемента сечения проецируются четыре направляющие кривые, соединяемые с плоскостями сечения (рис. 3).

При использовании такого метода может возникнуть ряд ошибок, например, отсутствие пересечения направляющей кривой плоскости сечения. В таком случае необходимо проверить правильность привязки направляющей кривой к точкам сечения или переопределить плоскость, в которой расположен эскиз кривой. При возникновении проблемы, связанной с самопересекающейся или нулевой геометрией, необходимо проверить целостность сечения и кривизну направляющих кривых.

Формирование крыла модели является более сложной задачей. При простой форме крыла достаточно воспользоваться инструментами «Бобышка/основание по сечениям» или «Бобышка/основание по траектории». Однако в случае рассматриваемой модели крыло имеет переменное поперечное V и определенный угол стреловидности. Для решения данной нетривиальной задачи был выбран следующий подход: были измерены средние аэродинамические хорды (САХ) и толщины профилей в разных участках крыла, и на основе этих измерений рассчитаны масштабные коэффициенты. Так как форма

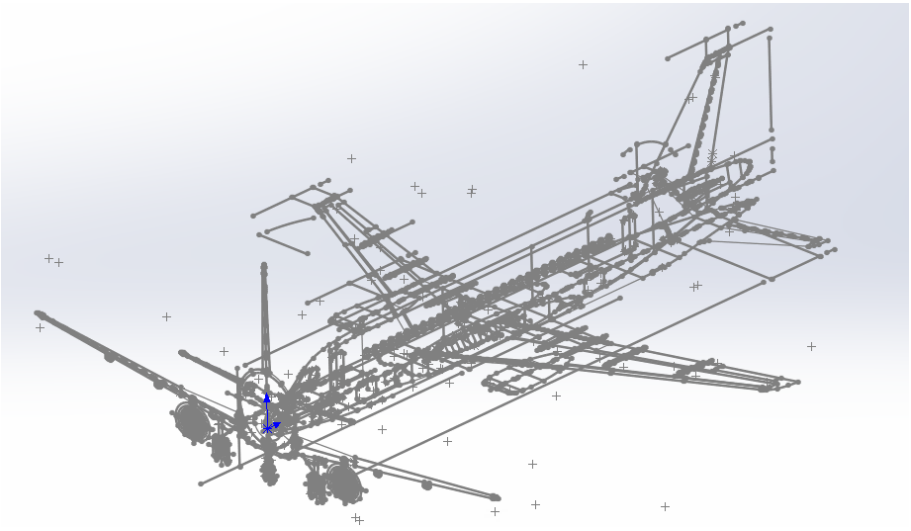


Рис. 2. Позиционирование эскизов в рабочем пространстве SolidWork

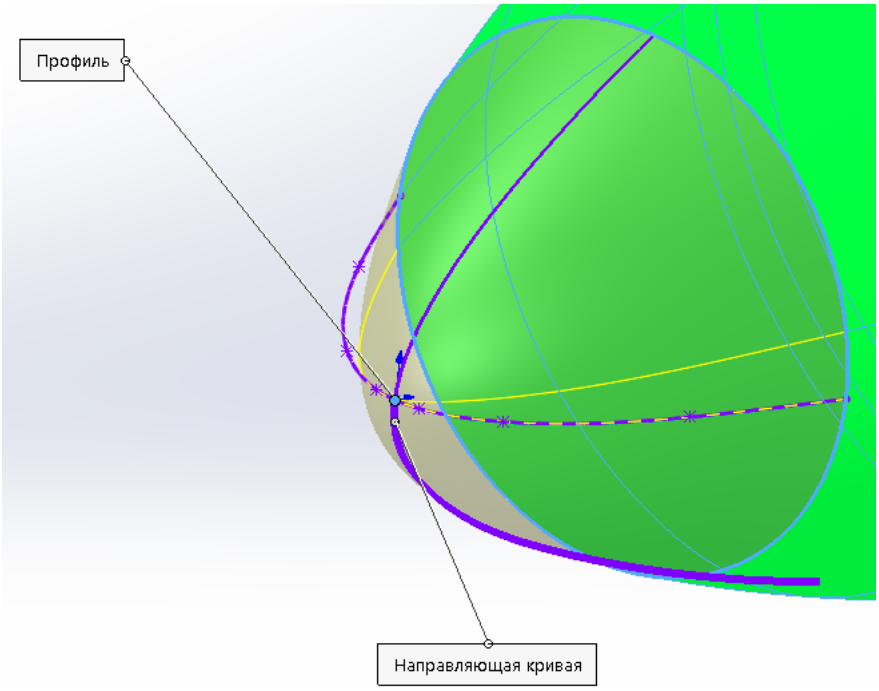


Рис. 3. Формирование 3D-модели на примере обтекателя РЛС
(фиолетовым цветом показаны направляющие кривые; сечение выделено голубым цветом)

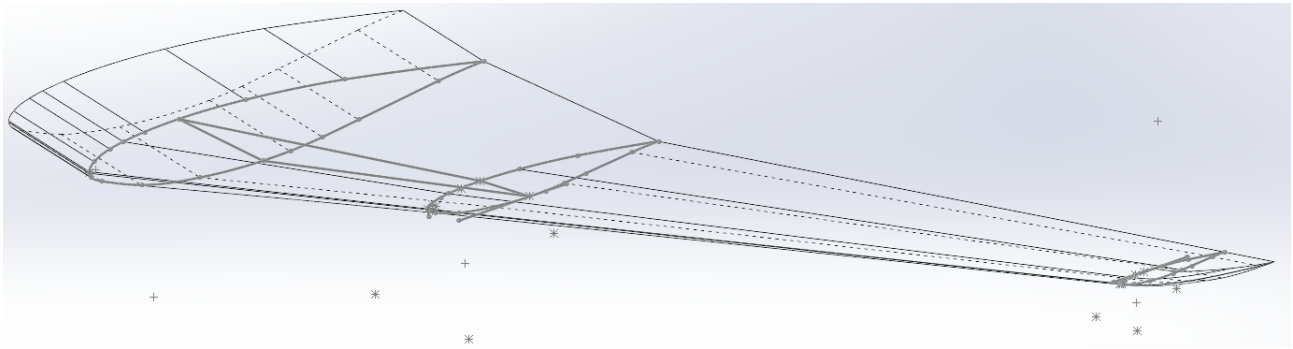


Рис. 4. Формирование крыла с помощью дополнительных сечений

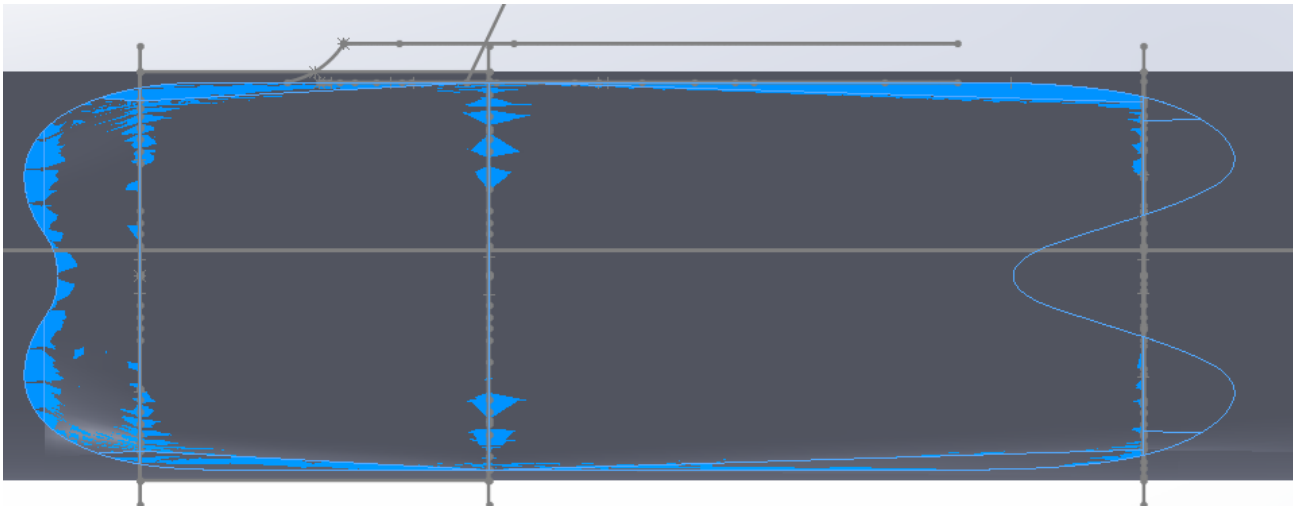


Рис. 5. Контур подфюзеляжного обтекателя. Вид снизу

профиля крыла у основания известна и определена, то с помощью специального дополнения в среде AutoCAD были получены сечения крыла в его средней и концевой частях (рис. 4) [3].

Сформировать с помощью твердотельного моделирования подфюзеляжный обтекатель достаточно трудно: его сечение больше сечения фюзеляжа в нижней части, при этом слияние фюзеляжа и обтекателя происходит по кромке сложной формы. Поэтому в данной работе подфюзеляжный обтекатель сформирован несколько приближенно, однако некий учет кривизны его поверхности все же был соблюден (рис. 5).

Для построения законцовки крыла применен другой подход. Использовать в данном случае инструмент «Бобышка/основание по сечениям» весьма проблематично, ввиду того что корневое сечение законцовки вырождается в кромку на конце крыла. Был применен метод построения по границе с последующей корректировкой геометрии законцовки с помощью вытянутого выреза.

При формировании хвостового оперения в основном применялся подход, аналогичный построению фюзеляжа и отъемных частей крыла, т. е. инструмент «Бобышка/основание по сечениям» (рис. 6).

Особого внимания заслуживает процесс моделирования наплывов крыла, отъемной части крыла (ОЧК), стабилизаторов и киля. Во время формирования нового тела может возникнуть комплекс проблем, связанный с определением направляющих кривых и ориентацией промежуточных эскизов. Такие трудности возникают из-за неправильного определения «движения» сечения вдоль траектории (рис. 7).

Чтобы избежать вышеуказанных проблем, был применен следующий метод: в точке начала наплыва создается плоскость, в которую проецируется эскиз линии вдоль пересечения созданной плоскости и моделируемого тела (рис. 8).

Затем полученное сечения с помощью инструмента «Бобышка/основание по траектории» вытягивается вплоть до грани фюзеляжа. При этом важно указать, чтобы промежуточные сечения формировались параллельно начальному. Таким образом, получаются два совмещенных твердых тела, которые достаточно точно определяют конечный вид указанных аэродинамических поверхностей. Для окончания моделирования остается объединить эти тела либо с помощью инструмента «Скомбинировать тела», либо с помощью настройки «Объединить полученные результаты» в контекстном меню редактирования определения твердого тела (рис. 9).

Анализ проблемы симметрии

После полного формирования модели целесообразно перейти к решению проблемы отсутствия продольной плоскостной симметрии. В данной работе применен следующий подход: сформированная модель разделялась на две части продольной плоскостью. Часть с некорректно сформированной геометрией удалялась, производилось полное зеркальное отображение оставшейся части модели [5]. Таким образом, удалось решить проблему асимметрии, однако при использовании данного подхода увеличивается общее число граней на $2k$, где k – число пересекаемых плоскостью граней до зеркального отображения (рис. 10).

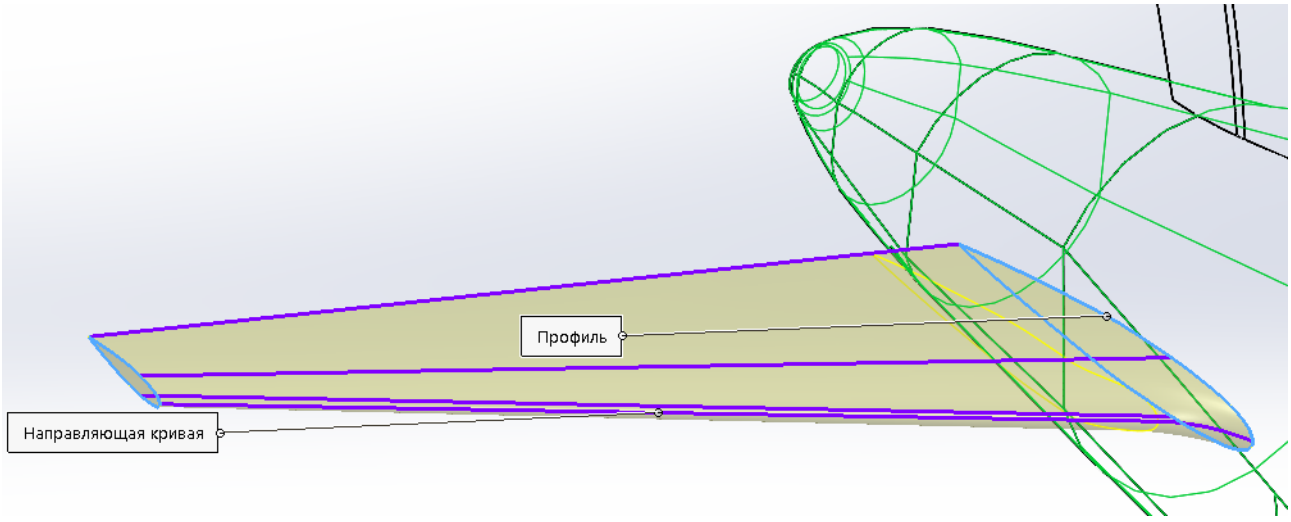


Рис. 6. Формирование правого стабилизатора

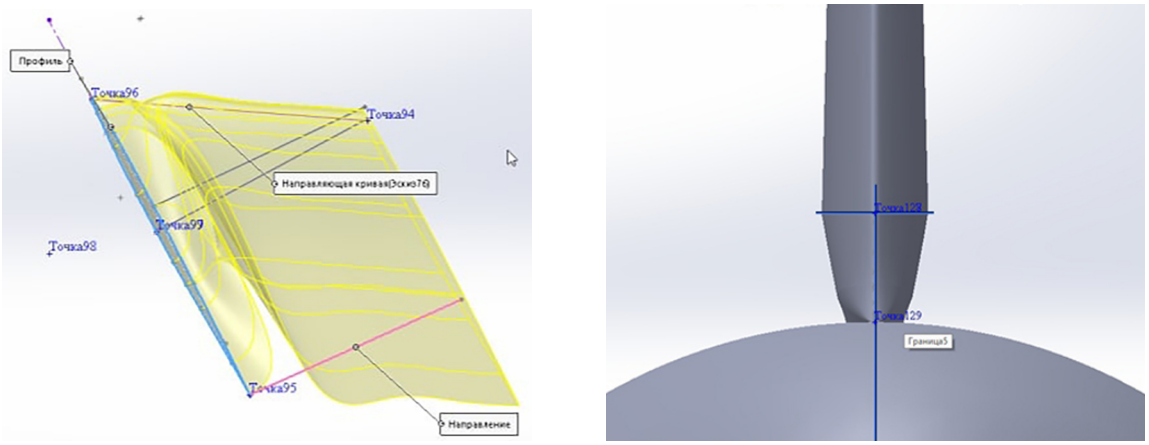


Рис. 7. Геометрические ошибки при создании крыла (слева) и корневого наплыва стабилизатора (справа)

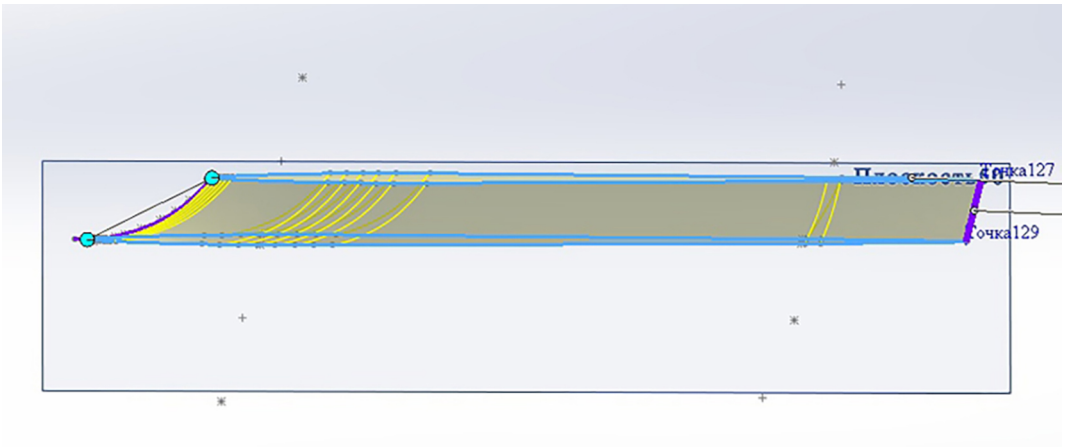


Рис. 8. Проецирование сечения эскиз.
Подготовка к формированию корневого наплыва стабилизатора

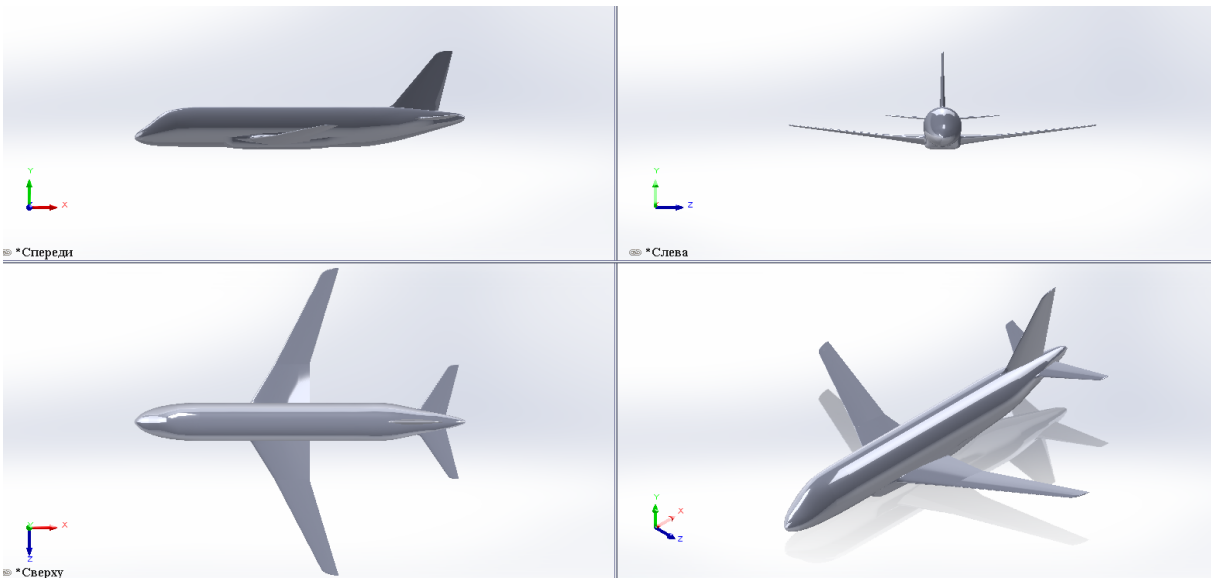


Рис. 9. Результат комбинации тел

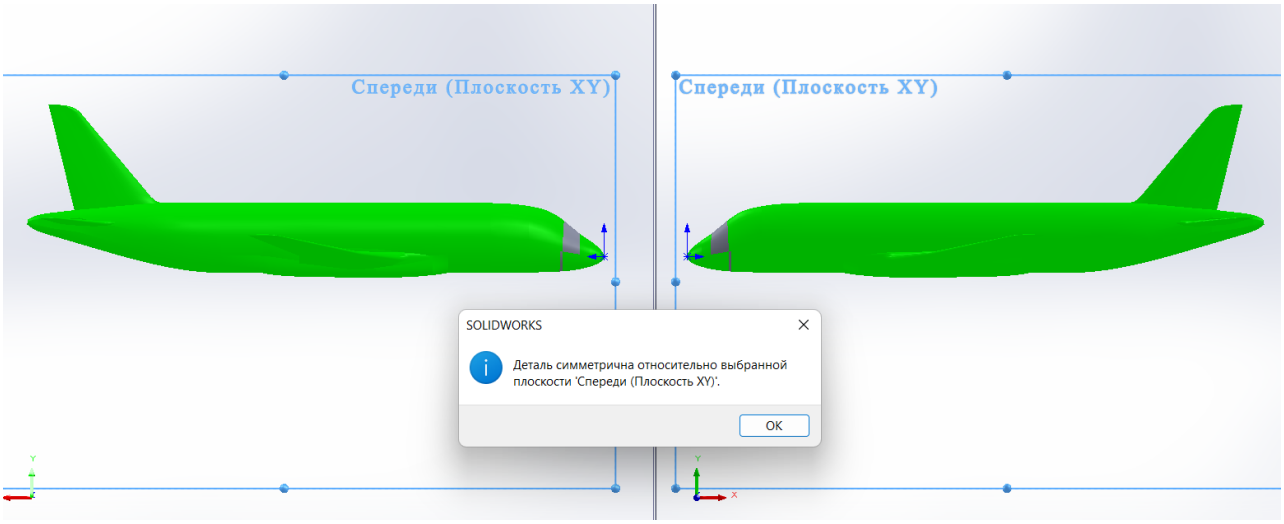


Рис. 10. Проверка симметрии модели после проведения вышеизложенных действий

Направление использования модели

Основу метода конечно-элементного анализа составляет дробление исследуемой модели на дискретные элементы, размещаемые вдоль границ расчетной области и внутри модели. Для точного анализа необходимо адаптировать построение сетки в местах изогнутых форм: скруглений, наплывов, интерференций [4]. Программа SolidWorks не предлагает достаточно гибкий функционал для построения адаптивной сетки, однако предлагаемые ею решения вполне пригодны для совершения приближенных расчетов. В рамках работы рассматривалось построение сетки в двух дополнениях SolidWorks: SW Simulation – для решения задач механики и SW FlowSimulation – для решения задач гидрогазодинамики [6]. Первое дополнение обладает расширенными настройками: адаптивные методы позволяют создавать не только стандартную сетку, но и сетку на основе кривизны/смешанной кривизны модели. Эти методы позволяют выбрать максимальный и минимальный размеры элемента, а также настроить точность Якобиевой проверки при создании сетки параболическими элементами. Второе дополнение обладает весьма ограниченным набором настроек. В нем сетка всегда конформная, на местах изогнутых форм не происходит изменения формы элемента дробления, как в первом случае, есть возможность настроить только длину и ширину элемента дробления. Сравнение созданных сеток приведено на рис. 11.

В современных САПР CAE типа доступны различные инструменты для создания адаптивной сетки. В отечественной разработке ELCUT доступно ручное формирование сетки на изогнутых поверхностях, с возможностью последующего ее сохранения в файл определенного формата [7]. Сформированную сетку,

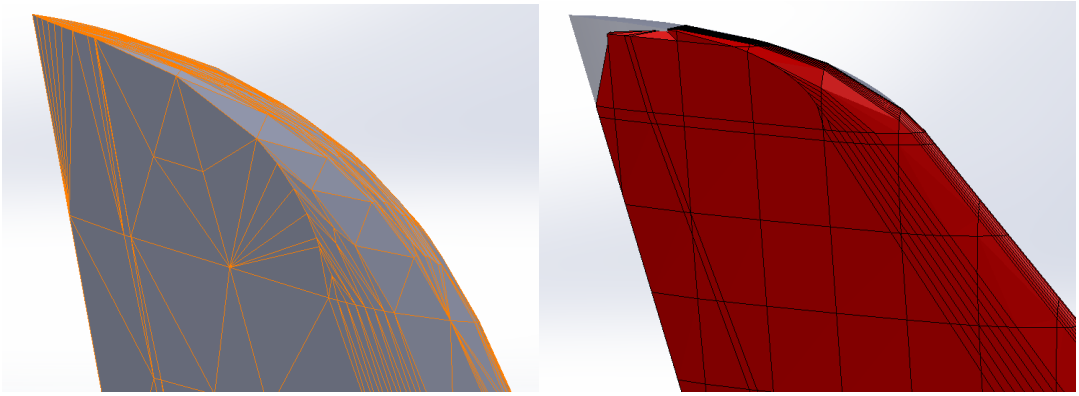


Рис. 11. Формирование сетки в дополнении SW Simulation (слева) и SW FlowSimulation (справа) на законцовке киля модели

затем, можно использовать в других программах, основанных на конечно-элементном анализе, например MATLAB.

Заключение

Полученные такими методами твердотельные модели возможно экспортировать в специальные CAE системы для выполнения расчетов первого приближения. При этом следует отметить высокую экономическую эффективность таких систем. Их использование позволяет сократить количество натурных испытаний, стоимость которых нередко сопоставима со стоимостью получения годовой или бессрочной версии программы.

Предложенные подходы позволяют выполнить полный цикл твердотельного моделирования. На примере формирования фюзеляжа, крыла и горизонтального оперения самолета Sukhoi SuperJet 100 были предложены методы решения нетривиальных проектных задач на этапе конструкторских исследований. Показаны способы решения проблемных вопросов формирования твердотельной геометрии, возникающих в процессе изготовления объекта (летательного аппарата). Предложен подход подготовки модели к различным видам инженерного анализа.

Рассмотренные подходы также могут быть использованы не только для построения модели летательного аппарата, но и для решения ряда других прикладных инженерно-конструкторских задач авиационной промышленности.

Библиографический список

1. Цифровой двойник: что это такое, виды, технология. URL: https://www.ramax.ru/press-center/articles/tsifrovoy-dvoynik-chto-eto-takoe-vidy-tekhnologiya/ (дата обращения: 01.11.2022).

2. SolidWorks 2007/2008. Компьютерное моделирование в инженерной практике / А. А. Алямовский, А. А. Собачкин, Е. В. Одинцов, А. И. Харитонович, Н. Б. Пономарев. СПб.: БХВ-Петербург, 2008.

3. AutoCAD 2012. Руководство пользователя. Autodesk, 2011.

4. *Тишкин В. Ф.* Методы построения расчетных сеток. М.: МГУ.

5. Руководство для учащихся по изучению программного обеспечения SolidWorks: Dassault Systèmes – SolidWorks Corporation, 2010.

6. An Introduction to Flow Analysis Applications with SolidWorks Flow Simulation, Student Workbook; Dassault Systèmes – SolidWorks Corporation, 2010.

7. Руководство пользователя Версия 6.6; ELCUT; ООО «Тор» Санкт-Петербург.

УДК 533.65.013.622

В. И. Тимофеев*
кандидат технических наук, доцент
Е. А. Пузий*
ассистент
С. Ю. Березина*
студент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ОРГАНИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ЗАДАЧАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА

В статье рассмотрены актуальные вопросы интеграции полетов беспилотных летательных аппаратов в общее воздушное пространство, совместно используемое как пилотируемыми, так и беспилотными летательными аппаратами различных типов и ведомственной принадлежности, как в Российской Федерации, так и за рубежом.
Ключевые слова: *федеральные авиационные правила, воздушный транспорт, общее (несегрегированное) воздушное пространство, беспилотная авиационная система, беспилотный летательный аппарат, организация воздушного движения, структура воздушного пространства, автоматизации управления, информационное обеспечение, информационная осведомленность.*

V. I. Timofeev*
PhD, Tech., Associate Professor
E. A. Puziy*
Assistant
S. U. Berezina*
Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

PROBLEMATIC ISSUES OF AIR TRAFFIC MANAGEMENT FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES IN THE TASKS OF ENSURING THE SAFETY OF THE USE OF AIRSPACE

The article deals with topical issues of integrating unmanned aerial vehicle flights into the common airspace shared by both manned and unmanned aerial vehicles of various types and departmental affiliation, both in the Russian Federation and abroad.
Keywords: *federal aviation regulations, air transport, general (non-segregated) airspace, unmanned aerial system, unmanned aerial vehicle, air traffic management, airspace structure, control automation, information support, information awareness.*

Введение

Отличительной особенностью начала XXI века стало внедрение достижений автоматизации во все сферы человеческой деятельности, в том числе активное развитие робототехники. Научно-технический прогресс в области программирования и компьютеризация, цифровых технологий, микроэлектроники сделал возможным частичное или даже полное исключение человека из процессов управления сложными техническими системами различного назначения.

Транспорт, который в процессе обеспечения безопасности имеет самую высокую степень ответственности, занимает особое место в процессе автоматизации управления. При этом наибольшие требования по надежности пассажиро- и грузоперевозок предъявляются к воздушному транспорту (ВТ), который, в связи с технологическими особенностями, использует наиболее высокотехнологичные и высокоскоростные транспортные средства. Это предопределило попытки исключить человеческий фактор в силу инерционности принятия управленческих

и технических решений, и дало первенство ВТ в степени автоматизации управления летательными аппаратами (ЛА) различного назначения. Одними из наиболее показательных «демонстраторов» современных достижений автоматизации стали беспилотные авиационные системы на основе беспилотных летательных аппаратов, которые год от года все более активно применяются для решения широкого круга практико-ориентированных задач военного, двойного и сугубо гражданского назначения.

Беспилотная авиационная система на основе БПЛА (БАС с БПЛА) представляет собой многочисленный класс целевых авиационных робототехнических систем гражданского, военного и двойного назначения, который состоит из трех компонентов: 1) собственно, беспилотного летательного аппарата (БПЛА, от англ. UAV – *Unmanned aerial vehicle*); 2) наземного пункта дистанционного управления (НПДУ), включающего пульт оператора и приемопередающую аппаратуру; 3) информационные каналы управления и связи с потребителями результатов функционирования БАС.

В последние годы особое значение при планировании применения БАС с многофункциональными БПЛА придается следующим направлениям: 1) автоматизация разработки и контроля полетных заданий; 2) массовое использованием систем навигации в комплексе с ассистирующими системами ориентации и ситуационной осведомленности; 3) обработка всего комплекса получаемой информации по технологии «Big Data» [1]. Дополненная в соответствии с этими сведениями авторами современная классификация БАС с БПЛА различного назначения (гражданского, военного, двойного), наиболее полно отражающая эксплуатационно-технические и летно-технические характеристики данных систем, представлена на рис. 1.

Нормативно-правовые (законодательные) аспекты использования БПЛА в воздушном пространстве

Безопасная интеграция БАС на основе БПЛА в систему управления воздушным движением РФ является главным условием развития рынка в данном сегменте авиационных услуг. Однако именно такая интеграция сегодня невозможна в силу несовершенства действующего законодательства.

Мировая законодательная практика в отношении использования БПЛА достаточно разнообразна. Так, в США БПЛА были признаны На-

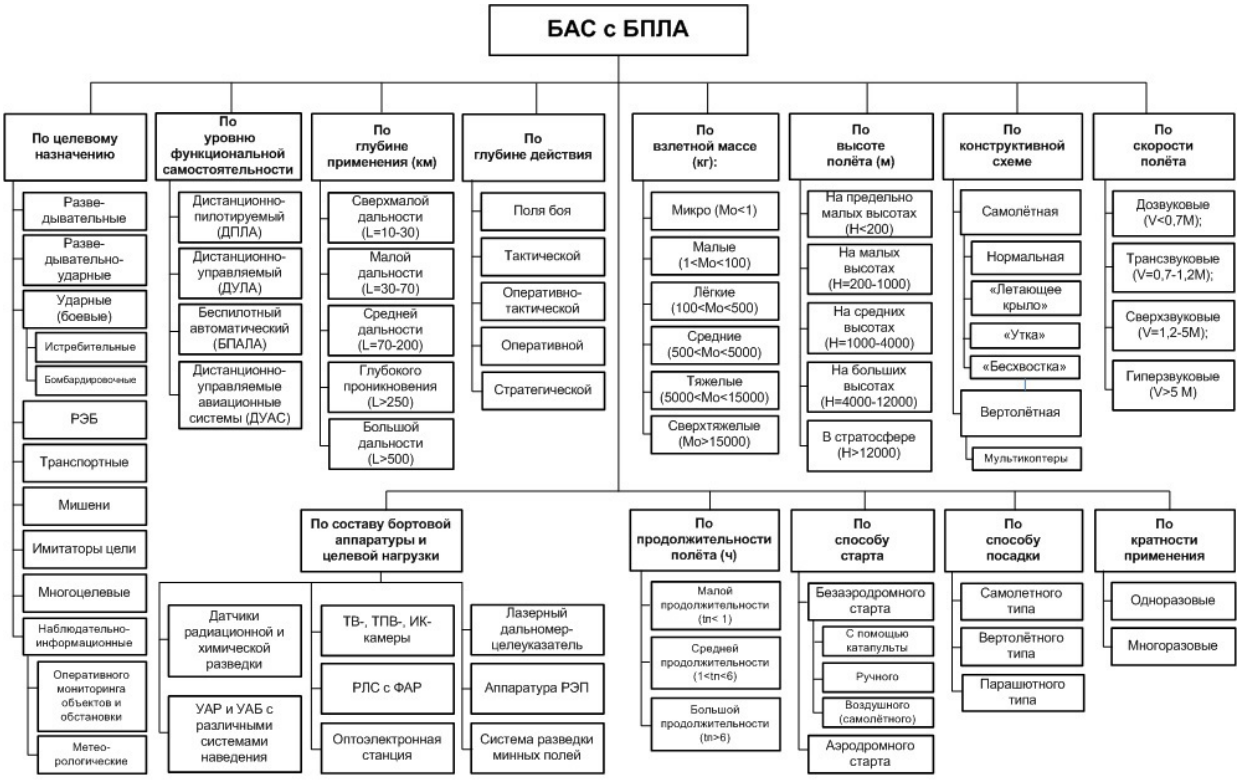


Рис. 1. Современная классификация БАС с БПЛА различного назначения

циональным советом по безопасности на транспорте (NTSB) как полноценные ЛА со всеми следующими к ним требованиями по сертификации, обеспечению безопасности полетов (БП) и юридической ответственностью их операторов.

В качестве дополнения к Воздушному кодексу Российской Федерации (ВК РФ) в части использования БПЛА в России подготовлен законопроект. Другие страны, включая ЕС, также проводят аналогичные законодательные мероприятия. Все это свидетельствует о том, что огромный сегмент летательных аппаратов – БПЛА – активно вторгается в мировое ВП и стремится существенно повлиять на БП пилотируемой гражданской авиации (ГА). В Российской Федерации порядок использования ВП, в том числе и БПЛА, на законодательном уровне установлен «Федеральными правилами использования воздушного пространства Российской Федерации», утвержденными постановлением Правительства Российской Федерации от 11.03.2010 №138 (ФАП-138). Настоящие Федеральные авиационные правила устанавливают разрешительный порядок использования воздушного пространства БПЛА независимо от класса ВП, в котором выполняется полет.

Закон об «Изменениях в Воздушном кодексе РФ в части использования и регистрации БПЛА» от 12 декабря 2015 г. внес первые шаги по регулированию их бесконтрольного использования, а Постановление Правительства РФ №74 «О внесении изменений в Федеральные правила использования воздушного пространства Российской Федерации» от 3 февраля 2020 г. предписало необходимость регистрации всех без исключения БПЛА весом более 250 г. В соответствие с данным Постановлением все малые ЛА весом до 30 кг могут совершать полеты без получения разрешения в ЕС ОрВД до высоты 150 м в хороших условиях видимости на удаление не менее 5 км от «контрольных точек неконтролируемых аэродромов и посадочных площадок».

Проблемные вопросы интеграции БПЛА в общее воздушное пространство

Широкая доступность в приобретении и использовании БПЛА коммерческими компаниями и частными лицами порождает и проблемы с ненормативным использованием БПЛА, что, впрочем, является скорее исключением из всемирной практики использования малоразмерной беспилотной авиационной техники (АТ). При этом БПЛА все больше «конфликтуют» с пилотируемыми воздушными судами (ВС) с позиций разграничения использования воздушного пространства (ИВП), а следовательно, и обеспечения безопасности полетов ВС. Из-за своей контролирующей роли Единая система организации воздушного движения (ЕС ОрВД) оказалась главной преградой для широкого распространения полетов БПЛА. Как и для малой авиации (МА), для БПЛА без особого разрешения ОрВД запрещено проводить полеты в районах аэропортов и аэроузловов.

Несмотря на положительные тенденции в области применения БПЛА, ключевые проблемы совместного ИВП сохраняются. Препятствием этому процессу являются, прежде всего, технические недостатки аэронавигационной отрасли и систем объективного контроля за движением как беспилотной, так и легкомоторной авиации на малых высотах. Радиолокационные комплексы контроля ВП, как основные существующие средства контроля, способны эффективно распознавать ЛА только в том случае, если его отражательная площадь не менее 10–15 м^2. Кроме того, на высотах до 200–400 м происходит поглощение энергии радиолокационного сигнала и, следовательно, его искажение, в связи с низкой проходимостью и помехоустойчивостью сигналов вследствие деструктивного воздействия атмосферных факторов. Поэтому точности и достоверности адекватного распознавания малоразмерного, дозвукового и низколетящего воздушного объекта, которым, по сути, является БПЛА, полностью достичь пока не удается.

Основными требованиями применительно к БП являются визуальный контроль и/или индикация каждого БПЛА в ВП, а также их четкое электронное отображение и идентификация на мониторах органов ОрВД. Эти требования должны распространяться на всех участников воздушного движения, включая БПЛА, что особенно важно в нижнем сегменте ВП класса G, где, в основном, осуществляются полеты БПЛА, но в то же время выполняются такие сложные этапы полета пассажирских ВС, как взлет и посадка. Слабая информационная осведомленность и недостаточное понимание некоторыми операторами БПЛА потенциальной опасности нахождения БПЛА в ВП являются сегодня одним из главных препятствий начала совместных полетов пилотируемых и беспилотных ЛА (рис. 2).

Таким образом, отсутствие у ОрВД информации о точном местонахождении БПЛА на низких высотах в любой момент времени является главным препятствием совместного использования ВП так называемой «большой» авиацией и «малой» авиацией, включая беспилотную авиацию.

Рис. 2. Общая схема организации полетов различных типов ЛА, включая БПЛА, при совместном использовании воздушного пространства в системе ОрВД

Существующая структура и классификация воздушного пространства

Проблема ОрВД и аэронавигационного обслуживания полетов БПЛА в общем (несегрегированном) ВП совместно с пилотируемыми ВС становится актуальной, в связи с широким применение БАС с БПЛА. ВП государств делится на разные части, обобщенность которых образует особую структуру ВП, это делается в интересах рационального ИВП, создания благоприятных условий для планирования, координации, обеспечения и выполнения полетов авиации всех министерств и ведомств, в том числе оперативного обслуживания воздушного движения. Для построения структуры ВП в ее основу положены критерии требуемой пропускной способности системы ОрВД, экономичности и регулярности воздушного движения при обязательном обеспечении уровня БП. При построении структуры ВП Международная организация гражданской авиации (ИКАО, от англ. ICAO – *International Civil Aviation Organization*) дает свои рекомендации, которые обязывают учитывать следующие основные факторы, приведенные в Приложение 1 к Конвенции о международной ГА:

Делая вывод из этих факторов, ВП, в котором обеспечивается международное обслуживание воздушного движения, классифицируется и обозначается как ВП классов *A, B, C, D, E, F, G*. Требования по БП, определяемые нормативными документами ИКАО, предъявляются к полетам ЛА в различных классах ВП. Основными из требований являются: 1) применение правил полета по приборам (ППП, англ. IFR – *Instrument flight rules*) и/или правил визуальных полетов (ПВП, англ. VFR – *Visual* flight *rules*); 2) значимость оказания эшелонирования полетов ЛА; 3) вид обслуживания воздушного движения, который обеспечивается различным типам ЛА; 4) важность получения разрешения диспетчеров на полеты ЛА; 5) присутствие ограничений (скорость, минимумы погоды и т. п.); 6) необходимость наличия двухсторонней связи.

Следовательно, воздушное пространство классов *A, B, C, D, E* является управляемым ВП, а воздушное пространство классов *F* и *G* является неконтролируемым ВП. При этом классификация воздушного пространства, используемая ИКАО, имеет рекомендательный характер, а отдельные государства сами определяют структуру национального ВП.

В странах ЕС согласно Европейской концепции интеграции БПЛА в ВП выделены новые типы ВП:

1) VLL (*Very Low Level – очень* низкий уровень)– ВП, начиная от поверхности земли до нижней границы зоны *VFR* (порядка 150 м);

2) VHL (*Very High Level* – очень высокий уровень) – ВП, начиная от эшелона FL600 и выше.

Под перечисленные выше части ВП разрабатываются новые правила полетов:

1) LFR (*Low level flight rules*) – правила полетов в нижнем ВП;

2) HFR (*High level flight rules*) – правила полетов в верхнем ВП (статус определен на 2018 г.).

Для полетов беспилотных воздушных судов (БВС) ниже 150 м определяются 4 класса воздушного движения.

Класс 1. Полеты по открытой категории (открытые полеты).

Подклассы: **A1** – легковесные и простые БВС (категория БВС: C0, C1); осуществляют полеты не превышают 50 м, а также полеты в зонах низкого риска вне аэродромов и прочих зон ограничений. **A2** – полеты не превышают 120 м (ка-

тегория БВС: С2), осуществляют полеты на безопасном расстоянии от людей; пилоты сдают онлайн-тест. **А3** – полеты не превышают 120 м.; полеты, которые не подвергают опасности людей; БВС до 25 кг., (категория БВС: С2, С3 и С4) находятся под управлением пилотов, которые сдали теоретический и практический экзамены.

Класс 2. Свободные полеты – специальная или сертифицированная категория. Полеты, осуществляющиеся в зоне прямой видимости и за ее пределами. Используются для поисково-спасательных операций, видеосъемки и других подобных мероприятий, в связи с невозможностью спланировать данные полеты заблаговременно. Необходима подача плана полета.

Класс 3. Полеты средней и большой дальности – обследования линий электропередач (ЛЭП), мониторинг инфраструктуры железных дорог, картографическая съемка и т. п. Полеты в пределах и за пределами прямой видимости. Необходима подача плана полета.

Класс 4. Специальные полеты – полеты в запретных для БВС зонах, выполнение специальных операций. Класс характеризуется низкой интенсивностью полетов.

Для полетов 2, 3 и 4-го классов вводится требование по самостоятельному выбору эшелона полета при выполнении условия видимости для систем наблюдения.

Для ВП выше 150 м предусмотрены три дополнительных класса.

Класс 5. Класс 6. Полеты по приборам и визуальные полеты. В данном классе ВП летают БВС и пилотируемые воздушные суда (ПВС). Необходима совместимость с ACAS (англ. *airborne collision avoidance system* – бортовая система предупреждения столкновений летательных аппаратов) и средствами наблюдения ОрВД. Полеты в этом классе различаются по целям совершаемых операций, возможности совершать взлет и посадку по схемам SID and STAR (англ. SID – *Standard Instrument Departure* – стандартный маршрут/схема вылета из аэропорта; англ. STAR – *Standard Terminal Arrival* – стандартный маршрут/схема прибытия в аэропорт) и доступом к контролируемым аэродромам.

Класс 7. Полеты по приборам на очень больших высотах, пересекающие общее (несегрегированное) ВП.

Наиболее полно рекомендации ИКАО в отношении структурирования воздушного пространства реализованы в структуре ВП США, представленной на рис. 3, *а*, где по вертикальной оси приведена высота в футах и в номерах эшелонов. Также необходимо совместно с системами, установленными на пилотируемом воздушном судне (ПВС) [2], применять системы предупреждения столкновений.

Структура ВП Российской Федерации отличается от международной классификации и классификации стран, рассмотренных выше. Согласно ст. 10 Федеральных правил использования воздушного пространства (ФП ИВП), утвержденных постановлением Правительства РФ от 11.03.2010 №138 (в редакции от 13.06.2018), все ВП РФ делится на 3 класса: *A*, *C* и *G* (рис. 3, *б*).

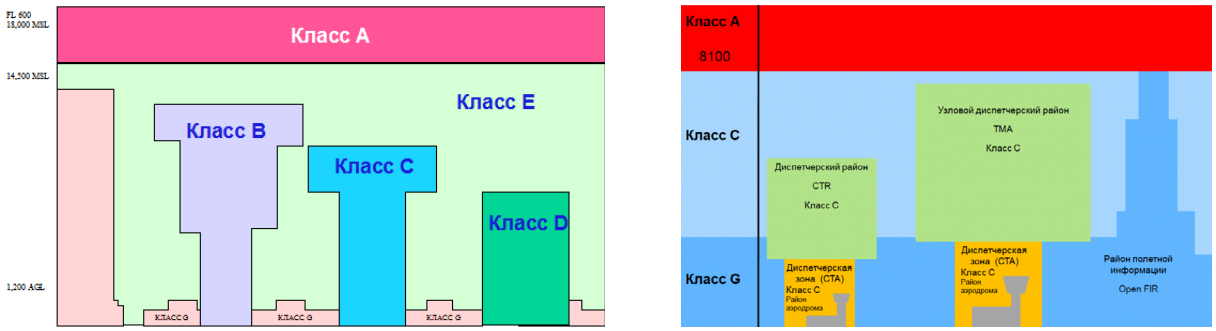
Класс А. Устанавливается от эшелона 8100 м и выше, в том числе на воздушных трассах, спрямленных воздушных трассах, маршрутах зональной навигации.

Класс С. Устанавливается от эшелона 8100 м и ниже, в том числе на воздушных трассах, спрямленных воздушных трасс, маршрутах зональной навигации, коридорах входа (выхода) на воздушные трассы в районах аэродромах (аэроузлов), коридорах подхода, зонах взлета и посадки.

Класс G. Устанавливается в ВП, где не устанавливаются классы ВП А и С.

Министерство транспорта (Минтрансом) Российской Федерации определяет границы классов *A,C* и *G*. В связи с этим, при организации полетов на различных высотах действуют определен-

Рис. 3. Обзор основных факторо, требуемых к учету нахождения БПЛА в общем ВП



а) б)

Рис. 4. Структура классов воздушного пространства в США (а) и в РФ (б)

ные правила и ограничения летной эксплуатации БПЛА. Анализ приведенных данных показывает необходимость учета структуры ВП и разработки технологий безопасного совместного применения ПВС и БПЛА [3].

Направления интеграции полетов БПЛА в общее воздушное пространство

Учитывая важность данной проблемы, предпринимаются новые попытки систематизировать технические и формальные вопросы организации контроля за полетами БПЛА и интеграции БВС в общее ВП.

В качестве единственного одобренного на международном уровне решения рассматривается использование для ОрВД на высотах ниже нижнего безопасного эшелона **системы автоматического зависимого наблюдения АЗН-В** (англ. ADS-B – *Automatic dependent surveillance-broadcast*).

В России после ряда авиационных катастроф легкомоторных ВС также предложено внедрить систему АЗН-В с использованием глобальной спутниковой системы (ГСС) ГЛОНАСС. Ряду министерств и госпредприятий дано поручение по созданию оборудования АЗН-В с целью экспериментальной отработки технологии для обязательной установки на все ВС МА, однако ее использование для МА, и особенно легких БПЛА, имеет ряд существенных проблем.

Прежде всего, отсутствие зоны территориального покрытия у официальных сертифицированных приемников системы *ADS-B*, которые подключены к диспетчерским пунктам ОрВД, кроме аэроузловых центров, отсутствуют. Огромное количество ВС МА и БПЛА – по самым скромным подсчетам, более 50% – будет невидимо для авиадиспетчеров.

На втором месте, из-за большого габарита, веса (более 1,5–2,0 кг) и энергоемкости бортового оборудования, которое используется в системах ADS-B, для БПЛА это пока является большой нагрузкой.

В-третьих, для пилотируемой малой и беспилотной авиации аэронавигационные услуги на основе оборудования *ADS-B* и его стоимость оказываются очень высокими.

В-четвертых, темпы роста производства и распространения БПЛА и легкомоторных ВС МА намного опережают национальные программы внедрения системы *ADS-B* во многих государствах.

Перечисленные проблемы и некоторые другие показывают, что цель ОрВД по обеспечению БП не будет достигнута по причине игнорирования владельцами легких ВС и БПЛА установки дорогостоящей аппаратуры и в целом дороговизны аэронавигационного обслуживания.

Технология GPRS (англ. *General Packet Radio Service* – пакетная радиосвязь общего пользования) – «надстройка» над технологией мобильной связи *GSM*, осуществляющая пакетную передачу данных. GPRS одновременно с мобильной телефонией предоставляет возможность использовать GSM-сети для передачи потокового вещания, включая Интернет, мобильное телевидение и, самое важное, отслеживание местонахождения абонентов и объектов мониторинга.

Таким образом, главная техническая проблема может быть вполне успешно преодолена. Проблема заключается в отсутствии на сегодняшний день средств объективного контроля полетов на сверхмалых и малых высотах, и которая встала на пути развития и внедрения малой и беспилотной авиации, [4].

Информационное обеспечение интеграции полетов БПЛА в общее воздушное пространство

С целью интеграции полетов БПЛА в общее воздушное пространство предлагается к при-

менению информационно-параметрическая модель системы ОрВД.

Общая сумма затрат C на содержание системы ОрВД и убытков L вследствие неточности навигационной информации может быть представлена в следующем виде:

$$\sum = C + L. \quad (1)$$

В обоих предельных случаях эта сумма достаточно велика: при полном отсутствии информации слишком велико L (хотя C=0), а при идеальной системе слишком велико C (хотя L мало).

Совокупность значений параметров системы наблюдений ОрВД, которые минимизируют величину Σ такая, при которой сумма затрат и убытков меньше, чем при любом другом наборе этих параметров [5]. Данная совокупность и определяет информационно-параметрическую модель системы ОрВД.

Стоимость получения каждого вида информации C_0 одна и та же, так что общие информационные затраты составляют:

$$C = C_0 N. \quad (2)$$

Потери из-за неточного знания информации определяются одним параметром неточности информации F, a именно, являются линейной функцией этого параметра:

$$L = aF + b. \quad (3)$$

Максимальные потери при полном отсутствии информации в системе ОрВД составляют:

$$L_{\max} = aF(0) + b. \quad (4)$$

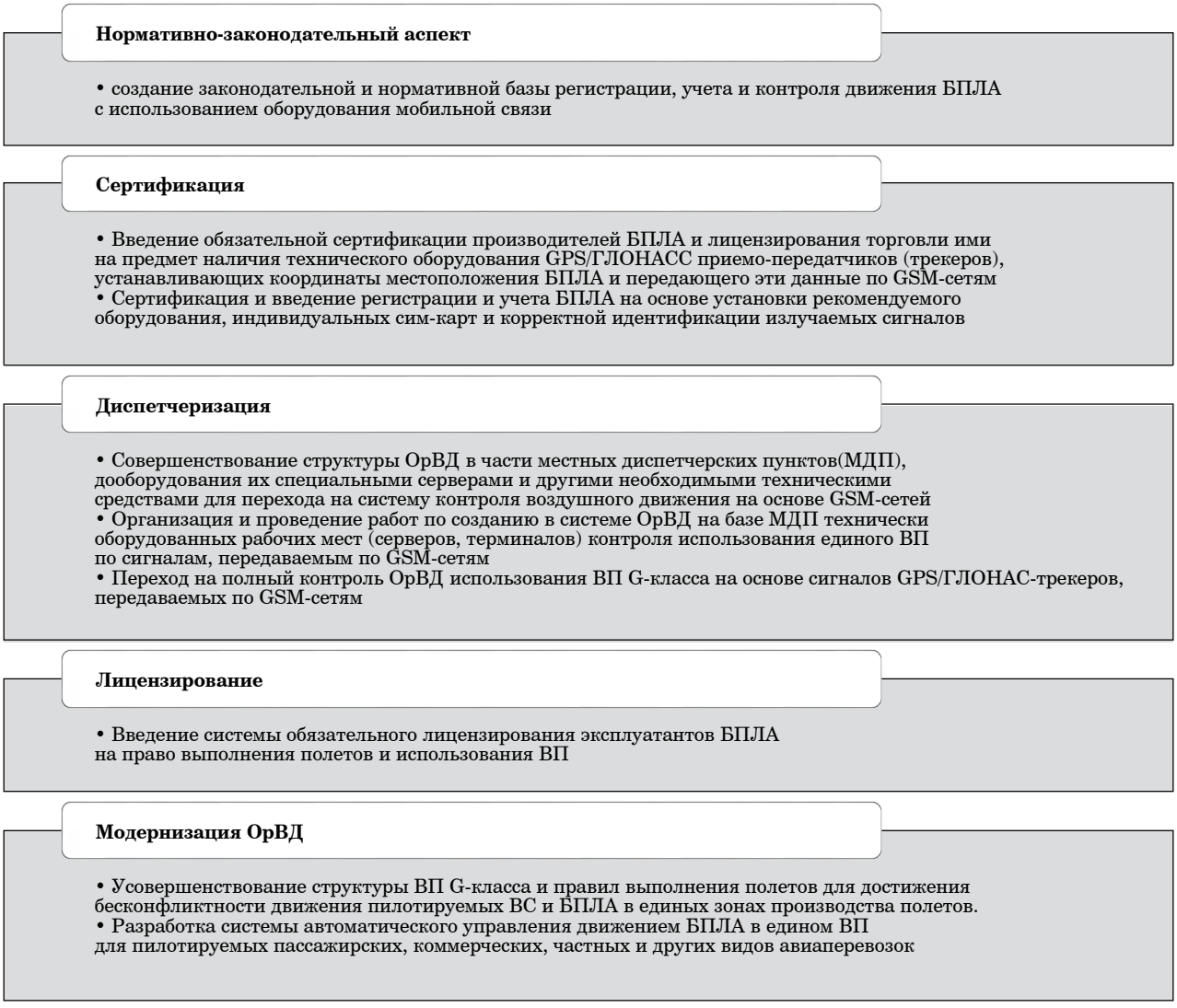


Рис. 5. Основные тенденции при тесной интеграции БПЛА как полноценных участников воздушного движения в общем воздушном пространстве

Уменьшение потерь, благодаря получению N видов разнородной информации составляет:

$$U(N) = L_{\max} - L(N) = a\left[F(0) - F(N)\right]. \quad (5)$$

Положительный эффект (прибыль) от использования N видов разнородной информации оценивается разностью между значениями $U(N)$ и $C(N)$:

$$G(N) = U(N) - C_0 N. \quad (6)$$

При этом должно выполняться неравенство:

$$-\left.\frac{dF}{dN}\right|_{N=0} > \frac{C_0}{a}, \quad (7)$$

так как в противном случае, информационная модель нерациональна ни при каком значении N. Получение и использование информации в системе ОрВД выгодно при условии, если $N<N_{\max}$, определяемой равенством $U(N) = C(N)$, т. е.

$$a\left[F(0) - F(N_{\max})\right] = C_0 N_{\max}. \quad (8)$$

Максимальный положительный эффект (прибыль) от использования N видов разнородной информации в системе ОрВД получается при выполнении равенства:

$$-\left.\frac{dF}{dN}\right|_{N=N_0} = \frac{C_0}{a}. \quad (9)$$

Таким образом, представленная информационно-параметрическая модель системы ОрВД может быть использована в качестве информационной поддержки принятия управленческого решения на совместное ИВП БПЛА и пилотируемых ВС, особенно в условиях дефицита исходной информации.

На основании вышеизложенного, представляется целесообразным сформулировать следующие предложения для разрешения возникшей проблемной ситуации (рис. 5).

Заключение

В ближайшее время в РФ планируется разработка документа «Концепция безопасной интеграции БАС и ВС авиации общего назначения (АОН) в общее ВП Российской Федерации» [6]. Разработка данной концепции позволит определить принципы ИВП и обеспечить совместные безопасные полеты БПЛА и пилотируемых ВС в классе G. При этом должны быть разработаны и внедрены в техническом плане алгоритмы, которые однозначно обеспечивают ситуационную осведомленность ОрВД и гарантировано позволяют БПЛА автоматически уклоняться от столкновения с пилотируемыми ВС.

Библиографический список

1. *Василин Н. Я.* Беспилотные летательные аппараты. Минск: Попурри, 2003. 167 с.

2. Обновление воздушного пространства (интеграция беспилотников) // Информационный портал «Sky reveiw». 2019. URL: https://zen.yandex.ru/media/id/5d249b9e43863f00ad196c95/obnovlenie-vozdushnogo-prostranstva-integraciia-bespilotnikov--sky-reveiw--skai-reviu-5d25af7e23371c00ad7ba311 (дата обращения: 01.12.2022).

3. Структура и классификация воздушного пространства // Электронный научный журнал «Российские беспилотники». 2019. URL: https://russiandrone.ru/publications/1-1-struktura-i-klassifikatsiya-vozdushnogo-prostranstva/ (дата обращения: 01.12.2022).

4. Беспилотники и совместное использование воздушного пространства: домыслы и реальность. URL: http://www.shpls.org/press/news/639/view/ (дата обращения: 01.12.2022).

5. *Гандин Л. С., Каган Р. Л.* Статистические методы интерпретации метеорологических данных. Л.: Гидрометеоиздат, 1976. 356 с.

6. Интеграция БАС: Шанс России на лидерство или на отставание? Итоги конференции АЭРОНЕТ-2018. URL: https://russiandrone.ru/news/integratsiya_bas_shans_rossii_na_liderstvo_ili_na_otstavanie_itogi_konferentsii_aeronet_2018/ (дата обращения: 01.12.2022).

УДК 629.78 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-151-153**

А. Ю. Федоринов*
ассистент
В. В. Перлюк*
кандидат технических наук, доцент
М. А. Епринцев*
ассистент
В. В. Карпенко*
аспирант
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

МЕТОДЫ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПРОСТРАНСТВЕ НА ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА

Предлагается рассмотрение нового подхода в осуществлении группового полета малых космических аппаратов за счет внедрения автоматических алгоритмов управления на базе нейронных сетей. Это позволит существенно повысить надежность и устойчивость системы, не говоря о том, что будет доступна опция полной автономности выполнения полета, а отработка возможности так называемого боевого построения группы малых космических аппаратов позволяет существенно расширить область решаемых задач.
Ключевые слова: *метод позиционирования, алгоритм построения, нейронная сеть, наноспутники.*

A. Yu. Fedorinov*
Assistant
V. V. Perluk*
PhD, Tech., Associate Professor
M. A. Yeprintsev*
Assistant
V. V. Karpenko*
PhD Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

METHODS FOR POSITIONING SMALL SPACECRAFT IN SPACE IN NEAR-EARTH ORBIT USING ARTIFICIAL INTELLIGENCE

It is proposed to consider a new approach to the group flight of small spacecraft through the introduction of automatic control algorithms based on neural networks. This will significantly increase the reliability and stability of the system, not to mention the fact that the option of complete autonomy of the flight will be available, and testing the possibility of the so-called combat formation of a group of small spacecraft will significantly expand the scope of tasks to be solved.
Keywords: *positioning method, construction algorithm, neural network, nano-satellites.*

В настоящее время наблюдается значительный рост числа запусков микроспутников на околоземные орбиты. Обусловлена эта тенденция тем что малые космические аппараты (МКА) способны решать обширный перечень задач при своей малой себестоимости и легкодоступности [1, 2, 3]. Так как эти МКА выполняют свою миссию не по одиночке как это было раньше, а в группе, возникает вопрос, связанный с автоматизированным процессом группировки этих самых микроспутников в пространстве. Количество единиц наноспутников в среднем не превышает 20 штук, как пример в 4 квартале 2022 года NASA запустила 10 кубсатов миссии Artemis I [4]. Стоит отметить, что групповые полеты дают возможность выполнять более сложные мисси и имеют большие шансы на успех нежели запуски единичных агентов.

Подходя к вопросу построения определенного строя агентов или же выстраивание в определенном порядке МКА стоит учитывать, что задачу необходимо будет выполнять с заданной точностью, так как с помощью систем ориентации и стабилизации наноспутники в любом случаи, бу-

дут удалены друг от друга с погрешностью порядка метров [5].

На данный момент известны не так много методов позиционирования МКА в пространстве на околоземной орбите, однако стоит отметить, что есть возможность подключения к решению задач обучающиеся алгоритмов или же искусственного интеллекта [6]. Внедрение автономных алгоритмов позволило бы значительно повысить эффективность управления нано-спутников, так как управление осуществлялось бы непрерывно и с учетом всей доступной информации [7]. Вот несколько критериев которые необходимо выполнить для успешного осуществления миссии – при построении нейронных сетей для управления группы спутников на низких орбитах целесообразно использовать методы обучения с учителем (такой тип обучения имеет отличительную черту – уровень ошибочных ответов, который выясняют путем сравнения планируемых показателей с реальными, с помощью многократного повторения процесса происходит выявление стоимостной функции, т. е. разницы между ожидаемыми и текущими результатами), это позволяет повысить точность и надежность показаний так как требуемый результат известен. Рассматривая результаты в прогнозировании стоит подчеркнуть, что нейронная сеть показала себя малоэффективно так как коррекция весовых функций дестабилизирует процессы управления. Разбирая результаты аппроксимации отметим что для высокой точности системы следует использовать глубокие нейронные сети с числом слоев больше 3. Адаптация же алгоритмов довольно высока, однако происходит довольно длительно, около 2,5–5 дней. Также стоит отметить что сбор аналитических данных также занимает длительный процесс, он существуют методы ускорения таких операций

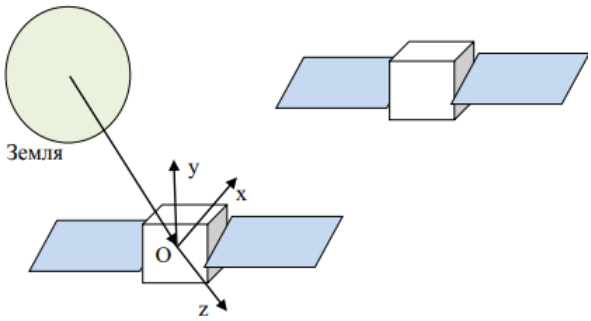


Рис. 1. Пояснительная схема координат для решения уравнений Клохесси-Уилтшира

[1, 8]. Выдержка из этой работы подкрепляет суждения об целесообразности использования нейронных сетей для решения такой комплексной задачи. Также стоит отметить по каким уравнения будет осуществляться управление МКА – это уравнения относительного движения, линейная модель, на начальном этапе исследования применяются уравнения Клохесси-Уилтшира [9]:

$$\begin{cases} \ddot{x} + 2\omega\dot{z} = 0 \\ \ddot{y} + \omega^2 y = 0 \\ \ddot{z} + 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 z = 0 \end{cases}. \quad (1)$$

Решение системы имеет вид:

$$\begin{cases} x = -3C_1\omega t + 2C_2\cos\omega t - 2C_3\sin\omega t + C_4 \\ y = C_5\sin\omega t + C_6\cos\omega t \\ z = 2C_1 + C_2\sin\omega t + C_3\cos\omega t \end{cases}, \quad (2)$$

где $-3C_1\omega t$ – дрейф спутника.

Дальнейшая управление группой спутников будет осуществляться с помощью решения

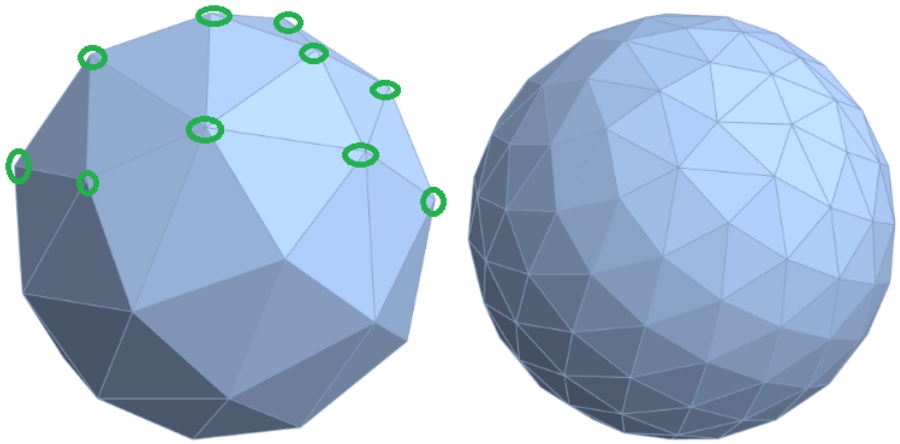


Рис. 2. Возможное распределение объектов по сфере с разным количеством МКА

функций Ляпунова [13]. Следующим шагом отработки алгоритмов подразумевается выстраивание микроспутников в определенную сетку – равномерно распределенных объектов по сфере [7, 12]. Для наглядности на рис. 2 зелеными овалами отмечены возможное расположение МКА.

Тем самым достигается успешное выполнение запланированного полетного плана. Ссылаясь на внедрения нейронных сетей необходимо отметить также и возможные трудности реализации – это довольно длительный сбор и анализ исходных данных и формирования представления относительно конечных результатов, однако при успешном выполнении этих условий на выходы получаем автономную систему с корректным принципом принятия решений. Эти возможности наиболее ценных для задач требующую высокую надежность в качестве охранной системы [14].

Подводя итоги можно выделить основные достоинства такого инновационного подхода:

1. Происходит наиполнейший сбор и анализ всех полетных характеристик и всевозможных возмущающих воздействий с последующий оперативной обработкой и принятием решений для продолжения выполнения полетной задачи.

2. Алгоритмы позволяют работать системе полностью автономно [9, 11, 12].

3. Повышается надежность группового полета системы за счет централизованного управления [10].

4. Построение объектов по геометрии сферы является оптимальным охранным режимом при выполнении ряда задач [8, 14].

5. Существенно повышается адаптивность системы к внешним воздействиям, что позволяет выполнять перестроения или корректировки позиций МКА прямо в полете [3, 6, 7].

Библиографический список

1. *Широбоков М. Г., Трофимов С. П.* Управление формацией спутников на околоземной орбите с помощью методов машинного обучения // Препринты ИПМ им. М. В.Келдыша. 2020. № 19. 32 с.

2. *Зверев П. С., Довгаль В. М.* Метод и алгоритм распознавания искусственных околоземных орбитальных объектов и «Мусора» для обеспечения безопасности космических полетов // Вестник ВГТУ. 2010. № 4. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/metod-i-algoritm-raspoznavaniya-iskusstvennyh-okolozemnyh-orbitalnyh-obektov-i-musora-dlya-obespecheniya-bezopasnosti-kosmicheskih (дата обращения: 30.11.2022).

3. *Станиславчик Ю. П., Чучуркина А. А., Беляков С. А.* Большие Перспективы микроспутников // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2011. № 7.

4. *Mike Wall.* Watch NASA's Artemis 1 Orion spacecraft perform crucial maneuver near moon today. URL: https://www.space.com/artemis-1-orion-moon-fly-by-burn-december-5 (дата обращения: 30.11.2022).

5. *Белоконов И. В., Тимбай И. А., Николаев П. Н.* Анализ и синтез движения аэродинамически стабилизированных космических аппаратов нанокласса формата CubeSat // Гироскопия и навигация. Т. 26. № 3 (102). 2018. С. 69–91.

6. *Потюпкин А. Ю., Данилин Н. С., Селиванов А. С.* Кластеры малоразмерных космических аппаратов как новый тип космических объектов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2017. Т.4. №4. С. 45–56.

7. *Небылов А. В., Перлюк В. В., Леонтьева Т. С.* Исследование технологии взаимной навигации и ориентации малых космических аппаратов в группе // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т.18. № 1. С. 88–93.

8. *Аль Битар Н., Гаврилов А. И., Халаф В.* Методы на основе искусственного интеллекта для повышения точности интегрированной навигационной системы при отсутствии сигнала ГНСС. Аналитический обзор // Гироскопия и навигация. 2019. Т. 27. № 4. С. 3–28. DOI: 10.17285/0869-7035.0014.

9. *Салимжан Касым.* Разработка и анализ системы наведения группировки малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли // Молодой ученый. 2019. № 24 (262). С. 139–140.

10. Relative navigation and positioning of nanosatellites in formation / A. Nebylov, A. Panferov, S. Brodsky, A. Knyazhsky // AIRTEC 2017 Congress. Germany, 2018. Vol. 2. Issue 1. 4 p.

11. *Panferov A., Nebylov A., Brodsky S.* Synthesis of a control system for relative motion of closely spaced satellites // Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering, 2017.

12. *Иванский Ю. В., Сергеенко А. Н.* Распределенные алгоритмы отслеживания траекторий множества объектов массивом мобильных сенсоров. Навигация и управление движением // Сборник тезисов докладов Международного семинара; под общей редакцией И. В. Белоконова. Самара, 2020. С. 22.

13. О применении метода периодических функций Ляпунова / А. А. Перкин., В. Б. Смирнова, Н. В. Утина, А. И. Шепелявый // Вестник Санкт-Петербургского университета. Математика. Механика. Астрономия. 2011. № 3. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/o-primenenii-metoda-periodicheskih-funktsiy-lyapunova (дата обращения: 05.12.2022).

14. *Федоринов А. Ю., Перлюк В. В., Карпенко В. В.* Разработка метода позиционирования малых летательных аппаратов вокруг охраняемого объекта // Системный анализ и логистика. 2022. № 3 (33). С. 3–6. DOI: 10.31799/2077-5687-2022-3-3-6. EDN OCXFBA.

УДК 629.78

Я. Г. Цируль*
аспирант
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

УПРАВЛЯЮЩИЙ ДВИГАТЕЛЬ-МАХОВИК В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Описывается состав, принцип работы и приборная система координат управляющего двигателя-маховика. Рассматривается проблематика использования трех двигателей-маховиков в трехосных системах электромеханических исполнительных органов с двумя контурами разгрузочных реактивных двигателей. Предлагается возможный вариант упрощения системы. Реализуются модели предлагаемой упрощенной системы с последующим получением их переходных характеристик.
Ключевые слова: *управляющий двигатель-маховик, космический аппарат, система управления движением, система ориентации и стабилизации, компьютерное моделирование.*

Y. G. Tsirul*
PhD Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

CONTROL ENGINE-FLYWHEEL IN THE SPACECRAFT MOTION CONTROL SYSTEM

The composition, principle of operation and instrumental coordinate system of the control engine-flywheel are described. The problem of using three flywheel engines in three-axis systems of electromechanical executive bodies with two circuits of unloading jet engines is considered. A possible variant of system simplification is proposed. Models of the proposed simplified system are developed with the subsequent obtaining of their transient characteristics.
Keywords: *control engine-flywheel, spacecraft, orientation and stabilization system, computer modelling.*

Управляющий двигатель-маховик (УДМ) – это электромеханический исполнительный орган системы управления движением (СУД), который имеет в своем составе двигатель-маховик (ДМ) с жестко закрепленной осью вращения и предназначен для создания управляющего момента с целью обеспечения необходимой высокоточной ориентации и стабилизации аппарата, относительно установленных ориентиров (Луна, Солнце, Земля и др.) путем принудительного изменения частоты вращения ротора [1, 2, 3]:

$$M_{\text{у}} = J\frac{d\omega}{dt} = \frac{dH}{dt}, \qquad (1)$$

где $M_{\text{у}}$ – управляющий момент двигателя-маховика; J – момент инерции; H – кинетический момент; ω – частота вращения.

На рис. 1 представлена приборная система координат (ПСК) управляющего двигателя-маховика:

– Ось $0X$ коллинеарна оси вращения прибора.

– Оси $0Z$, $0Y$ расположены в плоскости, параллельной посадочной плоскости КА.

Положительное направление кинетического момента УДМ совпадает с положительным направлением оси $0X$ [4].

В зависимости от назначения, массы и габаритов космического изделия, в СУД применяют разное количество ДМ, самыми распространенными являются трехосные системы электромеханических исполнительных органов (ТСЭИО) с двумя контурами разгрузочных реактивных двигателей (КРРД) и с тремя двигателями-маховиками.

При использовании таких систем, в большинстве случаев, возникает ряд конструктивно-технологических недостатков. К одному из таких недостатков относится увеличение габаритно-массовых параметров прибора, приводящее к повышению уровня потребляемой мощности. Также, одной из распространенных проблем является достижение некомпенсируемой угловой скорости.

Как следствие, в промышленности, разработчикам необходимо искать пути оптимизации, т. е. компромисса между противоречивыми параметрами, на которые наложены жесткие ограничения.

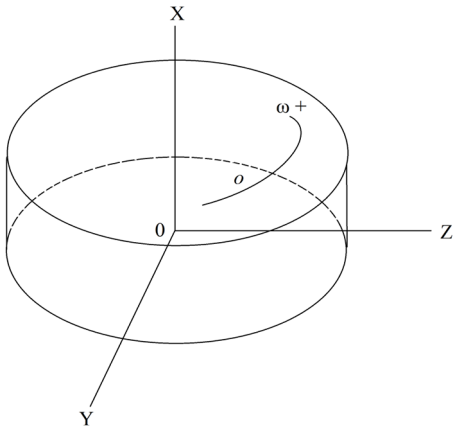


Рис. 1. Приборная система координат УДМ

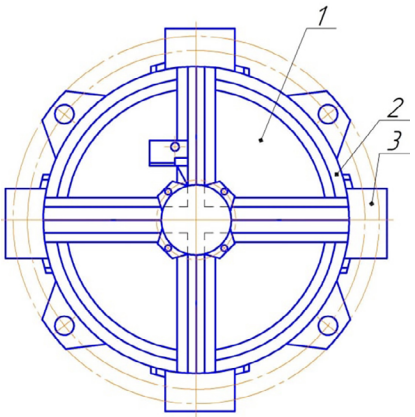


Рис. 2. Общий вид исполнительного органа СУД с одним двигателем-маховиком: 1 – маховиковый двигатель; 2 – сферический корпус; 3 – фиксаторы

С целью возможного устранения недостатков и упрощения ТСЭИО, предлагается использовать один маховиковый двигатель с возможностью его перемещения по трем перпендикулярным направлениям с датчиками моментов.

На рис. 2 представлен общий вид ИО с одним двигателем-маховиком.

Посредством компьютерного моделирования в пакете Matlab/Simulink, были реализованы модели маховикового двигателя (рис. 3 – 4), для получения

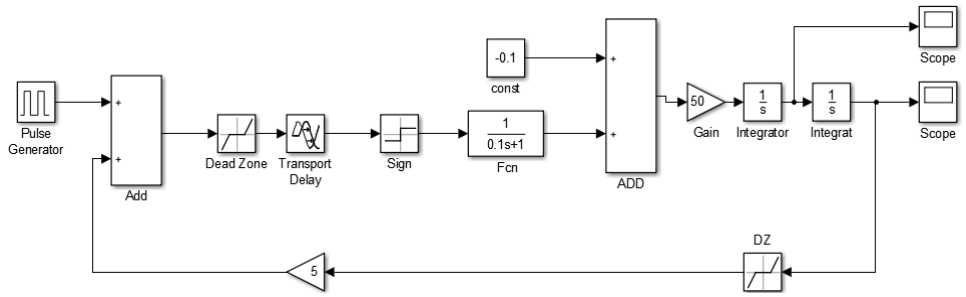


Рис. 3. Первая модель двигателя-маховика

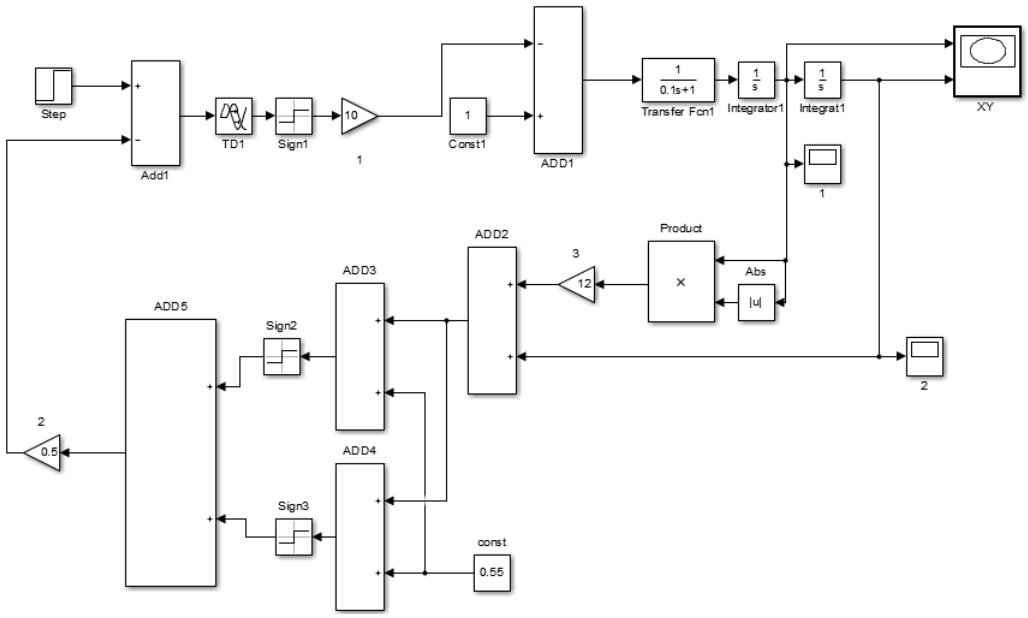


Рис. 4. Вторая модель двигателя-маховика

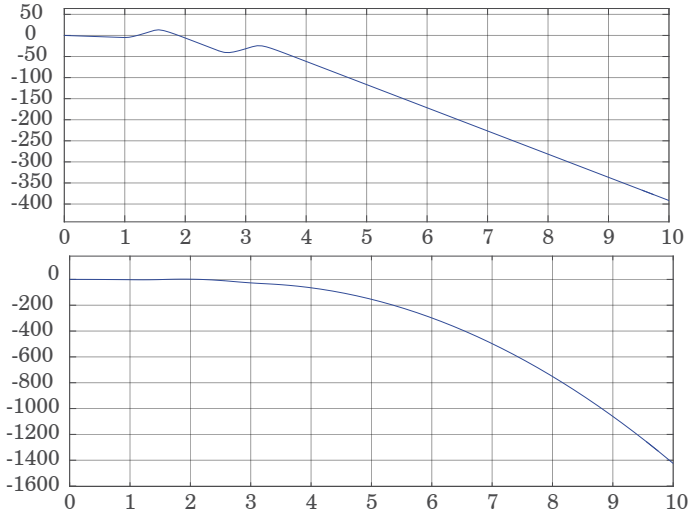


Рис. 5. Переходная характеристика первой модели

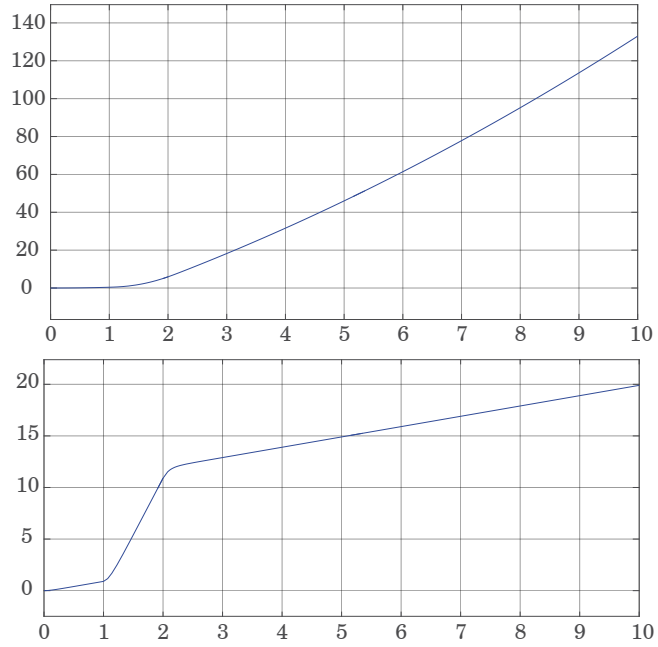


Рис. 6. Переходная характеристика второй модели

переходных характеристик (изменения угловой скорости) описываемой системы (рис. 5 – 6).

Использование предложенной системы с одним двигателем-маховиком с возможностью его перемещения по трем перпендикулярным направлениям с датчиками моментов, позволяет уменьшить габаритно-массовые характеристики и потребляемую мощность прибора минимум вдвое. Также, за счет того, что в данной системе достижение максимальной угловой скорости компенсируется автоматическим изменением направления кинетического момента, появляется возможность использовать только один КРРД.

Библиографический список

1. *Васильев В. Н.* Системы ориентации космических аппаратов. М: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. 309 с.

2. *Лобанов В. С., Тарасенко Н. В., Зборошенко В. Н.* Направления развития систем ориентации и стабилизации космических аппаратов различного назначения // Гироскопия и навигация. 2015. № 2 (89). С. 18–29.

3. *Якимовский Д. О., Бураков М. В., Коновалов А. С.* Управление ускорением двигателя-маховика космического аппарата. СПб.: ГУАП, 2018. 152 с.

4. *Раушенбах Б. В., Токарь Е. Н.* Управление ориентацией космических аппаратов. Ч. 1. М.: Знание, 1986. 64 с.

УДК 621.31

А. В. Шейгец*
студент
Г. Ю. Анисимов*
студент
П. А. Назаренко*
ассистент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ТЕХНОЛОГИЯ УДАЛЕНИЯ ПЫЛИ С СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ НА МАРСЕ

Космические аппараты на солнечных батареях, работающие на Марсе, со временем сталкиваются с постепенным осаждением пыли на поверхности батареи, что приводит к снижению энерговыработки на 0,2–0,3% в день. Наличие постоянного ветра и большого количества пыли, оседающей на солнечных батареях, оказывают значительное влияние на долговечность и эффективность миссий. В дальнейшем подобные ухудшения показателей дали возможность планировать будущие миссии для энергообеспечения марсоходов, рассчитанных на 90-дневный срок службы [1].
Для увеличения срока службы марсоходов необходимо использовать методы очистки или защиты батарей. В данной статье рассмотрена технология очистки с помощью электродинамического экрана, на который при переменном токе подается напряжение в форме квадратной волны. Благодаря этой технологии частицы пыли распределяются по краям панели, что приводит к их очищению.
Ключевые слова: *пыльная буря, солнечная батарея, марсоход, пылезащитный экран, переменный ток.*

A. V. Sheygets*
Student
G. U. Anisimov*
Student
P. A. Nazarenko*
Assistant
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

TECHNOLOGY TO REMOVE DUST FROM SOLAR PANELS ON MARS

The solar-powered spacecrafts were working on Mars face gradual deposition of dust on their solar panels over time, resulting in a 0,2 – 0,3% drop in output per day. The presence of constant wind and large amounts of dust deposited on solar panels affect the longevity and efficiency of missions. Such drops of indicators allowed to be planned future 90-day Mars rover missions.
In this case it is necessary using the methods of cleaning or panels' protection to extend the life of the rovers. This article considers a cleaning technology using an electrodynamic screen, to which an AC current is applied in the form of a square wave. This technology spreads dust particles around the edges of the panel, causing them to be cleaned.
Keywords: *dust storm, solar panel, Mars rover, dust shield (screen), AC current.*

Введение

В ходе миссий на Марс было выявлено, что оседающая пыль может вызывать ряд ухудшений характеристик солнечной батареи на 22–89% за два года. Эти результаты были получены без наличия сильной пыльной бури. Силы сцепления удерживают частицы пыли на поверхности солнечных батарей. Наиболее обсуждаемая среди ученых сила сцепления – электростатическая. Данная сила выявлена в ходе эксперимента по испытанию колес на марсоходе Pathfinder, который указывает на то, что частицы, находящиеся в атмосфере Марса, могут быть заряжены электростатически [2].

После посадки марсоходов их мощность падает не только из-за приближения Марса к афелию его орбиты, но и под воздействием пыли, которая оседает на батареях. Именно поэтому им уделяется повышенное внимание.

Электродинамический защитный экран

Существует прототип электродинамического пылезащитного экрана для удаления пыли с батарей с помощью электродов, подключенных к источнику переменного тока, который генерирует бегущую волну. Использовались квадратные формы волны, в которых частота изменялась от 0 до 500 Гц, а напряжение – от 0 до 10 кВ.

Эксперименты проводятся в условиях земной атмосферы с использованием электродов толщиной 0,7 мм и расстоянием между ними 1,5 мм. Экран покрывается двумя тонкими слоями полиуретана, что предотвращает появление искрового разряда. Тонкий слой марсианского симулятора JSC Mars-1 наносится на прототип экрана. В результате чего симулятор пылится при температуре 150° в течение нескольких дней, а размер частиц пыли составляет менее 50 мкм в диаметре. В ходе эксперимента для удаления мелкой липкой пыли на экран было подано около 4000 В при 500 Гц [3].

На рис. 1 и 2 показан покрытый пылью электродинамический экран до и после подачи на него напряжения. Применение переменного тока показало, что положительно заряженные частицы переместились влево, а отрицательно заряженные – вправо. Данный эксперимент проводился в условиях земной атмосферы.

На рис. 3 и 4 показана минимальная амплитуда напряжения, необходимая для перемещения частиц, как функция частоты для трех экранов при атмосферном давлении и моделируемом марсианском давлении (7 мм. рт. ст., при CO_2). Пониженное давление марсианской

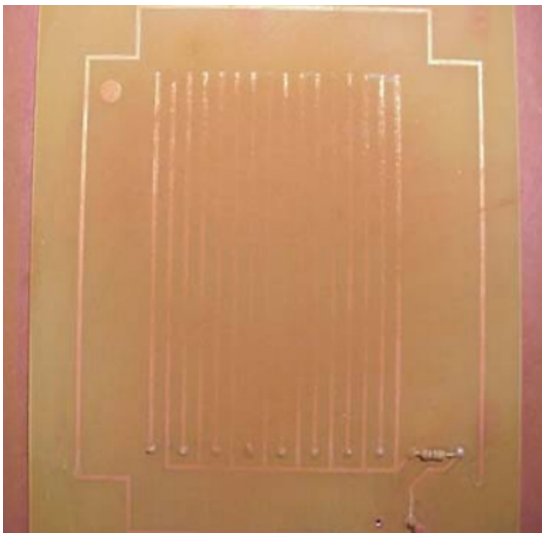


Рис. 1. Запыленный экран до подачи напряжения

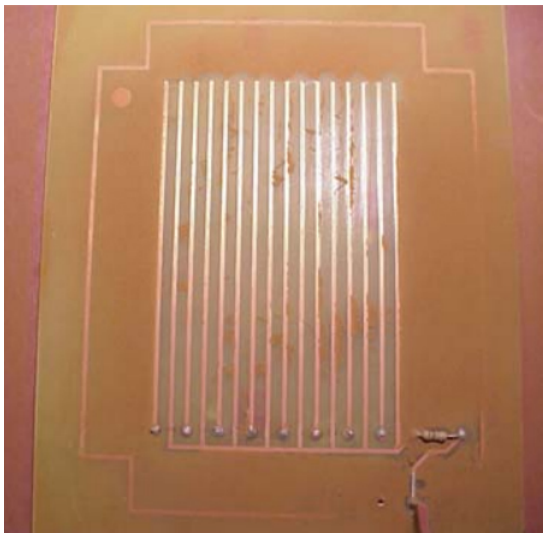


Рис. 2. Очищенный экран после подачи напряжения

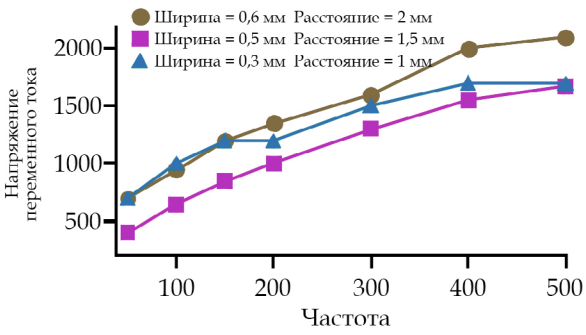


Рис. 3. Минимальное напряжение, необходимое для переноса частиц, для различной ширины и расстояния между экранами при атмосферном давлении

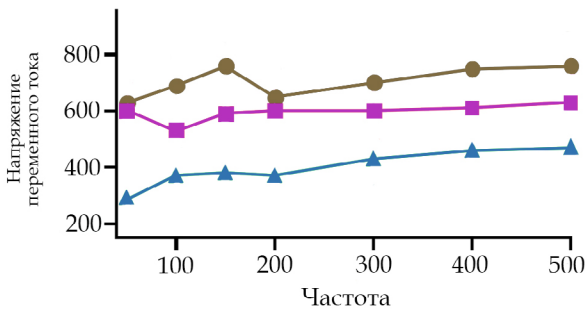


Рис. 4. Минимальное напряжение, необходимое для переноса частиц, для различной ширины и расстояния между экранами при моделируемом марсианском давлении

среды способствует электрическому пробою, который ограничивает силу электрического поля, допустимого между двумя проводящими поверхностями. Поэтому были проведены эксперименты для проверки возможности использования этого подхода в условиях Марса.

При низком давлении требовались более низкие напряжения, вследствие чего эффективность очистки повышалась. Из-за низкого атмосферного давления на Марсе начальное изменение импульса частиц пыли больше. В результате для подъема и перемещения частиц пыли требуются меньшие электростатические силы (меньшие напряжения на электродах).

Осаждение пыли напрямую зависит от ширины экранов и расстояния между ними. При наибольшем расстоянии между электродами (2 мм) частицы осаждаются между ними, а при меньшем расстоянии (1,5 мм) частицы осаждаются на заземленные электроды. Полное удаление пыли происходит на расстоянии между экранами в 1 мм.

Вывод

Предварительные результаты, полученные при исследовании электродинамических экранов для удаления пыли с поверхности солнечных батарей, показывают, что данная технология очистки может быть применена в марсианских условиях.

На Марсе подобную систему рекомендуется включать только при необходимости удаления пыли – раз в марсианский день (сол). Поэтому ежедневная потребность в энергии будет относительно низкой, что является преимуществом этой технологии.

Данный метод очистки батарей также можно применять и для беспилотных авиационных систем, так как из-за осаждения липкой пыли летательные аппараты (ЛА) не смогут вырабатывать достаточное количество энергии для продолжительных полетов. Низкие требования к напряжению и частоте не вызывают серьезных проблем с энергопотреблением или безопасностью ЛА.

Библиографический список

1. NASA Technical Reports Server (NTRS). URL: https://ntrs.nasa.gov/search?q=Electrodynamic%20shield%20to%20remove (дата обращения: 30.11.2022).

2. Icarus, 2015. URL: https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0019103514005818 (дата обращения: 02.12.2022).

3. Planetary and Space Science, 2021. URL: https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0032063321001768 (дата обращения: 02.12.2022).

УДК 681.7.013

Е. В. Щелкунов*
аспирант
А. А. Макаров*
доктор технических наук, доцент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ПРОБЛЕМАТИКА ВЛИЯНИЯ ОБРАТНОГО ОТРАЖЕНИЯ НА ЗОНУ НЕЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

Статья посвящена изучению вопроса проявления одного из дефектов, появляющихся при работе волоконно-оптического гироскопа (ВОГ) – обратного отражения и его влияния на зону нечувствительности ВОГ. Рассмотрены различные способы уменьшения эффекта обратного отражения с помощью технологических и математических решений.
Ключевые слова: *волоконно-оптический гироскоп, обратное отражение, зона нечувствительности, волокно, преломление, когерентность.*

E. V. Shchelkunov*
PhD Student
A. A. Makarov*
Dr. Sc., Tech., Associate professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

THE PROBLEMS OF INFLUENCE OF BACKREFLECTION ON THE INSENSITIVITY ZONE OF FIBER – OPTIC GYROSCOPE

The article is devoted to the study of the issue of the manifestation of one of the defects that appear during the operation of a fiber-optic gyroscope (FOG) – back reflection and its effect on the dead zone of the FOG. Various ways to reduce the backreflection effect with the help of technological and mathematical solutions are considered.
Keywords: *Fiber optic gyroscope, backreflection, dead zone, fiber, refraction, coherence.*

В волоконно-оптических гироскопах в процессе работы возникают различные погрешности точностных характеристик, зависящие от несовершенности элементов конструкции. В данной статье рассмотрено влияние высоких обратных отражений на возникновение зоны нечувствительности ВОГ и исследование существующих методов улучшения данной характеристики.

Проблематика зоны нечувствительности заключается в невозможности определять и детектировать малые значения угловой скорости ВОГ, из-за обратных отражений. Источником обратных отражений в большинстве случаев является, как правило, френелевское отражение, возникающее при резких изменениях плотности оптического материала. Данные изменения можно наблюдать, например, на стыках оптического волокна. Существуют различные вариации исполнения стыков волокна. В варианте с перпендикулярным срезом (рис. 1, *а*) по законам геометрической оптики часть сигнала отражается и попадает в фотоприемное устройство (ФПУ) с ошибкой, препятствуя регистрации малых изменений угловых скоростей. Доказанным решением проблемы френелевских отражений является исполнение косого среза (стыковка волокна под углом 10°) к линии распространения света (рис. 1, *б*), при котором отраженные лучи уходят в сторону, не попадая в ФПУ. Но добиться идеального среза в реальности достаточно проблематично (рис. 1, *в*), могут возникнуть некие дефекты и шероховатости поверхности, и ФПУ продолжит «ловить» часть обратных отражений [1].

Взаимность применима только к передаваемым волнам, и в начале исследований волоконных гироскопов, первой возникшей проблемой было 4%-ное обратное отражение Френеля на границе воздух-кремний (на концах волоконных катушек), которое накладывает паразитный ин-

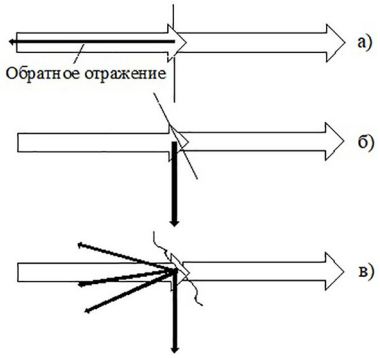


Рис. 1. Ход лучей на стыке оптического волокна: а – вариант перпендикулярного среза; б – вариант ровного косого среза; в – вариант среза с дефектами

терферометр Майкельсона. Эта проблема была решена путем полировки концов под достаточным углом наклона, чтобы избежать обратного отражения, и выравнивания их в соответствии с законами преломления, чтобы не ухудшить пропускную способность соединения (рис. 2) [2].

Однако, антиотражающее покрытие не может обеспечить достаточно низкий уровень обратного отражения света. При полностью волоконном подходе, проблема несоответствия индекса исключается, но этот метод все еще используется на границе раздела между кварцевым волокном SiO_2 и интегральной оптической схемой $LiNbO_3$ (рис. 3), что является оптимальным технологическим подходом [3].

Для оценки уменьшения обратного отражения как функции угла наклона необходимо считать, что оно эквивалентно связи между реальным волноводом и его виртуальным зеркальным отображением через плоскость интерфейса (рис. 4).

Оценим потери пропускной способности соединения $\Gamma\theta$ между двумя одинаковыми волноводами с угловым смешением θ_m, считая, что мода является псевдогауссовской.

Запишем математическую зависимость:

$$\Gamma_\theta = 4{,}34\left(\frac{\theta_m}{0{,}5\theta_{D'}}\right)^2, \qquad (1)$$

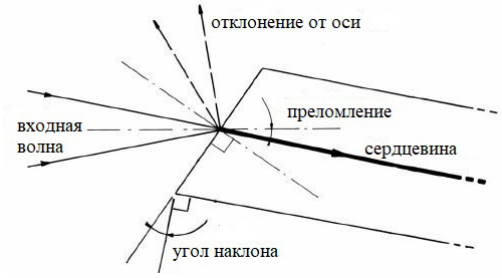


Рис. 2. Подавление обратного отражения на концах волокон под наклоном

$$\theta_{D'} = \frac{\theta_D}{n}, \qquad (2)$$

$$\theta_D \approx 1{,}5\,NA, \qquad (3)$$

где $\theta_{D'}$ является углом полной расходимости при $1/e^2$ по мощности моды в согласованной среде; θ_D – расходимость в вакууме; n – индекс среды; NA – числовая апертура волокна.

Поскольку θ_m в два раза больше угла наклона θ_S дополнительные потери на обратное отражение могут быть оценены как

$$\Gamma_\theta(\theta_s) \approx 65\left(\frac{\theta_s}{NA}\right)^2. \qquad (4)$$

Стандартный угол наклона интегральной оптической схемы составляет порядка 10°, что подразумевает, что угол наклона волокна составляет 15° (т. е. 0,26 рад), чтобы выровнять оба волновода в соответствии с законом преломления:

$$\mathrm{nSiO2sin15°} = \mathrm{nLiNbO3sin10°}, \qquad (5)$$

при $\mathrm{nSiO2} \approx 1{,}45$ и $\mathrm{nLiNbO3} \approx 2{,}2$.

Одномодовые волокна, используемые в волоконном гироскопе, имеют типичную числовую апертуру $NA = 0{,}17$. Поэтому затухание Γ_{br} обратного отражения составляет:

$$\Gamma_{br} = \Gamma_F + \Gamma_\theta(15°). \qquad (6)$$

Рис. 3. Подавление обратного отражения между волокном и интегральным оптическим волноводом

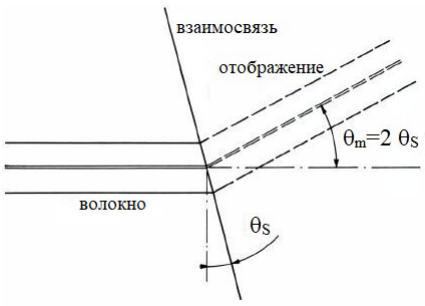


Рис. 4. Оценка обратного отражения с помощью образного волокна

При 4% между $LiNbO_3$ и SiO_2, френелевское обратное отражение Γ_F составляет 14 дБ, а вычисление Γθ показывает, что Γ_{br} (15°) = 165 дБ.

Однако справедливость псевдогауссовой аппроксимации формы моды теряется в хвостах, и формула Γθ применима только для малых углов рассогласований. Кроме того, ложное рассеяние на интерфейсе увеличивает обратное отражение, но на практике стандартная комбинация 10°/15° на интегрированном оптическом интерфейсе вполне достаточна для снижения обратного отражения ниже 80–90 дБ без уменьшения пропускной способности соединений, по сравнению со случаем перпендикулярных срезов.

Рассмотрим влияние когерентности (согласованности) источников на обратное отражение с учетом предположения, что если на концах волоконной катушки две точки обратного отражения (рис. 5), то на выходе кольцевого интерферометра получается шесть волн.

На рис. 5 обозначены две первичные переданные взаимно противолежащие волны, которые имеют совершенно одинаковые амплитуды A и A' (одинаковый модуль и одинаковая фаза); две обратно отраженные на входах волны с разными амплитудами – A_1 и A_1'; две волны, отраженные на выходах с разными амплитудами – A_2 и A_2'.

Если эти волны когерентны, то на выходе возникает интерференция между $(A + A_1' + A_2')$ и $(A' + A_1 + A_2)$, а не только A и A'. Используя фазовую диаграмму, можно увидеть, что ошибка разности фаз может зависеть от соотношения амплитуд между первичными и отраженными волнами. Ограничение этой ошибки ниже 10^{-8} рад потребует ослабления отраженных волн по меньшей мере на 160 дБ.

Разность путей между первичными волнами и этими ложными обратными отражениями значительна, поскольку она соответствует всей оптической длине катушки (от сотен метров до километров), а большинство источников недостаточно когерентны. На практике существует суперпозиция трех независимых интерферометров:

– основной интерферометр Саньяка с A и A';

– два ложных интерферометра Майкельсона с, соответственно, (A_1, A_1') и (A_2, A_2').

Посторонние сигналы Майкельсона просто добавляются по оптической интенсивности к сигналу Санька вместо амплитуды, и тогда ослабление в 80 дБ достаточно, чтобы получить 10^{-8} рад вместо 160 дБ.

Более того, если используется источник с особенно короткой длиной когерентности, то становится возможным уменьшить контраст этих паразитных интерферометров Майкельсона путем разбалансировки их плеч. В частности, выгодно получить наклонный угол интегрированного оптического интерфейса с параллелограммной формой подложки [4]. При типичном расстоянии 200 мкм между волноводами ответвления Y-перехода и наклонном угле 10° дисбаланс длины оптического пути ΔL_{unb} ложного интерферометра Майкельсона составляет (рис. 6):

$$\Delta L_{unb} = 2n\,\mathrm{LiNbO3}\,200\,\text{мкм}\tan 10° = 150\ \text{мкм}, \quad (7)$$

в то время как длина декогеренции L_{dc} широкополосных источников, таких как суперлюминесцентные диоды, составляет порядка 30–50 мкм [5].

Возможность использования эрбиевого источника на длине волны 1550 нм имеет большую длину декогеренции (обычно 200 мкм), и тогда целесообразно увеличить разделение между волноводами ответвления или угол наклона.

Таким образом, анализ обратного отражения является хорошим примером того, как паразитные эффекты, связанные с когерентностью, подавляются в интерферометрическом волоконном гироскопе и эти подавления должны включать в себя три этапа:

1. Паразитные волны должны быть уменьшены настолько, насколько это возможно, с помощью достаточно простого технологического подхода. Например, использование наклонной взаимосвязи элементов (косой срез) является хорошим решением в случае обратного отражения.

2. Когерентность между первичными и ложными волнами должна быть нарушена, чтобы избежать прямого когерентного обнаружения.

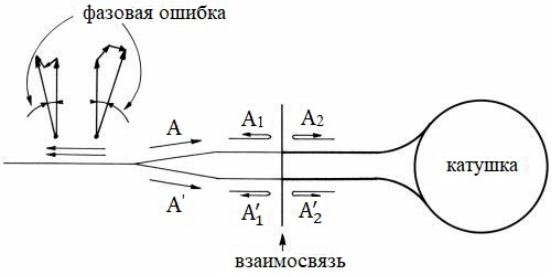


Рис. 5. Объяснение фазовой ошибки, вызванной двумя обратными отражениями

Рис. 6. Разбалансировка паразитных интерферометров Майкельсона с помощью схемы параллелограммной формы

3. Необходимо реализовать состояние отсутствия когерентности между ложными волнами.

Библиографический список

1. *Фадеев К. М., Пономарев Р. С.* Обратные отражения света в волоконно-оптическом гироскопе // Физика для Пермского края. 2015. Вып. 8. С. 27.

2. *Arditt, H. J.* et al. Re-Entrant Fiber-Optic Approach to Rotation Sensing. SPIE Proceedings. Vol. 157. № 2978. P. 138–148.

3. *Lefèvre H. C.* et al. Progress in Optical Fiber Gyroscopes Using Integrated Optics. AGARD-NATO Proceedings. Vol. CPP-383. 1985. P. 9A1–9A13.

4. *Lefèvre H. C.* Comments About Fiber-Optic Gyroscopes. SPIE Proceedings. Vol. 838. 1987. P. 86–97.

5. *Lefèvre H. C.* et al. Integrated Optics: A Practical Solution for the Fiber-Optic Gyroscope. SPIE Proceedings. Vol. 719. 1986. P. 101–112.

АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ КОМПЬЮТЕРНЫЕ И ПРОГРАММНЫЕ СИСТЕМЫ

УДК 004.415.2 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-164-167**

П. Л. Волков*
ведущий инженер, старший преподаватель
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

УЛУЧШЕНИЕ ТЕСТИРОВАНИЯ РЕГИСТРОВ УСТРОЙСТВ SPACEWIRE/GIGASPACEWIRE/SPACEFIBRE В УНИВЕРСАЛЬНОМ ТЕСТОВОМ ПО RTL-МОДЕЛЕЙ

В статье описано улучшение тестирования регистров IP (Intellectual Property) блоков СБИС космических бортовых стандартов передачи данных (SpaceWire, gigaSpaceWire, SpaceFibre) в универсальном тестовом ПО RTL (Register Transfer Level) моделей этих IP-блоков. Представлены практические проблемы (6 проблем), которые были в имеющемся тесте регистров, описаны пути их решения.
Ключевые слова: *тестирование регистров СБИС, тестовое программное обеспечение, SpaceWire, gigaSpaceWire, SpaceFibre.*

P. L. Volkov*
Lead Engineer, Senior Lecturer
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

REGISTER TESTING IMPROVEMENT FOR SPACEWIRE/GIGASPACEWIRE/SPACEFIBRE DEVICES IN UNIVERSAL RTLMODEL TESTING SOFTWARE

The article presents the register testing improvement for VLSI IP (Intellectual Property) blocks of space on board standards for data transmission (SpaceWire, gigaSpaceWire, SpaceFibre) in IP-blocks RTL (Register Transfer Level) model universal testing software. Some practical problems (6 problems) of existed registers test are described and their decision ways are presented.
Keywords: *VLSI register testing, testing software, SpaceWire, gigaSpaceWire, SpaceFibre.*

Тема тестирования IPблоков СБИС современных космических бортовых стандартов передачи данных (SpaceWire [1], gigaSpaceWire [2], SpaceFibre [3]) является актуальной. В России разрабатывается отечественная СБИС космического назначения МСК-03 [4], содержащая IP-блоки SpWR_I1, SpFR2_I1 [5], SpFR4B_I1 [6], SpFRL2_I1, SpFWT_I1, SpWR8_I1 с портами передачи данных по современным стандартам SpaceWire, gigaSpaceWire, SpaceFibre. Также отдельно разрабатывается IP-блок GigaNIC.

Для тестирования этих IP-блоков в нашем институте используется универсальное тестовое ПО (разрабатывается с сентября 2016 года). Универсальность его заключается в том, что оно работает на разных IP-блоках (на декабрь 2022 года всего в тестовом ПО 15 IP-блоков, компиляция активно поддерживается на 7 последних разрабатываемых IP-блоках, работа активно ведется на 5 последних разрабатываемых IP-блоках).

Один из тестов этого тестового ПО это тест чтения и записи регистров и памятей IP-блоков. На июль 2021 года в этот тест входило 3 подтеста: подтест проверки регистров, подтест проверки таблиц маршрутизации, подтест проверки особых адресов.

Подтест проверки регистров был организован следующим образом. В цикле по всем регистрам, для каждого регистра:

1. Подготовка для последующей проверки регистра.

1.1. В общем коде для всех IP-блоков выполнялась установка исходных значений служебных локальных переменных:

1.1.1. reg_only_read – если регистр доступен только для чтения.

1.1.2. reg_val_new – значение, которое будет записываться в регистр (рассчитывается как инверсное от исходного значения в регистре).

1.1.3. reg_val_check – значение, которое должно быть прочитано из регистра после записи в него значения reg_val_new.

1.2. Внутри условной компиляции для каждого IP-блока выполнялось (при необходимости) изменение значений этих служебных локальных переменных.

2. Проверка регистра.

2.1. В общем коде для всех IP-блоков:

2.1.1. Если регистр доступен только для чтения (reg_only_read == true), то чтение значения из регистра и проверка.

2.1.2. Если регистр доступен на запись (reg_only_read == false), то:

2.1.2.1. Чтение из регистра исходного значения.

2.1.2.2. Запись в регистр нового значения reg_val_new.

2.1.2.3. Чтение из регистра записанного значения и проверка с reg_val_check.

2.1.2.4. Запись в регистр исходного значения.

2.1.2.5. Чтение из регистра записанного значения и проверка.

Пример частей кода подготовки для последующей проверки регистра:

```
for(i = 0; i < REGS_NUMBER; i++) {
        reg_only_read = 0;
        reg_val_new = REGS[i].validMask – REGS[i].val;
        reg_val_check = reg_val_new;
#if defined(xxx__xxx__GigaNIC)
        if ((i == 0) || (i == 25)) reg_only_read = 1;
        if ((i == 2) || (i == 20) || (i == 23)) reg_val_check = 0x0;
        if(i == 3) { reg_val_new = 0xE; reg_val_check = 0x4; }
#elif defined(OBRABOTKA_I1__MCK_03__SpFRL2_I1)
        if ((i == 0) || (i == 5) || (i == 277)) reg_only_read = 1;
        if ((i == 5) || (i == 246) || (i == 279)) reg_val_check = 0x0;
        if((i >= 187) && (i <= 220)) { reg_val_new = 0x6E01; reg_val_check = 0x2000; }
#elif defined(OBRABOTKA_I1__MCK_03__SpWR8_I1)
        if ((i == 0) || (i == 5) || ((i >= 49) && (i <=56))) reg_only_read = 1;
        if ((i == 6) || ((i >= 9) && (i <= 16))) reg_val_check = 0x0;
        if((i >= 17) && (i <= 24)) { reg_val_new = 0x009BE5DB; reg_val_check= 0x009BE5DB;}
#endif
}
```

Полностью код подготовки для последующей проверки регистра занимал приблизительно 260 строк, приблизительно 6000 знаков и охватывал 4 IP-блока (GigaNIC, SpFR4B_I1, SpFRL2_I1, SpWR8_I1). При этом, общая часть кода для всех IP-блоков составляла приблизительно 5 строк, приблизительно 150 знаков, а индивидуальная часть для IP-блоков составляла приблизительно 255 строк, приблизительно 5850 знаков.

При таком решении существовали следующие проблемы:

Проблема № 1. Необходимость ручного редактирования кода.

– При изменении регистров (добавлении новых, удалении имеющихся).

– При изменении в полях регистров (добавлении новых, удалении имеющихся, изменении имеющихся).

– При добавлении новых IP-блоков в универсальное тестовое ПО.

Проблема № 2. Увеличение вероятности ошибок при ручном редактировании кода и использовании непосредственных значений.

Проблема № 3. Наличие в коде повторяющихся кусков. Одинаковые регистры в разных IP-блоках.

По статистике нашей работы, в период с июля 2021 года по ноябрь 2022 года изменения регистров и/или полей IP-блоков были сделаны 33 раза (GigaNIC – 0 раз, SpWR_I1 – 0 раз, SpFR2_I1 – 0 раз, SpFR4B_I1 – 9 раз, SpFRL2_I1 – 5 раз, SpFWT_I1 – 16 раз, SpWR8_I1 – 3 раза), т. е. в среднем, приблизительно, код этого теста надо было бы менять 1 раз в 2 недели.

Дополнительно, в имеющемся подтесте проверки регистров были следующие проблемы:

Проблема № 4. Не было проверки несрабатывания записи в регистры, которые работали только в режиме для чтения.

Проблема № 5. Не было проверки не пересечения регистров (сначала запись всех регистров и памятей IP-блока, а потом чтение всех регистров и памятей IP-блока).

Проблема № 6. Не было проверки на запись случайных значений, проверка заключалась только в записи в регистр инверсного значения относительно исходного.

Для решения проблем № 1, № 2, № 3 было принято решение выполнить рефакторинг кода и использовать уже имеющуюся к тому времени систему макросов для работы с регистрами различных IP-блоков в этом универсальном тестовом ПО [7]:

1. Использование непосредственных значений номеров регистров заменено на использование макросов количества регистров <имя регистра>_<имя типа порта или блока>_GROUP_

QUANTITY и макросов номеров регистров <имя регистра>_<имя типа порта или блока>_NUM.

2. Использование непосредственных значений регистров заменено на использование макросов значений масок полей регистров <имя регистра>_<имя типа порта или блока>_<имя поля>_mask.

При этом был выполнен дополнительный рефакторинг кода подготовки для последующей проверки регистра:

3. Он был вынесен в отдельную функцию get_reg_write_read_check.

4. Использование служебных локальных переменных reg_only_read, reg_val_new, reg_val_check было заменено на использование служебной структуры reg_write_read_check_t с полями val_new (аналог reg_val_new) и val_check (аналог reg_val_check).

5. Код был переделан на использование новых макросов:

5.1. multiunit_field_m – макрос для формирования макросов значений масок полей регистров для многоблочных IP-блоков.

```
#define multiunit_field_m(reg_name_m, field_m) \
(reg_name_m##_##field_m##_num(regNum – reg_name_m##_NUM(0)))
```

5.2. macros_1_m – макрос выполнения части кода подготовки для последующей проверки одного регистра с проверкой защитного программирования от дублированных запусков этого кода для одного физического регистра (от ошибок в системе макросов регистров или при программировании, при которых разные макросы ссылаются на один физический регистр).

```
#define macros_1_m(reg_name_m, code_m) \
if (reg_name_m##_GROUP_QUANTITY) { \
  if ((regNum >= reg_name_m##_NUM(0)) && \
  (regNum <= reg_name_m##_NUM(reg_name_m##_GROUP_QUANTITY – 1))){\
    if (reg_was_found) INC_ERROR_OUT_MESSAGE("in programming: "
        #reg_name_m "(regNum=%u) was found more than 1 times", regNum); \
    code_m; \
    reg_was_found = true; \
  } \
}
```

5.3. val_new_check_dont_change_bits_new_check_m – макрос настройки полей служебной структуры reg_write_read_check_t.

```
#define val_new_check_dont_change_bits_new_check_m(reg_name_m, val_new_m, val_check_m) \
macros_1_m(reg_name_m, reg_write_read_check->val_new= val_new_m; \
reg_write_read_check->val_check= val_check_m;)
```

5.4. read_only_m – макрос настройки полей служебной структуры reg_write_read_check_t для регистра, доступного только на чтение.

```
#define read_only_m(reg_name_m) \
val_new_check_dont_change_bits_new_check_m(reg_name_m, reg_write_read_check->val_new, REGS[regNum].val)
```

5.5. val_check_0_m – макрос настройки полей служебной структуры reg_write_read_check_t для регистра, значение которого должно быть 0.

```
#define val_check_0_m(reg_name_m) \
val_new_check_dont_change_bits_new_check_m(reg_name_m, reg_write_read_check->val_new, 0)
```

Для решения проблемы № 4 было принято решение о расширении функциональности имеющегося подтеста регистров:

6. В коде подготовки для последующей проверки регистра:

6.1. Использование локальной переменной reg_only_read было заменено на поле disable_write_because_will_be_an_action в служебной структуре reg_write_read_check_t.

6.1.1. Оно запрещает выполнять запись в регистр и устанавливается в true, если факт записи в регистр приводит к каким-то действиям в IP-блоке, приводящим к ненужным изменениям на стадии проверок регистров (отправка информации в канал; изменение значения в других регистрах).

6.1.2. Если к ненужным изменениям приводит не факт записи в регистр, а изменение значений отдельных полей регистра, то использование поля disable_write_because_will_be_an_action не требуется, запрещение изменения значения поля регистра делается через значение поля val_new в структуре reg_write_read_check_t.

7. В коде проверки регистра:

7.1. Если запись в регистр запрещена (disable_write_because_will_be_an_action == true), то выполняется чтение значения регистра и проверка.

7.2. Если запись в регистр разрешена (disable_write_because_will_be_an_action == false), то выполняется проверка записи и чтения регистров (см. выше). При этом для регистров, доступных только на чтение проверяется, что после записи нового значения в регистре изменения значения не произошло.

Для решения проблемы № 5 было принято решение о расширении функциональности теста регистров путем добавления нового подтеста, реализующего указанную функциональность.

Для решения проблемы № 6 было принято решение о расширении функциональности теста регистров путем добавления в новый подтест (см. проблему № 5) возможности записи случайных значений.

8. В служебную структуру reg_write_read_check_t были добавлены новые поля:

8.1. dont_change_bits_new_mask – маска бит, которые нельзя менять в поле val_new при формировании случайного значения для записи в регистр.

8.2. dont_change_bits_check_mask – маска бит, которые не должны измениться в поле val_check после чтения значения после записи случайного значения в регистр.

Пример частей кода подготовки для последующей проверки регистра после улучшения:

```
reg_write_read_check->disable_write_because_will_be_an_action = false;
        reg_write_read_check->val_new=REGS[regNum].validMask – REGS[regNum].val;
        reg_write_read_check->val_check= reg_write_read_check->val_new;
        reg_write_read_check->dont_change_bits_new_mask= 0;
        reg_write_read_check->dont_change_bits_check_mask= 0;
        disable_write_because_will_be_an_action_m(CCODE_OUT_common_ccodes);
        disable_write_because_will_be_an_action_m(BROADCAST_DATA_OUT_PARAMETERS_common_broadcast);
        read_only_m(ID_VER_common);
        read_only_m(CUR_TIME_common_ccodes);
        read_only_m(SPW_LVDS_STATUS_port_spw_gigaspw);
val_check_0_m(SPW_GIGA_STATUS_port_spw_gigaspw);
        val_check_0_m(ISR_L_common_ccodes);
        val_new_check_dont_change_bits_new_check_m(AUTO_COU_port_spw, reg_write_read_check->val_new,reg_write_read_check->val_new&multiunit_field_m( AUTO_COU_port_spw, AUTO_COU_mask),0,~multiunit_field_m(AUTO_COU_port_spw, AUTO_COU_mask));
        #if defined(xxx__xxx__GigaNIC)
                val_check_0_m(STATE_CONNECTION_port_spw_gigaspw);
        #elif defined(OBRABOTKA_I1__MCK_03__SpFR4B_I1)
                read_only_m(STATE_R_CONNECT_common_switch);
                read_only_m(STATE_R_ERROR_common_switch);
        #else
                INC_ERROR_OUT_MESSAGE_s (“in programming: this function is not ready for this device”);
        #endif
```

На декабрь 2022 года улучшенная часть кода подготовки для последующей проверки регистра занимала приблизительно 380 строк, приблизительно 15000 знаков и охватывала по компиляции 7 IP-блоков (GigaNIC, SpWR_I1, SpFR2_I1, SpFR4B_I1, SpFRL2_I1, SpFWT_I1, SpWR8_I1), по активной работе 5 IP-блоков (GigaNIC, SpFR4B_I1, SpFRL2_I1, SpFWT_I1, SpWR8_I1). При этом, общая часть кода для всех IP-блоков составляла приблизительно 300 строк, приблизительно 12000 знаков, а индивидуальная часть для IP-блоков составляла приблизительно 80 строк, приблизительно 3000 знаков. Видно, что за рефакторинг кода и улучшение его функциональности пришлось заплатить увеличением объема кода.

В заключение необходимо отметить, что улучшенный вариант теста регистров был реализован на практике к ноябрю 2021 года, и с тех пор используется при тестировании регистров в IP-блоках GigaNIC, SpFR4B_I1, SpFRL2_I1, SpFWT_I1, SpWR8_I1 с портами передачи данных по современным стандартам бортового космического назначения SpaceWire, gigaSpaceWire, SpaceFibre.

Библиографический список

1. Space engineering. SpaceWire – Links, nodes, routers and networks. ECSS Secretariat. ESA-ESTEC. Requirements & Standards Division. Noordwijk. The Netherlands. ECSSEST5012C. 31 July 2008. 129 p.

2. GigaSpaceWire. Version 2.1. Revision 0.04 / E. Yablokov, Y. Sheynin, E. Suvorova., Stepanov A. St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation. 2013. 31 p.

3. Space engineering. SpaceFibre – Very high-speed serial link. ECSS Secretariat. ESA-ESTEC. Requirements & Standards Division. Noordwijk. The Netherlands. ECSS-E-ST-50-11C. 15 May 2019. 233 p.

4. Микросхема интегральная 1892ВВ016 (МСК03). Руководство пользователя. АО НПЦ «ЭЛВИС». 20.10. 2019. 363 с.

5. Техническое описание IP-блока SpFR2 для микросхемы. СПб. 2018. 132 с.

6. Техническое описание IP-блока SpFR4B_I1 для микросхемы. СПб. 2020. 97 с.

7. *Волков П. Л., Суворова Е. А., Павлов Н. А.* Создание системы макросов для работы с регистрами различных устройств SpaceWire/GigaSpaceWire/SpaceFibre в универсальном тестовом ПО RTLмоделей // Научная сессия ГУАП: В 3 ч. Ч. 1. Технические науки. (СПб. 11–15 апреля 2016 г.): сб. докл. СПб.: ГУАП, 2016. С. 39–45.

УДК 004.62

А. А. Джалилов*
студент
Е. Н. Яблоков*
кандидат технических наук, доцент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ WEBSOCKET И EVENTSOURCE ДЛЯ НАДЕЖНОЙ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ

Данная статья просвещена описанию принципа постоянного соединения для передачи информации. Рассмотрены основные принципы данной технологии с упором на надежность передачи данных. В качестве рассмотренных сетевых интерфейсов используются WebSocket и EventSource. В статье подробно рассмотрены особенности функциональных возможностей и затратности ресурсов на соединение с клиентами.
Ключевые слова: *постоянное соединение, WebSocket, EventSource.*

A. A. Dhjalilov*
Student
E. N. Yablokov*
PhD, Tech., Associate Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

USE WEBSOCKET AND EVENTSOURCE TECHNOLOGIES FOR RELIABLE DATA TRANSFER

This article is enlightened by the description of the principle of constant connection to transmit information. The basic principles of this technology are considered with an emphasis on the reliability of data transfer. WebSocket and EventSource are used as considered network interfaces. The article discusses in detail the features of the functionality and cost of resources to connect with customers.
Keywords: *permanent connection, WebSocket, EventSource.*

WebSocket и EventSource – две технологии, которые способны передавать данные в браузеры, используя постоянное соединение. Постоянное браузерное соединение – это соединение между браузером и сервером с возможностью обмена данными в любой момент времени без создания новых соединений. Эта концепция предполагает использование одного и того же соединения для отправки и получения большого количества запросов и ответов.

Протокол WebSocket, описанный в спецификации RFC 6455 [1], обеспечивает возможность обмена данными между браузером и сервером через постоянное соединение [2]. Данные передаются по нему в обоих направлениях в виде «пакетов или фреймов», без разрыва соединения и дополнительных HTTP-запросов. WebSocket особенно хорош для сервисов и приложений, где требуется постоянная пересылка данных, например, онлайн игры, торговые площадки и чаты, где данные обновляются в реальном времени.

Спецификация Server-Sent Events [3] описывает технологию EventSource [4], которая позволяет поддерживать соединение с сервером и получать от него данные в любой момент.

В сравнении с WebSocket, технология EventSource однонаправленна, данные посылает только сервер, передавая данные браузеру. EventSource поддерживает передачу только текста и работает на протоколе HTTP.

Надежность передачи данных достигается путем использования TCP протокола на транспортном уровне. WebSocket работает на собственном протоколе, технология EventSource функционирует поверх HTTP протокола, при этом оба аспекта используют TCP в качестве транспортного протокола.

Создание подключения у данных технологий очень схожа. Необходимо вызвать объект для подключения и передать в него путь к серверу. Ниже описаны два примера подключения к разным технологиям:

```
let socket = new WebSocket("wss://websocketserver.
test/");
socket.onopen = function(e) {
  console.log("Открылось соединение. Отправляем данные.");
  socket.send("Привет сервер.");
};
socket.onmessage = function(event) {
  console.log('Пришло сообщение с сервера: $
event.data}');
};
socket.onclose = function(event) {
  if (event.wasClean) {
    console.log('Соединение закрыто чисто, код=$
{event.code} причина=${event.reason}');
  } else {
    console.log(‹Соединение закрыто›);
  }
};
socket.onerror = function(error) {
    console.log('Произошла ошибка');
};
```

Выше описан пример подключения к серверу WebSocket. В данном случае подключение происходит по протоколу wss://. Данный протокол использует WebSocket поверх TLS для повышенной надежности и шифрования данных:

```
let eventSource = new EventSource(“https://
websocketserver.test/");
eventSource.onopen = function(e) {
  console.log("Событие: open");
};
eventSource.onerror = function(e) {
    console.log("Событие: error");
  if (this.readyState == EventSource.
CONNECTING) {
    console.log('Переподключение (readyState=$
{this.readyState})...');
  } else {
    console.log("Произошла ошибка.");
  }
};
eventSource.addEventListener('bye', function(e) {
    console.log("Событие: bye, данные: “ + e.data);
});
eventSource.onmessage = function(e) {
    console.log("Событие: message, данные: “ +
e.data);
};
```

В случае обрыва соединения с сервером, EventSource производит переподключение раз в несколько секунд. Данная функция позволяет не беспокоится, что клиент потеряет соединение с сервером и не сможет его восстановить.

В примерах выше мы видим, что подключения клиента к серверу очень схожи друг с другом соединением с сервером посредством протокола и прослушиванием событий, но все же есть отличие, заключающееся в возможности WebSocket отправлять данные на сервер.

Ниже мы рассмотрим отличия в серверном коде:

```
const WebSocket = require('ws');
const wsServer = new WebSocket.Server({ port:
9000 });
wsServer.on('connection', onConnect);
function onConnect(wsClient) {
    console.log('Новый пользователь');
    wsClient.on('close', function() {
      console.log('Пользователь отключился');
    });
    wsClient.on('message', function(message) {
      console.log(message);
    });
}
```

Данный пример демонстрирует простой сервер для взаимодействия с клиентами по протоколу WebSocket. Создание сервера упрощает наличие поддержки протокола и наличием готовых библиотек большинством языков программирования.

Ниже находится пример простого сервера для отправки данных через EventSource. В случае данной технологии реализация сервера и отправка данных происходит немного сложнее. Клиент ожидает получение данных, используя EventSource, и для этого серверу необходимо указать в заголовке http ответа тип отправляемых данных:

```
let http = require('http');
function onDigits(req, res) {
    res.writeHead(200, {
      'Content-Type': 'text/event-stream; charset=
 utf-8',
      'Cache-Control': 'no-cache'
    });
    res.write('data: hello\n\n');
}
function accept(req, res) {
    if (req.url == '/digits') {
      onDigits(req, res);
      return;
    }
    fileServer.serve(req, res);
}
http.createServer(accept).listen(8080);
```

Результаты сравнения затрат ресурсов на поддержание 5000 и 10000 соединений используя разные технологии.

Как видно по диаграмме выше, хранение соединения, использующего технологию EventSource, менее затратное и позволяет решать зада-

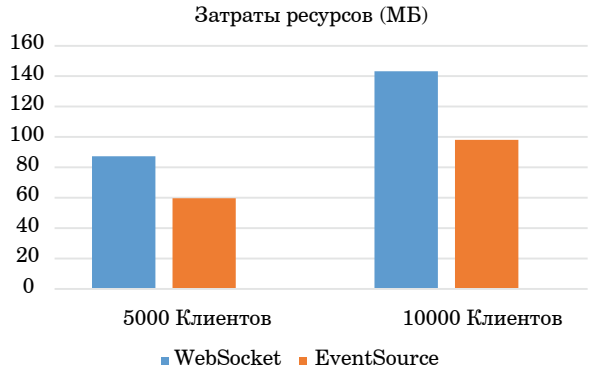


Рис. 1. Сравнение затрат ресурсов на хранение соединений

чи с отправкой данных от сервера к клиентам. В свою очередь технология WebSocket имеет более расширенный функционал с возможностью отправки данных от клиента к серверу, что позволяет решать более обширный круг задач.

Библиографический список

1. RFC 6455 – The WebSocket Protocol. URL: https://datatracker.ietf.org/doc/html/rfc6455 (дата обращения: 05.12.2022).

2. WebSocket. URL: https://learn.javascript.ru/websocket (дата обращения: 05.12.2022).

3. Server Sent Events. URL: https://learn.javascript.ru/server-sent-events (дата обращения: 05.12.2022).

4. HTML Living Standard. URL: https://html.spec.whatwg.org/multipage/server-sent-events.html#the-eventsource-interface (дата обращения: 05.12.2022).

УДК 004.422

В. Н. Иванов*
кандидат технических наук, доцент
Е. Ю. Потапова*
студент
В. М. Потапов*
студент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

КОМПИЛЯЦИЯ И ИСПОЛНЕНИЕ КОНФИГУРАЦИОННОГО КОДА НА RADIO VIRTUAL MACHINE

В данной статье рассматривается процедура front-end компиляции промежуточного представления программного кода в специальный конфигурационный код, а также исполнение конфигурационного кода на Radio Virtual Machine.
Ключевые слова: *front-end компилятор, радио виртуальная машина, back-end компилятор, целевая платформа, спецификация целевой платформы, поток данных, реактивные вычисления, реконфигурируемое радио.*

V. N. Ivanov*
PhD, Tech., Associate Professor
E. Yu. Potapova*
Student
V. M. Potapov*
Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

COMPILATION AND EXECUTION OF CONFIGURATION CODE ON RADIO VIRTUAL MACHINE

The article discusses the procedure for front-end compiling a software intermediate representation into a special configuration code, as well as executing the configuration code on a Radio Virtual Machine.
Keywords: *front-end compiler, Radio Virtual Machine, back-end compiler, target platform, target platform specification, data flow, reconfigurable radio.*

Введение

В концепции реконфигурируемого радио существует подход, предложенный Европейским институтом телекоммуникационных стандартов, который описывает программно реконфигурируемую архитектуру радиооборудования [1]. Данная архитектура поддерживает переносимость одного и того же программного кода на различные устройства, что осуществляется за счет Radio Virtual Machine (RVM) [2]. Radio Virtual Machine работает по реактивной модели взаимодействий, где управляющим элементом являются данные [3]. Для компиляции радиоприложений, которые могут исполнятся на RVM, существует общая процедура компиляции.

Общая процедура компиляции состоит из трех этапов: front-end компиляция, запуск конфигурационного кода на RVM и back-end компиляция (рис. 1).

Сначала front-end компилятор получает файл исходного промежуточного представления алгоритма и генерирует специальный конфигурационный код [3]. Данный конфигкод поступает на вход RVM для ее конфигурирования и последующего исполнения [3]. Back-end компилятор в зависимости от целевой платформы компилирует нативный код, который запускается на целевой платформе. Спецификация целевой платформы содержит необходимую информацию для определения back-end компилятором времени выполнения операторов, уровня параллелизма и уровня гранулярности. Radio Library содержит спецификацию операторов и спецификацию типов данных [3]. Radio Library используется при составлении конфигурационного кода front-end компилятором, а также необходима при back-end компиляции [3].

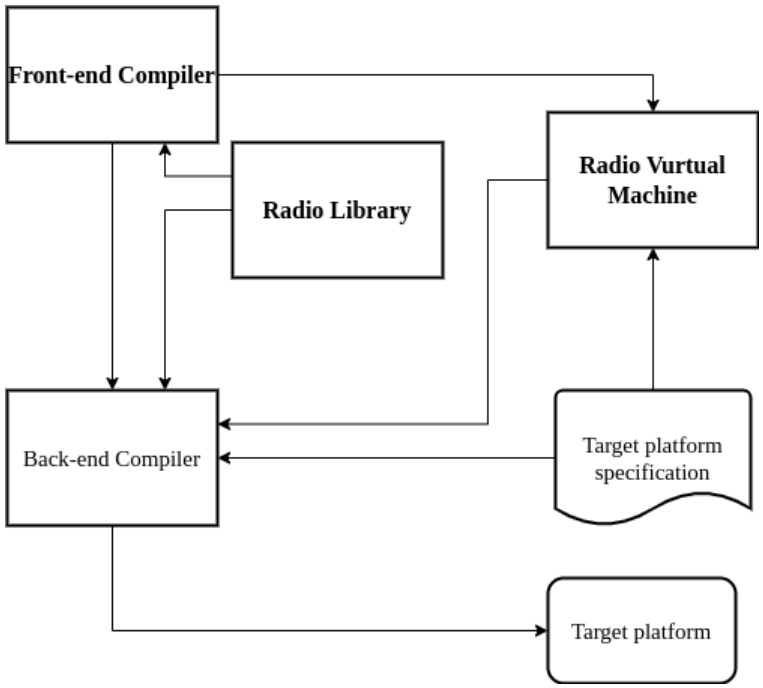


Рис. 1. Этапы компиляции

В данной статье уделено внимание front-end компилятору и RVM, а также их взаимодействию. Так как конфигурационный код является связующим звеном между front-end компилятором и RVM, то далее более детально будет рассмотрена генерация конфигурационного кода на стороне front-end компилятора и исполнение конфигкода на RVM [3]. Также будет продемонстрирован конкретный пример алгоритма, который пройдет через все этапы front-end компиляции и будет исполнен на RVM.

Front-end компилятор

Начнем с рассмотрения этапов front-end компилятора:

– разбор файла промежуточного представления программного кода;

– проецирование объектов промежуточного представления в объекты конфигурационного кода;

– создание входного файла для Radio Virtual Machine.

Этап 1. Разбор файла промежуточного представления программного кода

Файл промежуточного представления программного кода составлен в формате XML (eXtensible Markup Language) и содержит описание определенного алгоритма. Каждый файл начинается с главного тега <program>, в который вложены 2 типа тегов: <operator> и <data> со своими атрибутами [4].

Теги и атрибуты XML-файла, переданного на вход front-end компилятора, разбираются в элементы библиотеки pugixml. Данная библиотека представляет элементы в виде дерева тегов и позволяет получать значения любого элемента. На данном этапе необходимо преобразовать полученное дерево тегов в отдельные массивы всех основных классов.

Полученное дерево тегов разбирается в цикле. Каждую итерацию с помощью интерфейсных функций библиотеки выбирается очередной оператор, атрибуты которого транслируются в переменные специального класса операторов. Класс операторов содержит следующие атрибуты: строковый идентификатор, тип оператора, а также код операции, который соответствует коду операции из Radio Library. Для выбранного оператора также транслируются входные и выходные данные, связанные с ним. Класс данных содержит следующие атрибуты: строковый идентификатор; путь к файлу, содержащему данные; тип связи с оператором; порядковый номер связи с оператором; время доступа и значение данных.

Определение типа для данных, связанных с оператором, является необходимым пунктом на

данном этапе. Для этого необходимо получить описание типов для портов текущего оператора, что можно сделать, обратившись Radio Library. Существует два типа Radio Library: Reference и Native. Reference Library не связана с вычислительной платформой, так как представляет собой абстрактные алгоритмы операций, записанные на некотором языке [3]. В свою очередь Native Library спроецирована на конкретную платформу и представляет собой реализованные операции [3]. К процессу front-end компиляции относится только Reference Library [3]. В ней описаны все операции, имеющие уникальный код операции, уникальное строковое имя и исполняемую функцию. Помимо этого, в ней содержатся описания входных и выходных портов и их типы данных.

Также для фиксации принадлежности данных к конкретным операторам создаются объекты класса связей. Сам класс имеет следующие поля: идентификатор оператора, идентификатор данного, а также направление (данное входное или выходное относительно оператора) и порядок данных.

Результатом первого этапа являются объекты классов внутреннего представления.

Этап 2. Проецирование объектов промежуточного представления в объекты конфигурационного кода

Объекты конфигурационного кода – это совокупность структур, которые описывают бинарные поля, подробно представленные на рис. 2 [3]. Данные структуры используются как при front-end компиляции, так и при работе RVM для взаимно однозначного соответствия бинарного кода [3]. Для создания объектов конфигурационного кода используются объекты классов внутреннего представления, полученные на предыдущем этапе [3].

Рассмотрим подробнее заполнение основных секций конфигурационного кода.

Описание Control Section

Control Section содержит общую информацию о радиоприложении, такую как, номер версии поддерживаемого gRPI (generalized Radio Programming Interface), версию реализации, дату создания, идентификатор разработчика и другие поля, представленные на рис. 2 [3]. Все поля рассматриваемой секции заполняются информацией, предоставленной разработчиком [3].

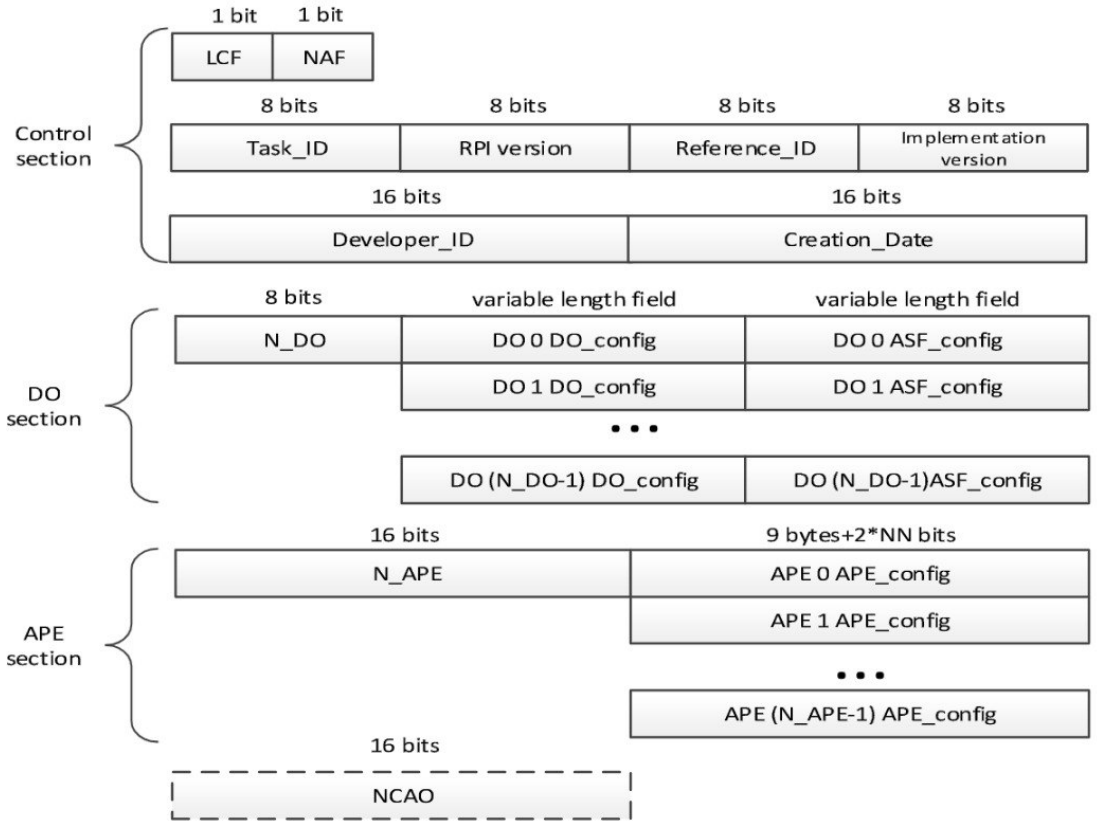


Рис. 2. Поля конфигурационного кода

Описание DO (Data Object) Section

DO Section предназначена для описания всех используемых данных, а также для описания их связей с операторами. Секция состоит из двух частей: конфигурация данных и конфигурация абстрактной коммутационной структуры ASF (Abstract Switch Fabric) [3].

Для заполнения части с конфигурацией данных из объектов внутреннего представления извлекается очередное данное с конкретным идентификатором строкового типа. После этого вычисляется новый числовой идентификатор и сохраняется в поле структуры конфигурации данных. Для данного также вычисляется реальный размер в байтах и максимальный, зависящий от типа данных. Само данное сохраняется в байтовый массив.

Конфигурация Abstract Switch Fabric необходима для описания ориентированных связей между данными и портами операторов. В конфигурации ASF используются объекты всех промежуточных классов. Для каждого данного производится поиск, связанных с ним операторов. Поиск конкретных связей происходит путем итерирования по всем объектам класса связей. Таким образом мы получаем идентификаторы операторов, а также номера конкретных входных или выходных портов, связанных с данным.

Описание APE (Abstract Processing Element) Section

APE Section предназначена для описания всех используемых операторов. Рассматриваемая секция состоит из одной части, называемой конфигурация APE [3].

Также, как и для данных, для заполнения конфигурации операторов производится итерирование по объектам внутреннего представления. Через интерфейсные функции класса оператор определяется конкретный идентификатор строкового типа и код операции. Далее формируется новый уникальный числовой идентификатор, а также определяется количество портов и их тип (режим чтения или режим записи) из объектов класса связей.

Результатом второго этапа являются объекты конфигурационного кода [3].

Этап 3. Создание входного файла для Radio Virtual Machine

Входным файлом для RVM является конфигурационный код, представленный в виде бинарного файла [3]. Для составления бинарного файла необходимы объекты конфигурационного кода, полученные на предыдущем этапе. Каждая секция объектов конфигурационного кода последовательно записывается в бинарный файл. При записи в файл учитывается, что поля конфигурационного кода могут быть разного размера, поэтому количество байт, записываемых в файл для каждого поля, может отличаться.

Составленный таким образом бинарный файл может быть считан RVM и исполнен на ней.

Спецификация Radio Virtual Machine

RVM – это программная реализация, которая позволяет запускать один и тот же код на разных целевых платформах. Специальный код, называемый конфигурационным кодом, представляет из себя описание работы определенного алгоритма или комплекса таких алгоритмов [2]. Именно такой конфигурационный код может исполнить RVM. На рис. 3 представлена архитектура RVM. Она состоит из следующих основных блоков: Control Unit – управляющий блок, который контролирует работу RVM, Basic operations – блок, имеющий связь с Radio Library, Program memory – блок, который хранит конфигурационные коды, Data path – совокупность блоков Data Objects, Abstract Processing Element и Abstract Switch Fabric, которые представляют основу для вычислений на RVM [3].

В процессе работы RVM проходит через следующие этапы:

– инициализация RVM;
– конфигурирование RVM;
– исполнение конфигурационного кода на RVM;
– завершение работы RVM.

Этап 1. Инициализация RVM

Для того чтобы инициализировать RVM, необходимо передать пути до файлов конфигурационного кода при создании объекта RVM. Данные пути сохраняются в специальной переменной класса, чтобы в дальнейшем RVM производила конфигурирование и исполнение соответствующих конфигурационных кодов. После сохранения путей до файлов конфигурационного кода RVM выполняет связывание всех внутренних элементов RVM с Управляющим блоком (Control Unit). Control Unit является основным блоком, который выполняет конфигурирование и управление работой RVM [2]. С данным блоком связывается Program Memory, что позволяет Управляющему блоку по определенным интерфейсным функциям считывать конфигурационные коды. Для того чтобы получать операции из

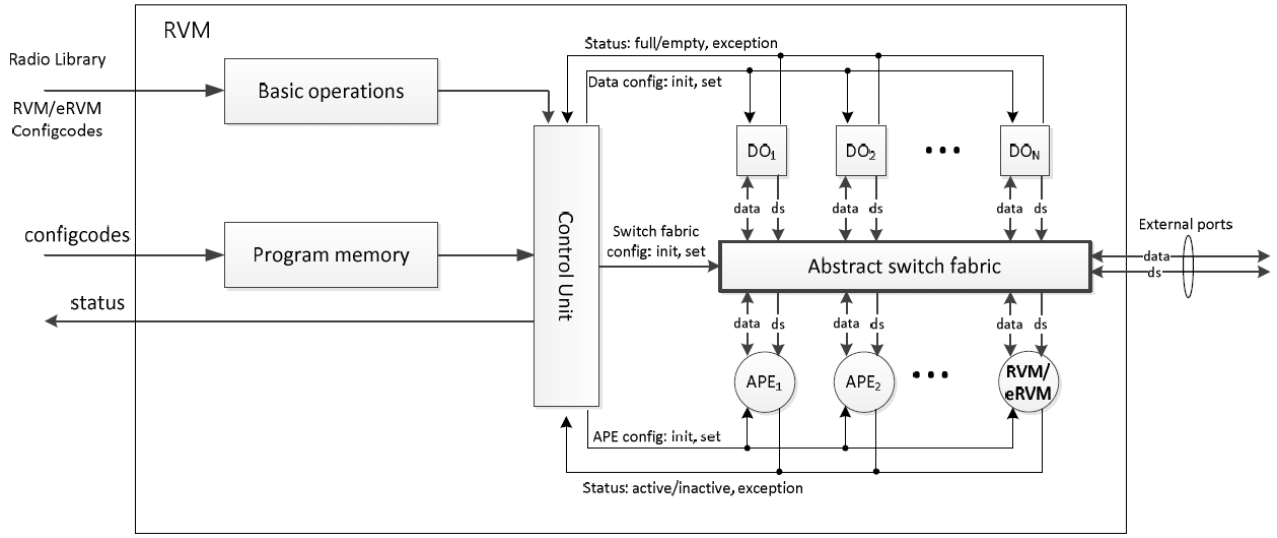


Рис. 3. Архитектура Radio Virtual Machine

Radio Library во время конфигурирования, с Control Unit связывается блок Basic operations [2]. Также с Управляющим блоком связывается Data Path – основной элемент по управлению вычислений в процессе работы RVM. На данном этапе происходит также связывание своих внутренних элементов внутри Control Unit. Блок Config Fetcher связывается с Program memory, чтобы по конкретному интерфейсу осуществлять запросы на считывание конфигурационных кодов. Operation Fetcher связывается с Basic operations, чтобы делать запросы на получение нужных операций по указанному операционному коду. Data Path Configuration Block связывается с Operation Fetcher и DataPath, чтобы получать сформированные структуры конфигурационного кода и осуществлять работу по конфигурированию и запуску представленного алгоритма на RVM [2].

Этап 2. Конфигурирование RVM

После инициализации RVM начинает работу по конфигурированию и первым этапом осуществляется загрузка содержимого файлов конфигурационного кода в Program memory. Используя ранее переданные пути до конфигурационного кода, RVM осуществляет загрузку конфигурационного кода из бинарных файлов в блок Program memory, путем вызова функции load, и динамическому выделению памяти необходимого размера.

Второй этап, получение и разбор очередного конфигурационного кода, представлен на рис. 4. На данном этапе в работу включается Управляющий блок (Control Unit). Для конфигурирования необходимо получить конфигурационный код из Program memory, эту задачу выполняет внутренний блок Control Unit, называемый Config Fetcher. По специальной интерфейсной функции Con-

Рис. 4. Алгоритм разбора конфигурационного кода

fig Fetcher побайтово читает программную память начиная с указанного адреса в Счетчике конфигурационных кодов (Configcode Counter), и для каждого полученного байта вызывает функцию разбора. Функция разбора в свою очередь запоминает текущее состояние разбора и в зависимости от него заполняет нужные поля структуры конфигурационного кода.

На третьем этапе сформированные структуры конфигурационного кода, передаются в блок под названием Data Path Configuration Block. Он выполняет задачи по конфигурированию Data path и исполнению алгоритма, закодированного в конфигурационном коде. Data path включает в себя элементы трех основных классов: Data Object Class (DO), Abstract Processing Element Class (APE) и Abstract Switch Fabric Class (ASF) [3]. Сначала процесс конфигурирования выполняется над DO. Процесс конфигурирования DO представлен на рис. 5. Для этого создаются объекты DO необходимого количества. С помощью инструкции set каждый объект получает уникальный идентификатор, максимальный размер хранимых данных, а также время доступа к этим данным. Инструкция init позволяет инициализировать Data Object реальными данными [2].

Следующими конфигурируется Abstract Processing Element (рис. 6). Аналогично с помощью инструкции set APE получает уникальный идентификатор и необходимые атрибуты, а с помощью init происходит инициализация APE конкретной операцией [2]. Конкретные операции для APE можно получить из блока Basic operations, который связан с Reference Radio Library. Для этого Data Path Configuration Block обращается к блоку Operation Fetcher. Данный блок выполняет запрос к Basic operations на получение операции по указанному операционному коду [2].

Последним блоком конфигурируется Abstract Switch Fabric (рис. 7). Для него с помощью инструкции set передается количество портов данных и количество портов вычислений, необходимых для создания, а также передаются направления связей между портами [2]. В свою очередь по инструкции init порты данных связываются с конкретными Data Objects, а порты

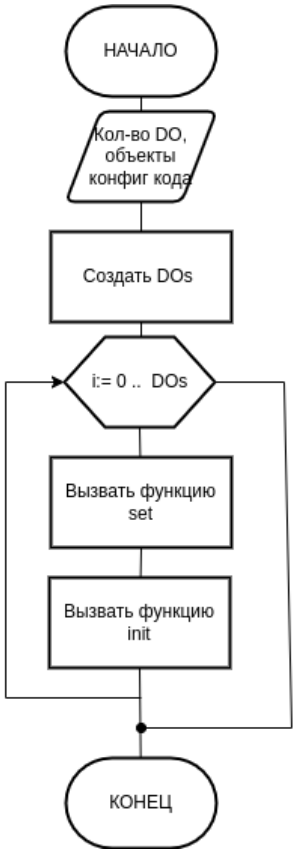


Рис. 5. Алгоритм конфигурирования Data Objects

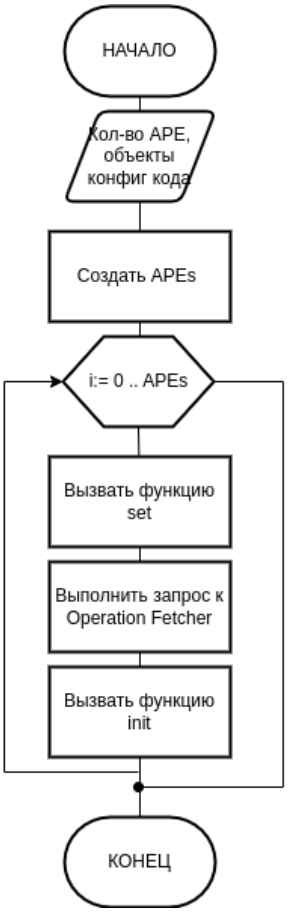


Рис. 6. Алгоритм конфигурирования Abstract Processing Elements

Рис. 7. Алгоритм конфигурирования Abstract Switch Fabric

вычислений связываются с конкретными Abstract Processing Element [2].

Если конфигурирование прошло успешно и все блоки отреагировали ответным статусным сигналом, то необходимо переходить к следующему этапу – исполнению алгоритма на Data path.

Этап 3. Исполнение конфигурационного кода на RVM

RVM работает по принципу data flow, это означает что данные управляют процессом вычислений [3]. RVM не нужен специальный тактовый сигнал для синхронизации, за это отвечают данные, которые в нужный момент поступают на вход конкретных операторов [3]. Как только все входные данные для оператора становятся полными, они тут же поступают на входные порты оператора [3]. После этого оператор переходит в активное состояние и может выполнят инициализированную операцию. По завершении выполнения операции, результат передается в соответствующей пустой объект данных через выходные порты, а оператор переходит в неактивное состояние [3].

Сразу после успешного конфигурирования Data path, ASF получает состояния (полное или пустое) всех объектов Data Objects, через порты данных по интерфейсной функции data enable. Полученные состояние Abstract Switch Fabric передает на нужные порты вычислений. Получив состояние данных APE, запоминают необходимую информацию о доступности данных, и если все входные данные для определенного APE полные или выходные данные пустые, то APE через функцию access type посылает запрос на выполнение операции чтения или записи данных [2]. ASF обрабатывает этот запрос и в зависимости от запроса на чтение либо запись, организует доставку данных. После получения данных APE активируется и выполняет инициализированную ранее операцию с входными данными. Полученные в результате вычислений выходные данные отправляются по интерфейсным функция ASF, и записываются в конкретные DO. Также стоит отметить что при работе RVM Data path отправляет статусные сигналы в Data Path Configuration Block. Это происходит либо при обновлении своего состояния, либо при возникновении ошибок. Data Path Configuration Block по полученным статусным сигналам детектирует завершение работы Data path, а также своевременно реагирует на возникающие ошибки [2].

Этап 4. Завершение работы RVM

После того, как все возможные операции над данными будут выполнены, и не останется данных способных активировать APE, то Data path завершает свою работу [2]. С помощью статусных сигналов это детектирует Data Path Configuration Block и выполняет необходимую деинициализацию Data path. После этого управление передается блоку Next Address Block, который осуществляет подсчет адреса следующего конфигурационного кода в Program memory [2]. В обычной ситуации конфигурационные коды расположены друг за другом и поэтому следующий конфигурационный код можно вычислить путем прибавления размера предыдущего конфигурационного кода к адресу Configcode Counter. Но также предусмотрены операции изменения Configcode Counter, например, условный и безусловный переход, тогда адрес следующего конфигурационного код вычисляется иначе.

Пример и полученные результаты

Рассмотрим front-end компиляцию и исполнение конфигурационного кода на примере скалярного произведения двух векторов.

На рис. 8 изображено графовое представление алгоритма. Граф двудольный ориентированный с двумя типами вершин: данные, обо-

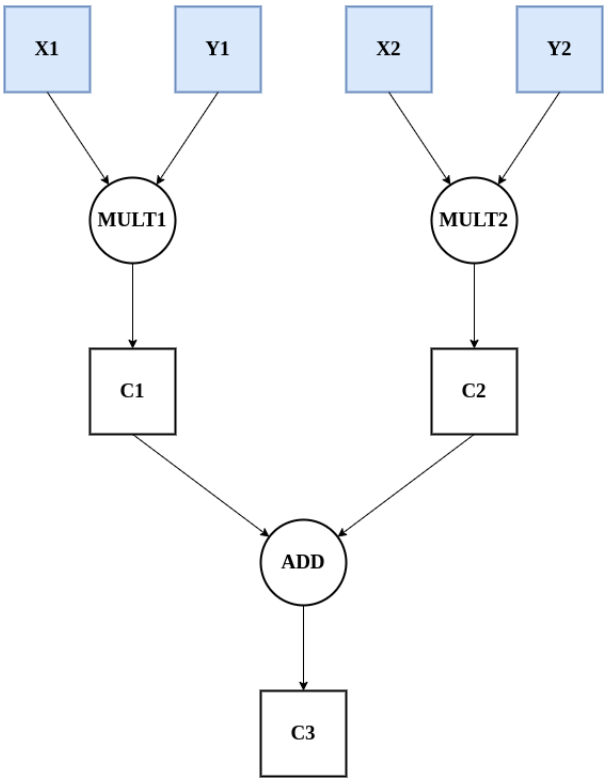


Рис. 8. Представление в виде двудольного графа алгоритма скалярного произведения

значенные квадратами, и операторы, представленные в виде кругов. Входными данными являются два одномерных двухэлементных вектора x и y, где $x1 = 121, x2 = 255, y1 = 320, y2 = 87$. Данные полные, т. е. все элементы векторов заданы, поэтому на представленном рисунке квадраты закрашены синим цветом.

Алгоритм, рассматриваемый на рис. 8, представляется в виде файла промежуточного представления программного кода в формате XML. Данный файл приведен на рис. 9.

В главный тег <program> вложено 3 терминальных тега <operator> с соответствующими идентификаторами: *mult1*, *mult2* и *add*. В свою очередь, в тег <operator id = “mult1”> вложено 3 тега <data>: *x1* и *y1* (входные) и *c1* (выходное). В тег с атрибутом *mult2* вложено 3 тега <data>: *x2* и *y2* (входные) и *c2* (выходное). И в последний тег <operator id = “add”> вложено 3 тега <data>: *c*1 и *c*2 (входные) и *c* (выходное). Данное *c* является результатом. В рассматриваемом примере значения данных указаны в атрибуте value.

Сформированный XML-файл считывается front-end компилятором. На этапе разбора XML-файла промежуточного представления программного кода полученное дерево тегов разбирается и транслируется в 3 объекта класса операторов, 7 объектов класса данных и 9 объектов класса связей. Результаты разбора представлены на рис. 10.

Полученные объекты промежуточного представления проецируются в объекты конфигурационного кода [3]. Сначала происходит заполнение Control Section. Результат заполнения представлен на рис. 11.

Затем заполняется DO Section, состоящая из DO Config и ASF Config. Результат заполнения представлен на рис. 12.

```
<program name ="inner product Terminal">

  <operator id="mult1" type ="Terminal" opcode = "3">
    <data id="x1" path = "" connect_type ="input" order ="1" access_time ="10"  value = "121"/>
    <data id="y1" path = "" connect_type ="input" order ="2" access_time ="10"  value = "320"/>
    <data id="c1" path = "" connect_type ="output" order ="1" access_time ="10" value = ""/>
  </operator>

  <operator id="mult2" type ="Terminal" opcode = "3">
    <data id="x2" path = "" connect_type ="input" order ="1" access_time ="10"  value = "255"/>
    <data id="y2" path = "" connect_type ="input" order ="2" access_time ="10"  value = "87"/>
    <data id="c2" path = "" connect_type ="output" order ="1" access_time ="10" value = ""/>
  </operator>

  <operator id="add" type ="Terminal" opcode = "1">
    <data id="c1" path = "" connect_type ="input" order ="1" access_time ="10" value = ""/>
    <data id="c2" path = "" connect_type ="input" order ="2" access_time ="10" value = ""/>
    <data id="c" path = "" connect_type ="output" order ="1" access_time ="10" value = ""/>
  </operator>
</program>
```

Рис. 9. XML-файл промежуточного представления программного кода

```
----- parseSWIR
Operators
id = mult1, type = Terminal, opcode = 3
id = mult2, type = Terminal, opcode = 3
id = add, type = Terminal, opcode = 1
 -
Data
id = x1, path = , access_time = 10, value = 121
id = y1, path = , access_time = 10, value = 320
id = c1, path = , access_time = 10, value =
id = x2, path = , access_time = 10, value = 255
id = y2, path = , access_time = 10, value = 87
id = c2, path = , access_time = 10, value =
id = c, path = , access_time = 10, value =
 -
link
data_id = x1, op_id = mult1, dir = 0, data_order = 1
data_id = y1, op_id = mult1, dir = 0, data_order = 2
data_id = c1, op_id = mult1, dir = 1, data_order = 1
data_id = x2, op_id = mult2, dir = 0, data_order = 1
data_id = y2, op_id = mult2, dir = 0, data_order = 2
data_id = c2, op_id = mult2, dir = 1, data_order = 1
data_id = c1, op_id = add, dir = 0, data_order = 1
data_id = c2, op_id = add, dir = 0, data_order = 2
data_id = c, op_id = add, dir = 1, data_order = 1
 -
```

Рис. 10. Результаты разбора XML-файла front-end компилятором

```
Control Section:
  LCF: 1, NAF: 0,
  Task_ID: 1, RPI_version: 1,
  Reference_ID: 1, Impl_version: 1,
  Developer_ID: 1, Creation_Date: 2022
```

Рис. 11. Результат заполнения Control Section

На этапе проецирования в объекты конфигурационного кода APE Section заполняется последней. Результат заполнения представлен на рис. 13.

На последнем этапе реализованного front-end компилятора создается входной файл для RVM, используя объекты конфигурационного кода, полученные на предыдущем этапе. Полученный бинарный файл представлен на рис. 14 в шестнадцатеричном виде.

Далее RVM на вход получает бинарный файл, называемый конфигурационным кодом, в соответствии с которым выполняет инициализацию и конфигурацию внутренних блоков. В результате конфигурируются 7 объектов данных, которые представлены на рис. 15. Для хранения данных в конфигурационном коде используется порядок байт от старшего к младшему, поэтому содержимое объектов данных преобразуется в соответствии с порядком байт на целевой платформе (в рассматриваемом примере от младшего к старшему).

```
DO Section:
  N_DO: 7
  DO_Config:
    DO_ID: 0, size: 4, access_time: 10, length: 4, data: 0 0 0 79
    DO_ID: 1, size: 4, access_time: 10, length: 4, data: 0 0 1 40
    DO_ID: 2, size: 4, access_time: 10, length: 0, data:
    DO_ID: 3, size: 4, access_time: 10, length: 4, data: 0 0 0 ff
    DO_ID: 4, size: 4, access_time: 10, length: 4, data: 0 0 0 57
    DO_ID: 5, size: 4, access_time: 10, length: 0, data:
    DO_ID: 6, size: 4, access_time: 10, length: 0, data:
  ASF_Config:
    DO_ID: 0, Number of APEs connected with DO: 1, APE_KP (APE:PORT) = [ 0:1 ]
    DO_ID: 1, Number of APEs connected with DO: 1, APE_KP (APE:PORT) = [ 0:2 ]
    DO_ID: 2, Number of APEs connected with DO: 2, APE_KP (APE:PORT) = [ 0:3, 2:1 ]
    DO_ID: 3, Number of APEs connected with DO: 1, APE_KP (APE:PORT) = [ 1:1 ]
    DO_ID: 4, Number of APEs connected with DO: 1, APE_KP (APE:PORT) = [ 1:2 ]
    DO_ID: 5, Number of APEs connected with DO: 2, APE_KP (APE:PORT) = [ 1:3, 2:2 ]
    DO_ID: 6, Number of APEs connected with DO: 1, APE_KP (APE:PORT) = [ 2:3 ]
```

Рис. 12. Результат заполнения DO Section

```
APE Section:
  N_APE: 3
  APE_Config:
    APE_ID: 0, op code: 3, T: 0, NN: 3, cost: 10, time: 10, access type: 0 0 1
    APE_ID: 1, op code: 3, T: 0, NN: 3, cost: 10, time: 10, access type: 0 0 1
    APE_ID: 2, op code: 1, T: 0, NN: 3, cost: 10, time: 10, access type: 0 0 1
```

Рис. 13. Результат заполнения APE Section

```
80 01 01 01 01 00 01 07 E6 07 00 00 00 00 04 00
00 00 0A 04 00 00 00 79 00 01 00 01 01 00 00 00
04 00 00 00 0A 04 00 00 01 40 01 01 00 02 02 00
00 00 04 00 00 00 0A 00 02 02 00 03 02 01 03 00
00 00 04 00 00 00 0A 04 00 00 00 FF 03 01 01 01
04 00 00 00 04 00 00 00 0A 04 00 00 00 57 04 01
01 02 05 00 00 00 04 00 00 00 0A 00 05 02 01 03
02 02 06 00 00 00 04 00 00 00 0A 00 06 01 02 03
00 03 00 00 00 00 00 03 30 00 0A 00 0A 04 00 01
00 00 00 03 30 00 0A 00 0A 04 00 02 00 00 00 01
30 00 0A 00 0A 04
```

Рис. 14. Входной файл для RVM в 16-ричном виде (размер 166 байт)

```
Astract Processing Elements
id 0, cost 10, time 10, opcode 3
  0 port: 0
  1 port: 0
  2 port: 1

id 1, cost 10, time 10, opcode 3
  0 port: 0
  1 port: 0
  2 port: 1

id 2, cost 10, time 10, opcode 1
  0 port: 0
  1 port: 0
  2 port: 1
```

Рис. 16. Абстрактные вычислительные элементы после конфигуирования

Также конфигурируются 3 абстрактных вычислительных элемента, представленных на рис. 16.

Далее конфигурируется абстрактная коммутационная структура, включающая в себя 7 портов данных, 9 портов вычислений и 9 коннекторов. Конфигурирование ASF представлено на рис. 17.

После конфигурирования на RVM исполняется конфигурационный код и полученный результат вычислений представлен на рис. 18. Видно, что все объекты данных имеют пустое состояние, кроме последнего. Данное с идентификатором 6 и является результатом вычисления представленного алгоритма скалярного произведения векторов.

```
Data Objects
id 0, size 4, accessTime 10
status: id 0, state 1, accessType 0, exception 0
data: 79 0 0 0

id 1, size 4, accessTime 10
status: id 1, state 1, accessType 0, exception 0
data: 40 1 0 0

id 2, size 4, accessTime 10
status: id 2, state 0, accessType 0, exception 0
data: 0 0 0 0

id 3, size 4, accessTime 10
status: id 3, state 1, accessType 0, exception 0
data: ff 0 0 0

id 4, size 4, accessTime 10
status: id 4, state 1, accessType 0, exception 0
data: 57 0 0 0

id 5, size 4, accessTime 10
status: id 5, state 0, accessType 0, exception 0
data: 0 0 0 0

id 6, size 4, accessTime 10
status: id 6, state 0, accessType 0, exception 0
data: 0 0 0 0
```

Рис. 15. Объекты данных после конфигурации

Вывод

В данной статье была рассмотрена front-end компиляция и исполнение конфигурационного кода на Radio Virtual Machine, в том числе на примере программы, реализующей алгоритм скалярного произведения векторов. Для реализации front-end компилятора и Radio Virtual Machine используется язык C++. На данный момент реализована первая рабочая версия front-end компилятора и RVM. Для front-end компилятора реализованы такие этапы как, разбор файла промежуточного представления программного кода, проецирование объектов промежуточного представления в объекты конфигурационного кода и создание входного файла для Radio Virtual Machine. В свою очередь, для RVM реализована инициализация, конфигурирование и исполнение конфигурационного кода.

```
Abstract Switch Fabric
data ports related 7:
0 1 2 3 4 5 6
processing ports related 9:
(APE Id, port):
(0:0) (0:1) (0:2) (2:0) (1:0) (1:1) (1:2) (2:1) (2:2)
connectors 9:
(dataPortId, processingPortId, dir):
(0:0:0) (1:1:0) (2:2:1) (2:3:0) (3:4:0) (4:5:0) (5:6:1) (5:7:0) (6:8:1)
```

Рис. 17. Абстрактная коммутационная структура после конфигурирования

```
Data Objects
id 0, size 4, accessTime 10
status: id 0, state 0, accessType 0, exception 0
data: 0 0 0 0

id 1, size 4, accessTime 10
status: id 1, state 0, accessType 0, exception 0
data: 0 0 0 0

id 2, size 4, accessTime 10
status: id 2, state 0, accessType 0, exception 0
data: 0 0 0 0

id 3, size 4, accessTime 10
status: id 3, state 0, accessType 0, exception 0
data: 0 0 0 0

id 4, size 4, accessTime 10
status: id 4, state 0, accessType 0, exception 0
data: 0 0 0 0

id 5, size 4, accessTime 10
status: id 5, state 0, accessType 0, exception 0
data: 0 0 0 0

id 6, size 4, accessTime 10
status: id 6, state 1, accessType 0, exception 0
data: e9 ed 0 0
```

Рис. 18. Результат вычислений RVM

В дальнейшем необходимо модернизировать реализации front-end компилятора и Radio Virtual Machine, чтобы иметь возможность компилировать и исполнять более сложные алгоритмы с разной гранулярностью операторов. Для этого необходимо усовершенствовать Radio Library, добавив в нее новые операции, включая операции над всеми типами данных, описанными в стандарте языка C.

Библиографический список

1. ETSI White Paper No. 38. Software Radio Reconfiguration: A modular Software Reconfiguration approach for radio equipment in general. URL: https://www.etsi.org/images/files/ETSIWhitePapers/etsi_WP38_RRS.pdf (дата обращения: 06.12.2022).

2. Radio Virtual Machine. URL: https://docbox.etsi.org/Workshop/2016/201601_FUTURERADIOTECHNOL_WORKSHOP/S03_RECONFIGURABLE_RADIO_ADAPTIVE_AIR_sINTERFACES/RADIO_VIRTUAL_MACHINE_paper.pdf (дата обращения: 05.12.2022).

3. ETSI EN 303 681-4 V1.1.2 (2020-06). Reconfigurable Radio Systems (RRS); Radio Equipment (RE) information models and protocols for generalized software reconfiguration architecture; Part 4: generalized Radio Programming Interface (gRPI). URL: https://www.etsi.org/deliver/etsi_en/303600_303699/30368104/01.01.02_60/en_30368104v010102p.pdf (дата обращения: 04.12.2022).

4. Extensible Markup Language (XML) 1.1 (Second Edition) URL: https://www.w3.org/TR/xml11/ (дата обращения: 04.12.2022).

УДК 004.057.4 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-182-191**

А. А. Каширина*
ассистент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ КОМПЬЮТЕРНЫХ ПРОГРАММ СХЕМОТЕХНИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

В статье представлен анализ компьютерных программ схемотехнического моделирования (Electronics Workbench 5.12, Micro-Cap 12, Multisim 14, Proteus Design Suite 8, EasyEDA, 123D Circuits, TinaCloud). Рассмотрены достоинства и недостатки анализируемых программ в отношении применения их к лабораторному практикуму для обучения студентов.
Ключевые слова: *схемотехническое моделирование, анализ электронных схем, SPICE-модели, библиотека компонентов.*

A. A. Kashirina*
Assistant
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

COMPARATIVE ANALYSIS OF COMPUTER PROGRAMS FOR CIRCUIT SIMULATION

The article presents an analysis of computer programs for circuit simulation (Electronics Workbench 5.12, Micro-Cap 12, Multisim 14, Proteus Design Suite 8, EasyEDA, 123D Circuits, TinaCloud). The advantages and disadvantages of the analyzed programs are considered in relation to their application to a laboratory workshop for teaching students.
Keywords: *circuit modeling, electronic circuit analysis, SPICE models, component library.*

Введение

В связи с развитием современных компьютерных технологий существенно изменились подходы к решению проблем проектирования электронных устройств. Физическое проектирование устройства связано с большими материальными затратами, поскольку требуется изготовление макетов и их трудоемкое исследование при помощи приборов. При этом большинство ошибок допускается на ранних стадиях проектирования, когда спецификации принимаются в форме, не допускающей моделирования. Просчеты обнаруживаются на более поздних стадиях, на этапе тестового стенда или уже в изготовленном оборудовании. Затраты на исправление большинства ошибок увеличиваются по мере работы над проектом вплоть до их окончательного выявления на этапе проверки, например при проектировании микросхемы, когда недостатки выявляются при испытании кремниевой пластины после ее получения от изготовителя. Это означает, вопервых, чрезвычайно высокую стоимость исправления ошибок и возвращение к этапу проектирования, а вовторых, потерю многих месяцев на исправление ошибки, дополнительную проверку и отправление на завод для повторного изготовления. В результате изделие выходит на рынок с опозданием, а объемы продаж и прибыли сокращаются. Часто физическое моделирование просто невозможно из-за чрезвычайной сложности устройства. Тогда прибегают к математическому моделированию с использованием компьютерных программ.

В настоящее время компьютерное моделирование является одним из важнейших этапов разработки и проектирования различных устройств. Его история началась с попыток внедрения автоматизации в проектные работы по созданию устройств микросхемотехники, такие как размещение компонентов и функциональных узлов, разводка печатных плат, оптимизация электронных устройств, их технических и технологических характеристик [1].

Широкое внедрение в инженерную практику современных электронно-вычислительных машин значительно усилило роль систем автоматического проектирования (САПР) и его важнейшего компонента – систем схемотехническо-

го моделирования. Интегральные схемы сделали возможным производство более совершенных и дешевых ЭВМ, а те, в свою очередь, облегчили проектирование новых интегральных схем. Технологический процесс сделал возможным проектирование больших функциональных блоков, содержащих в одной схеме тысячи взаимосвязанных транзисторов. Очевидно, разработка такой схемы невозможна при экспериментальной отладке на макете.

Также компьютерное моделирование является хорошим средством для обучения и подготовки специалистов. Внедрение САПР в практику разработки электронной аппаратуры потребовало внести в учебные программы технических специальностей разделы и дисциплины, связанные с расчетом и оптимизацией электронных схем на ЭВМ.

Организация лабораторных работ при всех видах обучения, проектирование вычислительных устройств в выпускных квалификационных работах и при разработке новой техники, учебно- и научно-исследовательская работа студентов, магистрантов и аспирантов – вот некоторые приложения, подтверждающие важность изучения методов и получения навыков компьютерного моделирования в учебной, научной и практической деятельности специалиста в области вычислительной техники.

В данной статье будет произведен сравнительный анализ наиболее популярных компьютерных программ схемотехнического моделирования.

Electronics Workbench 5.12

Данная программа простая, наглядная, бесплатная. Electronics Workbench 5.12 предназначена для моделирования цифровых и аналоговых электронных схем и анализа их электрических параметров в различных режимах. Эта программа имеет довольно простой интерфейс (рис. 1) и большую библиотеку элементов.

Electronics Workbench 5.12 можно назвать виртуальной лабораторией [2]. В процессе создания электрической схемы нужные компоненты

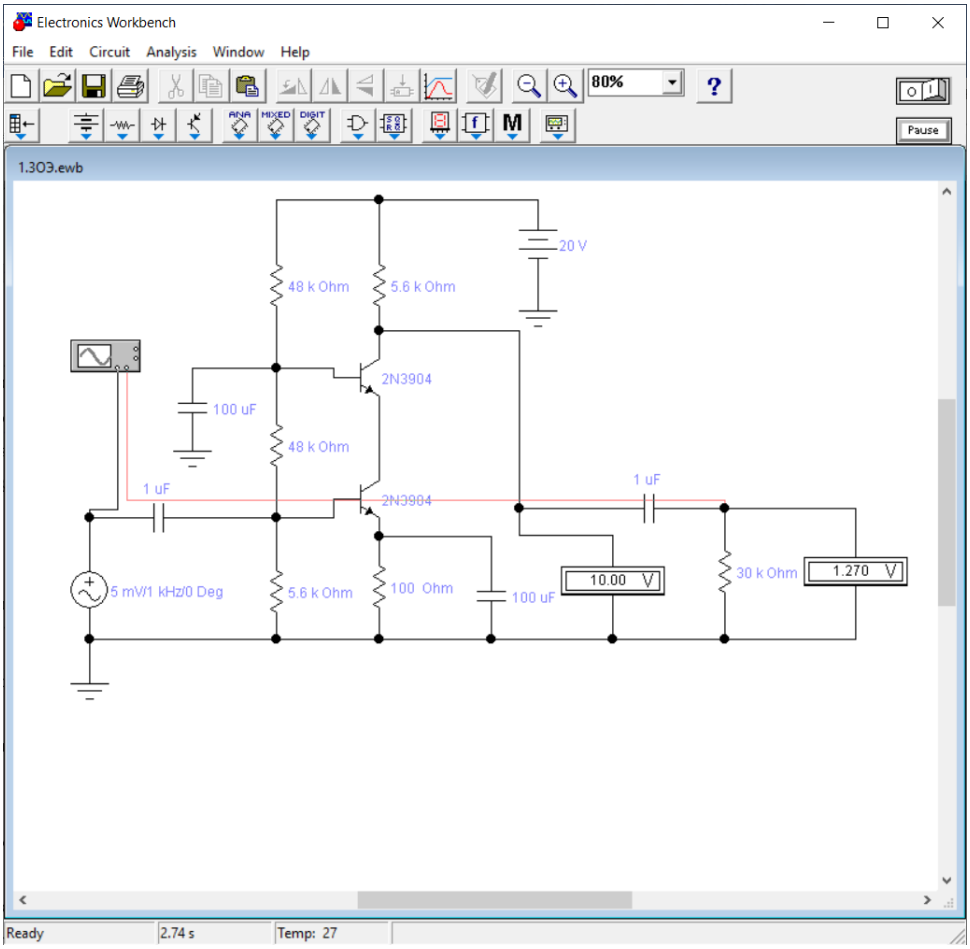


Рис. 1. Внешний вид рабочего окна Electronics Workbench 5.12

можно вызвать, нажав соответствующую иконку на панели инструментов. Далее при двойном щелчке мышки по значку компонента можно задать нужные параметры элемента. Проводники на схеме автоматически прорисовываются под прямым углом, что является безусловным преимуществом данной программы. Для анализа схемы и контроля результатов измерения в схему могут быть добавлены контрольно-измерительные приборы: осциллограф, вольтметр, амперметр, боде-плоттер и другие. Когда схема собрана в верхнем правом углу рабочей области нажимают тумблер для запуска анализа работы схемы. Тогда на осциллограмме можно наблюдать в режиме реального времени построение графиков прохождения сигнала, а также показания значений измерительных приборов. Это безусловно является преимуществом. В программе Electronics Workbench 5.12 можно производить анализ по постоянному току, частотный анализ, построение временных диаграмм, анализ по методу Фурье и Монте-Карло. К недостаткам программы Electronics Workbench 5.12 можно отнести довольно примитивный внешний вид интерфейса и компонентов.

Micro-Cap 12

Программа схемотехнического анализа Micro-Cap 12 (Microcomputer Circuit Analysis Program) пользуется достаточно большой популярностью. Она имеет удобный, дружественный интерфейс и предъявляет скромные требования к программно-аппаратным средствам персонального компьютера.

Micro-Cap 12 позволяет анализировать аналоговые, цифровые и смешанные (аналого-цифровые) устройства, осуществлять синтез пассивных и активных фильтров [3]. Программа Micro-Cap 12 доступна в двух версиях: демонстрационной и полнофункциональной. Демонстрационная версия является бесплатной, но обладает практически всеми возможностями полнофункциональной версии. В демонстрационной версии можно моделировать схемы, количество компонентов которых не превышает 50, также некоторые расчеты проходят медленнее, несколько ограничена библиотека компонентов и нет встроенной программы создания собственных моделей, но все вышеперечисленные ограничения не влияют на решение задач моделирования электронных схем на лабораторных и практических занятиях.

Micro-Cap 12 отличается от похожих программ более совершенными моделями электронных компонентов и алгоритмами расчетов. Полная совместимость со SPICE-моделями и SPICE-схемами в сочетании с развитыми возможностями конвертирования позволяет использовать в Micro-Cap 12 все разработки и модели, предназначенные для пакетов ORCAD и PCAD. Также в Micro-Cap 12 предусмотрены

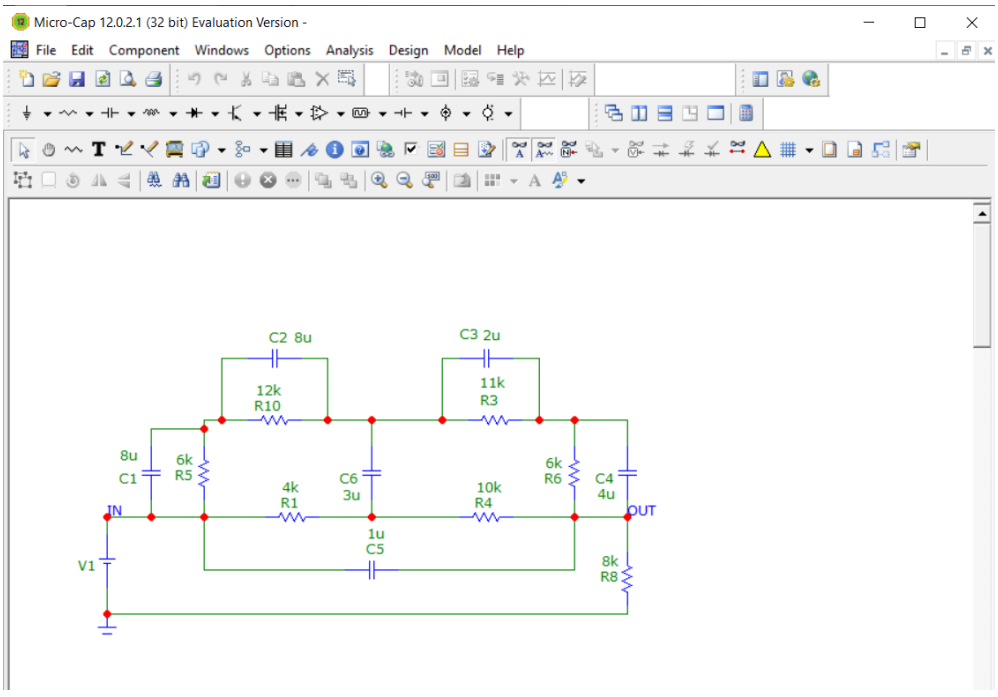


Рис. 2. Внешний вид рабочего окна Micro-Cap 12

возможности для анализа силовых преобразовательных устройств. В библиотеки данной программы содержится большое число обобщенных ШИМ-контроллеров и непрерывных моделей основных типов преобразователей напряжения для анализа устойчивости стабилизированных источников питания на их основе.

В отличие от программы Electronics Workbench 5.12 в Micro-Cap 12 нет имитации измерительных приборов, поэтому проектируемые схемы имеют довольно компактный вид. Но в то же время, чтобы увидеть графики и временные диаграммы работы схемы, необходимо открывать дополнительные окна. Переключаться между окнами со схемой и графиками бывает не всегда удобно.

Возможности программы Micro-Cap 12 очень велики. К графическим возможностям программы можно отнести: создание для каждого компонента нескольких вариантов условно-графического отображения (УГО) (американского, европейского или иного стандарта), построение различных геометрических фигур в рабочей области и на схеме, чтобы выделить функциональные блоки, отображение номеров узлов, использование «растягивающихся проводников», которые при перемещении электронного компонента не прерывают электрических соединений.

После того, как электрическая схема построена, вызывается команда запуска различных режимов моделирования. В Micro-Cap 12 предусмотрены следующие режимы анализа: Transient (анализ переходных процессов), AC (частотный анализ схемы), DC (анализ по постоянному току), Dynamic DC (динамический анализ по постоянному току), Dynamic AC (динамический частотный анализ) и другие. В отдельном окне происходит построение графиков исследуемых сигналов. Далее производят обработку результатов анализа. Для удобства анализа можно использовать масштабирование и панорамирование. Также программа позволяет указывать координаты выбранной точки графика, искать минимальное и максимальное значения графика, перемещать правый и левый курсоры по графику в заданные координаты.

NI Multisim 14

Multisim 14 – это редактор схем и приложение для их симуляции, входящее в систему разработки электрических схем, систему средств EDA (Electronics Design Automation) [4]. Существует несколько версий программы Multisim 14. Версия Multisim Education предназначена для учебных заведений и включает в себя обучающие кур-

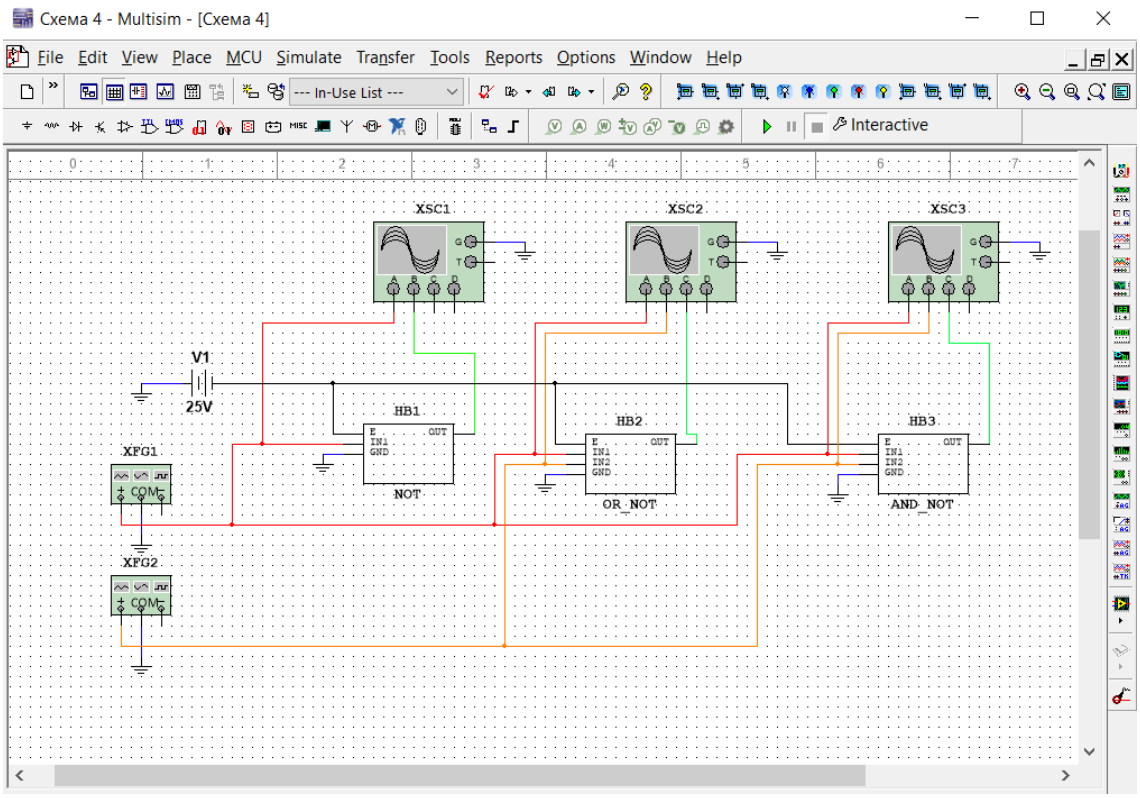


Рис. 3. Интерфейс программы Multisim 14

сы, подготовленные аппаратные решения и рабочие учебники. Версия Multisim Professional специально создана для быстрого прототипирования и решения задач оптимизации соединений.

Система схемотехнического моделирования Multisim 14 представляет собой удобное и практичное средство, разрешающее моделировать электрические схемы, анализировать их работу и разводить печатные платы. Компонентная база программы состоит из огромного количества элементов. Библиотека элементов содержит более 2000 SPICE-моделей компонентов. Разнообразие подключаемых к схеме виртуальных приборов Multisim 14 позволяет быстро увидеть результат с помощью имитации реальных событий. А специальные интерактивные элементы (переключатели, потенциометры) позволяют в режиме реального времени производить изменения элемента с одновременным отражением этого в имитации.

На рис. 3 показан интерфейс программы Multisim 14.

В процессе анализа исследуемой схемы сначала из окна редактора схем считываются сведения обо всех компонентах схемы, номинальных значениях и соединениях элементов. Далее выполняется проверка правильности сборки схемы и введенных данных о компонентах, после чего данные о компонентах схемы заменяются их математическими SPICE-моделями. При обнаружении критической ошибки эмуляция прерывается. В таком случае для решения возникшей проблемы разработчику необходимо проверить анализируемую схему и убедиться, что в ней нет разорванных соединений, все компоненты схемы правильно включены в цепь. Если проблема все же осталась, нужно проверить правильность пользовательских значений параметров компонентов схемы, а также установок моделирования. Если же ошибок не было обнаружено, Multisim 14 на основании введенных сведений о компонентах схемы выполнит автоматическое составление и решение численными методами системы линейных, нелинейных или дифференциальных уравнений. Результаты анализа отображаются в окне плоттера Grapher, сохраняются для использования в постпроцессоре, записываются в журнал аудита [4].

В программе Multisim 14, также как и в Micro-Cap 12 доступны функции анализа электронных схем. Разработчик может настраивать для каждого анализа определенные параметры, значения переменных, установки моделирования.

Proteus Design Suite 8

Proteus Design Suite 8 – пакет программ для автоматизированного проектирования (САПР) электронных схем. Разработка компании Labcenter Electronics. Данная программа содержит большую библиотеку аналоговых и цифровых микросхем, датчиков, дискретных элементов: резисторов, конденсаторов, диодов, транзисторов и т. п., компонентов оптоэлектроники: дисплеи, светодиоды, оптопары и т. п. Также в программе Proteus 8 имеются виртуальные измерительные приборы: амперметры, вольтметры, осциллограф, логический анализатор, счетчик и другие.

Главным преимуществом и отличием Proteus 8 от других подобных программ для симуляции является возможность выполнять симуляцию работы микропроцессоров и микроконтроллеров [5]. Библиотека Proteus 8 содержит такие основные типы микроконтроллеров как AVR, ARM, PIC, Cortex.

В Proteus 8 полностью реализована концепция сквозного проектирования, т. е. если произвести изменения в логике работы схемы, то программный пакет внесет данные изменения в систему трассировки. Пакет программ Proteus 8 состоит из двух частей, двух подпрограмм: ISIS — программа синтеза и моделирования непосредственно электронных схем и ARES — программа разработки печатных плат. В модуле ARES можно увидеть 3D-модель печатной платы, что позволяет разработчику оценить проектируемое устройство еще на стадии разработки.

Вместе с программой устанавливается набор демонстрационных проектов для ознакомления. Программа Proteus 8 является платной, в бесплатной демонстрационной версии сохраняется полный функционал программы, но без возможности сохранения файлов.

На рис. 4 показан интерфейс программы Proteus 8.

После того как на рабочем поле программы собрана схема, ее запускают с помощью кнопки «Run», далее в формате реального времени происходит симуляция. При этом на измерительных устройствах и осциллографе можно наблюдать цифровые значения и графики, а на самой схеме рядом с выводами микросхем, светодиодов и т. д. появляются красные (высокий уровень сигнала) и синие (низкий уровень сигнала) квадратики, что наглядно демонстрирует работу схемы.

Далее будут рассмотрены несколько программ онлайн симуляторов электрических схем.

EasyEDA

EasyEDA – бесплатный онлайн симулятор для автоматизированного проектирования электронных устройств. В основе EasyEDA лежит облачный сервис, который производит все вычисли-

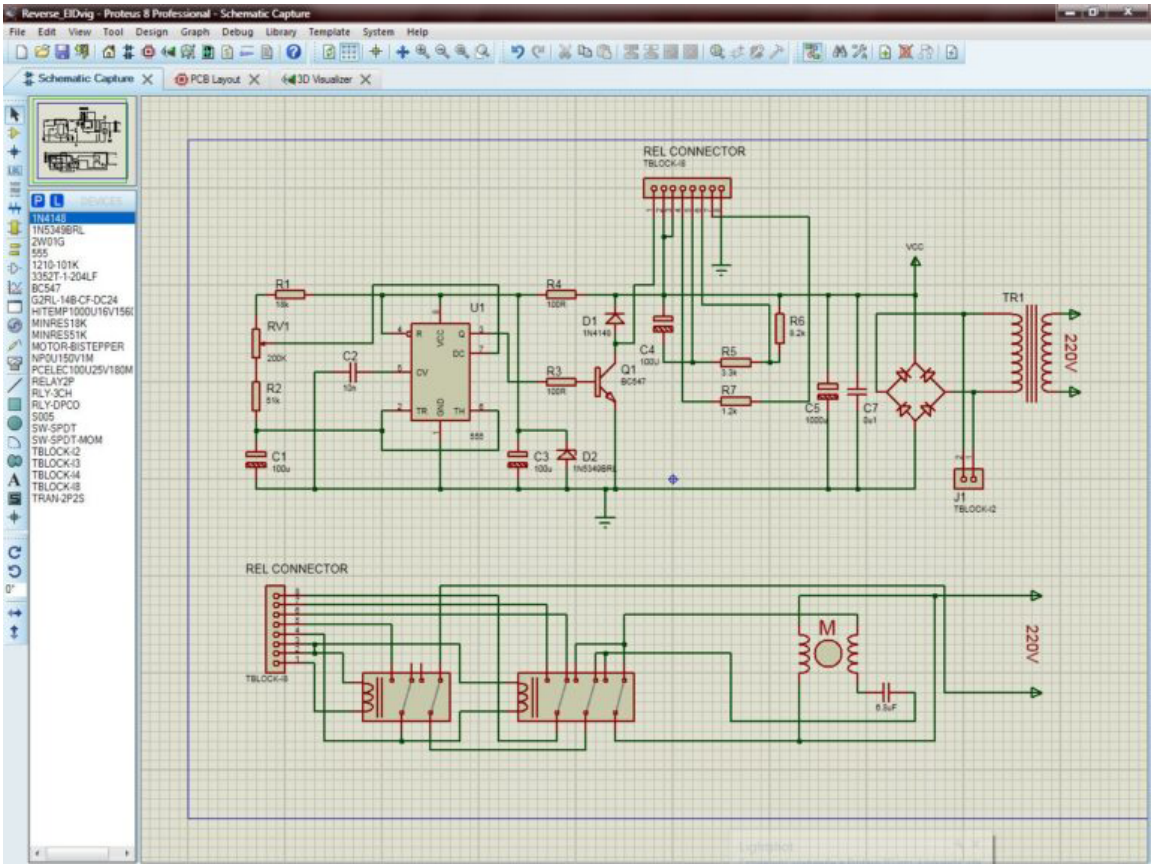


Рис. 4. Интерфейс программы Proteus 8

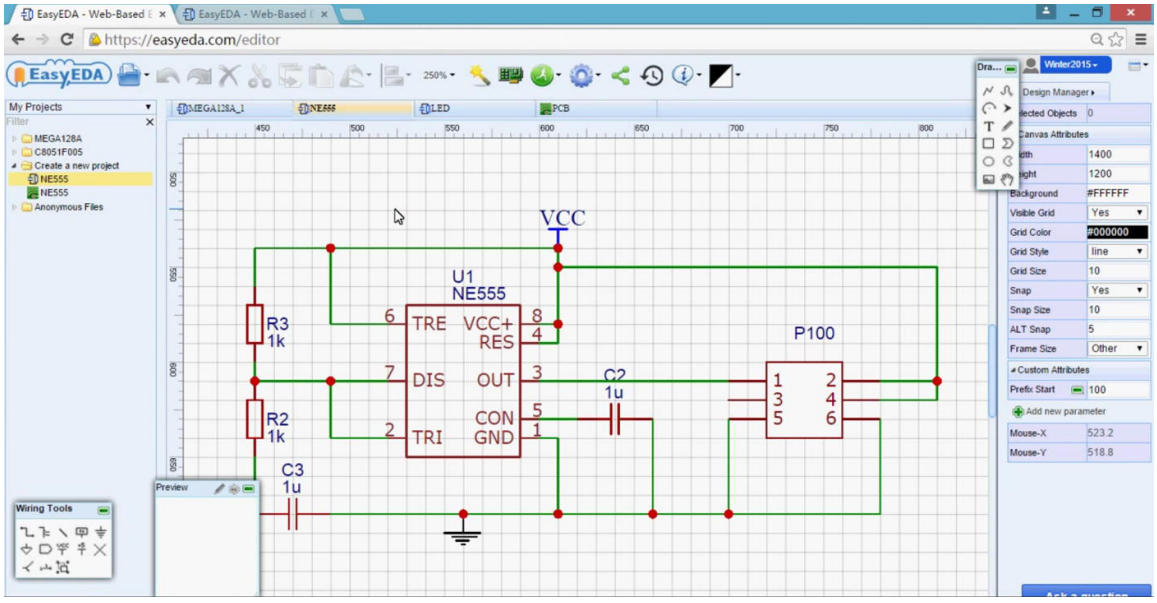


Рис. 5. Рабочее окно программы EasyEDA

тельные операции за счет мощных компьютеров, расположенных в Китае [6]. Таким образом, скорость выполнения задач моделирования зависит только от скорости интернет-соединения, а не от характеристик персонального компьютера. EasyEDA предоставляет широкий выбор возможностей моделирования: редактор схем электрических принципиальных, редактор печатных плат, автотрассировка печатных плат, визуализация печатной платы в 3D, создание файлов для производства (Gerber) печатной платы, возможность моделирования схем электрических принципиальных, экспорт в BOM (аналог спецификации) и многое другое.

После регистрации на сайте, запускается меню для создания нового проекта. Там указывается название проекта и выбираются параметры видимости (приватный или публичный). На рис. 5 показано рабочее окно программы EasyEDA.

Для размещения компонентов электрической схемы используются вкладки левого бокового меню. Вкладка **EElib** в основном используется для быстрого размещения простейших компонентов, например: резистор, транзистор, конденсатор, диод. Также здесь присутствует вкладка **Поиск библиотек**, в которой хранится более миллиона свежих библиотек с электронными компонентами. Все они доступны пользователям сервиса. Также можно создать свою библиотеку компонентов из уже существующих, в которую можно добавить, например, часто используемые компоненты, для дальнейшего редактирования их. Для создания связей между компонентами используется меню с выпадающим списком – **Соединения**. Здесь кроме проводников и шин, также находятся компоненты «земля», питание, порт и другие.

Для переключения системы в режим симуляции необходимо в левом верхнем углу изменить Std на Sim (рядом с иконкой EasyEDA). Данное переключение доступно только когда не ведется работа над каким-либо проектом и все закрыто. В режиме симуляции во вкладке **EElib** появляются контрольно-измерительные приборы: мультиметр, осциллограф, генератор сигналов.

Таким образом, EasyEDA отлично подходит для быстрого моделирования и симуляции электронных цепей. Также на сайте можно найти множество схем, которые создали другие пользователи. К недостаткам данной онлайн программы можно отнести то, что не для всех элементов в библиотеке созданы SPICE-модели. В таком случае проверка работы даже простых схем может оказаться невозможной.

123D Circuits

123D Circuits – бесплатный онлайн сервис для проектирования электронных схем и печатных плат, включающий поддержку аппаратно-вычислительной платформы Arduino [7]. 123D Circuits предлагает целый ряд полезных возможностей для работы в области схемотехники. После внесения данных учетной записи пользователю на выбор предлагается: создание новых схем, добавление компонентов или импорт цепей из программы Eagle. Основной особенностью 123D Circuits является имитация платформы Arduino с поддержкой плат ввода/вывода и возможностью редактирования программного кода из браузера в визуальном режиме (рис. 6).

Моделирование схем в графическом редакторе происходит путем переноса проводов и требуемых компонентов на стенд с дальнейшим подключением их к виртуальному процессору. Кроме того, имеются возможности проведения диагностики, анализа и интерактивной имитации работы схемы в режиме реального времени.

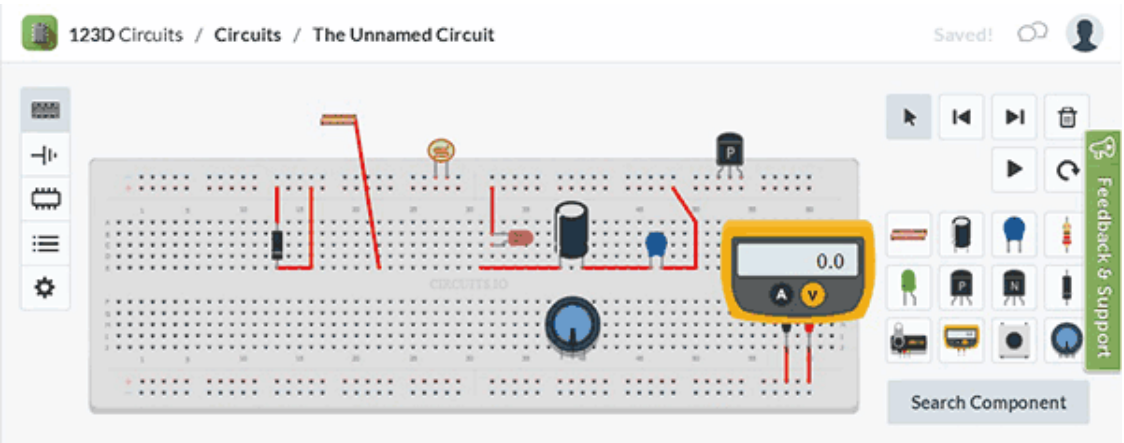


Рис. 6. Рабочее окно программы 123D Circuits

Библиотека компонентов в данной программе не велика, доступны лишь модели основных элементов: диод, светодиод, конденсатор, индуктивность, резистор, транзистор, а также кнопка, потенциометр, DC-мотор, мультиметр и некоторые другие. Мощный и одновременно простой редактор дает возможность добавления новых, требуемых в проекте радиокомпонентов. После окончания работы в графической части программа автоматически генерирует принципиальную электрическую схему разрабатываемого устройства и предлагает собственный вариант размещения компонентов на печатной плате (с возможностями редактирования). Кроме того, в приложении 123D Circuits создается перечень компонентов BOM (*Bill Of Materials*) и появляется опция заказа на изготовление многослойных печатных плат.

Для начала работы с виртуальной средой разработки 123D Circuits нужно зарегистрироваться на официальном сайте. На этом же сайте в разделе «Help» имеется подробная инструкция по работе с данным продуктом. Сервис 123D Circuits не поддерживает русскоязычный интерфейс и представлена только на английском языке.

Веб-приложение не требовательно к аппаратным средствам рабочих станций конечных пользователей. Достаточно лишь устойчивого, высокоскоростного соединения с интернет. Несмотря на то, что программа 123D Circuits рекомендована для создания схем электронных устройств среднего и высокого уровней сложности, некоторые этапы работы (в частности создание нового проекта, симуляция и анализ) занимают довольно длительное время.

Из недостатков данного ПО необходимо отметить бедный функционал, способный удовлетворить лишь начинающих радиолюбителей и студентов. Кроме того, некоторые пользователи отмечают высокую степень расхождения результатов симуляции схем с реальными значениями.

TinaCloud

TinaCloud – облачная многоязычная онлайн программа компьютерного моделирования схем. Она имеет усовершенствованные возможности, работает в браузере без установки на компьютер. TinaCloud – это мощный промышленный инструмент для онлайн-моделирования цепей, который позволяет анализировать и разрабатывать схемы аналоговых и цифровых цепей, микроконтроллеров, импульсных источников питания, включая коммуникационные, радиочастотные и оптоэлектронные схемы [8]. Также данная программа позволяет тестировать приложения микроконтроллера в среде смешанного контура, позволяет использовать SPICE-модели производителей и языки описания аппаратного обеспечения. TinaCloud простой в использовании и высокопроизводительный инструмент, который имеет уникальные возможности для среды обучения и дистанционного обучения.

TINACloud работает на большинстве операционных систем и компьютеров, включая ПК, Mac, iPads и другие планшеты – даже на многих смартфонах, смарт-телевизорах и устройствах для чтения электронных книг. Расчеты для электронного моделирования выполняются непосредственно на сервере компании, поэтому можно отметить отличную скорость при моделировании схем.

На рис. 7 показан интерфейс программы TinaCloud.

Чтобы спроектировать электронную схему в программе TINACloud нужно в меню инструментов выбрать **Редактор схем** и далее из представленных компонентов создать схему. Все компоненты разделены на несколько групп. Переключаясь между вкладками «Основные» – «Ключи» – «Измерительные приборы» – «Источники» и т. д., выбирают нужные элементы. Дважды щелкнув левой кнопкой мыши, задают параметры выбранного компонента. Следует отметить, что в TINACloud имеется автоматический элемент проводки. Все компоненты, по которым была проведена линия проводника, автоматически вставляются в схему. При этом, если в дальнейшем потребуется переместить компонент в схеме, проводники переместятся вслед за ним, используя возможность гибкости проводов. В TINACloud также можно проанализировать спроектированную схему. В раскрывающемся списке меню **Анализ** предусмотрены: анализ по постоянному току, анализ по переменному току, переходный процесс, цифровой, Фурье анализ, анализ шумов и другие.

Сравнительный анализ рассмотренных программ

В данном пункте приведено сравнение всех рассмотренных программ по параметрам, которые являются наиболее важными для моделирования и анализа электронных схем. Полученные результаты представлены в табл. 1. В таблице используются следующие сокращения: ПК – персональный компьютер, КИП – контрольно-измерительные приборы, МП – микропроцессоры, МК – микроконтроллеры.

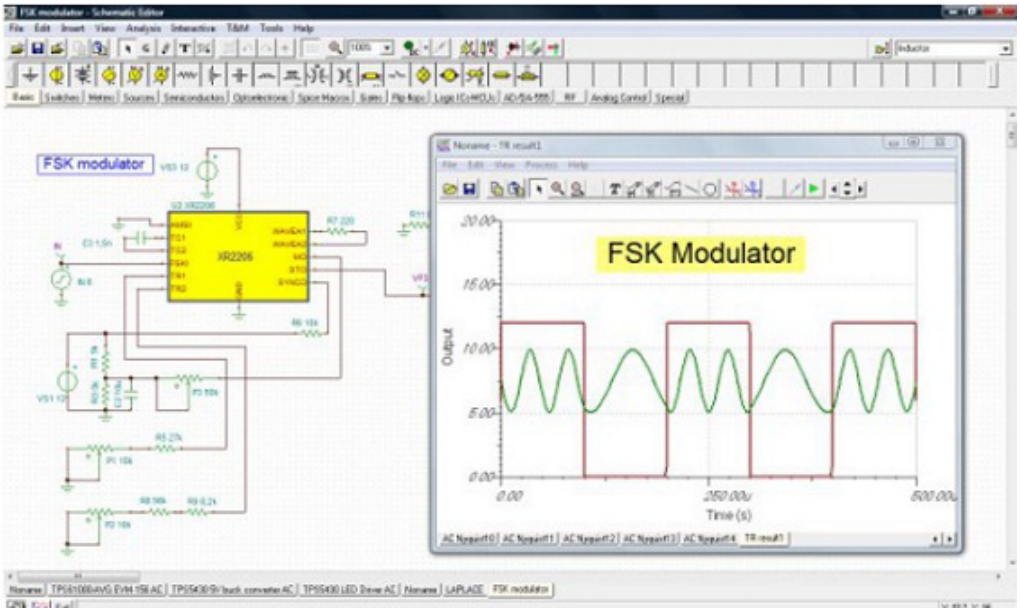


Рис. 7. Рабочее окно программы TinaCloud

Таблица 1

Сравнение характеристик программ схемотехнического моделирования

Программа / Параметры	Electronics Workbench 5.12	Micro-Cap 12	Multisim 14	Proteus 8	EasyEDA	123D Circuits	TinaCloud
Установка на ПК	+	+	+	+	–	–	–
Совместимость со SPICE-моделями	+	+	+	+	+	–	+
Сквозное проектирование	–	–	+	+	+	+	+
Симуляция работы МП и МК	–	–	–	+	–	–	–
Наличие КИП	+	–	+	+	+	+	+

Заключение

В данной статье приведен сравнительный анализ компьютерных программ схемотехнического моделирования: Electronics Workbench 5.12, Micro-Cap 12, Multisim 14, Proteus Design Suite 8, EasyEDA, 123D Circuits, TinaCloud. В статье показано, что почти все рассмотренные программы (кроме 123D Circuits) обладают рядом одинаковых свойств: для моделирования схем используются SPICE-модели компонентов и на основе заданных параметров происходит автоматическое составление и решение численными методами системы линейных, нелинейных или дифференциальных уравнений и построение графиков. Однако существует ряд признаков, которые отличают рассмотренные программы: удобство интерфейса, масштабность библиотек компонентов, наличие сквозного проектирования, требования к характеристикам персонального компьютера, стоимость.

Библиографический список

1. *Архипов С. Н., Чухров А. С.* Основы компьютерного моделирования устройств телекоммуникаций: учеб. пособие. Новосибирск: СибГУТИ, 2011. 159 с.

2. *Николаев С. Д.* Electronics Workbench – моделирование электронных схем. URL: https://powered-house.ru/electronic-workbench-modelirovanie-ehlektronnyh-skhem-skachat-programmu/ (дата обращения: 08.12.2022).

3. *Амелина М. А., Амелин С. А.* Программа схемотехнического моделирования Micro-Cap. Версия 9,10. Смоленск: Смоленский филиал НИУ МЭИ, 2013. 618 с.

4. *Колесникова Т. В.* Инструменты анализа схем электрических принципиальных в программной среде NI Multisim 12.0. Ч. 5 // Компоненты и технологии. 2015. № 5. С. 15–17.

5. *Забарило Д. И.* Proteus. Симуляция работы микроконтроллеров. URL: https://diodov.net/proteus-simulyatsiya-raboty-mikrokontrollerov/ (дата обращения: 08.12.2022).

6. *Дубков Н. А.* Руководство по работе с EasyEDA. URL: https://blog.dubkov.org/electronics/easyeda-starter-guide/ (дата обращения: 08.12.2022).

7. *Григорьев С. П.* 123D Circuit. URL: https://cxem.net/software/123D_circuits.php (дата обращения: 09.12.2022).

8. *Иванов М. Н.* Генерация сигналов с помощью VHDL и Spice подсхемы. URL: https://www.tina.com/ru/tinacloud/ (дата обращения: 08.12.2022).

УДК 796.06:378 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-192-194**

Н. Б. Кунтурова*
доктор педагогических наук, профессор
А. П. Ковалев*
доктор технических наук, профессор
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

СОВОКУПНОСТЬ ПЕДАГОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ ФОРМИРОВАНИЯ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ КОМПЕТЕНТНОСТИ У БУДУЩИХ ИНЖЕНЕРОВ

Рассматриваются педагогические условия формирования профессиональной компетентности у будущих инженеров: информационные; мотивационные; операционные; позитивная мотивация к самообразованию в сфере IT-деятельности; способности к анализу информации, позволяющие преподавателю определять цели, формирующие профессиональную компетентность будущего инженера и избирательно применять технологии обучения на занятиях по дисциплинам профессионального цикла.
Ключевые слова: *педагогические условия, технология обучения, технология управления, профессиональная компетентность инженера.*

N. B. Kunturova*
Dr. Sc., Pedagogic, Professor
A. P. Kovalev*
Dr. Sc., Tech., Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

THE SET OF PEDAGOGICAL CONDITIONS FOR THE FORMATION OF PROFESSIONAL COMPETENCE IN FUTURE ENGINEERS

The pedagogical conditions for the formation of professional competence of future engineers are considered: informational; motivational; operating rooms; positive motivation for self-education in the field of IT activities; the ability to analyze information, allowing the teacher to determine the goals that form the professional competence of the future engineer and selectively apply teaching technologies in the classroom in the disciplines of the professional cycle.
Keywords: *pedagogical conditions, teaching technology, management technology, professional competence of an engineer.*

Полноценное развитие личности возможно при системном подходе к процессу воспитания и образования. Профессиональная компетентность инженера предполагает способность осуществлять действия различной профессиональной сложности в соответствии с ситуацией. Педагогические условия формирования профессиональной компетентности инженера оказывают существенное влияние на развитии личности в целом.

Для успешного обучения важным аспектом является личностное целеполагание и мотивация обучающегося. Эти вопросы широко представлены в трудах Сластенина В. А. [1], Маркова А. К. [13], Кузьминой Н. В. [4], Шадриков В. Д. [6], что позволяет сделать вывод о существовании двух подходов к целеполаганию: образу-идеалу и задаче.

Рассматривая с психологической точки зрения «цель-образ» основывается на когнитивное содержание, а «цель – задача» – на мотивационное.

При развитии системы управления субъект переходит на уровень самоуправления, содержащий аксиологический компонент, определяющий мотивы, потребности, побуждающие наполненную личностным смыслом деятельность, которая ведет к достижению целей.

Цель (внутренняя/внешняя) должна быть позитивно-направленной на развитие и осознаваться личностью, как отмечено Е. П. Ильиным факторы внешние трансформируются во внутренние в процессе мотивации [8], Леонтьева А. Н. полагает, что осознанный мотив выполняет роль общей цели, за счет осознанности переходящий в мотив-цель. Таким образом, системообразующим звеном любой деятельности являются цели, определяемые потребностями, ценностями и мотивами.

Одной из задач педагогики является формирование мотивов обучения, представляющих

собой глубокие психологические образования, определяемые субъектом обучения [3, 10].

Условия для формирования мотивов учебной и профессиональной деятельности в вузе нужно создавать, это требует наличия специальных знаний и качеств у преподавателей вуза: нравственных ценностей, понимания их смысла и умения донести до обучающихся; умения показать, как правильный осознанный выбор мотива влияет на профессиональную деятельность человека.

Профессиональная компетентность представляет собой интегральную характеристику деловых и личностных качеств специалиста, включает социально-нравственную позицию личности, знания, умения, опыт, мотивационную, информационную, операционную готовность специалиста к самообразованию для достижения целей профессиональной деятельности.

В трудах Марковой А. К. анализируется профессиональная деятельность, которая формирует группы мотивов, такие как «мотивы проявления личности в профессии; мотивы профессионального общения; мотивы профессиональной деятельности; мотивы понимания предназначения профессии» [2].

Нравственные ценности, такие как свобода, ответственность, гуманизм, самосознание, долг становятся мотивами обучения и овладения профессиональной деятельностью, при условии, что в процессе обучения преподаватели применяют разнообразные технологии обучения, например, технология эмоционального стимулирования, способствующая формированию позитивного отношения обучению и развитию личности в целом.

Технология обучения, способствующая развитию личности, позволяет индивидуально приобретать и креативно реализовывать приобретенные знания, осуществлять планирование, прогноз и оценку результатов самостоятельной деятельности, получаемых решений, быть ответственным за себя и свое окружение, выстраивать поддерживающие отношения с людьми, отношения сотрудничества [14, 15].

Применение технологии управления (LMS – *Learning Management System*) обучающимся позволит ему овладеть умением выстраивать профессиональные взаимоотношения опираясь на нравственные ценности (сотрудничество, ответственность, самостоятельность) [5, 7, 14]. Как следствие, при овладении личностью технологией управления и осознании приобретенных умений, она сама становится субъектом профессиональной деятельности.

Если субъект сознательно осуществляет управление своим развитием, то он: выбирает цели самосовершенствования, пути и средства их достижения; может оценивать свои возможности (самоконтроль) и уровень своего развития; может осуществлять самокоррекцию в целях достижения более высокого уровня развития, что и представляет полноценную реализацию собственного развития.

Все перечисленные положения представляют собой педагогические условия проведения обучения с целью формирования профессиональной компетентности обучающихся средствами дисциплин профессионального цикла.

Одним из важных условий развития профессиональной компетентности является умение осуществлять самостоятельную (целеустремленность, ответственность, преодоление интуитивизма) деятельности продуктивно осмысливая ее результаты.

Одним из доминирующих профессионально важных качеств, по мнению А. К. Марковой, является способность личности к рефлексии в отношении собственной профессиональной деятельности, что напрямую связано с профессиональным самосознанием.

Под профессиональным самосознанием человека понимают комплексность его представлений о себе как об элементе профессионального сообщества, носителе профессиональных традиций, норм, правил, моделей деятельности, соответствующих рассматриваемому профессиональному сообществу. Именно профессиональное самосознание личности закладывает основы профессионального мировоззрения и служит почвой для развития специалиста высокого уровня.

Развитие профессионального самосознания будущего инженера способствует глубокому понимаю результатов его собственной деятельности, осмыслению эмоциональных состояний, возникающих в процессе профессиональной деятельности, осознанию необходимости развития профессиональных и личностных качеств, востребованных в профессиональной деятельности.

Содержанием деятельности, анализ результатов по степени достижения поставленной цели (элемент цикла управления), является рефлексия, которую можно разделить на две составляющих: психологическую и деятельностную. Первая предполагает понимание причин своего эмоционального состояния, мотивов своего профессионального поведения, своего отрицательного отношения, вторая предполагает осуществление анализа собственной деятельности, вычленение ее алгоритма и закономерностей, оценка ее эффективности, осуществление коррекции и самоконтроля ее выполнения.

Применение в обучении рефлексии, являющейся одним из элементов технологии системы

управления, представляется важным педагогическим условием развития профессиональной компетентности.

Взаимосвязь целеполагания и рефлексии в процессе изучения профессиональных дисциплин формирует у обучающихся умение управления сначала собственной учебной деятельностью, а позже профессиональной, что подтверждает взаимосвязь личностного и профессионального роста.

Наличие у обучающихся знаний и умений в области IT, позволяет говорить об их компьютерной грамотности. Умение обучающихся к самостоятельному освоению новых программных продуктов становится необходимым качеством современного специалиста. Непрестанно растут требования к информационной компетентности, как залога успешности, будущего специалиста, что требует постоянного поиска путей и способов ее формирования в современных условиях информационного общества. Это является еще одним из педагогических условий формирования профессиональной компетентности средствами дисциплин профессионального цикла [7, 9].

В системе профессиональной подготовки будущих инженеров, используя системный подход, определяются педагогические условия формирования профессиональной компетентности: информационные; мотивационные; операционные и методические условия, которые предполагают интеграцию средств усвоения и отбора информации; формирование при подготовке будущих инженеров позитивной мотивации к самообразованию; развитие способностей анализировать и применять полученную информацию; планировать самообразовательную IT деятельность, а также позволяют преподавателю определять цели, формирующие профессиональную компетентность будущего инженера и избирательно применять технологии обучения на занятиях по дисциплинам профессионального цикла.

Приведенные педагогические условия взаимосвязаны и взаимодополняют закономерности системы обучения, что способствует формированию профессиональной компетентности будущего инженера.

Библиографический список

1. *Сластенин В. А.* Развитие, воспитание и формирование личности. М.: Просвещение, 1981. 236 с.

2. *Маркова А. К.* Психологические проблемы повышения квалификации // Сов. педагогика. 1991. № 9–10. С. 65–67.

3. *Кунтурова Н. Б., Прокофьева А. Л.* Информационное взаимодействие будущих военных специалистов с электронными ресурсами при подготовке их к работе в особых условиях // Психолого-педагогические аспекты подготовки кадров к профессиональной деятельности в экстремальных условиях: сб. науч. тр. Международной научно-практической конференции / под общей ред. Р. Е. Булата; Санкт-Петербургский университет ГПС МЧС России, 2022. С. 165–170.

4. *Кузьмина Н. В.* Методы исследовательской педагогической деятельности. Ленинград, 1970.

5. *Кунтурова Н. Б.* Оценивание вариативности методического подхода к формированию требуемого уровня образования у курсантов военного вуза на основе реализации образовательной траектории // Труды Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. 2020. № 673. С. 263–269.

6. *Шадриков В. Д.* Способности человека. Избранные психологические труды. Москва; Воронеж, 1997. 211 с.

7. *Васильева Н. В., Кунтурова Н. Б., Малыгина Е. А.* Применение электронной информационной образовательной среды при обучении в вузах // Научно-аналитический журнал «Вестник Санкт-Петербургского университета государственной противопожарной службы МЧС России». 2019. № 2. С. 149–158.

8. *Ильин Е. П.* Мотивация и мотивы. СПб.: Питер, 2000. 512 с.

9. *Бурлуцкая М. С., Кунтуров А. Л., Кунтурова Н. Б.* Аспекты самообразовательной деятельности при подготовке будущих специалистов силовых структур // Развитие военной педагогики в XXI веке.: материалы V межвузовской научно-практической конференции; под ред. С. В. Костарева, И. И. Соколовой, Н. В. Ершова. 2018. С. 140–145.

10. *Зимняя И. А.* Ключевые компетентности как результативно-целевая основа компетентностного подхода в образовании. М.: Исследовательский центр проблем качества подготовки специалистов, 2004.

11. *Лосев К. В., Кунтурова Н. Б., Бурлуцкая М. С.* Анализ самообразовательной деятельности студентов военного учебного центра в период обучения в вузе // Научная сессия ГУАП: сб. докладов в 3 ч. ГУАП. 2017. С. 234–236.

12. *Макарова Н. В.* Методология обучения новым информационным технологиям. СПб.: СПбУЭФ, 1992.

13. *Маркова А. К.* Психологические проблемы повышения квалификации // Сов. педагогика. 1991. № 9–10. С. 65–67.

14. Оценка влияния современных инновационных технологий на формирование математической компетентности будущих специалистов в вузах силовых структур / Н. В. Васильева, Н. Б. Кунтурова, Е. А. Малыгина, Е. В. Калач // Вестник Воронежского государственного университета: серия «Проблемы высшего образования». 2017. № 3. С. 23–27.

15. *Филатов О. К.* Информатизация современных технологий обучения в высшей школе. Ростов на Дону: Мираж, 1997. 212 с.

УДК 004.75

К. А. Курицын*
кандидат технических наук, доцент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ФОРМИРОВАНИЕ УНИКАЛЬНЫХ МОНОТОННЫХ ИДЕНТИФИКАТОРОВ В РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИСТЕМЕ

Рассмотрены варианты получения уникальных идентификаторов на основе временных меток в распределенной системе. Предложен способ формирования временных меток на узлах распределенной системы, обеспечивающий глобальную уникальность и монотонность в разрезе отдельных сущностей предметной области.
Ключевые слова: *распределенные системы, уникальные идентификаторы, временные метки.*

GENERATION OF UNIQUE MONOTONIOUS IDENTIFIERS IN DISTRIBUTED SYSTEMS

K. A. Kuritsyn*
PhD, Tech., Associate Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

Methods of generating unique identifiers in distributed computer system are considered. Algorithm of generating identifier based on timestamps at then nodes of system is suggested. It provides system-wide uniqueness and ordering of events for domain entities.
Keywords: *distributed system, unique identifier, timestamp, vector clock.*

Введение

Уникальные идентификаторы могут использоваться для ассоциации с элементами данных с целью дальнейшего обращения к ним по идентификатору. Такими элементами могут быть события, запросы, номер платежного поручения, номер клиента и т. п. Уникальные идентификаторы могут использоваться в качестве первичного ключа в базе данных или ином хранилище вида «ключ – значение» для извлечения данных. Поддержка глобально уникальных идентификаторов часто является одним из требований, предъявляемых к распределенным системам или монолитным системам с распределенной базой данных. Дополнительным требованием может являться их монотонность для обеспечения естественной хронологической последовательности идентифицируемых событий. Алгоритм определения порядка событий в распределенной системе был разработан Л. Лэмпортом [1] и расширен в алгоритме векторных часов [2].

В данной статье рассматривается вариант получения уникальных идентификаторов на основе временных меток, формируемых на узлах распределенной системы, а также способы обеспечения их монотонности для сохранения причинно-следственных событий в разрезе отдельной сущности (или класса сущностей) предметной области.

Временные метки

Одной из проблем уникальных идентификаторов является формирование их значений без дублирования и без увеличения сложности генерации. Распространенным стандартом является использование универсального уникального идентификатора UUID, который с низкой долей вероятности подвержен повтору [3]. К недостаткам UUID можно отнести большой размер используемой памяти (продиктованный требованиями глобальной уникальности) и невозможность его использования для определения порядка событий (хотя UUID некоторых версий стандарта включают в себя данные системного таймера).

Использование временной метки в качестве уникальных идентификаторов имеет некоторые преимущества. Во-первых, в таком представлении идентификатор кроме обеспечения ссылки на данные содержит дополнительную информа-

цию о времени события: например, в какой момент зарегистрирован запрос или в какое время производилась модификация данных сущности предметной области. Во-вторых, генерация обеспечивается лишь обращением к системному таймеру. Алгоритму требуется лишь проверить, что замеренное время обеспечивает нужную точность для идентификации, т. е. конкурирующие потоки приложения или последовательные вызовы функции генерации вернут разные значения. Это может быть решено путем сохранения ранее вычисленного значения и выдачи его увеличенного значения в случае получения повторяющегося значения от таймера:

$$t(0)=t;t(n)=\max\left(t,t(n-1)+1\right),n\in\left[1,\infty\right), \quad (1)$$

где t – замеряемое системное время. Получаемая при помощи (1) последовательность является уникальной и монотонной. Данный метод достаточно эффективен: получение уникального идентификатора на современных машинах не превышает 50 нс и может обеспечивать формирование свыше 30 млн идентификаторов в секунду [4]. Следует отметить, что в случае рестарта системы, использующей такой генератор, следует обеспечить непрерывность последовательности, а значит обеспечить сохранение $t(n–1)$. Во многих прикладных системах это значение сохраняется естественным образом в качестве идентификатора для данных, и при старте приложения достаточно прочитать значение максимального идентификатора из сохраненных данных. Формула (1) является устойчивой к скачкам системного таймера: уникальность и монотонность сохраняется, но может теряться временной физический смысл формируемых идентификаторов. Поэтому вторым важным техническим аспектом является обеспечение относительной монотонности системного таймера с тем, чтобы избежать чрезмерных скачков как назад, так и вперед по времени. При больших отклонениях в полученных замерах системного времени в некоторых случаях может оказаться допустимым формировать отказ в выдаче идентификатора.

Уникальные и монотонные идентификаторы в распределенной системе

В распределенной системе формула (1) не может использоваться для формирования уникальных монотонных идентификаторов, поскольку применяется на отдельных узлах системы. Для поддержки уникальности требуется дополнительная информация, которая должна помещаться в формируемый идентификатор: например, в одной из версий UUID в формируемое значение идентификатора включается IEEE 802 MAC-адрес машины [3]. Подобный подход можно применить и при формировании идентификатора на основе временной метки: в младшие биты временной метки можно записать идентификатор узла системы. Такой подход применяется, например, в Instagram [5]. В зависимости от предполагаемого количества узлов системы можно использовать разное количество бит:

$$t_k(0)=t-t\bmod N+k;$$

$$t_k(n)=\max\left(t-t\bmod N+k,t_k(n-1)+N\right),\quad n\in\left[1,\infty\right), \quad (2)$$

где N – число узлов системы, $k\in\left[0,N-1\right]$ – уникальный идентификатор узла.

Уникальный идентификатор k может быть зафиксирован за конкретным узлом, например, в соответствующих настройках машины, на которой узел запускается. Другим вариантом является получение свободного значения k из централизованного пула идентификаторов узлов (может быть представлен как базой данных, так и выделенным сервером приложений).

Следует отметить, что в распределенной системе может быть несколько генераторов, работающих по формуле (2): для разных видов данных могут использоваться свои последовательности. Кроме того, формирование временных меток для определенной сущности предметной области рекомендуется сосредотачивать на определенном узле (группы идентичных узлов) системы. В этом случае использование пула идентификаторов узлов представляется предпочтительным в силу их идентичности.

Формула (2) поддерживает уникальность формируемых идентификаторов на основе временной метки для распределенной системы, но не глобальную монотонность. Для обеспечения глобальной монотонности можно применять алгоритм «векторных часов» или временных меток Лэмпорта [1, 2]. Но на практике чаще требуется обеспечивать сохранение причинно-следственных связей не всех событий глобально по системе, а лишь в рамках отдельных сущностей (или группы сущностей) предметной области.

Как было отмечено, в распределенной системе может быть использовано несколько генераторов временных меток. Для каждой из формируемых при помощи (2) последовательностей можно обеспечивать независимую монотонность, применив адаптацию алгоритма «век-

торных часов». Если в системе требуется обеспечить логическую последовательность действий над сущностью, то следует, во-первых, предусмотреть сохранение временной метки события последнего изменения сущности в ее данных, во-вторых, все события, которые связаны с этой сущностью, формировать при помощи одной последовательности:

$$t'_e(0) = t_k;\ t'_e(n) = \max\left(t_k(n),\ t'_e(n-1)\right),\quad n \in [1,\infty), \tag{3}$$

где e – сущность предметной области, для которой формируются уникальные и монотонные идентификаторы.

Следует отметить, что для корректной работы во всех рассмотренных формулах требуется обеспечить синхронизацию по параллельному доступу к данным. В частности, чтение и сохранение ранее замеренного времени должно выполняться при блокировке соответствующей переменной либо иным способом, обеспечивающим атомарность действий. Кроме того, поскольку временной маркер связанного с сущностью события t'_e сохраняется в данных сущности, формирование идентификатора для нового события необходимо выполнять при ее блокировке.

Формула (3) обеспечивает глобальную уникальность и частичную (т. е. в рамках сущности и связанных с ней событий) монотонность в распределенной системе.

Заключение

В рамках статьи рассмотрены способы формирования уникальных и монотонных идентификаторов. Рассмотрены особенности генерации уникальных идентификаторов на основе временных меток в распределенной системе. Предложен способ создания идентификаторов на основе временных меток, обеспечивающий глобальную уникальность и частичную монотонность в распределенной системе.

Библиографический список

1. *Lamport L.* Time, Clocks and the Ordering of Events in a Distributed System // Communications of the ACM 21. 7 (July 1978). P. 558–565.

2. *Fidge C.* Timestamps in Message-Passing Systems That Preserve the Partial Ordering // Proc. of the 11th Australian Computer Science Conference (ACSC'88). P. 56–66.

3. *Leach P., Mealling M., Salz R.* A Universally Unique IDentifier (UUID) URN Namespace. RFC 4122. URL: https://www.rfc-editor.org/rfc/rfc4122 (дата обращения: 12.12.2022).

4. *Lawrey P.* System wide unique nanosecond timestamps, Chronicle Software. URL: https://chronicle.software/unique-timestamp-identifiers/ (дата обращения: 20.12.2022).

5. Instagram Engineering Sharding & IDs at Instagram. URL: https://itman.in/en/sharding-ids-at-instagram/ (дата обращения: 14.12.2022).

УДК 621.454.2 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-198-199**

Н. Е. Масолыго*
студент
Я. А. Класович*
студент
М. В. Стахеев*
студент
В. В. Черненко*
старший преподаватель
**Сибирский Государственный университет науки и технологий им. академика М. Ф. Решетнева*

СПОСОБЫ ЗАЩИТЫ СТЕНОК КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

В статье рассмотрены основные способы защиты стенок камеры сгорания от прогара, выбрана наиболее качественная технология для создания защитного слоя.
Ключевые слова: *камера сгорания, ракетный двигатель, ракетно-космическая техника, охлаждение.*

N. E. Masolygo*
Student
Ya. A. Klassovich*
Student
M. V. Staheev*
Student
V. V. Chernenko*
Senior Lecturer
**Siberian State University of Science and Technology named after Academician M. F. Reshetnev*

WAYS TO PROTECT THE WALLS OF THE COMBUSTION CHAMBER LIQUID ROCKET ENGINE

The article discusses the main ways to protect the walls of the combustion chamber from burnout and selects the most high-quality technology for creating a protective layer.
Keywords: *combustion chamber, rocket engine, rocket and space technology, cooling.*

Для успешного полета ракеты в космос, необходимо эффективно спроектировать и управлять исполнительными органами систем управления, которыми являются жидкостные ракетные двигатели. В камере двигателя образуются огромные потоки тепла от газов к стенке камеры, что может вызвать перегрев стенки и разрушение камеры. Чтобы стенка камеры не выгорала ее необходимо охлаждать. Основная задача процесса охлаждения – поддержание температуры стенок не превышающего определенного допустимого предела. Охлаждение стенки осуществляется путем отвода тепла от стенки камеры через охлаждающую жидкость, протекающую через охлаждающую трубу (охлаждение внешней струей), и за счет уменьшения тепловых потоков от газов к стенке камеры (внутреннее охлаждение). Существует несколько способов защиты стенок камеры сгорания: наружное проточное охлаждение, внутреннее охлаждение и абляционное охлаждение.

При наружном проточном охлаждении, тепло отводится от стенок камеры сгорания и сопла через охладитель, который, пройдя путь охлаждения, поступает в камеру сгорания через смесительную головку. В этом случае тепло, отводимое охладителем от стенки, переходит на предварительный нагрев топливного компонента и вместе с ним возвращается в камеру сгорания, т. е. регенерируется. Поэтому охлаждение внешним потоком также называется регенеративным. Простейшая схема регенеративного охлаждения: один из компонентов топлива промывает внешнюю стенку камеры перед впрыском его в камеру

сгорания. Для этого стенка выполняется двойной. В зазоре между внутренней стенкой и внешней стенкой охлаждающая жидкость обычно проходит по специальному каналу. Проходя по охлаждающей трубе, жидкость отводит тепло от стенки. Нагретая жидкость вытекает из корпуса в коллектор и поступает в камеру сгорания через смесительную головку. Самый простой способ – сделать охлаждающую трубу в виде гладкого щелевого (кольцевого) канала. Его главный недостаток заключается в том, что камеры двигателя с таким трактом имеют небольшую жесткость. Для увеличения жесткости вдоль канала иногда предусмотрены ребра жесткости. Линия охлаждения может быть выполнена из труб, плотно прилегающих друг к другу и припаянных между собой. Охлаждающая жидкость протекает внутри труб.

Еще один способ – это внутреннее охлаждение, при котором охладитель вводится в камеру и образует низкотемпературный слой вдоль стенки, называется внутренним или пленочным. При таком способе охлаждения задача состоит в том, чтобы уменьшить тепловой поток к стенке камеры двигателя. Пленочное охлаждение конструктивно обеспечивается двумя способами: специальным размещением форсунок в смесительной головке камеры или подачей горючего через специальные отверстия на внутреннюю поверхность стенки. Основным недостатком пленочного охлаждения является то, что топливный компонент, подаваемый на охлаждение, не полностью участвует в процессе сгорания, и удельный импульс ЖРД с пленочным охлаждением меньше удельного импульса ЖРД с регенеративным охлаждением.

Для удаления массы с поверхности твердого тела потоком горячих газов в результате плавления, испарения, разложения и химической эрозии материала применяют абляцию В ЖРД широкое распространение получило именно абляционное охлаждение, при котором защита стен от выгорания осуществляется путем нанесения абляционных покрытий на внутреннюю поверхность. Поскольку происходит унос массы защитного покрытия во время абляционного охлаждения, этот тип охлаждения также называют охлаждением с уносом массы. Абляционное охлаждение очень эффективно и широко используется для защиты камеры двигателей верхней ступени и насадок сопел от выгорания. Однако, серьезными недостатками данного способа являются: довольно значительный вес ЖРД с теплозащитным материалом, и изменение формы камеры и сопла, что приводит к отслаиванию материала.

Таким образом, рассмотрены основные способы защиты стенок камеры сгорания от прогара, наиболее эффективным является способ внутреннего охлаждения, так как он может осуществляться несколькими способами и по сравнению с другими менее трудоемкий.

Библиографический список

1. *Добровольский М. В.* Жидкостные ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1968. С. 112–117.

2. *Кутателадзе С. С.* Основы теории теплообмена. М.: Госэнергоиздат, 1956. С. 56.

3. Охлаждение ЖРД. Процесс теплообмена и защиты стенок камеры сгорания. URL: https://studfile.net/preview/482894/page:5/ (дата обращения: 06.12.2022).

УДК 621.397 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-200-205**

Е. П. Овсянников*
кандидат технических наук, доцент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

АЛГОРИТМ СЖАТИЯ ВИДЕОИНФОРМАЦИИ ДЛЯ АВТОНОМНОГО НАКОПИТЕЛЯ

В работе рассматривается метод сжатия видеоинформации для систем с низким уровнем энергопотребления. Для улучшения эффективности сжатия предложено использовать контекстно-адаптивное кодирование на базе кодов Хаффмана. Приведены результаты сравнения с кодеком MJPEG с точки зрения эффективности сжатия.
Ключевые слова: *сжатие видеоинформации, адаптивное контекстно-зависимое кодирование.*

E. P. Ovsyannikov*
PhD, Tech., Associate Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

VIDEO COMPRESSION ALGORITHM FOR STAND-ALONE STORAGE

The article describes the algorithm suitable for video storage system with low power consumption. The main improvement is based on usage of context-adaptive Huffman code. Results of comparing to MJPEG are presented.
Keywords: *video compression, adaptive context-adaptive coding.*

Введение

Системы видеонаблюдения получили чрезвычайно широкое распространение. Огромная часть публичного пространства – транспорт, учреждения, торговые и развлекательные комплексы и т. д. – находится под защитой стационарных видеосистем. Чаще всего в этих устройствах используются видеокодеки семейства H.26x (H.261 [1], H.263 [2], H.264 [3]. H.265 [4]) или кодек Moving JPEG (MJPEG). Из перечисленных кодеков наибольшей вычислительной сложностью обладает кодек H.265, наименьшей – MJPEG, который фактически на каждом кадре использует алгоритм сжатия статических изображений JPEG [5].

Второй разновидностью систем наблюдения, которая набирает популярность, являются мобильные или автономные накопители. Предполагается, что областью их применения станет профессиональная деятельность, которая может подвергаться особому контролю. Носителями таких устройств могут быть пожарные, медики, работники экстренных служб, сотрудники правоохранительных органов и т. д. Подобные устройства должны быть компактными и иметь низкое энергопотребление, обеспечивающее длительное время работы без подзарядки аккумулятора.

В работе анализируются основные ограничения, обусловленные требуемым низким энергопотреблением. Приводится общая схема предлагаемого кодера. Проводится сравнение с алгоритмом MJPEG с точки зрения эффективности сжатия видеоинформации.

Общая схема кодера для автономного накопителя

Ограничения на алгоритм сжатия видеоданных для автономного накопителя связаны, во-первых, с геометрическими размерами разрабатываемого устройства, во-вторых, с его энергопотреблением. Это означает, что аппаратная реализация кодера должна содержать минимально возможное количество комплектующих элементов, а алгоритм должен быть максимально простым. С практической точки зрения желательно, чтобы кодер мог быть реализован на базе программируемой логической интегральной схемы (ПЛИС) без дополнительных внешних элементов.

При этом вопрос эффективности сжатия хоть и имеет значение, но отходит на второй план, поскольку сжатый видеопоток планируется хранить на флеш карте, например, формата Micro SDXC. Объемы этих карт позволяют записывать и хранить многие часы видео, снятого

в формате высокого качества full high definition (Full HD). Важно чтобы аккумуляторная батарея автономного накопителя была способна обеспечить функционирование устройства столь долгое время.

Семейство видеокодеков H.26x, особенно H.265, характеризуется чрезвычайно высокой эффективностью сжатия. Во многом это достигается за счет устранения межкадровой избыточности. Межкадровое сжатие основано на том, что для каждого блока текущего кадра ищется похожий образец из опорного кадра и передается ссылка на него (вектор компенсации движения). Если образец описывает блок текущего кадра не идеально, то дополнительно передается разностный сигнал. Такая стратегия означает, что кодер, работающий в реальном времени, должен иметь буфер по крайней мере на три кадра: будущий кадр захватывается с выхода камеры, текущий кадр сжимается, предыдущий кадр используется в качестве опорного. Для видеостандарта Full HD (разрешение 1920x1080 точек на кадр) это приводит к памяти с объемом приблизительно 10 Мбайт. Даже для ПЛИС из старшего ценового диапазона двух-портовая (один порт для записи, второй порт для чтения) память такого размера является редкостью. Внешняя статическая память такого размера также очень дорога и габаритна. Динамическую память семейства DDR (DDR2, DDR3, DDR4) так же исключаем из рассмотрения из-за габаритов и достаточно высокого энергопотребления.

Вторая причина, кроме требуемой памяти, по которой межкадровое сжатие не подходит для автономного накопителя, это высокая вычислительная сложность поиска векторов компенсации движения для каждого блока кадра. Принято считать, что энергопотребление пропорционально числу операций для обработки одного блока.

Алгоритм MJPEG не устраняет межкадровую избыточность. Все кадры сжимаются независимо друг от друга. Это позволяет существенно уменьшить размер необходимой памяти. Более того, нет необходимости накапливать целый кадр. Достаточно получить от внешнего источника (камеры) восемь видеострок, которые тут же можно начать обрабатывать. Таким образом, кодер, работающий в реальном масштабе времени, должен иметь буфер всего на шестнадцать видеострок: восемь следующих строк накапливаются, восемь текущих строк обрабатываются. Тогда общий объем памяти не превышает 64 Кбайт. Это позволяет реализовать кодер MJPEG на ПЛИС из самого низкого ценового диапазона с наименьшим энергопотреблением, например Lattice CrossLink-NX LIFCL-40.

Исходя их сказанного, можно сделать вывод, что из существующих алгоритмов сжатия видеоинформации только схема, базирующаяся на кодере JPEG, может послужить прототипом для автономного энергоэффективного накопителя.

Схема кодера JPEG представлена на рис. 1. Процесс кодирования можно описать следующим образом:

– Видеопоток данных от камеры или сенсора подается на плату захвата и преобразуется в один из существующих видеоформатов [6], например YCrCb 4:2:0.

– Принятый кадр разбивается на блоки размера 8×8.

– Для каждого блока вычисляется двумерное дискретное косинусное преобразование (ДКП).

– Коэффициенты ДКП подвергаются процедуре квантования с использованием таблицы, которая записывается в выходной файл. Таким образом, декодер может восстановить изображение, несмотря на то, что пользователь хафф использует собственные таблицы квантования.

– Статистическое кодирование позволяет устранить избыточность информации, свойственную входному потоку данных. Алгоритм JPEG использует для этого код Хаффмана [7], который входным символам одинаковой длины сопоставляет выходные символы различной длины. Поскольку наиболее часто встречающиеся символы имеют меньшую длину, чем наименее часто встречающиеся символы, в общем достигается некоторое сжатие входной информации. Таблица кода Хаффмана (коды символов и их длины) записываются в выходной поток. Пользователь имеет возможность самостоятельно строить код Хаффмана, подстраиваясь под содержимое кадра.

Общая схема предлагаемого алгоритма для автономного накопителя базируется на схеме JPEG и представлена на рис. 2.

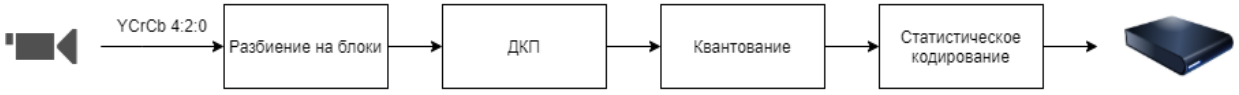


Рис. 1. Общая схема кодера JPEG

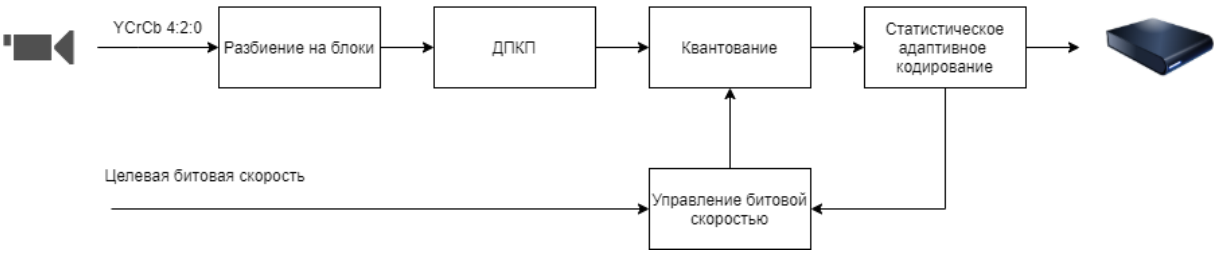


Рис. 2. Общая схема кодера для автономного накопителя

В схему кодера по сравнению с алгоритмом JPEG внесено несколько ключевых изменений, направленных на упрощение аппаратной реализации, улучшение эффективности сжатия и добавления функциональности, а именно:

– изменено дискретное косинусное преобразование;

– изменено статистическое кодирование;

– добавлен контур управления битовой скоростью.

Дискретное косинусное преобразование имеет вид

$$S_{ij} = \frac{1}{4} C_i C_j \sum_{n=0}^{7} \sum_{m=0}^{7} s_{nm} \cos\frac{(2n+1)i\pi}{16} \cos\frac{(2m+1)j\pi}{16},$$

где s_{nm} – элемент блока с координатами n, $m \in [0,...,7]$, $C_i, C_j = 1/\sqrt{2}$ для $i, j = 0$, иначе $C_i, C_j = 1$, S_{ij} – коэффициенты преобразования, $i, j \in [0,...,7]$.

В представленном алгоритме ДКП заменено на дискретное псевдо-косинусное преобразование (ПДКП), что позволило существенно уменьшить аппаратные затраты на это блок. Основная идея перехода к ДПКП состоит в том, чтобы значения косинусов в ДКП представить в целочисленном формате таким образом, чтобы, во-первых, несильно исказить результат преобразования, а во-вторых, избавиться от умножений. Техника перехода от ДКП к ДПКП изложена, например, в работах [8, 9, 10]. В результате должна получиться матрица ДПКП, состоящая из таких целых чисел, которые в двоичном представлении имеют малое количество единиц. Тогда аппаратное умножение на такое число можно заменить суммированием некоторого количества сдвигов влево этого числа. В [11] показано, что использование ДПКП вместо ДКП приводит к заметному ухудшению эффективности сжатия только в области больших значений битовой скорости. Для целевой битовой скорости около 0,5 бита на пиксель можно говорить о том, что ДКП и ДПКП дают практически неразличимые результаты.

Элементы ДПКП (спектр ДПКП) сильно зависят от содержимого блока, к которому применяется преобразование. Существуют блоки, энергия которых в основном локализована в одной-двух компонентах спектра. Примером такого блока может служить фрагмент чистого неба. И наоборот есть блоки, энергия спектра которых распределена на достаточно большое количество элементов. Например, это блок, по которому проходит граница между полями шахматной доски. Очевидно, что применение одного и того же кода Хаффмана к таким сугубо разным по содержанию блокам даст результат, далекий от оптимального. В предлагаемом кодере используется контекстно-адаптивное кодирование на базе кодов Хаффмана. По сути, это ансамбль кодов, построенных для разного содержимого блоков. Для каждого конкретного блока решающая функция выбирает один из восьми кодов. Более того, по мере продвижения по блоку код может неоднократно заменяться другим кодом из ансамбля. Таким образом, статистическое адаптивное кодирование подстраивается под содержимое кадра, обеспечивая лучшую, чем у JPEG, эффективность сжатия. Для разных видеофайлов выигрыш может составлять до 3 дБ по пиковому отношению сигнал/шум, которое определяется как

$$PSNR(d) = 10\log_{10}\left(\frac{255^2}{d}\right),$$

где d – среднеквадратическая ошибка между исходным и синтезированным изображениями, накопленная по всему файлу.

По сравнению со схемой JPEG в предлагаемый кодер добавлен блок управления битовой скоростью. Это сделано потому, что размер данных, порождаемых видеокодером для разных кадров, даже при фиксированной таблице квантования может существенно изменяться в зависимости от содержимого кадра. Причем изменение в скорости кодирования может составлять десять и более раз в случае, если меняются объекты, попадающие в зону съемки камеры. Это

означает, что накопитель может заполниться раньше положенного времени, и информация будет потеряна. Разумным выходом из такой ситуации является увеличение шага квантования, если битовая скорость превышает целевую скорость, и уменьшение шага квантования в противном случае. Конечно, это приводит к тому, что значение PSNR, вычисленное на каждом кадре, будет меняться, но именно такой подход применяется и в других видеокодерах [3, 10, 11] для выравнивания битовой скорости потока при трансляции по каналам с ограничениями на пропускную способность.

Результаты применения кодера

Предлагаемый видеокодер по вычислительной сложности и по аппаратным затратам сопоставим с MJPEG, поэтому сравнение проводилось только между этими двумя алгоритмами. Для моделирования была использована версия MJPEG, реализованная на платформе GStreamer [12]. Это открытая мультимедийная платформа, содержащая большое количество аудио и видео кодеков, а также других программных средств обработки и визуализации мультимедиа информации. Предлагаемый кодер использовался в виде программы, написанной на языке Си.

В качестве тестовых видео последовательностей использовались видеоролики в формате YCbCr 4:2:0 с различным пространственным разрешением из открытых источников. На рис. 3, 4 и 5 представлено по одному кадру из каждой последовательности. На рис. 6, 7 и 8 представлены графики кривых «скорость/качество» для тестовых последовательностей, из которых следует, что при одинаковой битовой скорости предлагаемый алгоритм превосходит MJPEG. Разница в качестве по PSNR может достигать 3 дБ при одинаковой битовой скорости в пользу предлагаемого видеокодера. С другой стороны, при одинаковом качестве сжатого потока разница в битовой скорости может достигать 25–30 процентов.

Предлагаемый кодер был реализован на ПЛИС Lattice CrossLink-NX LIFCL-40 и ПЛИС XILINGS Artix-7. В табл. 1 представлены аппаратная сложность и оценка потребляемой мощности кодера, а также некоторых известных реализаций JPEG. Аппаратная сложность описывается двумя характеристиками – числом логических программируемых элементов Look Up Table (LUT) и числом регистров (REG). Пропускная способность, приведенная в табл. 1, определяет максимально возможное разрешение кадров, умноженное на частоту их поступления. Для предлагаемого кодера пропускная способность равна 51 Мпикселю, что соответствует формату видеопотока Full HD (1920×1080) 25 в секунду. Нетрудно видеть, что предлагаемый кодер при соразмерных аппаратных затратах существенно превосходит конкурентов по пропускной способности.

Реализованный на ПЛИС кодер позволяет в реальном масштабе времени сжимать входной видеосигнал в формате Full HD (1920x1080 точек) до 25 кадров в секунду при тактовой частоте 150 МГц. При этом битовый поток, сформированный аппаратным кодером, побитно совпадает с потоком, построенным программным кодером.

Выводы

В работе представлен алгоритм сжатия видеоинформации, который может быть использован в автономной системе видеонаблюдения с малым энергопотреблением и малыми габаритами. Эффективность сжатия предложенного алгоритма превосходит аналог, построенный на базе кодера JPEG. Аппаратная сложность реализации на ПЛИС сопоставима с известными реализациями кодером JPEG, но существенно превосходит их по пропускной способности.

Рис. 3. «Портрет», разрешение 1920×1080, 430 кадров

Рис. 4. «Гербы», разрешение 640×480,410 кадров

Рис. 5. «Босфор», разрешение 1920×1080, 600 кадров

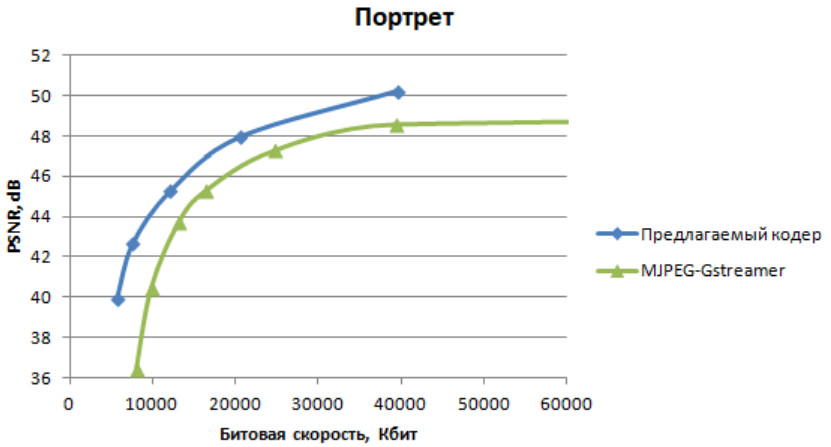


Рис. 6. Результаты сравнения для файла «Портрет»

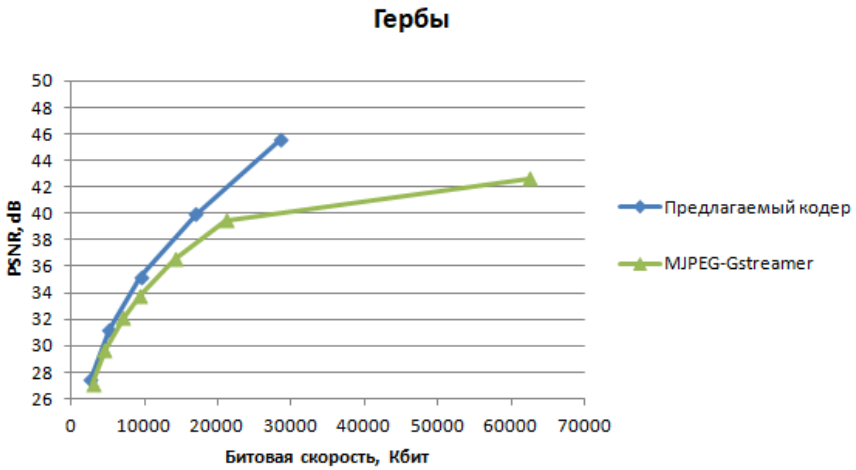


Рис. 7. Результаты сравнения для файла «Гербы»

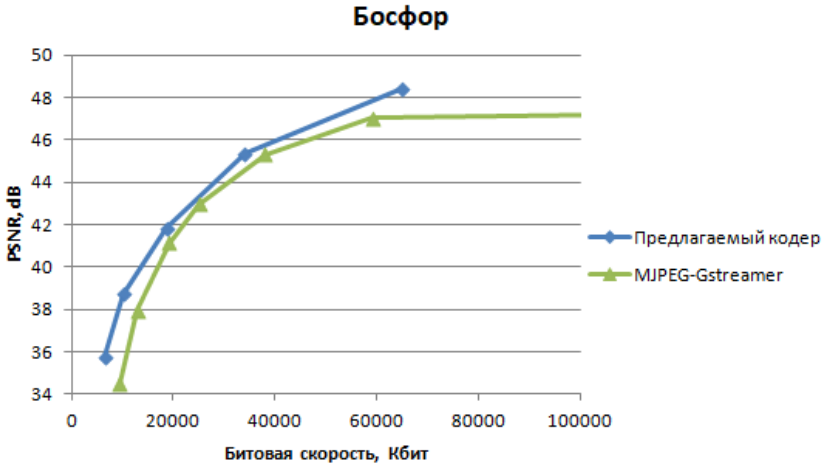


Рис. 8. Результаты сравнения для файла «Босфор»

Таблица 1

Реализация кодеков на ПЛИС

	Предлагаемый кодер		JPEG [13]	JPEG [14]
Платформа	Lattice CrossLink-NX LIFCL-40	XILINGS Artix-7	XILINGS Spartan-6	Xilinx Spartan-3E
Пропускная способность, Мпиксель	51	51	<1	10
LUT	8500	4500	3020	3187
REG	6700	6000	2549	–
Потребляемая мощность, Вт	0,1	0,3	0,7	–

Библиографический список

1. Video Codec for Audiovisual Services at px64 kbit/s, ITU-T Rec. H.261, version 1: Nov. 1990, version 2: Mar. 1993.

2. Video Coding for Low Bit Rate Communication, ITU-T Rec. H.263. Nov. 1995 (and subsequent editions).

3. Advanced video coding for generic audiovisual services – ITU-T. Recommendation H.264 and ISO/IEC 14496-10 (AVC), 2009.

4. *Bossen F., Bross B., Sühring K., Flynn D.* HEVC complexity and implementation analysis. IEEE Trans. Circuits Syst. Video Technol. Dec. 2012. Vol. 22. № 12. P. 1684–1695.

5. ITU-T and ISO/IEC JTC1. Digital Compression and coding of continuous-tone still images. SO/IEC 10918-1 –ITU-T. Recommendation. T. 81 (JPEG), 1992.

6. *Charles Poynton*. Digital Video and HDTV. Chapter 24. Morgan Kaufmann, 2003. P. 291–292.

7. *Питерсон У., Уэлдон Э.* Коды, исправляющие ошибки. М.: Мир, 1976.

8. Low complexity transform and quantization. Part 1: Basic Implementation / A. Hallapuro, M. Karczewicz // JVT document JVT-B038, 2002.

9. Low-complexity transform and quantization in H.264/AVC / H. S. Malvar, A. Hallapuro, M. Karczewicz, L. Kerofsky // IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology. 2003. Vol. 13(7). P. 598-603.

10. *Richardson I. E.* The H. 264 advanced video compression standard. John Wiley & Sons, 2011.

11. *Беляев Е. А., Сухов Т. М., Шостацкий Н. Н.* Сжатие видеоинформации на основе трехмерного дискретного псевдо-косинусного преобразования для энергоэффективных систем видеонаблюдения // Компьютерная оптика. 2010. Т. 34. № 2. С. 260–271.

12. GStreamer. Open Source Multimedia Framework. URL: https://gstreamer.freedesktop.org/ (дата обращения: 29.11.2022).

13. Swarna KSV, Raju YDS. Implementation of soft processor based SOC for JPEG compression on FPGA // ICTACT J Microelectron. 2015. № 1. P. 1–7.

14. FPGA based implementation of baseline JPEG decoder / J. Ahmad, K. Raza, M. Ebrahim and U. Talha // Proceedings of the 7th International Conference on Frontiers of Information Technology. 2009. Article. № 29. P. 1–6.

УДК 004.021 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-206-211**

В. Л. Оленев*
кандидат технических наук, доцент,
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА СЕРВИСА В БОРТОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СЕТЯХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

В статье представлены различные виды качества сервиса для бортовых сетей. Определены основные типы качества сервиса и представлены требования индустрии по их обеспечению. Требования разнесены по различным типам трафика. Также представлены требования стандартов SAVIOR к обеспечению качества сервиса передаваемых на борту данных. Представленные данные необходимы для грамотной разработки коммуникационных протоколов нового поколения для бортовых сетей.
Ключевые слова: *QoS, качество сервиса, бортовые сети, SAVOIR, требования.*

V. L. Olenev*
PhD, Tech., Associate Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

QUALITY OF SERVICE IN THE ONBOARD NETWORKS OF NEW GENERATION AIRCRAFT

The article presents various types of quality of service for on-board networks. The main types of quality of service are determined and the industry requirements for their provision are presented. The requirements are separated by different types of traffic. The requirements of the SAVIOR standards for ensuring the quality of service of data transmitted on board are also presented. The presented data are necessary for the competent development of new generation communication protocols for on-board networks.
Keywords: *QoS, quality of service, onboard networks, SAVIOR, requirements.*

Современные бортовые сети выдвигают множество требований к технологиям, обеспечивающим передачу данных, и уже невозможно представить описание таких сетей без использования различных типов качества предоставляемого сервиса. Качество сервиса, Quality of Service (QoS) – это способность сети обеспечить необходимый сервис заданному трафику в определенных технологических рамках.

По сути это набор методов для управления ресурсами сетей. Для поддержки передачи по одной сети трафика от различных приложений, интеллектуальных устройств, видеокамер и датчиков, трафика данных с различными требованиями к пропускной способности необходимы механизмы, обеспечивающие возможность дифференцирования и обработки различных типов сетевого трафика в зависимости от предъявляемых ими требований. Негарантированная доставка данных, традиционно используемая в сетях, построенных на основе коммутаторов, не предполагала проведения какой-либо классификации трафика и не обеспечивала надежную доставку трафика. Для решения этой проблемы было введено такое понятие, как качество обслуживания или качество сервиса.

Типы качества предоставляемого сервиса

Функции качества сервиса в современных сетях заключаются в обеспечении гарантированного и дифференцированного уровня обслуживания сетевого трафика, запрашиваемого теми или иными приложениями на основе различных механизмов распределения ресурсов, ограничения интенсивности трафика, обработки очередей и приоритизации.

Существующие модели реализации качества сетевого сервиса глобально делятся на 3 группы [1]:

1. Негарантированная доставка данных (*Best Effort Service*) – обеспечивает связь между узлами, но не гарантирует надежную доставку дан-

ных, время доставки, пропускную способность и определенный приоритет.

2. Интегрированные услуги (*Integrated Services, IntServ*) – предполагает предварительное резервирование сетевых ресурсов с целью обеспечения предсказуемого поведения сети для приложений, требующих для нормального функционирования гарантированной выделенной полосы пропускания на всем пути следования трафика (*hard* QoS).

3. Дифференцированное обслуживание (*Differentiated Service, DiffServ*) – предполагает разделение трафика на классы на основе требований к качеству обслуживания. В этом случае каждый передаваемый пакет снабжается информацией, на основании которой принимается решение о его продвижении на каждом промежуточном узле сети, в соответствии с политикой обслуживания трафика данного класса. Модель дифференцированного обслуживания занимает промежуточное положение между негарантированной доставкой данных и интегрированной моделью, и сама по себе не предполагает обеспечение гарантий предоставляемых услуг, поэтому дифференцированное обслуживание часто называют мягким QoS (soft QoS).

Функция предоставления качества сервиса очень важна для управления трафиком в современных сетях на основе пакетов и обеспечивает следующие возможности:

– Приоритезация типов трафика на основе протокола, адреса и номера порта.

– Фильтрация входящего и исходящего трафика.

– Управление разрешенной пропускной способностью данных, передаваемых устройству или получаемых им.

– Чтение и запись требований, предъявляемым к моделям поведения QoS, в заголовке пакета.

– Управление перегрузкой с целью отправки устройством трафика с наибольшим приоритетом на основе данных планировщика.

– Управление потерей пакетов с помощью алгоритмов произвольного обнаружения перегрузки на раннем этапе для определения пакетов, которые устройство должно удалить или обработать.

В основном в бортовых сетях качества сервиса представлены четырьмя типами. Это «Приоритет», при котором более высокоприоритетные данные в сети (на разных стадиях передачи и обработки) передаются первыми. «Гарантированная пропускная способность», и как один из методов ее обеспечения – «Планирование». Для сетей с планированием создается единое расписание, в соответствии с которым узлам-абонентам разрешается отправка данных. Информация о расписании имеется в локальном и удаленном узлах, обменивающихся данными. Пример реализации качества сервиса «Планирование» представлен на рис. 1 [2].

«Гарантированная доставка данных» обеспечивается подтверждением корректной доставки данных и повторной пересылкой источником в случае отсутствия подтверждения в течение таймаута ожидания. Пример представлен на рис. 2. Самый простой тип качества сервиса, но не менее важный – «без гарантированной доставки». Используется в случаях, когда данные обладают меньшей степенью важности, при передаче аудиовидеопотоков. Передача таких данных не требует обратной связи от приемника [3, 4].

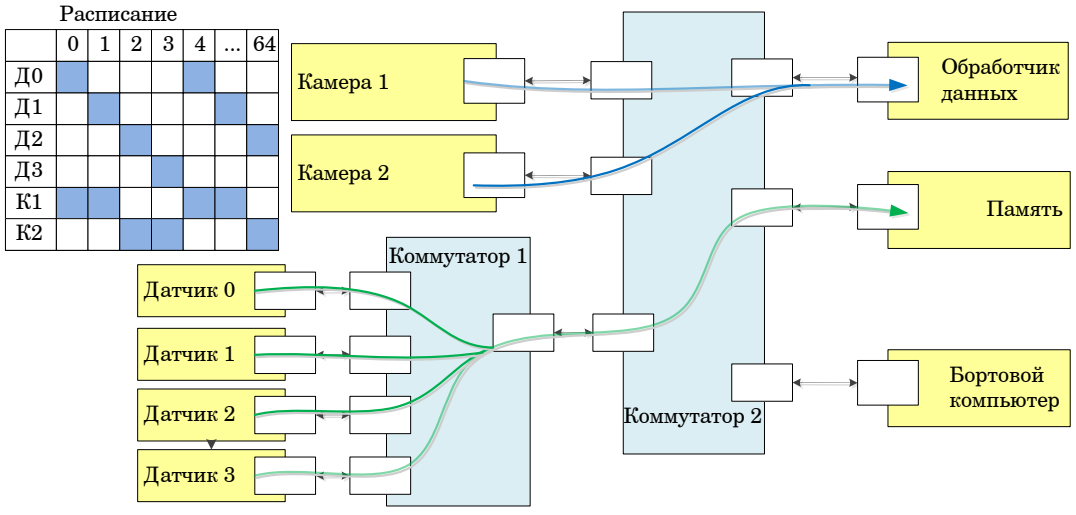


Рис. 1. Пример механизма планирования передачи данных в бортовой сети

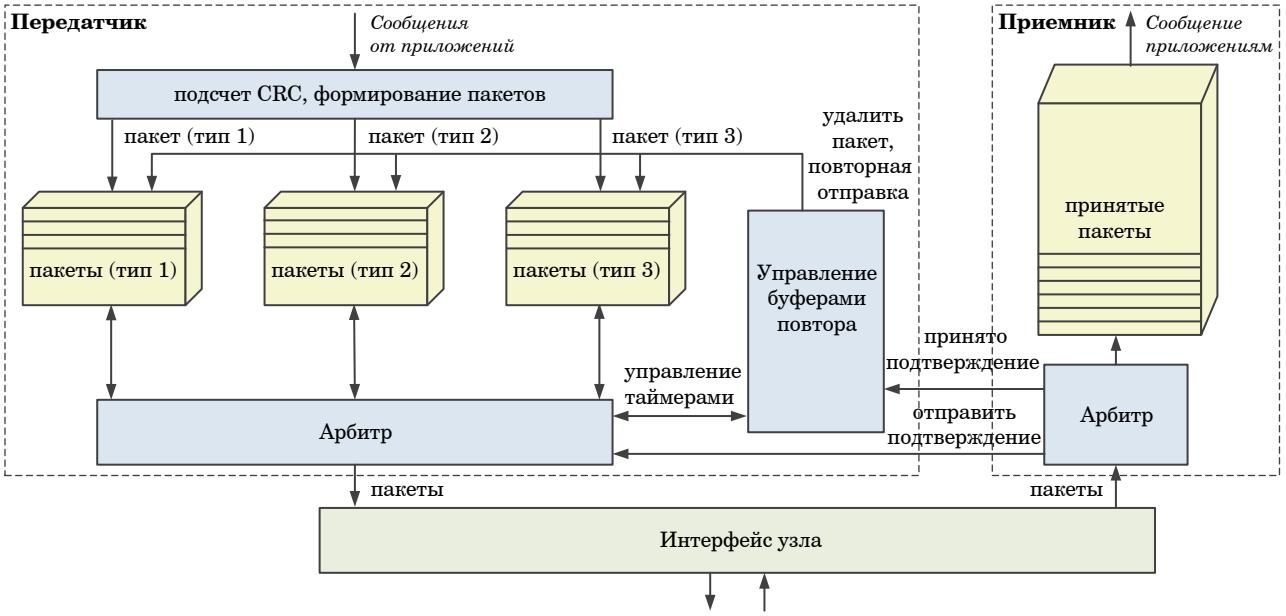


Рис. 2. Пример механизма гарантированной доставки данных

Требования к предоставлению качества сервиса в протоколах нового поколения для бортовых сетей

Технические требования к протоколам передачи данных в бортовых сетях представлены в [5]. На основании этой статьи можно выделить требования к необходимым в бортовых сетях качествам сервиса.

Требования по предоставляемому качеству сервиса для информационных потоков должны предоставляться в соответствии с типами передаваемых данных. Требования представлены в табл. 1.

Качество сервиса с планированием должно осуществляться в соответствии с заданным расписанием, которое формируется на этапе конфигурации транспортного протокола, при этом сам протокол должен поддерживать режим работы без использования качества сервиса с планированием.

Транспортный протокол должен обеспечивать передачу маркеров времени и системных прерываний от прикладного уровня локального узла в сеть для дальнейшего их распространения по сети. Аналогично, транспортный протокол должен обеспечивать прием маркеров времени и системных прерываний из сети и их передачу на прикладной уровень для дальнейшего их использования. Информацию о системном времени, передаваемую маркерами времени, протокол может использовать для реализации качества сервиса «Планирование».

Транспортный протокол должен обеспечивать обнаружение дублированных пакетов команд управления на приемнике узла и отбрасывать дубликат.

Необходимо обеспечить возможность упрощенной настройки работы протокола для простых сетей (с количеством ступеней коммутации не более 2).

Требования SAVOIR к обеспечению качества сервиса

Одно из важных требований по обеспечению качества сервиса на борту комических аппара-

Таблица 1

Требования по предоставляемому качеству сервиса для бортовых сетей

№	Тип данных	Негарантир.	Гарантир.	Приоритет	Планирование
1	Управляющий трафик	–	+	+	+
2	Срочные данные	–	+	+	+
3	Несрочные данные	+	+	+	+
4	Маркеры времени	–	–	+	–
5	Прерывания	–	–	+	–

тов было представлено в рамках проекта ESA «OSRA-NET» [6, 7]. Данные этого проекта должны войти в список стандартов SAVIOR [8].

Архитектура открытого интерфейса космической авионики (*Space AVionics Open Interface aRchitecture, SAVOIR*) – это инициатива по объединению сообщества космической авионики и совместной работе с целью улучшения способов, которыми европейское космическое сообщество создает подсистемы для авионики.

Целями этих работ является:

– Сократить график и риск и, следовательно, стоимость закупки и разработки авионики при подготовке к будущим проектам.

– Повысить конкурентоспособность поставщиков авионики.

– Влиять на процессы стандартизации на нужном уровне, чтобы добиться взаимозаменяемости оборудования (топология остается специфичной для проекта).

– Определить модель управления, которая будет использоваться для продуктов, общие спецификации, определение интерфейса элементов, производимых в рамках инициативы SAVOIR.

В соответствии с требованиями SAVIOR современные коммуникационные протоколы должны обеспечивать три основных типа качества сервиса. Эти три уровня определены в зависимости от типа обслуживания, производимого на приемнике. Этот сервис подразумевает следующие требования к системе связи:

QoS 0. Не более одного раза: соответствует классу качества сервиса, при котором получатель получает не более одного раза каждое сообщение, отправленное отправителем (дублирование или повторная передача данных не разрешены).

QoS 1. Хотя бы один раз: соответствует классу качества сервиса, посредством которого получатель получает по крайней мере один раз каждое сообщение, отправленное отправителем (разрешено дублирование/повторная передача SDU).

QoS 2. Точно один раз. Это соответствует классу качества сервиса, через который получатель получает ровно один раз каждое сообщение, отправленное отправителем (через протокольный механизм, в зависимости от системы связи). Он направлен на определение уровня уверенности, что пакет будет доставлен к месту назначения, и является одной из характеристик, используемых для определения различных классов связи.

При реализации «QoS 0 – не более одного раза», гарантируется, что отправитель не будет передавать данные более одного раза. В процессе передачи будет одна попытка отправить данные, которые достигнут приемника, если в системе связи между отправляющей и принимающей хост-системами не возникнет сбоя. Если среда не готова к передаче или другой пакет заменит или сбросит текущий пакет, пакет вообще не будет получен. Такой уровень QoS также известен как «Best Effort».

Для «QoS 1 – хотя бы один раз» возможны несколько режимов работы, передача с дублированием пакетов, либо в соответствии с реализацией протокола отправки. Например, повторная передача, систематическая двойная/тройная передача с голосованием большинства или любые другие типы, либо повторная отправка после неудачной передачи.

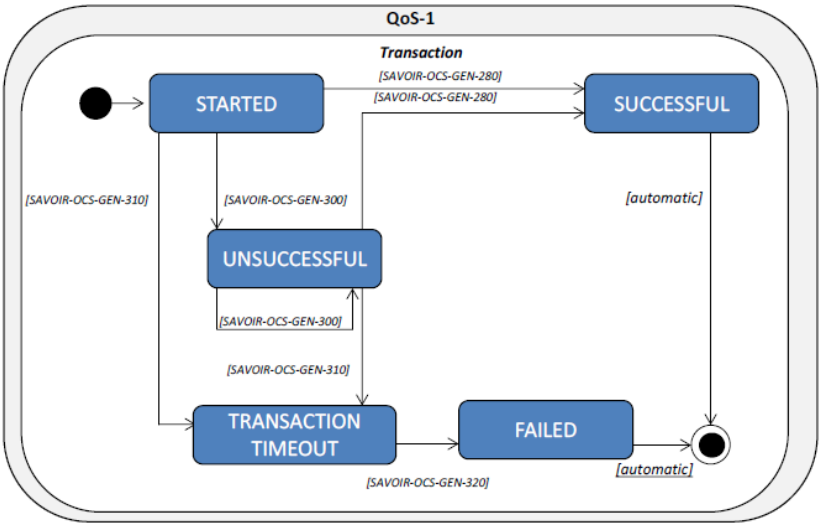


Рис. 3. Диаграмма состояний для QoS 1

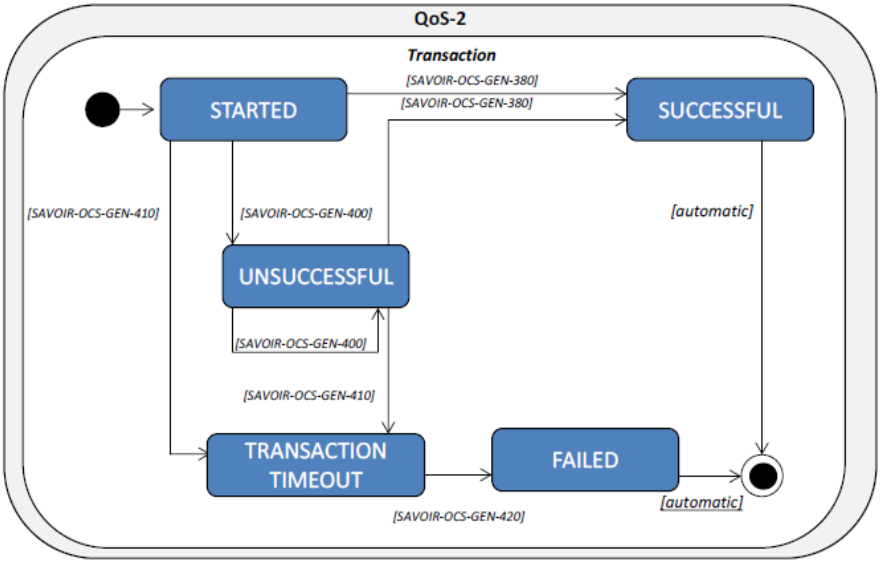


Рис. 4. Диаграмма состояний для QoS 2

QoS 1 характеризуется наличием тайм-аутов для обеспечения возможности проверки семантики «по крайней мере один раз» за конечное время. В реализации QoS 1 могут быть добавлены дополнительные механизмы (например, настраиваемое число максимальных попыток повторной передачи после неудачной передачи). Однако они считаются проектными требованиями и не включены в спецификацию.

Рис. 3 показывает машину состояний работы для QoS 1. Отсюда можно увидеть, какое требование, определенное в протоколе, является триггером к переходу из одного состояния в другое.

QoS 2 характеризуется глобальным тайм-аутом, чтобы сделать семантику «точно один раз» верифицируемой за конечное время. В реализации QoS 2 могут быть добавлены дополнительные механизмы. Например, настраиваемое число максимальных попыток повторной передачи после неудачной передачи, обнаружение дублирующих пакетов. Эти механизмы рассматриваются как проектные требования и не включаются в спецификацию.

Рис. 4 показывает состояния транзакций для QoS 2. Из нее можно увидеть, какое требование, определенное в протоколе, является триггером к переходу из одного состояния в другое.

Заключение

В данной статье были представлены основные типы качества сервиса, которые необходимо учитывать при проектировании бортовых сетей нового поколения. Они представлены, основываясь на требованиях индустрии, и также современных требований космических агентств.

Основными качествами сервиса, необходимыми для реализации можно считать «Негарантированную доставку данных», «Гарантированную доставку данных» и «Приоритеты». Для обеспечения гарантированной пропускной способности рекомендуется использовать механизмы планирования.

Разработка новых стандартов для коммуникации в бортовых сетях должна учитывать все представленные качества сервиса, а также их различные комбинации. Это позволит повысить вариативность использования сетей, разграничить потоки данных, обеспечить надежность и своевременность доставки.

Библиографический список

1. *Szigeti T., Barton R., Hattingh C., Briley K. Jr.* End-to-End QoS Network Design: Quality of Service for Rich-Media & Cloud Networks (Networking Technology). 2nd edition. Cisco Systems, 2013. 993 p.

2. *Korobkov I., Chumakova N.* Scheduling-Table's Design for STP-ISS Transport Protocol // Wave Electronics and its Application in Information and Telecommunication Systems (WECONF-2019). 2019. P. 1–8.

3. Analysis of the Transport Protocol Requirements for the SpaceWire On-board Networks of Spacecrafts / V. Olenev, I. Lavrovskaya, I. Korobkov, D. Dymov // Proceedings of 15th Seminar of Finnish-Russian Universi-

ty Cooperation in Telecommunications (FRUCT) Program. 2014. P. 65–71.

4. *Ferrer Florit A., Gonzalez A., Parkes S.* SpaceFibre Interfaces and Architectures // IEEE Aerospace Conference. 2019. P. 1–8.

5. *Olenev V. L.* Analysis of requirements for modern spacecraft onboard network protocols // Информационно-управляющие системы. 2021. P. 8–16.

6. ESA. Space Engineering Projects. URL: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Software_Systems_Engineering/A_new_network_paradigm_for_the_On-Board_Reference_Architecture_OSRA-Net (дата обращения: 07.12.2022).

7. Evaluation and Development of the OSRA Interaction Layer for Inter-Component Communication / J. Sommer, R. T Phaniraja Setty, O. Maibaum et al. // 2019 IEEE Aerospace Conference. 2019. P. 1–12.

8. SAVOIR-GS-008. On-board Communication System requirements, https://savoir.estec.esa.int/SAVOIR-Documents.htm (дата обращения: 07.12.2022).

УДК 004.021

А. Ю. Петров*
студент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ОБЗОР СУЩЕСТВУЮЩИХ МЕТОДОВ РАЗДЕЛЕНИЯ ПРОГРАММНЫХ И АППАРАТНЫХ РЕСУРСОВ В ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМАХ

В статье рассмотрены методы разделения программных и аппаратных ресурсов, основанные на алгоритмах, которые по-разному справляются с поставленной задачей разделения ресурсов вычислительной системы. Задачей статьи является обзор некоторых существующих методов и анализ результатов применения алгоритмов, на которых эти методы основаны. Анализ затронет существующие алгоритмы с точки зрения их скорости и эффективности.
Ключевые слова: *разделение аппаратного и программного обеспечения, алгоритмы, GA, SA, ACO, PSO, FCM.*

A. U. Petrov*
Student
**St. Petersburg State Marine Technical of University*

EXISTING METHODS FOR HARDWARE/SOFTWARE PARTITIONING IN COMPUTING SYSTEMS

The article reviews methods for Hardware/Software partitioning based on algorithms that differently solve the task of partitioning resources in computing systems. The purpose of the article is to analyze the results of implementing the algorithms. The analysis will affect speed and efficiency of the existing algorithms.
Keywords: *Hardware/Software partitioning, algorithms, GA, SA, ACO, PSO, FCM.*

Разделение аппаратного и программного обеспечения (HW/SW) заключается в определении того, какие компоненты системы реализованы на аппаратном обеспечении, а какие – на программном. Это один из наиболее важных этапов проектирования встраиваемых систем. Проблема разделения HW/SW представляет собой NP-трудную задачу бинарной оптимизации с ограничениями.

В современном мире вычислительные системы повсеместно используются в широком спектре приложений. Они обычно состоят из аппаратных компонентов, специфичных для конкретного приложения, и программируемых компонентов. С ростом сложности встраиваемых систем кодирование аппаратно-программных средств стало эффективным способом повышения качества проектирования, в котором разделение программных и аппаратных ресурсов является наиболее важным шагом.

Разделение программных и аппаратных ресурсов решает, какие функции должны быть реализованы в аппаратных компонентах, а какие – в программных. Этот процесс разделения направлен на балансировку всех задач для оптимизации конкретных целей системы при конкретных ограничениях.

В последние годы наблюдается растущий интерес к исследованию проблемы разделения программных и аппаратных ресурсов. Было разработано немало подходов к этой проблеме [1].

Целью моей работы является обзор некоторых наиболее интересных существующих методов разделения программных и аппаратных ресурсов в вычислительных системах.

Методы разделения программных и аппаратных ресурсов

В последнее время для автоматизации процесса разделения аппаратных и программных средств используются различные методы оптимизации. Эти методы оптимизации можно разделить на точные и эвристические. Точные методы, такие как целочисленное линейное программирование или Integer Linear Programing (ILP), динамическое программирование, а также метод ветвей и границ. Все эти точные методы эффективно работают для небольших графов с несколькими десятками узлов, однако в

сравнении с ними эвристические методы дают близкие к оптимальным решения даже при больших исходных данных [2].

Эвристические методы также могут быть итерационными или конструктивными. Итерационные методы, такие как Particle Swarm Optimization (PSO), Genetic Algorithm (GA), Ant Colony Optimization (ACO), Simulated Annealing (SA), Fiduccia-Matteyeses, Kernighan/Lin и Tabu Search (TS), пытаются модифицировать заданное решение до тех пор, пока не будет достигнуто никакого улучшения. Однако конструктивные методы, такие как алгоритм Fuzzy C-Means (FCM), генерируют небольшое количество решений, начиная с начального разбиения, выбирая и добавляя компоненты к частичному решению, пока не будет получено полное решение [3].

Далее я хотел бы рассмотреть некоторые из упомянутых мною алгоритмов и сравнить их эффективность.

Алгоритм SA

Алгоритм моделируемого отжига (*Simulated Annealing*, SA) – это итеративный алгоритм эволюционной оптимизации, впервые представленный еще в 1953 году. Тридцать лет спустя Киркпатрик предположил, что этот метод может быть использован для поиска выполнимых решений в задачах оптимизации. С тех пор метод стал очень популярным при решении многих комбинаторных задач оптимизации благодаря своей простоте, легкости в использовании, устойчивости к большому числу задач, а также способности не застревать в локальных оптимумах.

SA адаптирован из известного алгоритма поиска ближайшего соседа (NS). В отличие от NS, который всегда выбирает лучшее решение дальше, SA принимает худшее решение в окрестности в соответствии с функцией вероятности. Эта вероятность устанавливается высокой в начале процесса оптимизации, н постепенно снижается до нуля. Это похоже на процесс, когда температура отжига постепенно снижается. Скорость снижения вероятности принятия регулируется функцией, известной как график охлаждения. Когда температура снижается до заданного порога, наступает момент принятия решения [4].

Хорошо известно, что выбор графика охлаждения очень важен. Слишком быстрый график охлаждения может привести к тому, что алгоритм рано остановится на каком-то локальном минимуме, слишком медленны график охлаждения заставляет алгоритм прыгать более или менее беспорядочно в течении длительного времени, прежде чем прийти к решению. Чаще всего используются два популярных графика охлаждения – геометрический график и график Ланди и Миса.

Сначала генерируется начальное решение, подчиняющееся ограничению на площадь. Поиск соседей выполняется путем случайного изменения одного бита состояния в решении, эффективно меняя местами аппаратную и программную реализацию одной из задач. Принятие (или непринятие) более дорогого соседнего решения определяется функцией распределения Больцмана [5].

Принятый ход заменяет текущее решение, а затем температура снижается в соответствии с одним из двух графиков охлаждения. Цикл оптимизации завершается при выполнении следующих условий: когда новая температура достигает температуры остановки или когда нет улучшений за последний 500 итераций.

Алгоритм GA

Генетический алгоритм (*Genetic Algorithm*, GA) – это итеративный алгоритм эволюционной оптимизации, основанный на теории эволюции Дарвина. Метол основывается на случайном подходе, это подразумевает, что для поиска решения к текущим решениям применяются случайные изменения для генерации новых. При этом алгоритм GA это медленный постепенный процесс, который работает путем внесения незначительных изменений в свои решения постепенно, пока не будет получено наилучшее решение.

Алгоритм состоит из четырех основанных операций: оценка, отбор, кроссинговер и мутация. Начиная с начальной популяции, степень «пригодности» каждого члена популяции оценивается в соответствии с функцией пригодности. Затем из этой популяции на основе оценки пригодности выбирается набор родителей для создания нового поколения решений-кандидатов. Желательные черты каждого родителя заключены в код, связанный с каждым родителем, и этот код отражает желательную особенность. Двое детей воспроизводятся от двух родителей путем случайного смешивания их в результате кроссинговера. Этот процесс, известный как «кроссинговер», помогает передать хорошие черты родителей следующему поколению. Наконец, мутация используется для того, чтобы процесс поиска не застрял в локальных минимумах. Это делается путем периодического (например, с вероятностью 0,01) изменения гена [6].

Эффективность GA в решении в поставленной задаче в значительной степени зависит от

представления желаемых характеристик в хромосоме, хорошего выбора функций и соответствующего использования кроссинговера. В данной формулировке каждая особь в популяции характеризуется хромосомой с числом генов, равным числу задач или функциональных блоков. Ген кодируется как «0», если задача реализована программно, и «1», если она возложена на аппаратное обеспечение.

Алгоритм PSO

Метод роя частиц (*Particle swarm optimization*, PSO) – это итеративный алгоритм эволюционной оптимизации на основе популяции. Он был разработан в 1999 году Ши и Эберхартом. Он использует интеллект роя, который основан на социально-психологических и биологических социальных принципах. По аналогии с роевым интеллектом, каждый член роя (частица) использует преимущества частной памяти и некоторую степень случайности в своем движении, а также знания, полученные всем роем, для обнаружения наилучшего доступного источника пищи. Проблема поиска пищи может быть решена путем оптимизации функции приспособленности. Определение коммуникационной структуры (или социальной сети) происходит путем назначения соседей для каждого роя. Все частицы в пространстве поиска имеют значения пригодности, которые оцениваются оптимизируемой функцией пригодности, и имеют скорости, которые направляют их движение в многомерном пространстве поиска. Каждая частица запоминает информацию о своем наилучшем решении и своем положении в пространстве поиска, и обе эти информации доступны ее соседям. Для того чтобы обновлять соответствующие изменения своего положения и скорости, каждая частица имеет память, хранящую: положение частицы, которое представляет лучшее решение, которое частица видела сама, и глобальное положение частицы, которое частица получает, общаясь с подмножеством роев [6].

Обновления скорости и положения частицы представляют собой положительные постоянные параметры, называемые «коэффициентом ускорения» [7].

Алгоритм ACO

Алгоритм муравьиной колонии (*Ant Colony Optimization*) представляет собой эвристический алгоритм, вдохновленный этологическим исследованием поведения муравьев. Было доказано, что муравьи, не обладающие сложным зрением, могут определить оптимальный путь между своей колонией и источником пищи за очень короткий промежуток времени. Это происходит путем непрямой коммуникации, известной как стигма, с помощью химических субстанций, или феромонов, оставляемых муравьями на тропинках. Хотя любой отдельный муравей движется, по сути, наугад, он принимает решение о своем направлении, ориентируясь на «силу» феромонов троп, которые лежат перед ним, где большее количество феромона указывает лучший путь. По мере того, как муравей проходит путь, он усиливает его своим феромоном. В итоге возникает коллективное автокаталитическое поведении, поскольку больше муравьев выбирают самые короткие тропы, что, в свою очередь, создает еще большее количество феромона на этих тропах, делая короткие тропы более вероятностными для выбора будущими муравьями [8].

Алгоритм ACO вдохновлен таким наблюдением. Он основан на популяционном подходе, когда группа агентов совместно исследует пространство поиска, при этом общаясь через механизм, имитирующий феромонные тропы.

Одной из первых задач алгоритма ACO была задача о путешествующем продавце (TSP). С тех пор исследователи сформировали методы ACO для целого ряда традиционных NP-трудных задач, сейчас ACO также не редко применяется для решения практических задач, например, транспортных.

Данный алгоритм можно применять и для решения проблемы разделения аппаратных и программных ресурсов. Алгоритм работает как набор агентов (муравьев), которые совместно исследуют пространство поиска. Для эффективного поиска предполагается стохастическая стратегия принятия решений. Вводится концепция графа задач, где каждая задача определяет функциональный узел, который содержит информацию о вычислениях, которые он должен выполнить. Выполнение графа задач происходит следующим образом: задачи разного уровня приоритета выполняются последовательно с верхнего уровня вниз, а задачи одного уровня приоритета, но распределение по разным компонентам системы, могут выполняться параллельно [9].

Преимуществом алгоритма ACO является возможность быть легко расширенной по мере роста количества как аппаратных, так и программных ресурсов. При работе алгоритма с задачами большого размера при значительно меньшем времени достигаются более эффек-

тивные решения чем при использовании алгоритма SA. При этом можно наблюдать взаимодополняющее поведение алгоритмов ACO и SA, можно предположить, что гибридный метод ACO/SA будет давать лучший результат, чем упомянутые алгоритмы по отдельности.

Алгоритм FCM

Алгоритм нечеткой кластеризации (*Fuzzy C-Means*, FCM) – это конструктивный алгоритм оптимизации. Различные исследования доказывают, что FCM превосходит другие существующие алгоритмы кластеризации, а именно алгоритмы нейронной сети Self-Organization Map (SOM), алгоритм-mean и иерархическую кластеризацию. Это самый популярный метод нечеткой кластеризации, который был первоначально предложен Данном и позже был модифицирован Джеймсом.

Алгоритм FCM основан на нечетком поведении и обеспечивает естественную технику для получения кластеризации, где веса принадлежности имеют естественную интерпретацию, но не вероятностную (детерминистскую). Основная цель FCM – минимизировать объективную функцию, принимая во внимание сходство элементов и центров кластеров [10].

Предположим, что имеется набор объектов в размерном пространстве, каждый объект которого представлен вектором количественных переменных. Также у нас имеется набор прототипов, перечисленных ассоциированными с группами, где каждый прототип также представлен в виде вектора количественных переменных, и матрица степеней принадлежности, где представлена степень принадлежности объекта к группе. Ее значение принадлежит вещественному интервалу.

Алгоритм FCM направлен на поиск матрицы прототипов и матрицы степеней принадлежности, которые минимизируют объективную функцию приспособленности. Прототипы, минимизирующие объективную функцию, обновляются по определенной функции. Степени принадлежности, минимизирующие объективную функцию, обновляются функции уровня нечеткости кластера. В пределе степень принадлежности сходится к 0 или 1, что означает хорошее разбиение [11].

Несмотря на свою эффективность алгоритм FCM чувствителен к начальным значениям и обычно попадает в локальный оптимум.

Сравнение алгоритмов

Для наиболее наглядного сравнения эффективности алгоритмов мною были изучены и проанализированы результаты тестирования алгоритмов, проведенные в таком-то исследовании при разработке одного гибридного метода [3].

В данном исследовании решалась проблема бинарного разбиения с учетом различных графов задач в диапазоне от 20 до 2000 узлов. Значения времени выполнения программного обеспечения, времени выполнения аппаратного обеспечения, потребности в памяти и скорости использования фрагментов генерировались случайным образом.

На рис. 1 изображено сравнение времени обработки алгоритмов разделения стандартов.

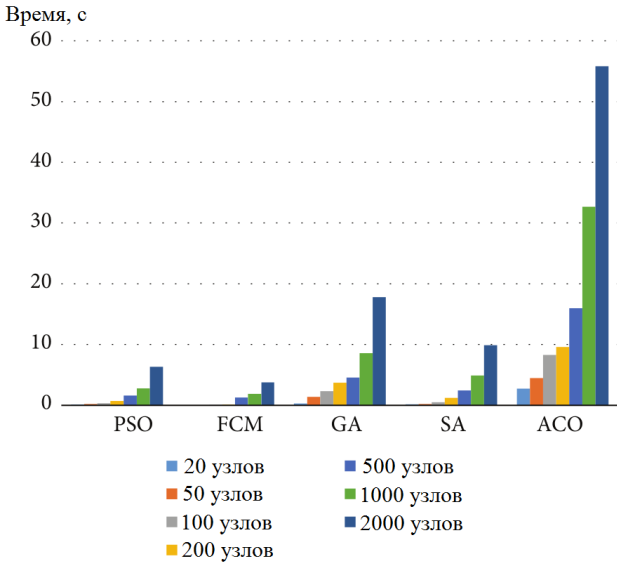


Рис. 1. Сравнение времени обработки алгоритмов

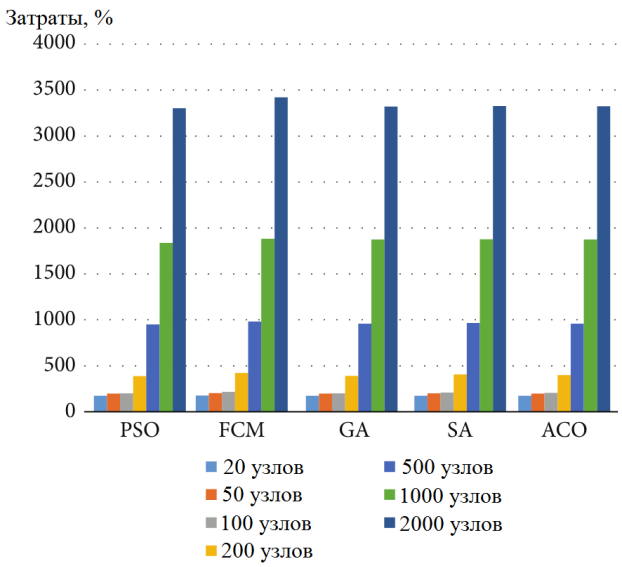


Рис. 2. Сравнение процента затрат алгоритмов

Представленные результаты доказывают, что алгоритм FCM быстрее алгоритмов PSO, SA, GA и ACO, связано это с тем, что данный алгоритм требует меньше оценок функций. Самым же медленным оказался алгоритм ACO.

На рис. 2 показано, что результат качества, который дает меру стоимости функции в процентах от решения, является наилучшим для алгоритма PSO.

Из этих двух сравнений можно сделать вывод о том, что алгоритм PSO обладает сильной способностью к глобальному поиску, в то время как алгоритм FCM быстрее генерирует приблизительные решения. Следовательно, комбинация между алгоритмами FCM и PSO позволяет генерировать приближенное оптимальное решение с большей скоростью.

Заключение

Исходя из сравнения, можно сказать, что среди описанных мною односложных алгоритмов универсальный метод нельзя выбрать. Наибольшим потенциалом в разделении программных и аппаратных ресурсов в вычислительных системах обладаю гибридные методы PSO-GA, GA-SA, GA-ACO, ACO-SA, FCM-GA, FCM-SA и ACO-FCM для расширенного подходов к разбиению. Так по моему мнению наиболее перспективным является гибридный метод FCM/PSO, как соединение конструктивного алгоритма с итерационным алгоритмом для повышения качества генерируемого решения. В будущем я планирую изучить тему гибридных алгоритмов и сравнить полученные результаты с односложными алгоритмами, которые я здесь описал.

Библиографический список

1. *Lin G., Zhu W., Ali M. M.* A tabu search-based memetic algorithm for Hardware/Software partitioning. Springer // LNEE. 2014. № 14. 15 p.

2. *Arato P., Mann Z.A., Orban A.* Algorithmic aspects of hardware/software partitioning // ACM Transactions on Design Automation of Electronic Systems. 2005. № 10. P. 136–156.

3. *Mhadhbi I., Othman S. B., Ali M. M.* An efficient technique for Hardware/Software partitioning process in codesign // Scintific Programming. 2016. 12 p.

4. *Jing Y., Kuang J., Du J., Hu B.* Application of improved simulated annealing optimizatio nalgorithms in hardware/software partitioning of the reconfigurable system-on-chip // Communications in Computer and Information Science. 2014. № 405. P. 532–540.

5. *Wiangtong T., Cheung P. Y. K., Luk W.* Comparing three heuristic search methods for Functional Partitioning in Hardware–Software Codesign. Springer // Design Automation for Embedded Systems. 2002. № 6. P. 425–449.

6. *Coley D. A.* An Introduction to Genetic Algorithms for Scintists and Engineers. USA, World Scientific, 1998. 225 p.

7. Hardware software partitioning problem in embedded system design using particle swarm optimization algorithm / A. Bhattacharya, A. Konar, S. Das et al. // Proceedings of the 2nd International Conference on Complex. 2008. P. 171–176.

8. *Ovat F. A., Anyandi A. J.* The particle swarm optimization algorithm application // Global Journal of Engineering and Technology Advances. 2020, № 3. 6 p.

9. *Wang G., Kastner R.* Application partitioning on programmable platforms using the ant colony optimization // DBLP. 2006. 19 p.

10. *Xiong Z. H., Li S. K., Chen J. H.* Hardware/software partitioning based on dynamic combination of genetic algorithm and ant algorithm // Journal of Softwarevol. 2005. № 16. P. 503–512.

11. *Sheshasayee A., Sharmila P.* Comparative study of fuzzy C means and K means algorithm for requirements clustering // Scientific Programming. 2014. № 7. P. 853–857.

УДК 004.7:004.9 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-217-222**

А. А. Петров*
магистрант
Е. А. Суворова*
кандидат технических наук, доцент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ АДАПТИВНОГО АЛГОРИТМА ФРОСТА НА FPGA

В статье рассматриваются особенности аппаратной реализации алгоритмов цифровой обработки данных на FPGA, на примере реализации адаптивного алгоритма Фроста на базе FPGA Stratix 10 GX 2800. А также предлагается аппаратная реализация алгоритма Фроста с упором на производительность вычислений.
Ключевые слова: *FPGA, цифровая обработка сигналов, ЦОС, адаптивная обработка сигналов, адаптивный алгоритм Фроста.*

A. A. Petrov*
Postgraduate Student
E. A. Suvorova*
PhD, Tech., Associate Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

FEATURES OF THE IMPLEMENTATION OF THE ADAPTIVE FROST ALGORITHM ON FPGA

The article discusses the features of the hardware implementation of digital data processing algorithms on the FPGA, using the example of the implementation of the adaptive Frost algorithm based on the Stratix 10 GX 2800 FPGA. It also proposes a hardware implementation of the Frost algorithm with an emphasis on computing performance.
Keywords: *FPGA, digital signal processing, DSP, adaptive Frost algorithm.*

Введение

Адаптивная обработка сигналов – это передовая область современной цифровой обработки сигналов. При постоянно ускоряющемся технологическом прогрессе в космической отрасли и беспроводных сетях, адаптивная обработка сигналов становится все более востребованной. Применение адаптивных алгоритмов позволяет повысить эксплуатационные характеристики практически любого продукта, в котором найдется для них место. А в связи, с все нарастающей популярностью FPGA плат, при разработке продуктов. Как никогда раньше важно, не только понимать и разбираться в принципах алгоритмов адаптационной обработки данных, но также и в особенностях их реализации на платах FPGA.

Описание программируемого устройства

В данной статье в качестве программируемого устройства используется ядро Intel Stratix 10 GX2800 на сопроцессорной плате XpressGXS10H-FH201GT, общий вид которой представлен на рис. 1 [1].

Stratix® 10 – одно из самых эффективных и новейших семейств FPGA, разработанных Intel®. В производстве данных FPGA применяется технологический процесс 14 нм. Данная платформа интересна: двумя высокопроизводительными оптическими трансиверами QSFP28 (Quad Small Form-factor Pluggable) позволяющими организо-

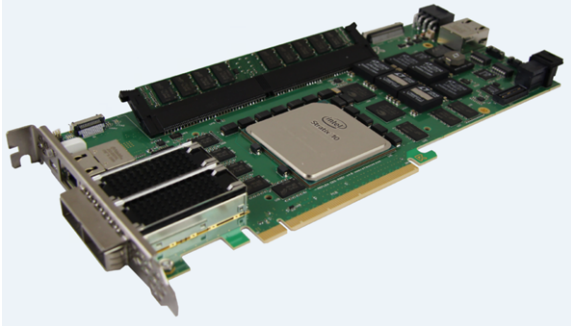


Рис.1. Общий вид применяемой платы

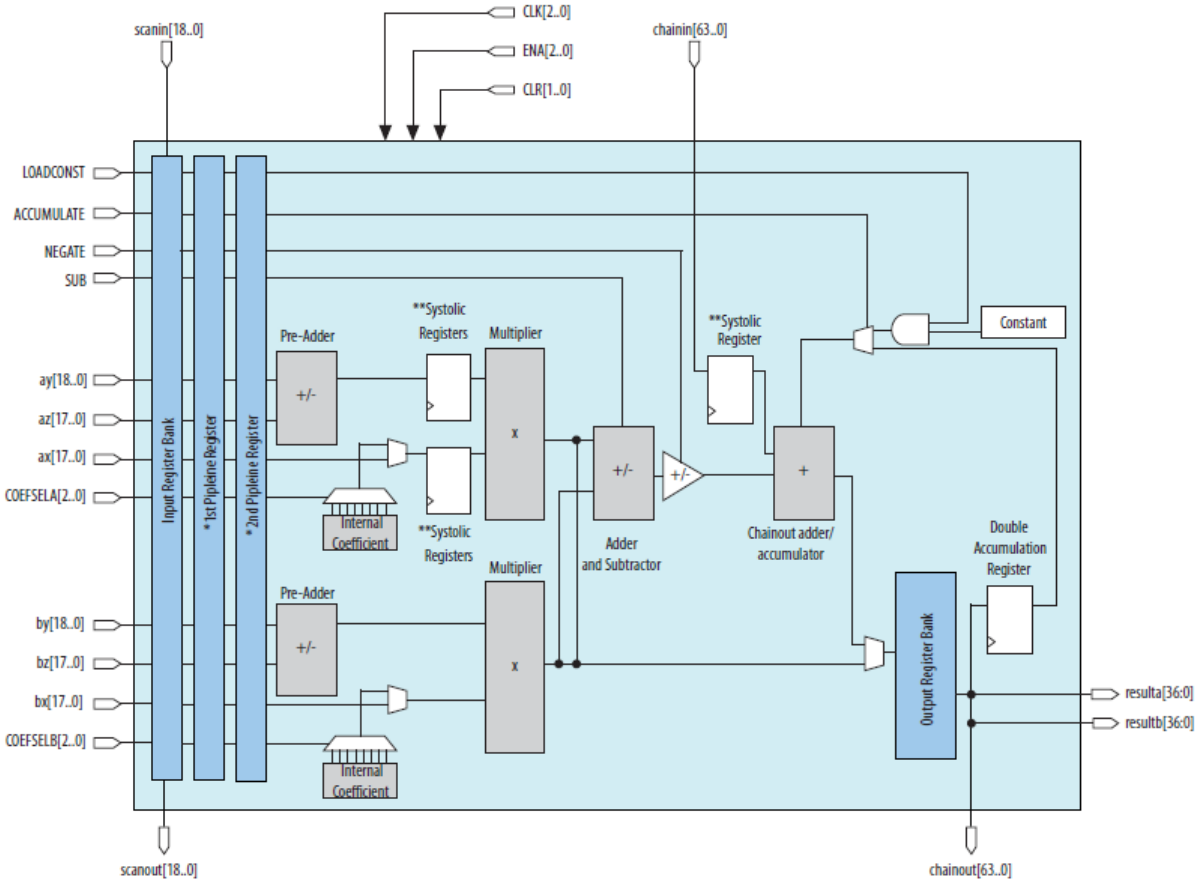


Рис. 2. Структура DSP блока Stratix 10

вать до 8 каналов приема сигнала по 28 Гбит/с каждый, повышенным количеством DSP блоков в сравнении с другими подклассами Stratix 10, и предназначением для крупносерийного производства в отличие от стандартных платформ для разработки [1].

Для понимания аппаратных ограничений, при реализации алгоритмов цифровой обработки сигналов на FPGA, важно знать, количество, структуру и возможности DSP блоков на конкретном FPGA. На Stratix 10 GX размещено 5760 таких блоков с нативной поддержкой операций с фиксированной точкой IEEE754, они имеют программируемую структуру, представленную на рис. 2 [2].

Программируемость этих блоков, заключается в том, что почти каждый структурный элемент, представленный в общей структурной схеме, может быть выключен или включен при программировании FPGA, а поток данных перенаправлен в зависимости от запрограммированного режима работы блока. Основные переключаемые особенности, доступные в любом режиме работы блока, – возможность предварительного суммирования входных сигналов и использование внутренних заранее запрограммированных коэффициентов при умножении. Доступные режимы работы приведены в табл. 1 [2].

Адаптивный алгоритм Фроста

Фундаментальным понятием адаптивной обработки сигналов является адаптивный линейный сумматор или не рекурсивный адаптивный фильтр, его схема в общем виде представлена на рис. 3 [3]. На схеме проиллюстрированы, вектор входного сигнала с компонентами x_0, x_1, …, x_L, соответствующее множество регулируемых весовых коэффициентов w_0, w_1, …, w_L, устройство суммирования и выходной сигнал y. Процесс регулирования этих коэффициентов, для получения оптимального выходного сигнала и называется адаптацией.

О. Фрост предложил [4] гибкий алгоритм адаптации, в котором по направлению приема сигнала чувствительность антенной решетки

Таблица 1

Режимы работы DSP блоков Stratix

Режим работы	Описание
18×18 full mode	В этом режиме блок работает как два независимых умножителя 18 битных чисел с 37 битным результатом. В этом режиме имплементируются следующие операции: $resulta = ax * ay$ $resultb = bx * by$
18×18 Full Top Mode	В этом режиме блок работает как один умножитель 18 битных чисел с 37 битным результатом. В этом режиме имплементируются операция: $resulta = ax * ay$
18×18 Sum of Two Mode	В этом режиме блок работает как сумматор двух умножителей 18 битных чисел с 37 битным результатом, производя сложение или вычитание в зависимости от значения сигнала sub. В этом режиме имплементируются операция: $resulta = [(bx * by) \pm (ax * ay)]$
18×18 Plus 36 Mode	В этом режиме блок работает как сумматор двух умножителей 18 битных чисел с 37 битным результатом. В этом режиме имплементируются операция: $resulta = [(bx * by) + (ax * ay)]$
18×18 Systolic Mode	В этом режиме блок работает как ступень систолического FIR фильтра.
27×27 Mode	В этом режиме блок работает как умножитель 27 битных чисел с 64 битным результатом. В этом режиме имплементируются операция: $resulta = ax * ay$

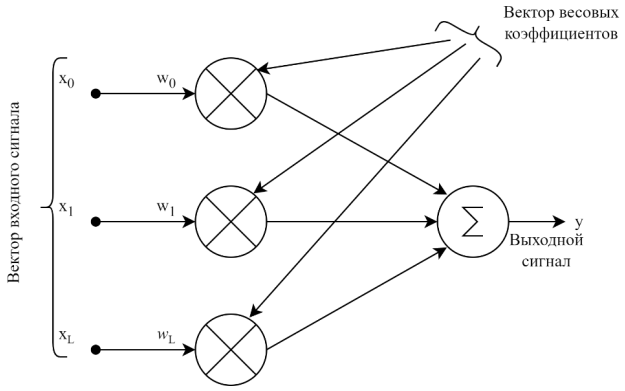


Рис. 3. Общий вид адаптивного линейного сумматора

остается фиксированной независимо от уровня полезного сигнала, приходящего по этому направлению. При такой адаптации опорный сигнал нам недоступен, но мы знаем DOA (*direction of arrival*) – k_0, задаваемое полярными углами {φ; θ} сферической системы координат. Для этого направления и любого сигнала с частотой ω_0 устанавливаем ограничение

$$h^T d(\omega_0, k_0) = G_0, \quad (1)$$

где d – вектор рулевого управления (*steering vector*).

Метод адаптивно уменьшает $E\{y(t)^* y(t)\}$ – мощность выходного сигнала сохраняя заданное ограничение, где * – комплексное сопряжение. Значение мощности задается следующим выражением:

$$E\{|y(m)|^2\} = h^H R_{xx} h, \quad (2)$$

где $R_{xx} = E\{x(m)x^H(m)\}$ – корреляционная матрица (3)

Пусть наша антенная решетка содержит 4 пространственно разнесенных элементов. Обозначим – $f_n(m) = (m, p_n)$, $n = 0, 1, 2, 3$ сигнал, принимаемый n элементом антенны p_n в момент времени mT_s, здесь T_s – интервал дискретизации. Тогда вектор $\mathbf{x}(m)$ задается выражением

$$\begin{gathered} x(m) = [f_0(m), f_1(m), f_2(m), f_3(m), \\ f_0(m-1), f_1(m-1), f_2(m-1), f_3(m-1), \\ ..., f_0(m-N+1), f_1(m-N+1), \\ f_2(m-N+1), f_3(m-N+1)]^T = \\ = [f(m,p), f(m-1,p), ..., f(m-N+1,p)]^T, \end{gathered} \quad (4)$$

где N – длина применяемого фильтра.

Пусть

$$R_{xx}(m) = [x(m)x^H(m)] = [r_{ij}(m)], i, j = 1, \ldots, 4N,$$

тогда R_{xx}=$E\{R_{xx}(m)\}$, где

$$R_{xx}(m)=\begin{bmatrix} f(m,p)f^H(m,p) & \cdots \\ f(m,p)f^H(m-N+1,p) & \\ f(m-1,p)f^H(m,p) & \cdots \\ f(m-1,p)f^H(m-N+1,p) & \\ \vdots & \\ f(m-N+1,p)f^H(m,p) & \cdots \\ f(m-N+1,p)f^H(m-N+1,p) & \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Как видно из (5), матрица симметричная и при вычислении потребует, только вычисления одной ее половины.

В этом случае оптимизационная задача имеет вид

$$h=arg\min_h h^H R_{xx}h$$

при ограничении $d\left(\omega_0,k_0\right)^H h=G_0^*$.

При решении этой оптимизационной задачи методом неопределенных коэффициентов Лагранжа [5] получим:

$$h[n+1]=q+P(h[n]-\mu R_{xx}h[n]), \quad (6)$$

где q – начальный вектор весовых коэффициентов; P – матрица ограничений $4N\times4N$; μ – скорость адаптации.

Корреляционную матрицу можно заменить оценкой $R_{xx}\approx R_{xx}(n)=x(n)x^H(n)$. Такая оценка минимизирует мгновенную ошибку, а не среднюю ошибку. Тогда

$$h[n+1]=q+P(h[n]-\mu x(n)x^H(n)h[n]). \quad (7)$$

Или

$$h[n+1]=q+P(h[n]-\mu y^*(n)x(n))\{\ \} \quad (8)$$

– финальное выражение для адаптивного алгоритма Фроста.

Особенности реализации алгоритма в арифметике с фиксированной точкой

До начала реализации алгоритма на FPGA, необходимо модифицировать алгоритм проведя дополнительные преобразования и определив формат параметров и данных в арифметике с фиксированной точкой, для работы с DSP блоками выбранного FPGA. Из-за комплексного характера вычислений, выбран режим работы DSP блоков специализированный для комплексных операциq с фиксированной точкой, а именно представленный в табл. 1 режим работы – 18×18 Sum of Two Mode.

Расчет параметров алгоритма можно производить заранее и загружать в плату до начала работы поэтому вычисление начального значения коэффициентов – вектора **q**, и матрицы ограничений **P** производятся в арифметике с плавающей точкой, в затем они преобразуются в формат с фиксированной точкой. Входной сигнал $x(n)$ предварительно нормализуется таким образом, чтобы

$$E\{x_k(n)\}=0 \quad (9)$$

и

$$x_k(n)=x_k(n)/\max_n\left\|x_k(n)\right\|, k=1,2,3,4 \quad (10)$$

где k – номер элемента антенны.

Пара чисел (m, n) описывает формат с фиксированной точкой следующим образом. Первое число m указывает на общее число бит (включая знак), используемое для представления числа, а второе число n указывает на число бит для представления дробной части. Форматы представления используемых величин в соотношениях 7 и 8 представлены в табл. 2.

Умножение на коэффициент адаптации μ в соотношениях 7 и 8 реализуется путем сдвига вправо на 1 бит если $\mu = 2^{-1}$ или на 2 бита если $\mu = 2^{-2}$.

Особенности аппаратной реализации

При аппаратной реализации программ, всегда нужно помнить про ограниченность аппаратных ресурсов, и исходя из этого планировать аппаратную архитектуру. Изначально избавимся от возможного переполнения, выделив под целую часть 1 бит у весовых коэффициентов, что позволит корректно проводить адаптацию, но создаст проблемы при дальнейших вычислениях. Для того чтоб учитывать это, нужно при получении коэффициента, у которого активен бит целой части, сдвинуть все коэффициенты на 1 бит вправо, точно освободив целый разряд, тем самым устранив возможную потерю

Таблица 2

Представление параметров и данных алгоритма в арифметике с фиксированной точкой

№	Величина	Формат с фиксированной точкой
1	μ – скорость адаптации	2^{-1} или 2^{-2}
2	y – выходной сигнал	(18, 17)
3	x – сигналы с элементов антенны	(18, 17)
4	h – коэффициенты фильтров	(18, 16)
5	q – начальное значение коэффициентов фильтров	(18, 17)
6	**P** – матрица ограничений	(18, 17)

данных, и после окончания вычислений сдвинуть полученные результаты на 1 бит влево, для компенсации этой модификации.

Также нужно решить какое из двух финальных соотношений 7 или 8 выбрать, для реализации в модуле оценки. Выбор на самом деле не очевиден. При выборе соотношения 8 с выходным сигналом, мы не можем параллельно выполнять операцию адаптации с фильтрацией сигнала, потому что, для первой же операции в расчете корректировки весовых коэффициентов, нам нужно дождаться расчета выходного сигнала. Это серьезно скажется на производительности, но позволит сэкономить DSP блоки, так как не потребуется расчет корреляционной матрицы, указанный в формуле (3). Выбор же 7-го соотношения позволит выполнять операцию адаптации параллельно фильтрации сигнала, что позволит получить выигрыш по времени практически в 2 раза, но потребует дополнительных DSP блоков. В рамках данной статьи выбрано соотношение 7, из-за тривиального метода синхронизации этих двух операции.

При наивной реализации 7-го соотношения, с имплементацией отдельными DSP блоками каждого умножения матрицы на вектор, все 5 тысяч DSP блоков Stratix 10 GX закончатся уже на длине фильтра $N = 7$. С помощью использования дополнительных логически элементов можно использовать те же DSP блоки, для второго умножения матрицы на вектор тем самым подняв параметр N до 10. Полученная из описанных выше особенностей структурная схема реализации адаптивного алгоритма Фроста на FPGA представлена на рис. 4.

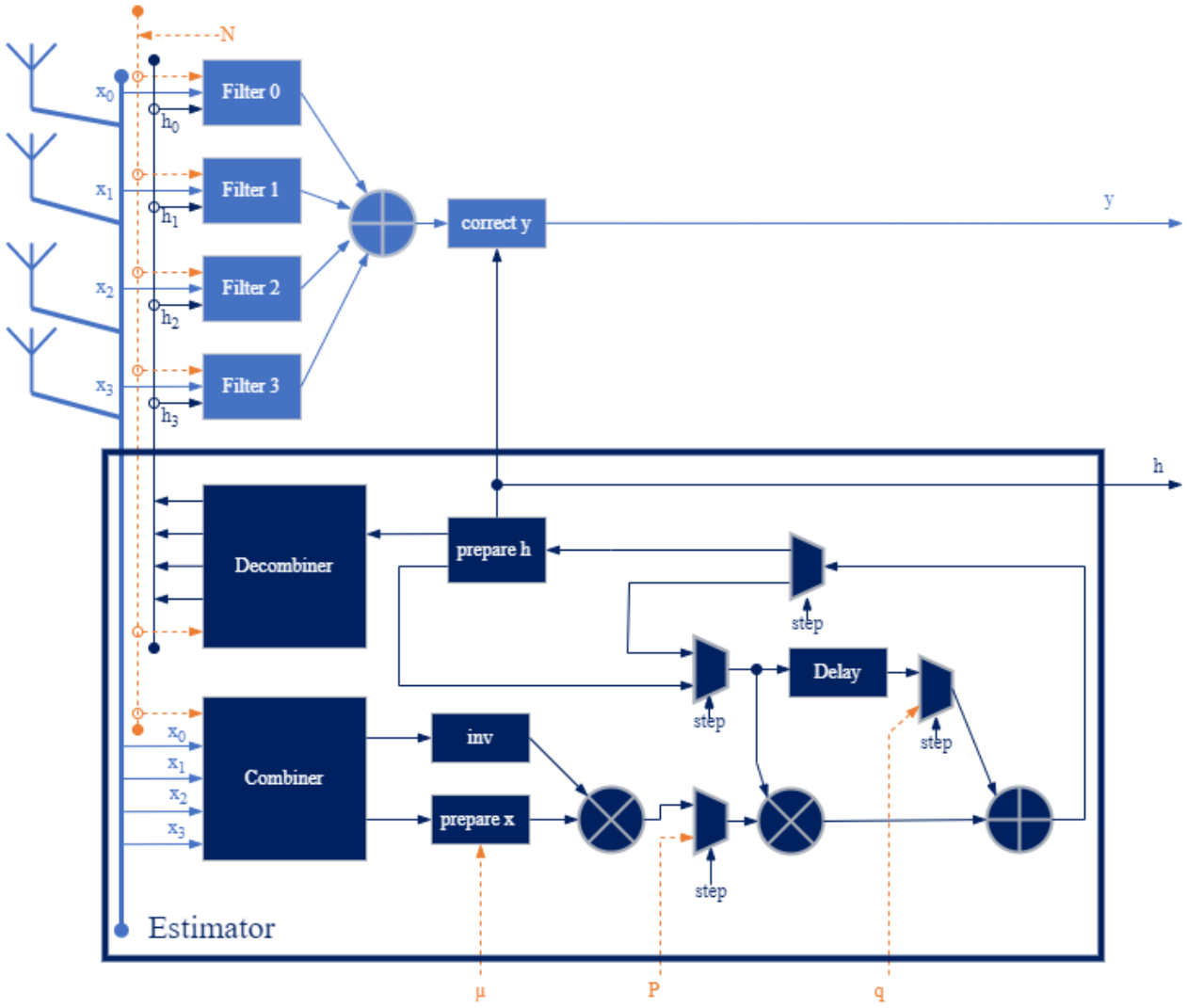


Рис. 4. Структурная схема реализации адаптивного алгоритма Фроста для FPGA

В левой верхней части представленной структурной схемы расположены 4 пространственное разнесенные друг от друга элементы антенной решетки. В данной статье не рассматривается прием сигнала как таковой, но стоит отметить, что получение цифрового сигнала от этой внешней антенной решетки можно реализовать, через доступные на плате QSFP28 интерфейсы, используя их, можно также увеличить количество элементов антенн до 8. Справа от антенн нарисован стандартный блок фильтрации, с единственным дополнением корректировкой выходного сигнала, при расчете с большими коэффициентами.

Блок оценки сигнала (*Estimator*) или блок адаптации связан с фильтром, через модули, реализующие разводку линии данных с общей шины конвейера, в необходимом по (4) порядке, и обратную разводку весовых коэффициентов на соответствующие элементы фильтров. Дальше вычисляется половина оценки $R_{xx}(n)$, в соответствии с (5) и (6), со сдвигом по значению μ, промежуточный итог значения $-\mu x(n)x^H(n)$. При первом проходе модуль умножения матрицы на вектор, с последующем суммированием полученных значений по ячейкам, посчитает $h(n) - \mu x(n)x^H(n)h(n)$. И при втором мы получим искомый $h(n+1) = q+P(h(n) - \mu x(n)x^H(n)h(n))$. Останется, только проверить коэффициенты перед окончанием операции адаптации.

Заключение

В статье рассмотрены основные этапы и особенности реализации адаптивного алгоритма Фроста на FPGA Stratix 10 GX 28000. Расписаны преимущества используемой аппаратной платформы, приведена структура и обозначены особенности DSP блоков выбранного ядра FPGA. Описан в упрощенной форме адаптивный алгоритм Фроста, а также предложена его аппаратная реализация. Кроме этого, выполнена оценка максимальной длины фильтрации и степени адаптации в предложенной реализации.

В дальнейшим планируется реализовать полноценную вычисленную систему на базе представленной платы, для адаптивной обработки широкополосного цифрового сигнала при помощи адаптивного алгоритма Фроста в реальном времени при пропускной способности каждого канала до 7,2 Гбит/с.

Библиографический список

1. Reflex CES. XpressGX S10-FH201G Stratix® 10 FPGA PCIe board. URL: https://www.reflexces.com/pcie-boards/stratix-10-pcie-boards/xpressgx-sx-s10-fh200g (дата обращения: 10.12.2022).

2. Intel® Stratix® 10 Variable Precision DSP Blocks User Guide. URL: https://www.intel.com/content/www/us/en/docs/programmable/683832/ (дата обращения: 10.12.2022).

3. *Уидроу Б., Стирнз С.* Адаптивная обработка сигналов: пер. с англ. М.: Радио и связь, 1989. 440 с.

4. *Фрост О.* Алгоритм линейно-ограниченной обработки сигналов в адаптивной решетке: пер. с англ. // ТИИЭР. 1972. Т. 60. № 8. С. 5.

5. *Liu W., Weiss S.* Linearly Constrained Minimum Variance Beamformer // Wideband Beamforming: Concepts and Techniques. Chichester: Wiley, 2010. P. 28–33.

УДК 004.4

Г. В. Петров*
студент
Е. Н. Яблоков*
кандидат технических наук, доцент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

СОПОСТАВЛЕНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ БАЗАМИ ДАННЫХ SQLITE И REALM НА ПЛАТФОРМЕ ANDROID

Данная статья об использовании двух систем управления базами данных и об их сопоставлении в задачах записи, хранения и чтения объектов на примере использования актуальных инструментов мобильной разработки под операционную систему Android (на языке Kotlin).
Ключевые слова: *базы данных, системы управления базами данных, SQL, NoSQL, Android.*

G. V. Petrov*
Student
E. N. Yablokov*
PhD, Tech., Associate Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

COMPARISON OF SQLITE AND REALM DATABASE MANAGEMENT SYSTEMS ON THE ANDROID PLATFORM

This article is intended to tell the reader about the use of two database management systems and their comparison in writing, storing and reading objects using the current mobile development tools for the Android operating system (in Kotlin).
Keywords: *databases, database management systems, SQL, NoSQL, Android.*

Введение

Существует два основных направления баз данных: реляционные (SQL, *Structured Query Language* – язык структурированных запросов) и нереляционные (NoSQL). Они отличаются типом проектирования, вариациями различных типов данных и подходами к хранению информации.

SQL базы данных хранят в себе структурированные данные, которые чаще всего отражают реальные сущности окружающего мира. Например, сведения об организации или данные о пользователях конкретного сервиса. Все эти данные сгруппированы в таблицах, параметры которых известны еще на этапе проектирования БД.

NoSQL базы данных работают иным образом. В случае такого рода хранения информации, объекты могут иметь различный набор атрибутов. Одно из отличий данных подходов заключается в том, что в нереляционных БД данные могут храниться в одной сущности, в то время как в реляционных для этого потребуется иметь несколько взаимосвязанных таблиц [1].

По причине отличия задач хранения информации, многие компании используют как реляционные, так и нереляционные БД в одном проекте. Несмотря на некоторые преимущества NoSQL, такие как масштабируемость и быстродействие, в некоторых ситуациях предпочтение отдается SQL:

1. Соответствие требованиям ACID (*Atomicity, Consistency, Isolation, Durability* — атомарность, непротиворечивость, изолированность, долговечность). Эти требования дают возможность обеспечения целостности данных и позволяют уменьшить вероятность неожиданного поведения системы.

2. В случае, если проект не предполагает значительный рост и структура данных не предполагает частое ее изменение, для использования нереляционных БД нет причин, так как ее преимущества не отражаются непосредственно как на быстродействии, так и на удобстве использования.

С другой стороны, нереляционные БД также имеют свои преимущества:

1. Они имеют возможность хранить большой объем неструктурированной информации, так как такие БД не накладывают ограничений на типы данных.

2. Возможность использовать облачные хранилища и вычисления. Для этого может потребоваться распределение данных по нескольким серверам, что позволит масштабировать проект.

3. Легкость в проектировании. В отличие от реляционных БД, для проектирования NoSQL баз данных не требуется такой объем подготовительных действий.

Главное отличие реляционных и нереляционных БД состоит в том, что для NoSQL-решений характерна бессхемная структура, которую чаще всего удобно представить в виде графа (рис. 1). Для SQL типичен структурированный вид, хорошим примером которого являются таблицы (рис. 2).

В рамках данной статьи рассматриваются MongoDB Realm SDK (*Software Development Kit* – набор средств программного обеспечения) и система управления базой данных SQLite. Несмотря на то, что СУБД SQLite в Android является мощным инструментом, чаще всего используются библиотеки, являющиеся абстракцией над самой SQLite. В данной работе внимание акцентируется именно на эти два варианта проектирования баз данных, так как они являются самыми популярными среди разработчиков, а также самыми развитыми в своей сфере.

SQLite

Система управлением базами данных SQLite является ярчайшим представителем SQL-подхода (что и отражено в названии). Как сказано выше, данный инструмент имеет очень мощный потенциал, так как позволяет выполнять любые операции с базой данных без особых трансформаций, преобразований и генерации дополнительного кода. Подключение к базе данных и все запросы пишутся напрямую, т. е. описаны не при помощи функций на языке программирования Kotlin, который используется в данной работе, а буквально на языке SQL. Происходит это таким образом, что SQL-запросы описываются в строковых переменных, а далее передаются объекту базы данных для его выполнения:

```
val db = dbHelper.readableDatabase
val selection = "${FeedEntry.COLUMN_NAME_
TITLE} = ?"
val selectionArgs = arrayOf("My Title")
val cursor = db.query(
    FeedEntry.TABLE_NAME,   // Название таблицы
    selection,   // Колонки для запроса WHERE
    selecetionArgs,   // Значения для запроса
    …   // Другие параметры
)
```

Таким образом, вышеуказанный запрос на языке SQL выглядел бы следующим образом:

```
SELECT * WHERE «title» = 'My Title'
```

Подчеркивая преимущества в скорости SQLite, нельзя не упомянуть и очевидные недостатки: каким бы мощным ни была данная СУБД, она является низкоуровневой (относительно других СУБД и оберток над SQLite) и требует много усилий и времени разработчика для проектирования самой БД и запросов к ней.

Как пример, в SQLite нет проверки необработанных SQL-запросов во время компиляции. По мере изменения графа данных необходимо вручную обновлять затронутые SQL-запросы. Этот процесс может занять много времени и подвержен ошибкам. Также нужно использовать много шаблонного кода для преобразова-

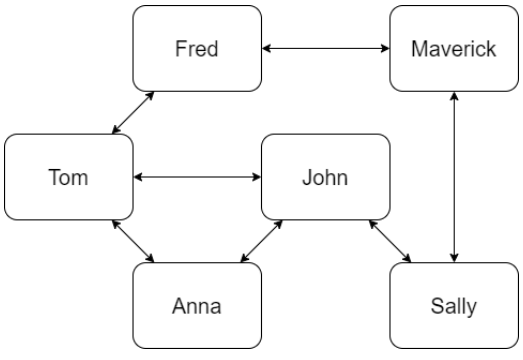


Рис. 1. NoSQL-представление

Person	Friends
Tom	{Fred, Anna, John}
Fred	{Tom, Maverick}
Anna	{Tom, John}
John	{Tom, Anna, Sally}
Maverick	{Fred, Sally}
Sally	{John, Maverick}

Рис. 2. SQL-представление

ния между SQL-запросами и объектами данных [2].

Realm

Realm – это объектно-ориентированная база данных, которая имеет свои особенности:

– Поддерживает автоматическое разбиение и распространение документов по серверам.

– Репликация в основном используется для отказоустойчивости, а не для масштабируемости. Realm не предоставляет глобальную согласованность как у традиционной СУБД, но существует возможность получить локальную консистентность на актуальной копии документа.

– Realm поддерживает динамические запросы с автоматическим использованием индексов, как в реляционных СУБД [3].

Атомарные операции над полями предоставляются следующим образом:

– Команда update поддерживает «модификаторы», которые помогают облегчить атомарные изменения отдельных значений: $set устанавливает значение, $inc увеличивает значение, $push добавляет значение в массив и так далее. Поскольку эти обновления обычно происходят «на месте», они избегают накладные расходы на обратный путь к серверу.

– Существует соглашение «update if current» для изменения документа только в том случае, если значения полей отличаются от предыдущих значений.

– Realm поддерживает команду findAndModify, которая представляет собой атомарную команду, позволяющую изменить значение поля и сразу же вернуть запрашивающему клиенту измененный документ, что дает преимущества при использовании таких структур данных как очереди (queue), для которых важная атомарность.

Индексы MongoDB явно определяются с помощью sureIndex, и любые существующие индексы автоматически используются для обработки запросов [3].

Аналогичный вышеописанному для SQLite запрос в Realm выглядит следующим образом:

```
val config = RealmConfiguration.Builder(setOf(-
Title::class)).build()
val realm = Realm.open(config)
val titles: RealmResults<Title> = realm.query<-
Title>(“title = ‘My Title’”).find()
```

Как видно выше, Realm позволяет выполнить аналогичный запрос, используя меньшее количество кода, что ускоряет процесс разработки и уменьшает возможное количество связанных с этим ошибок.

Разработка модели для исследования

Задачей, которая ставится перед двумя СУБД, является запись и чтение двух разных моделей данных в разном количестве, каждый тест проводится по 5 раз. Первая модель имеет линейную структуру данных, т. е. каждое ее поле представляет собой примитивный тип данных, изначально поддерживаемых как языком программирования, так и БД:

```
data class Student(
   val id: Long,
   var name: String,
   var secondName: String,
   var phone: String
);
```

Данный объект создается в 10000 экземплярах, эти экземпляры помещаются в коллекцию, которая, в свою очередь, сохраняется в базу данных посредством инструментов, предоставляемых библиотеками. Вторая модель имеет вложенную структуру данных, представляющую собой объект, поля которого являются коллекциями объектов, имеющих модель данных, схожую с первой:

```
data class GroupList(
   val id: Long,
   var number: String,
   var headId: Long,
   var students: Collection<Student>,
      var currentSubjects: Collection<Subject> //
Объект Subject также хранит коллекцию
);
```

Объект, описанный выше, создается в 50 экземплярах, каждая вложенная коллекция заполняется 50 объектами указанных классов (итого 50×50×50). В рамках эксперимента производится запись вышеуказанного числа объектов в базу данных, после чего производилось считывание этих данных. Для чистоты эксперимента после каждой записи и чтения группы объектов приложение закрывалось, чтобы предотвратить использование кэша у Realm, что исказит результаты работы.

Результаты эксперимента

На диаграммах (рис. 3–6) представлены результаты выполнения операций, описанных в пункте выше.

Как видно на диаграммах выше, средние значения производительности двух СУБД сопоставимы друг с другом, особенно при работе с простой моделью данных. При чтении и при записи сложной модели отличающиеся значения объясняются тем, что в данном случае в SQL ис-

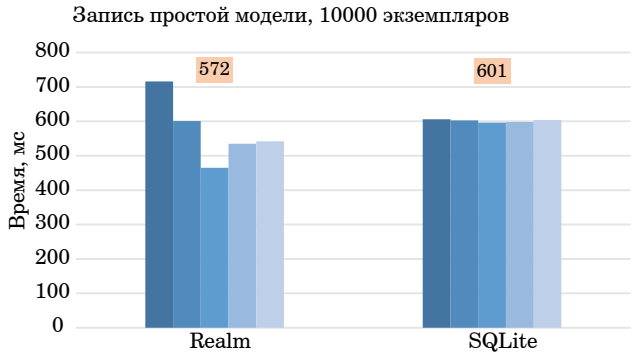


Рис. 3. Запись 10000 экземпляров простой модели

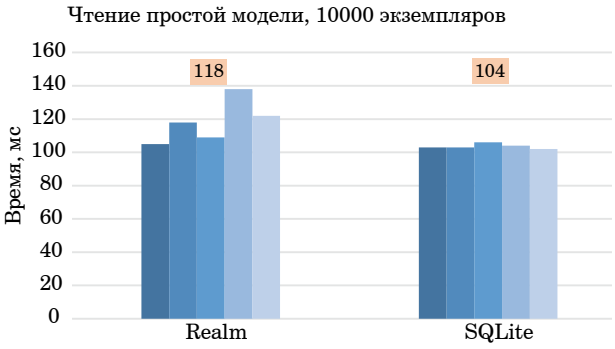


Рис. 4. Чтение 10000 экземпляров простой модели

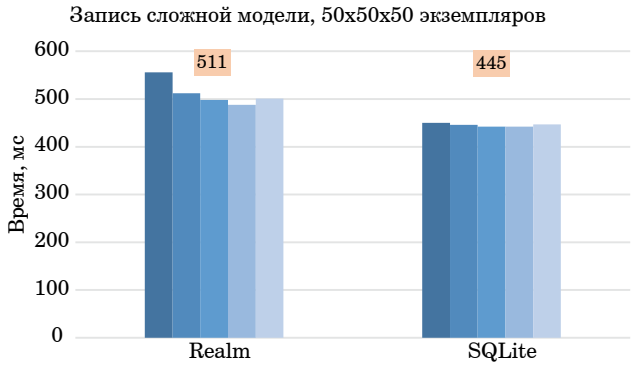


Рис. 5. Запись 50x50x50 экземпляров сложной модели

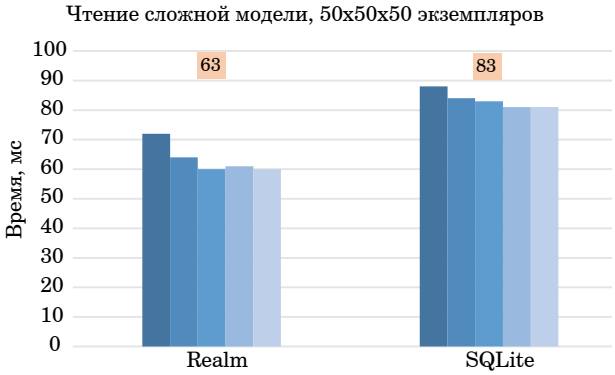


Рис. 6. Чтение 50x50x50 экземпляров сложной модели

пользуются индексация, которая дает преимущество при чтении сложных моделей, но слегка проигрывает при записи.

Библиографический список

1. Build Offline-First Mobile Apps by Caching API Results in Realm. URL: https://www.mongodb.com/developer/how-to/realm-api-cache/ (дата обращения: 02.12.2022).

2. Save data using SQLite. URL: https://developer.android.com/training/data-storage/sqlite (дата обращения: 02.12.2022).

3. *Rick Cattell*. Scalable SQL and NoSQL Data Stores. URL: http://www.cattell.net/datastores/Datastores.pdf (дата обращения: 03.12.2022).

УДК 004.4 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-227-229**

Д. М. Сидоренко*
студент
Е. Н. Яблоков*
кандидат технических наук, доцент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

РЕАЛИЗАЦИЯ ЛОГИСТИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМЕ SAP

Одной из основных проблем управления коммерческой и государственной организацией является логистика. Одной из способов решения данной проблемы является применение системы SAP. Данная система позволяет систематизировать управление и выстроить логические связи бизнес-модели. В данной статье описаны основные принципы работы данной системы.
Ключевые слова: *логистика, SAP, оптимизация.*

D. M. Sidorenko*
Student
E. N. Yablokov*
PhD, Tech., Associate Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

IMPLEMENTATION OF LOGISTIC PROCESSES IN THE SAP SYSTEM

One of the main problems of managing commercial and government organizations is logistics. One way to solve this problem is to use the SAP system. This system allows you to systematize management and build logical connections of the business model. This article describes the basic principles of operation of this system.
Keywords: *logistics, SAP, optimization.*

Введение

Под логистикой понимают координацию материальных, информационных и финансовых потоков для достижения корпоративных целей. Взаимодействие двух и более элементов потока образует логистическую цепочку поставок, представляющую единую технологию товародвижения с соответствующим информационным и финансовым обеспечением. Будем считать, что логистическую сеть предприятия образует совокупность следующих бизнес-процессов: стратегическое планирование, планирование спроса, планирование поставок, заготовка, производство, складирование, выполнение заказов, транспортировка. В современном мире конкурируют не отдельные предприятия, а цепочки создания стоимости, включающие в числе прочего бизнес-процессы компаний-партнеров.

Необходимость в применении

Для того, чтоб понять необходимость в применении системы SAP, нужно указать, что она из себя представляет, какие проблемы она решает и какие возможности предоставляет, а также предоставить список конкурентов [1].

Ни одно предприятие в наши дни не может обойтись без автоматизации своих процессов и есть множество разнообразных систем для планирования и управления ресурсами предприятия. Сама идея развития лежит в основе бизнеса и идеи ускорить внутренние процессы при помощи специальных программных средств появилась еще в 1950-х годах. Со временем это переросло в планирование потребности материалов для производства и вскоре разные компании смогли предоставить разные решения, которые значительно ускоряли отдельные бизнес-процессы [1].

Одной из таких компаний является SAP, но одной из идей стало то, что SAP стал покупать более маленькие компании, которые предоставляли небольшие решения, и объединил их в единую транзакционную систему, которая позволяет повышать эффективность не только маленького и среднего бизнеса, но и решать крупные задачи для больших предприятий. Можно привести пример, что для планирования жизненного цикла предприятия на опреде-

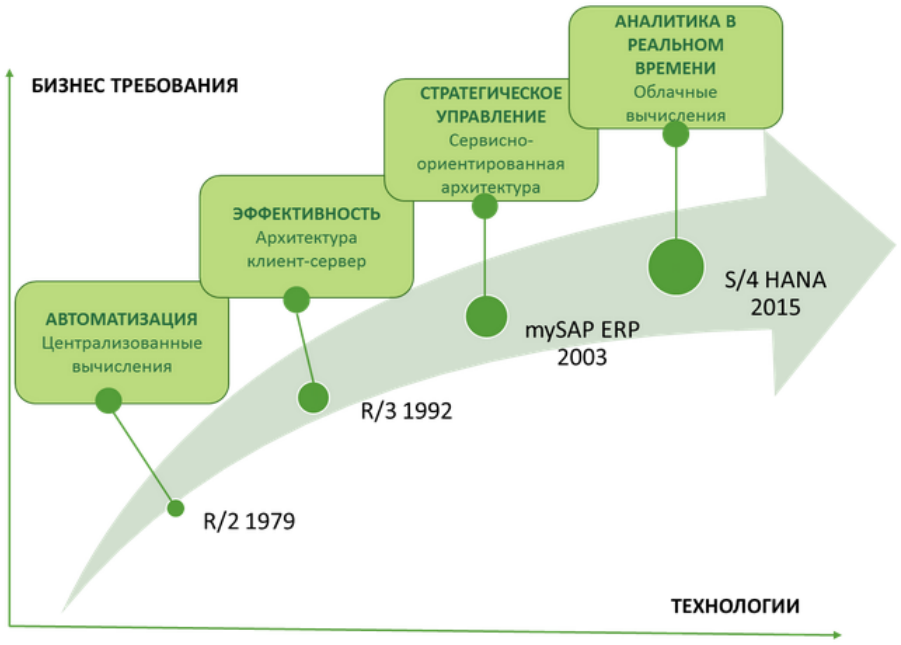


Рис. 1. История развития

ленный период понадобиться в несколько раз больше времени, если планированием будут заниматься сотрудники, помимо этого в случае использовании системы будут значительно сэкономлены финансовые ресурсы компании и будет значительно уменьшен риск ошибки в расчетах, который мог произойти в связи с человеческими факторами [2].

Стандартные бизнес-модели предлагают децентрализованное управление данными, что ведет к тому, что данные хранятся в разных базах данных. Это ведет к дублированию данных в разных отделах, а также усложняет доступ сотрудникам к информации подразделений, с которыми они не связаны.

Одно из главных преимуществ системы заключается в том, что она позволяет объединить все бизнес процессы в одну систему. Это означает, что все данные хранятся в единой базе данных, что позволяет оптимизировать работу предприятия путем централизации управления данными.

Реализация логистических процессов

Программное обеспечение SAP имеет множество готовых решений для планирования и управления полным жизненным циклом компании и это включает в себя логистику. Данные решения разбиты на модули, каждый из которых отвечает за определенную часть бизнес процессов.

Модули SAP делятся на разные категории, такие как бизнес-приложения, технологические платформы, базы данных и аналитика. Бизнес-приложения являются наиболее часто используемыми модулями и охватывают широкий спектр бизнес-функций, таких как финансы, управление персоналом и производство.

Модули SAP разрабатываются на различных языках программирования, включая ABAP, Java и C++. ABAP – наиболее часто используемый язык для модулей SAP. Это собственный язык, разработанный SAP, и он несовместим с другими языками программирования. Java и C++ являются стандартными языками программирования, которые можно использовать для разработки модулей SAP [3].

В программном комплексе SAP более 25 модулей. Каждый модуль предназначен для удовлетворения конкретных потребностей бизнеса.

Как пример можно указать модуль SCM, который отвечает за управление цепочкой поставок.

Управление цепями поставок (SCM) – планирование и контроль ключевых бизнес процессов (от продаж конечным покупателям до поставок сырья и материалов), которые соединяют партнеров в единую цепочку, добавляют ценность для потребителей и удовлетворяют их потребности.

По данным крупнейших аналитических компаний, при внедрении интегрированной логистики и SCM компании получают следующие конкурентные преимущества:

Рис. 2. Модули системы SAP

– уменьшение стоимости и времени обработки заказа от 20 до 40%;

– сокращение времени выхода на рынок от 15 до 30%;

– сокращение затрат на закупки от 5 до 15%;

– уменьшение складских запасов от 20 до 40%;

– сокращение производственных затрат от 5 до 15%;

– увеличение прибыли от 5 до 15%.

Программные SCM-приложения присутствуют в составе надстроек наиболее известных корпоративных информационных систем, поддерживая доставку необходимого товара и сервиса в нужное место точно в срок и с оптимальными логистическими издержками.

С помощью этого модуля компании также могут интегрировать свою ERP-систему в производственный цикл и улучшить обслуживание клиентов, позволяя клиентам выбирать и заказывать продукты в Интернете, а производственное предприятие производит эти продукты и отправляет их непосредственно клиенту.

Так же крайне важным является модуль, связанный с расширенным программированием бизнес приложений (SAP ABAP) [1].

Он предоставляет обширные функции обработки данных и может интегрировать бизнес-процессы с системами ERP. SAP ABAP является основным компонентом пакетов SAP ERP (планирование ресурсов предприятия) и SCM (управление цепочками поставок).

Программы ABAP находятся в базе данных SAP. Они выполняются под управлением исполняющей системы, которая является частью ядра SAP. Система времени выполнения обрабатывает все операторы ABAP, управляя логикой потока и реагируя на пользовательские события.

Систему выполнения можно рассматривать как виртуальную машину, похожую на виртуальную машину Java. Ключевым компонентом системы времени выполнения ABAP является интерфейс базы данных, который превращает независимые от базы данных операторы в операторы, понимаемые базовой базой данных. SAP может работать с широким спектром баз данных, и одна и та же программа ABAP может работать на всех из них.

Заключение

В заключение хочется сказать, что благодаря наличию многих готовых решений и возможности их адаптации под специфические бизнес процессы при помощи расширений, создаваемых на встроенном языке программирования, реализация логистических решений в системе SAP является эффективным решением для максимизации эффективности предприятия.

Библиографический список

1. Что такое SAP. URL: https://highload.today/chto-takoe-sap/ (дата обращения: 02.12.2022).

2. Характеристика логистической системы SAP. URL: https://e-koncept.ru/2016/46003.htm (дата обращения: 02.12.2022).

3. Rick Cattell. Scalable SQL and NoSQL Data Stores. URL: https://elib.bsu.by/bitstream/123456789/22200/1/%D0%9A%D1%80%D0%B0%D0%B2%D0%B5%D1%86%20%D0%9E_%D0%90.pdf (дата обращения: 03.12.2022).

УДК 004.7:004.9 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-230-236**

Е. А. Суворова*
кандидат технических наук, доцент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ОЦЕНКА ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ ДИНАМИЧЕСКОМ РЕКОНФИГУРИРОВАНИИ МОСТОВ SPACEFIBRE – AXI С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВРЕМЕННЫХ АВТОМАТОВ

Возможность передачи данных между сетями, поддерживающими разные стандарты, в частности между локальной сетью и сетью, используемой внутри кристалла, требуется во многих современных микросхемах. При этом сопрягаемые стандарты могут очень существенно различаться по своим характеристикам, форматам данных, механизмам обеспечения качества сервиса, пропускной способности. Это делает задачу сопряжения сетей достаточно непростой. Характеристики передаваемых потоков данных могут существенно изменяться во времени в процессе функционирования. Это еще усложняет задачу сопряжения сетей, приводит к тому, что разработчик может не учесть какие-то факторы, приводящие к снижению полезной пропускной способности, возникновению блокировок, нерациональному использованию оборудования. В данной статье мы рассматриваем, как использование временных автоматов может позволить решить эти проблемы на примере моста SpaceFibre – AXI.
Ключевые слова: *SpaceFibre, AXI, динамическая реконфигурация, качество сервиса, временные автоматы.*

E. A. Suvorova*
PhD, Tech., Associate Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

EVALUATION OF TRANSIENT PROCESSES DURING DYNAMIC RECONFIGURATION OF SPACEFIBRE – AXI BRIDGES USING TIMED AUTOMATA

The ability to transfer data between networks that support different standards, in particular between a local area network and a network used inside a chip is required in many modern microcircuits. At the same time, the standards of interfacses can differ very significantly in their characteristics, data formats, mechanisms for ensuring the quality of service, and throughput. This makes the task of connecting networks rather difficult. The characteristics of the transmitted data streams can change significantly over time during operation. This further complicates the task of interfacing networks, leading to the fact that the developer may not take into account some factors that lead to a decrease in useful bandwidth, the occurrence of deadlocks, and the irrational use of components. In this paper, we consider how the use of temporary automata can solve these problems using the SpaceFibre – AXI bridge as an example.
Keywords: *SpaceFibre, AXI, dynamic reconfiguration, QoS, timed automata.*

Введение

В терминальных узлах SpaceFibre необходимо обеспечивать возможность обмена данными между контроллером интерфейса SpaceFibre и функциональной частью. Контроллер SpaceFibre взаимодействует с функциональной частью через интерфейс внутренней коммуникационной системы СнК (системы на кристалле). В настоящее время в отечественной ЭКБ в качестве внутренних интерфейсов наиболее часто используется стандарт AXI. Стандарт AXI отличается от стандарта SpaceFibre в частности, в части форматов передачи объектов данных, механизмов обеспечения качества сервиса (QoS). Поэтому при передаче потока данных SpaceFibre – AXI необходимо выполнять соответствующие преобразования. Данные действия выполняются мостом SpaceFibre – AXI. В процессе функционирования терминального узла количество обрабатываемых потоков данных и их характеристики могут динамически меняться во времени. Это может происходить как на разных этапах решения одной задачи, так и вследствие изменения набора решаемых задач. Характеристики могут меняться и еще более мелкогранулярно во времени вследствие особенностей механизмов QoS SpaceFibre.

В данной статье мы рассматриваем переходные процессы, происходящие в мосту SpaceFi-

bre – AXI в процессе изменения характеристик потоков данных для варианта реализации моста, в котором он выступает в коммуникационной системе AXI в качестве ведущего устройства (входит в состав контроллера прямого доступа к памяти для интерфейса SpaceFibre).

Временные автоматы (*timed automata*) представляют собой мощный математический аппарат, предназначенный для анализа поведения систем реального времени. Также они используются для анализа различных протоколов передачи данных, функционирования протоколов в рамках конкретных систем (с учетом особенностей их реализации).

Временные автоматы

Временные автоматы являются развитием автоматов с конечным числом состояний (конечных автоматов). Временные автоматы были разработаны для того, чтобы исследовать поведение систем в реальном времени. Прежде всего, они использовались для оценки достижимости определенных состояний систем, а также для оценки времени выполнения определенных действий. По своим возможностям данный математический аппарат сравним с темпоральными логиками. Но форма представления систем как автоматов более удобна во многих областях (более естественна для разработчиков), чем использование темпоральных логик [2].

Исходно конечные автоматы были дополнены понятием специальных переменных – часов или таймеров (*clock*) [2, 3]. Данные переменные в ходе функционирования автомата могут линейно инкрементироваться или сбрасываться. Инкрементирование выполняется одновременно для всех переменных каждую единицу времени функционирования автомата. При определенных условиях значения некоторых часов могут быть сброшены. Условия сброса для каждых часов могут быть определены по отдельности от остальных часов. Для временных автоматов вместо понятия «состояние» используется понятие «локация» (*Location*). Когда автомат находится в одной локации часы могут принимать различные значения, т. е. с точки зрения теории автоматов, автомат находится в различных состояниях. Для временных автоматов могут быть заданы условия перехода из одной локации в другую. Исходно эти условия формировались на базе текущих значений часов и с использованием констант (например (timer 1< 3) & (timer 2>5)). С переходами из локации в локацию могут быть связаны действия по сбросу значений отдельных часов [2, 3, 4].

Далее математический аппарат временных автоматов постепенно наращивался для увеличения их выразительных возможностей – возможностей по представлению систем, по набору свойств систем, которые можно анализировать. Была добавлена возможность определения инвариантов для локаций – для локации может быть определен набор условий, при соблюдении которых автомат продолжает оставаться в этой локации. Была добавлена возможность не только сбрасывать переменные – часы в 0, но и устанавливать их в любые другие значения. Была добавлена возможность использовать переменные других типов. Это позволило, в частности, организовывать счетчики различных событий, что может быть необходимо при моделировании систем. Была добавлена возможность формирования систем из нескольких параллельно функционирующих автоматов. Взаимодействие между автоматами организуется на базе каналов. Для каждого из каналов один из автоматов является источником, передатчиком в канал, приемниками может являться один или несколько других автоматов. Источник может передавать в канал «событие» или «объект данных». Предполагается, что приемники знают, что именно должно быть принято в очередной раз, либо канал всегда используется для передачи одной и той же информации. Использование сетей из временных автоматов позволяет упростить каждый из них, и использовать эту декомпозицию при анализе свойств, что в ряде случаев позволяет существенно снизить вычислительную сложность [6, 7].

В дальнейшем была добавлена еще и возможность параметризации – возможность в инвариантах и условиях переходов выполнять сравнения не только с константами, но и с параметрами при необходимости [6, 7, 8, 9, 10]. Это необходимо для исследования характеристик систем, в которых ряд характеристик также задается параметрически. Например, параметрически может задаваться размер буферов, значения времен таймаутов.

Обзор стандартов SpaceFibre и AXI

Стандарт SpaceFibre. В соответствии со стандартом SpaceFibre [1] на транспортном и сетевом уровне передача данных идет в терминах пакетов. Один объект данных может размещаться в одном пакете транспортного уровня или передаваться несколькими пакетами транспортного уровня. Разбиение на пакеты осуществляется в случае, если объект данных достаточно большой (для конкретной системы), и его передача

одним пакетом может привести к недопустимо большим задержкам передачи других пакетов в сети. Необходимо отметить, что если объект данных передается несколькими пакетами, при приеме этих пакетов между ними могут быть некоторые интервалы времени даже в том случае, если источник пакетов отправлял их строго подряд. Эти интервалы времени могут образовываться в результате задержек пакетов в транзитных маршрутизаторах.

В звене передачи данных передача данных идет в терминах фреймов. Максимальный размер поля данных фрейма составляет 256 байтов. Однако, могут использоваться и фреймы с полем данных меньшего размера. В общем случае границы пакетов никак не привязаны к границам фреймов. В одном фрейме может передаваться несколько небольших пакетов, может передаваться конец одного пакета и начало следующего. При передаче потока пакетов через звено передачи данных на передающей стороне формируется фрейм данных и передается на принимающую сторону. После того как на принимающей стороне фрейм данных принят целиком, проверяется его порядковый номер и контрольная сумма (CRC). Если фрейм данных признан корректным, то он начинает передаваться на сетевой уровень. Вследствие этого, между последовательно передаваемыми на сетевой уровень фреймами всегда есть некоторые задержки по времени (в том числе и тогда, когда источник готов отправлять все данные подряд). Продолжительность этих задержек зависит от размеров фреймов и от параметров QoS заданных для виртуальной сети (виртуального канала) используемой для передачи данного потока пакетов (в физическом канале фреймы от разных виртуальных каналов могут чередоваться, что может привести к задержкам передачи фреймов). Причем, если для потоков данных зарезервирована некоторая доля пропускной способности, то потенциально возможна следующая ситуация. Сначала начинает передаваться один поток, в отсутствии данных других потоков. По стандарту он может в этом случае использовать больше пропускной способности, чем ему выделено. Но затем начинают передаваться данные и других потоков, и тогда в течении некоторого времен уже они смогут использовать большую долю пропускной способности в ущерб первому потоку. В результате чередование фреймов канале будет носить неравномерный характер, интервалы времени между фреймами из одного потока могут значительно колебаться во времени.

Если в физическом канале передачи данных происходят сбои, приводящие к ошибкам в процессе передачи фреймов, то такие фреймы передаются повторно. В результате между отдельными фреймами при передаче данных из них на сетевой уровень могут быть еще большие по продолжительности временные интервалы.

В результате на приемной стороне при приеме очередного пакета между приходами отдельных слов могут возникать задержки различной продолжительности.

Стандарт AXI. Стандарт AXI 4.0 может быть использован для формирования внутрикристалльных коммуникационных систем на базе шины или коммутатора (в современных СнК, как правило, реализуются коммуникационные системы на базе коммутатора, так как коммуникационные системы на базе шины не обеспечивают необходимую пропускную способность). В соответствии со стандартом AXI данные передаются в терминах транзакций. Транзакция включает в себя набор атрибутов: адрес обращения, направление обмена (чтение или запись), передаваемые слова данных. Максимальное количество слов в каждой транзакции может быть различным для различных систем. Потенциально для системы оно может изменяться и динамически в ходе работы системы при переходе из одного режима функционирования в другой. В коммутаторе AXI канал передачи данных между ведущим и ведомым компонентами считается занятым с момента начала передачи первого слова транзакции и до завершения передачи последнего слова транзакции. Если компонент, являющийся источником данных, не готов выдать очередное слово данных или компонент, являющийся приемником данных, не готов принять очередное слово данных, то канал передачи данных будет простаивать. Это приводит к снижению полезной пропускной способности коммуникационной системы. Существенное снижение полезной пропускной способности приводит к общему снижению производительности СнК, для ряда применений оно может быть недопустимым.

Вследствие этого очень важно исключать простои каналов коммуникационной системы из-за неготовности компонентов.

Размер одной транзакции на AXI как правило меньше размера одного фрейма SpaceFibre, как правило меньше одного пакета SpaceFibre. Кроме того, формат транзакции не позволяет передавать служебную информацию, используемую в SpaceFibre, и хранение этой информации осуществляется в памяти отдельно от данных, поскольку в противном случае программная обработка этой информации оказывается не рациональной (более подробно это будет рас-

смотрено в следующем разделе). Поэтому прямое преобразование пакетов или фреймов SpaceFibre в транзакции AXI невозможно (также невозможно и непосредственное преобразование транзакций AXI во фреймы SpaceFibre). Поскольку пропускная способность каналов коммуникационной системы AXI выше, чем пропускная способность SpaceFibre, при разработке моста SpaceFibre – AXI основная задача – не допустить простоев AXI из-за SpaceFibre.

Схема функционирования моста SpaceFibre – AXI

Рассмотрим схему функционирования моста в части процесса записи данных из SpaceFibre в память через интерфейс AXI (процесс чтения является симметричным, в данной статье мы на нем останавливаться не будем).

Рассмотрим процесс записи пакета данных в память. В общем случае пакет данных не содержит информации о том, по какому адресу его следует записать в память (в данной статье мы не рассматриваем поддержку в мосту SpaceFibre – AXI каких-либо протоколов транспортного уровня). Соответственно, адрес, по которому должен быть записан пакет, должен быть задан в регистре режима моста. При передаче по SpaceFibre символы данных отличаются от символов концов пакетов за счет кодировки. Для кодирования типа символа используются дополнительные биты, т. е. разрядность символов при передаче не кратна байтам. Такой формат данных не удобен для программной обработки. Поэтому, как правило, используется другой формат. В память отдельно записывается поле данных пакета (только символы данных) и отдельно дескриптор пакета. Дескриптор пакета содержит служебную информацию: размер поля данных пакета, тип конца пакета. Наличие дескрипторов пакетов при программной обработке позволяет определять где в памяти заканчивается поле данных одного пакета и начинается поле данных следующего пакета.

В соответствии с этим используется следующая схема обмена. На первом этапе в память записывается поле данных пакета. На втором этапе в память записывается дескриптор пакета. Соответственно, на первом этапе на AXI будет выполняться одна или несколько транзакций записи, в ходе которых будет записано поле данных пакета. На втором этапе будет выполняться одна транзакция записи дескриптора.

Пропускная способность канала коммуникационной системы AXI, как правило, в несколько раз больше, чем пропускная способность физического канала SpaceFibre (суммарная пропускная способность все ВК). Кроме того, как было отмечено выше, при передаче данных по виртуальному каналу SpaceFibre между отдельными словами могут возникать задержки различной длительности. Соответственно, если поток данных от SpaceFibre выдавать на AXI с этими задержками между словами в пределах одной транзакции, то полезная пропускная способность канала AXI будет очень мала, что не приемлемо. Если же при возникновении любой задержки между словами завершать текущую транзакцию на AXI, то полезная пропускная способность может снизиться из-за использования коротких транзакций.

Для того, чтобы устранить эту проблему в мосте SpaceFibre – AXI используется буферная память. В эту память помещаются данные, поступающие из канала SpaceFibre – выполняется предварительное формирование транзакции. Выполнение транзакции на AXI начинается только после того, как транзакция полностью сформирована. Это позволяет полностью исключить простои канала AXI и не формировать слишком коротких транзакций. Однако, использование буферной памяти потенциально может привести к ощутимому росту площади и энергопотребления. Поэтому важно выбирать ее размер таким образом, чтобы ее части как можно меньше простаивали (не использовались).

Отметим, что в контроллере интерфейса SpaceFibre несколько виртуальных каналов. В соответствии со стандартом по ним передаются разные/независимые потоки данных, которые могут быть предназначены для различных приложений. Поэтому они могут быть записаны в различные места памяти. В разных применениях, в разных режимах работы характеристики этих потоков данных могут очень существенно различаться, меняться во времени.

Далее мы рассмотрим различные варианты реализации моста SpaceFibre – AXI, выполним оценку их характеристик.

Обобщенная структурная схема первого варианта моста SpaceFire – AXI представлена на рис. 1. В этом варианте каждому виртуальному каналу SpaceFibre в мосту ставится отдельный буфер.

Обобщенная схема второго варианта моста представлена на рис. 2. В этом варианте для всех виртуальных каналов используется общее буферное пространство.

Необходимо отметить, что второй вариант является более предпочтительным, чем первый с точки зрения использования буферного пространства, поскольку интенсивность потоков

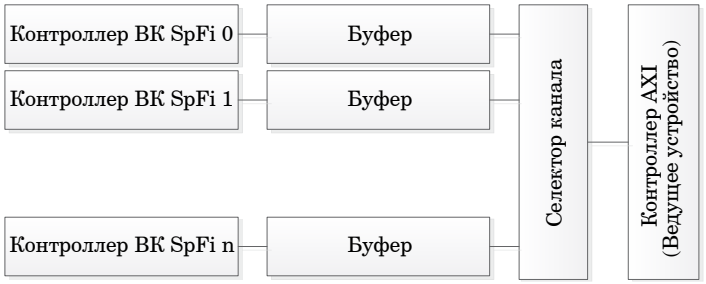


Рис. 1. Обобщенная структурная схема первого варианта моста

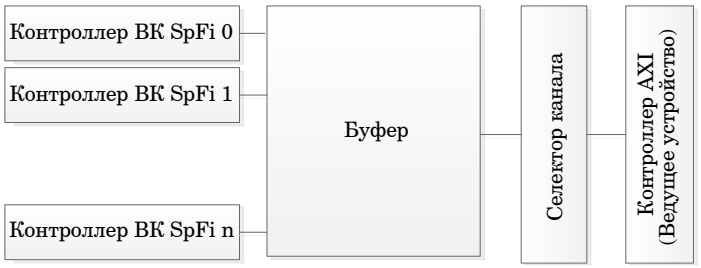


Рис. 2. Обобщенная структурная схема первого варианта моста

данных и, соответственно, количество буферного пространства, которое требуется для каждого потока, может меняться во времени. Можно говорить, что второй вариант в отличие от первого обеспечивает возможности по динамической реконфигурации на уровне структуры.

Для оценки характеристик представим мост SpaceFibre – AXI как сеть из временных автоматов. На рис. 3 представлен временной автомат, соответствующий одному контроллеру виртуального канала для варианта 1. В данном случае мы используем параметризуемые временные автоматы, поскольку продолжительность контролируемых временных интервалов, размер транзакций AXI может быть различной.

Исследование характеристик данных временных автоматов позволило определить, что автомат 1 и автомат 2 позволяет исключить простои AXI из-за неготовности очередного слова данных. Однако, автомат 2 в ряде случаев может привести к простоям SpaceFibre, поскольку пока не будет завершена запись очередной транзакции по одному из ВК в буфер, другая транзакция, относящаяся к другому ВК, не начнет записываться в буфер. Еще одна проблема, которую показывают оба временных автомата, это «застревание» процесса записи в буфер, если очередное слово данных не поступает очень долго, что может произойти из-за ошибок в сети, отказов сетевого оборудования. Для того чтобы устранить эту проблему, предлагается модификация временных автоматов, представленная на рис. 5, 6 соответственно. На этих рисунках модификации выделены цветом.

Анализ данных временных автоматов показал, что проблема «застревания» процесса записи в буфер в них устранена.

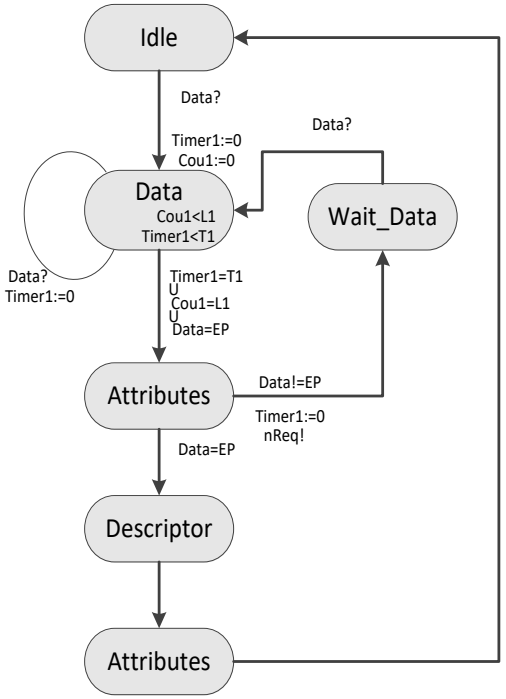


Рис. 3. Временной автомат, представляющий работу одного контроллера виртуального канала для варианта 1

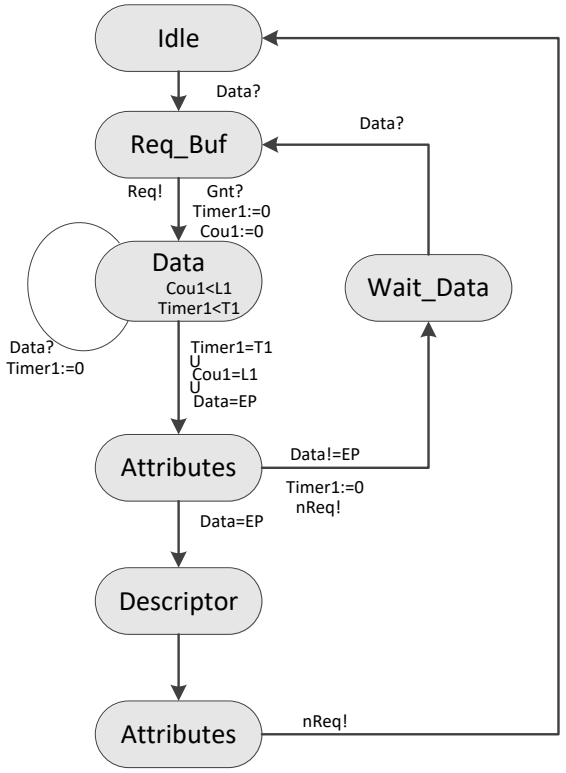


Рис. 4. Временной автомат, представляющий работу одного контроллера виртуального канала для варианта 2

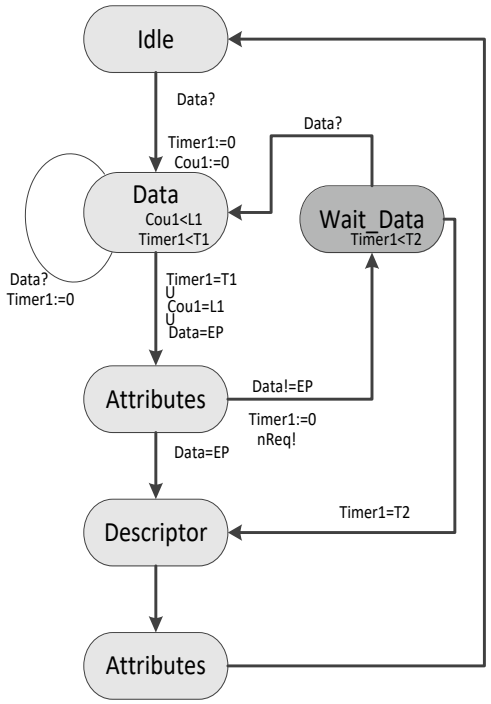


Рис. 5. Модифицированный временной автомат, представляющий работу одного контроллера виртуального канала для варианта 1

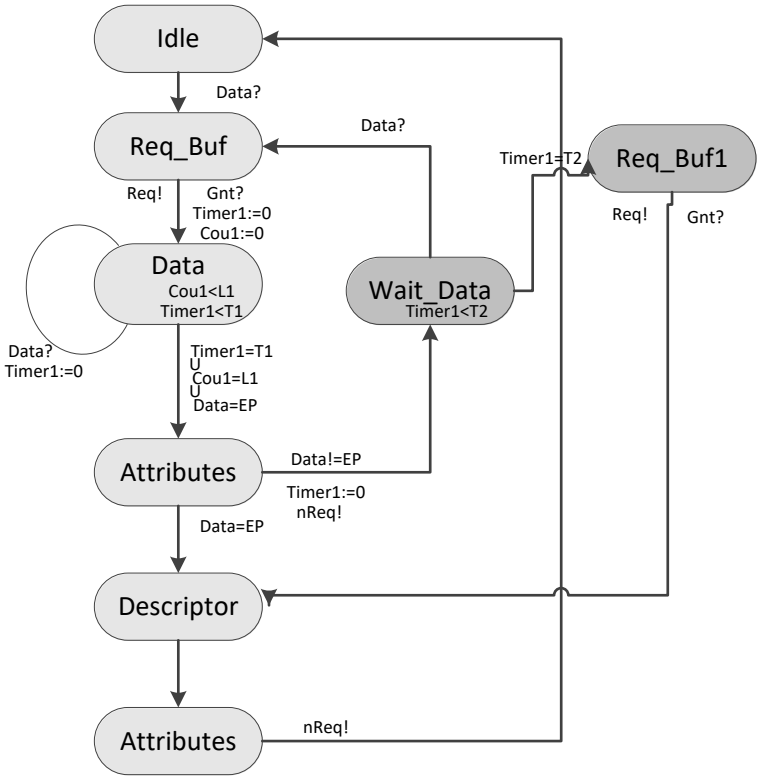


Рис. 6. Модифицированный временной автомат, представляющий работу одного контроллера виртуального канала для варианта 2

Необходимо отметить, что за счет того, что в рассмотренных временных автоматах длительность отслеживаемых временных интервалов и количество отсчитываемых слов данных задавались параметрически, их можно использовать для систем, для которых используются различные значения этих параметров и, в частности выполняется динамическая реконфигурация – динамическое изменение значений этих параметров.

Заключение

В данной статье рассмотрены возможности по анализу переходных процессов, происходящих при динамическом реконфигурировании мостов SpaceFibre – AXI с использованием параметризуемых временных автоматов. Анализ автоматов позволил выявить ошибки в исходных вариантах поведения разрабатываемых компонентов. Показано, что данные автоматы хорошо подходят для анализа систем с возможностью динамической реконфигурации.

Библиографический список

1. SpaceFibre – Very high-speed serial link. ECSS-E-ST-50-11C // ESA-ESTEC. Noordwijk, The Netherlands. 2019. 233 p.

2. *Alur R., La Torre S., Pappas G.* Optimal paths in weighted timed automata // Lecture Notes in Computer Science 2034. 2001. P. 49–62.

3. Modelling and analysis of security protocols / P. Ryan, S. Schneider, M. Goldsmith, G. Lowe, B. Roscoe. Addison Wesley, 2001.

4. Mobile data offloading: how much can wifi deliver? / K. Lee, J. Lee, Y. Yi et al. // Proceedings of the 6th International COnference. ACM. 2010.

5. Queueing network modeling patterns for reliable and unreliable publish/subscribe protocols / G. Bouloukakis, A. Kattepur, N. Georgantas, V. Issarny // 15th EAI International Conference on Mobile and Ubiquitous Systems. Computing, Networking and Services (MobiQuitous). New York. ACM. 2018.

6. *Andre E., Lime D., Roux O. H.* Reachability and liveness in parametric timed automata // Logical Methods in Computer Science. Vol. 18. Issue 1. 2022. P. 31:1–31:41.

7. *Etienne Andr´e, Didier Lime, Olivier H. Roux*. Decision Problems for Parametric Timed Automata // ICFEM. Ed. by Kazuhiro Ogata, Mark Lawford, and Shaoying Liu. Vol. 10009. Lecture Notes in Computer Science. Tokyo, Japan: Springer. 2016. P. 400–416.

8. *Etienne Andr´e, Didier Lime, Mathias Ramparison*. TCTL model checking lower/upper-bound parametric timed automata without invariants // FORMATS. Ed. by David N. Jansen and Pavithra Prabhakar. Vol. 11022. Lecture Notes in Computer Science. Beijing, China, Springer. 2018. P. 1–17.

9. Language Emptiness of Continuous-Time Parametric Timed Automata / Nikola Beneˇs, Peter Bezdˇek, Kim Gulstrand Larsen, Jiˇr´ı Srba // ICALP, Part II. Vol. 9135. Lecture Notes in Computer Science. Kyoto, Japan, Springer. 2015. P. 69–81.

10. *Etienne Andr´e*. What's decidable about parametric timed automata? // International Journal on Software Tools for Technology Transfer 21.2 (Apr. 2019). P. 203–219.

УДК 004.7:004.9

Е. А. Суворова*
кандидат технических наук, доцент
А. Ю. Виноградов*
инженер
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

СРАВНЕНИЕ МЕХАНИЗМОВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА СЕРВИСА ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ В СЕТЯХ SPACEFIBRE И СЕТЯХ НА БАЗЕ ETHERNET

Обеспечение требуемого времени доставки данных, обеспечение доставки данных, обеспечение отсутствия взаимовлияния между различными потоками данных – являются важнейшими требованиями для большинства современных локальных вычислительных сетей (ЛВС) в особенности для сетей аэрокосмического назначения. Данные требования в различной степени поддерживаются в большинстве современных стандартов ЛВС за счет наличия механизмов обеспечения качества сервиса (QoS). В данной статье мы сравниваем данные механизмы для сетей на базе стандарта SpaceFibre и на базе стандарта Ethernet, показываем их основные особенности и то, как могут быть преодолены основные ограничения стандарта SpaceFibre.
Ключевые слова: *SpaceFibre, Ethernet, IPv4, IPv6, TCP, TTEternet, механизмы обеспечения качества сервиса.*

E. A. Suvorova*
PhD, Tech., Associate Professor
A. Y. Vinogradov*
Engineer
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

COMPARISON OF MECHANISMS FOR ENSURING THE QUALITY OF DATA TRANSMISSION SERVICE IN SPACEFIBRE NETWORKS AND NETWORKS BASED ON ETHERNET

Ensuring the required data delivery time, ensuring data delivery, ensuring the absence of interference between different data flows are the most important requirements for most modern local area networks (LANs), especially for aerospace networks. These requirements are supported to varying degrees in most modern LAN standards due to the presence of quality-of-service (QoS) mechanisms. In this paper, we compare these mechanisms for SpaceFibre based networks and Ethernet based networks, show their main features and limitations, and show how the main limitations of the SpaceFibre standard can be overcome.
Keywords: *SpaceFibre, Ethernet, IPv4, IPv6, TCP, TTEternet, QoS.*

Введение

Механизмы обеспечения QoS обеспечивают управление характеристиками времени передачи, выделением сетевых ресурсов для различных потоков данных. Для потоков данных могут быть заданы различные уровни приоритета, за ними может быть зарезервирована доля пропускной способности каналов, количество буферного пространства в транзитных маршрутизаторах, временные периоды (таймслоты), в которых разрешена их передача. Такие механизмы позволяют обеспечить требуемые временные характеристики передачи различных потоков данных в сети.

Другая группа механизмов связана с обеспечением гарантированности доставки данных в случае возникновения сбоев и отказов в сети. Они включают в себя механизмы выявления ошибок (искажения и утраты данных) и механизмы их парирования. Для парирования сбоев в сетях используются механизмы повторных передач и может использоваться кодирование, позволяющее восстановление данных при возникновении ошибок. Для парирования отказов может использоваться пространственное резервирование.

В настоящее время механизмы QoS так или иначе поддерживаются практически во всех стандартах, используемых в локальных вычислительных сетях (ЛВС). Особенно важны они в ЛВС, для которых существуют требования реального времени, в частности для сетей аэрокосмического назначения.

Сети на базе стандарта Ethernet исходно разрабатывались как сети общего пользования. При их разработке исходно не задумывались над необходимостью поддержки различных механизмов QoS, необходимостью обеспечения гарантированного уровня сервиса. Однако, по мере расширения сфер применения этих сетей, увеличения размеров сетей механизмы QoS стали все более и более востребованы. Поэтому постепенно начали добавлять их поддержку в форматах фреймов и на уровне правил обработки в сетевых узлах.

В настоящее время сети на базе Ethernet довольно широко используются и в авионике и для космических применений, поскольку для этого стандарта разработано большое количество оборудования и поскольку он является привычным для пользователя.

Стандарт SpaceFibre, наоборот, исходно разрабатывался для сетей аэрокосмического назначения с учетом требований к механизмам QoS, существующих в этих сетях и с учетом довольно жестких ограничений по накладным расходам (по площади компонентов, по энергопотреблению, по объему передаваемой служебной информации).

В данной статье мы выполним сравнение механизмов QoS в сетях на базе стандарта Ethernet и в сетях на базе стандарта SpaceFibre.

Механизмы обеспечения QoS в стандарте SpaceFibre

В стандарте SpaceFibre механизмы обеспечения QoS поддерживаются в звене передачи данных, на сетевом уровне и на транспортном уровне [1].

На уровне звена передачи данных поддерживается механизм управления потоком, позволяющий исключать потери данных из-за переполнения буферов на приемной стороне. (Данный механизм является отключаемым.)

На уровне звена передачи данных поддерживается механизм, позволяющий парировать ошибки в физическом канале передачи. Каждый передаваемый фрейм снабжается порядковым номером и контрольной суммой. Это позволяет на приемной стороне выявлять потерю и искажение фреймов. В таких случаях передача фреймов осуществляется повторно. Данный механизм позволяет парировать сбои. Для парирования отказов необходимо использовать в сети пространственное резервирование. В стандарте SpaceFibre нет каких-либо ограничений на физическую структуру сети, поэтому могут использоваться различные варианты пространственного резервирования. Набор протоколов транспортного уровня, которые могут использоваться в стандарте SpaceFibre не является жестко зафиксированным, поэтому для различных вариантов пространственного резервирования при необходимости может быть осуществлена поддержка на уровне протокола транспортного уровня [1].

Механизм виртуальных каналов (ВК), виртуальных сетей (ВС) в стандарте SpaceFibre (поддерживаются в звене передачи данных и на сетевом уровне соответственно) предназначен для реализации целого ряда механизмов QoS. Физический канал используется виртуальными каналами в режиме разделения времени. Для каждого виртуального канала может быть задан набор параметров качества, в соответствии с которыми определяется очередность использования физического канала для передачи фреймов от различных виртуальных каналов. Может быть задан уровень приоритета, доля пропускной способности, перечень таймслотов, в которые разрешена передача данных. Это позволяет реализовать такие механизмы QoS как механизм приоритетов, механизм гарантированной пропускной способности, механизм гарантированного времени доставки данных [1].

Механизмы обеспечения QoS в стандартах на базе Ethernet

В Ethernet II (IEEE 802.3) как таковом механизмы обеспечения качества сервиса не определены. Однако кадр Ethernet может содержать тег IEEE 802.1q, который описывает процедуру тегирования трафика – VLAN (Virtual Local Area network). Всего VLAN поддерживает до 4096 виртуальных сетей. Тег имеет размер 4 байта и состоит из полей:

TPID – идентификатор протокола тегирования.

PCP – приоритет кадра.

DEI – допустимость удаления при перегрузке маршрутизатора.

VID – идентификатор виртуальной сети.

Кроме этого, с использованием полей стандарта IEEE 802.1q можно указывать приоритет кадров. Приоритеты описаны в стандарте IEEE 802.1p и всего определено 8 уровней приоритета, находящихся в поле PCP заголовка IEEE 802.1q [2, 3, 4].

Остальные же механизмы определены в протоколах вышележащих уровней – IP, и реализованных над ним TCP и др. Рассмотрим возможности этих протоколов.

В настоящее время широко используется две версии протокола IP – IPv4 и IPv6 [5, 6]. При ис-

пользовании протокола IPv4 заголовок фрейма содержит следующие поля, которые могут использоваться различными механизмами обеспечения QoS: тип сервиса, время жизни. Также при реализации механизмов QoS могут учитываться значения полей: IP-адрес источника, IP-адрес приемника, тип протокола верхнего уровня.

Длинные пакеты данных при передаче могут фрагментироваться на несколько фреймов.

Одному узлу сети должен соответствовать один физический адрес (MAC-адрес), может соответствовать несколько IP-адресов. IP адрес логически разделяется на две или три части – идентификатор сети, (идентификатор подсети) и идентификатор узла в пределах этой сети (подсети). Разбиение сети на подсети упрощает процесс управления, конфигурирования, контроля состояния сети как совокупности подсетей. В такой структурированной сети существенно проще маршрутизация и проще организовать изоляцию потоков данных.

IP адреса делятся на публичные и частные. Публичные адреса должны быть уникальными в глобальной сети. Частные адреса должны быть уникальными только в рамках своей подсети. По частному адресу не возможен доступ к сетевому устройству из другой подсети, без использования NAT (трансляция сетевых адресов). IP-адреса могут быть статическими (быть жестко закреплены за конкретными сетевыми узлами) или динамическими (выделяться сетевому узлу по запросу). Распределением динамических адресов в сети (подсети) управляет DHCP-сервер. Использование различных типов IP-адресов позволяет до некоторой степени снизить взаимовлияние потоков данных. В частности, может быть исключено распространение потока данных за пределы сети.

Протокол IPv6 был разработан для того, чтобы предотвратить исчерпание адресного пространства. В формате этого протокола имеются следующие поля, используемые для реализации механизмов QoS: тип сервиса, метка потока, предельное число шагов. Также для механизмов QoS могут использоваться IP-адрес источника, IP-адрес приемника, и признак наличия расширенного заголовка. Поля IPv6 частично совпадают с полями IPv4, но имеются и различия. Например, было убрано поле контрольной суммы заголовка, поскольку изменение поля TTL (*hop limit*) вело к ее перерасчету на каждом маршрутизаторе. Метка потока позволяет определить дополнительные правила обработки для отдельных потоков пакетов. Расширенный заголовок пакета также может быть использован для реализации различных механизмов QoS. Типы информации, которые могут быть приведены в расширенном заголовке, представлены в табл. 1.

Таким образом, протоколы IPv4 и IPv6 позволяют в заголовке пакета задавать тип сервиса, который в транзитных маршрутизаторах интерпретируется, как правило, как уровень приоритета пакета. При определении приоритетности пакета может учитываться также текущее время жизни, адреса источника и приемника. В современных маршрутизаторах, в которых поддерживаются механизмы Open Flow Protocol и программно-реконфигурируемых сетей (*Software Defined Networks* SDN) могут поддерживаться дополнительные наборы правил обработки пакетов [7, 8]. Для различения раз-

Таблица 1

Типы информации, которые могут быть приведены в расширенном заголовке IPv6

Расширенный заголовок	Тип	Описание
Hop-by-Hop Options	0	Параметры которые должны быть обработаны каждым транзитным узлом
Routing	43	Позволяет отправителю определять список узлов, которые пакет должен пройти
Fragment	44	Содержит информацию по фрагментации пакета
Encapsulating Security Payload (ESP)	50	Обеспечивает шифрование данных с помощью IPSec
Destination Options	60	Определяет произвольный набор опций, которые должны быть обработаны получателем пакета
Authentication Header (AH)	51	Содержит информацию для проверки подлинности зашифрованных данных при использовании IPSec
TCP UDP ICMPv6	6 17 58	Заголовок вышележащего уровня

личных потоков пакетов могут использоваться этот набор полей, поле метки потока, поля из расширенного заголовка. Правила обработки пакетов позволяют определить не только приоритет, но допустимую частоту передачи пакетов (долю пропускной способности, выделяемой данному потоку пакетов), допустимую длину пакетов. Потенциально они могут быть использованы для реализации различных механизмов планирования для обеспечения гарантированного времени доставки данных. Наличие этих правил позволяет также снизить взаимовлияние отдельных потоков друг на друга [7, 8].

Как правило, над протоколом IP используются другие протоколы. В них может быть реализована дополнительная функциональность – дополнительные механизмы QoS. Например, это может быть обеспечение гарантированной доставки данных на уровне точка-точка. Такая функциональность обеспечивается протоколом TCP [9, 10]. Данный протокол может использоваться для парирования как сбоев, так и отказов в сети. Также он используется для парирования потерь данных вследствие локальных перегрузок отдельных участков сети. Во всех этих случаях будет выполнена повторная передача недоставленных фреймов. В случае отказа в сети или локальной перегрузки некоторого участка сети она будет выполнена по другому пути передачи.

Также существуют стандарты, обеспечивающие гарантированную доставку данных, например TTEthernet [11, 12]. Необходимо отметить, что стандарт TTethernet не является открытым и для его использования требуется, чтобы вся сеть строилась из специализированного сетевого оборудования. Использование в сети другого оборудования приведет к некорректному ее поведению.

Реализация многих дополнительных механизмов предполагает задействование/нестандартное использование отдельных полей заголовка фрейма. Поэтому при формировании сети из оборудования от различных производителей все время возникает проблема несовместимости.

Сравнение механизмов QoS в протоколах SpaceFibre и Ethernet

В табл. 2 приводится сравнение характеристик рассмотренных протоколов.

Как можно видеть из этой таблицы, основные механизмы QoS являются встроенными в стандарт SpaceFibre. В сетях на базе Ethernet они также могут быть реализованы, но за счет стандартов более высоких уровней; дополнительных механизмов, встраиваемых в маршрутизаторы. Различные маршрутизаторы от различных производителей могут поддерживать различные наборы механизмов, различные варианты их реализации. Это приводит к сложностям при объединении оборудования от различных производителей в одной сети. Точность достижения требуемых временных характеристик при этом может быть не велика.

К недостаткам реализации механизмов качества сервиса в сетях на базе Ethernet можно отнести так же большие накладные расходы на передачу заголовков фреймов. В стандарте spaceFibre размер служебной информации во фреймах составляет 8 байтов. Размер поля данных фрейма составляет до 256 байтов. Таким образом, накладные расходы на передачу заголовков фреймов составляют около 3%. Длина сетевых и транспортных заголовков пакетов, как правило, тоже относительно не велика. Для пакетов, используемых для передачи объектов данных, она, как правило не превышает 1–2% от длины пакета.

При использовании стандартов на базе Ethernet длина служебной части фреймов может составлять от 44 байтов и выше. Для того, чтобы накладные расходы на передачу служебной информации так же находились в пределах 3%, необходимо использовать длинные фреймы (1500 Байтов и длиннее). При том, что прерывание передачи фрейма для передачи более высокоприоритетных данных в стандартах на базе Ethernet не предусмотрено, это может приводить к существенным задержкам при передаче критических данных.

Еще один недостаток стандартов на базе Ethernet связан с реализацией механизмов гарантированной доставки. В своем базовом варианте они основаны на схеме точка-точка. Повторная передача фрейма всегда выполняется по полному пути от источника к приемнику. Это может занимать довольно продолжительное время. В сетях SpaceFibre в случае одиночных сбоев в физических каналах предусмотрена возможность повторной передачи фрейма в звене передачи данных, что существенно (в десятки раз) сокращает время парирования ошибки.

Основное ограничение стандарта SpaceFibre – это относительно небольшое количество потоков, для которых можно поддерживать разные параметры QoS. Однако в [13] нами было показано, что для стандарта SpaceFibre также применима концепция SDN, которая позволяет устранить эти ограничения. Данный подход позволяет анализировать в транзитных маршру-

Таблица 2

Сравнение механизмов QoS

Характеристика	SpaceFibre	Сети на базе Ethernet
Механизм приоритетов	На уровне виртуальных каналов/сетей для виртуальной сети в целом (до 64 виртуальных сетей); На сетевом уровне для отдельных адресов (ограничения в распознавании потоков при использовании регионально-логической адресации)	IEEE 802.1q, IEEE 802.1p, IPv4, IPv6 для отдельных потоков пакетов В IPv6 поддержка до 2 ^ 20 потоков
Механизм гарантированной пропускной способности	На уровне виртуальных каналов/сетей для виртуальной сети в целом (до 64 виртуальных сетей)	При использовании SDN или др. дополнительных механизмов (поддержка до 2 ^ 20 потоков)
Механизм планирования, обеспечения гарантированного времени доставки	На уровне виртуальных каналов/сетей для виртуальной сети в целом (до 64 виртуальных сетей)	При использовании дополнительных механизмов, стандартов, например, TTEternet, и др.
Механизмы обеспечения гарантированной доставки	Возможность выявления ошибок и повторных передач в звене передачи данных и на транспортном уровне	Возможность выявления ошибок, возможность повторных передач при использовании ряда протоколов, например, TCP
Изоляция потоков данных	Для отдельных виртуальных сетей (до 64 виртуальных сетей)	IEEE 802.1q (4096 потоков), На уровне отдельных подсетей. В рамках подсети зависит от используемого оборудования, поддержки SDN

тизаторах не только номер виртуальной сети и первых байт сетевого заголовка пакета, но и другие поля заголовка. Это позволяет увеличить количество различаемых потоков данных, для которых могут быть определены различные правила обработки, до необходимого для конкретной системы количества.

Заключение

В статье мы рассмотрели, как осуществляется поддержка механизмов QoS в сетях на базе стандарта SpaceFibre и Ethernet, выполнили сравнение этих стандартов. Были рассмотрены основные особенности и ограничения этих стандартов, показаны пути устранения имеющихся ограничений для стандарта SpaceFibre.

Библиографический список

1. SpaceFibre – Very high-speed serial link. ECSS-E-ST-50-11C // ESA-ESTEC. Noordwijk. The Netherlands. 2019. 233 p.

2. IEEE STANDARTS ASSOCIATION. IEEE Standards for Local and Metropolitan Area Networks. Virtual Bridge. URL: https://www.askapache.com/s/s.askapache.net/pdf/802.1Q-1998.pdf IEEE Standards for Local and Metropolitan Area Networks: Virtual Bridge (дата обращения: 08.12.2022).

3. IEEE STANDARTS ASSOCIATION. 802.1Q-2014 – Bridges and Bridged Networks. URL: http://www.ieee802.org/1/pages/802.1Q-2014.html 802.1Q-2014 – Bridges and Bridged Networks (дата обращения: 08.12.2022).

4. IEEE STANDARTS ASSOCIATION. IEEE Standart for Ethernet. New York, USA, December 2012.

5. Overview of IPv4, IPv6, Networking and Designing a Network Based on IPv4 in Shariatpur Polytechnic Institute's Campus / R. Bosu1, S. K. Mondal, S. K. Talukdar, M. A. Zahed. 2017. 16 p.

6. *Buldu A.* IPV4/IPV6 security and threat comparisons. 2010. 8 p.

7. *Paul Göransson, Chuck Black, Timothy Culver.* Software Defined Networks. A Comprehensive Approach. Second Edition. Elsevier Inc. 2017. 409 p.

8. OpenFlow Switch Specification.Version 1.5.1. The Open Networking Foundation. 2015. 283 c.

9. *Comer D.* Internetworking with TCP/IP. Vol. 1. Principles, Protocols, and Architecture. 5th edn. Prentice Hall, Upper Saddle River. NJ, 2005.

10. *Forouzan B. A.* TCP/IP Protocol Suite. 4th edn. McGraw-Hill. New York, 2010.

11. European Space Agency, Time-Triggered Ethernet. 2020. URL: https://ecss.nl/get_attachment.php?file=2020/11/ECSS-E-ST-50-16C-DIR1(9November2020).docx (дата обращения: 14.12.2022).

12. TTTech, TTethernet – A powerful Network Solution for All Purposes. 2010. 15 p. URL: https://paginas.fe.up.pt/~ee04007/tese/docs/TTEthernet_Article.pdf (дата обращения: 14.12.2022).

13. *Суворова Е. А.* Динамическое управление и фильтрация потоков данных в транзитных маршрутизаторах сетей SpaceFibre // // Инновационное приборостроение. 2022. Т. 1, № 2. С. 41–50.

УДК 004.7:004.9 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-242-248**

Е. А. Суворова*
кандидат технических наук, доцент
Н. Ю. Чумакова*
ассистент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ОЦЕНКА ЗАВИСИМОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ ВРЕМЕНИ РАСПРОСТРАНЕНИЯ BROADCAST В СЕТЯХ SPACEFIBRE С ОТКАЗАМИ ОТ ВАРИАНТОВ ПРОСТРАНСТВЕННОГО РЕЗЕРВИРОВАНИЯ

В локальных вычислительных сетях аэрокосмического назначения на базе стандарта SpaceFibre для парирования отказов сетевого оборудования и физических каналов связи могут использоваться различные способы пространственного резервирования. Способ пространственного резервирования выбирается разработчиком сети в соответствии с количеством отказов, которое необходимо парировать, допустимым временем восстановления штатной работы сети после возникновения отказа, с допустимыми накладными расходами (аппаратными затратами). При использовании различных механизмов пространственного резервирования возникновение отказов и последующее их парирование может приводить к изменениям структуры связей между сетевыми узлами. В свою очередь это может приводить к изменениям путей передачи Broadcast и, соответственно, временных характеристик их доставки от источника к приемникам. В данной статье выполняется оценка зависимости изменения времени распространения Broadcast в сетях SpaceFibre от вариантов пространственного резервирования. Эти временные характеристики являются очень важными для многих приложений, так как Broadcast, как правило, используется для передачи срочных сообщений, в частности для синхронизации времени.
Ключевые слова: *SpaceFibre, Broadcast, парирование отказов.*

E. A. Suvorova*
PhD, Tech., Associate Professor
N. Y. Chumakova*
Assistant
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

ESTIMATION OF THE DEPENDENCE OF BROADCAST PROPAGATION TIME CHANGING IN SPACEFIBRE NETWORKS WITH FAULTS FROM THE VARIANTS OF SPATIAL REDUNDANCY

In aerospace local networks based on the SpaceFibre standard, various methods of spatial redundancy can be used to parry failures of network hardware and physical communication channels. The method of spatial reservation is chosen by the network developer in accordance with the number of failures that need to be parried, the allowable time for restoring the normal operation of the network after a failure occurs, with allowable overhead costs (hardware costs). When using various spatial redundancy mechanisms, the occurrence of failures and their subsequent parrying can lead to changes in the structure of links between network nodes. In turn, this can lead to changes in the Broadcast transmission paths, and, accordingly, the temporal characteristics of their delivery from the source to the receivers. In this article evaluates the dependence of the change in the propagation time of Broadcast in SpaceFibre networks on options for spatial redundancy. These time characteristics are very important for many applications, because Broadcast is generally used to send urgent messages, in particular for time synchronization.
Keywords: *SpaceFibre, Broadcast, failures parrying.*

Введение

В большинстве локальных вычислительных сетей (ЛВС) аэрокосмического назначения требуются механизмы парирования сбоев и отказов. В стандарте SpaceFibre [1] специфицированы методы парирования сбоев, но не специфицированы конкретные механизмы парирования отказов, способы пространственного резервирования.

В настоящее время в сетях аэрокосмического назначения используются различные способы пространственного резервирования. Они различаются схемами подключения резервных

компонентов (компоненты могут находиться в горячем или холодном резерве), правилами формирования графа связей (структуры) сети.

При использовании различных способов пространственного резервирования достижимые характеристики сети, такие, как количество используемого дополнительного оборудования, дополнительное энергопотребление, время восстановления штатной работы, а также, характеристики живучести сети могут очень существенно различаться. Ни один из существующих способов нельзя считать самым лучшим для всех сетей. Разработчик выбирает наиболее подходящий способ в соответствии с решаемыми в системе задачами и допустимыми накладными расходами.

При выборе способа пространственного резервирования важную роль играют характеристики передачи различных типов данных в условиях отказов различной кратности. В частности, очень существенными для многих применений могут быть характеристики передачи Broadcast сообщений, так как они используются для передачи особенно существенной информации. В данной статье мы выполняем оценку зависимости времени распространения Broadcast от выбранной схемы пространственного резервирования в условиях отказов в сети.

Правила распространения Broadcast сообщений в сетях SpaceFibre

Broadcast сообщение распространяется в сети SpaceFibre от одного источника ко всем сетевым узлам (маршрутизаторам и терминальным узлам). Конкретный сетевой узел может обрабатывать или отбрасывать Broadcast в зависимости от его типа (реагировать на получение только конкретных типов Broadcast). Broadcast распространяется по сети SpaceFibre широковещательно, однако при этом используется механизм, позволяющий исключить зацикливание Broadcast в сетях, графы связей между узлами которых содержат циклы. В основе данного механизма лежит использование динамически формируемого дерева распространения Broadcast. В маршрутизаторах при приеме очередного Broadcast выполняются следующие действия. Если Broadcast данного типа поступил в данный маршрутизатор впервые с начала работы, то он рассылается во все порты маршрутизатора, кроме того, из которого пришел. Запоминается порт, из которого пришел Broadcast и запускается счет таймаута. Длительность таймаута должна превышать время распространения Broadcast по самому длинному циклу в данной сети. Если Broadcast данного типа уже поступал в маршрутизатор, то проверяется, из какого порта он поступил в предыдущий раз. Если в этот раз Broadcast поступил из того же порта, то он рассылается далее. Если Broadcast поступил из другого порта, то проверяется, истек ли таймаут. Если таймаут не истек, то считается, что Broadcast достиг данного маршрутизатора повторно и он отбрасывается. Если таймаут истек, то считается, что это новый Broadcast, который стал распространяться по сети по-другому из-за того, что изменилась конфигурация сети. Это могло произойти в результате возникновения ошибок в сети. В результате формируется дерево распространения Broadcast. Это дерево может быть перестроено динамически если в сети происходят отказы. Время распространения Broadcast до различных сетевых узлов при перестроении дерева может измениться.

Необходимо отметить, что если источник посылает Broadcast одного и того же типа с одним и тем же идентификатором канала чаще, чем длительность таймаута, то в ходе переформирования дерева распространения Broadcast могут быть утрачены (не доставлены до части сетевых узлов).

Наиболее распространенные способы пространственного резервирования

Можно выделить следующие способы пространственного резервирования, которые получили наибольшее распространение в ЛВС аэрокосмического назначения [2, 3].

Первым из них является использование K+1 идентичных сетей (при необходимости парирования K отказов), никак не связанных между собой (каждый терминальный узел подключается ко всем сетям). Такой подход используется, в частности, в рамках стандарта AFDX [4, 5, 6].

При использовании второго способа существует единая сеть, в которую включены и основные, и резервные маршрутизаторы. В ряде случаев за каждым маршрутизатором закрепляется его роль – является ли он основным или резервным. В других случаях деление на основные и резервные маршрутизаторы отсутствует. Правила добавления резервных маршрутизаторов, количество добавляемых маршрутизаторов, правила связывания резервных и основных маршрутизаторов могут существенно различаться.

В рамках данного способа широкое распространение получил вариант реализации, при котором, как и при использовании первого спо-

соба, формируется K+1 идентичных сетей, но между маршрутизаторами из разных сетей существуют «перекрестные» связи [2, 3].

Все рассмотренные выше способы пространственного резервирования могут использоваться в сетях SpaceFibre.

Оценка изменения времени распространения Broadcast

1. Парирование отказов путем использования идентичных сетей.

При использовании данного способа существует K+1 полностью идентичных сетей SpaceFibre, никак не связанных между собой. В каждой из этих сетей формируется отдельное дерево распространения Broadcast. Деревья распространения Broadcast могут быть не полностью идентичными. (Это происходит в тех случаях, когда в сети существует несколько путей передачи Broadcast с практически одинаковыми характеристиками.) Время распространения Broadcast до любого i терминального узла по всем K+1 деревьям при этом будет почти одинаково.

Если в какой-то из сетей произойдет отказ, это приведет к перестроению дерева распространения Broadcast в данной сети, и никак не затронет деревья распространения Broadcast в других сетях. В результате, если произойдет не более K отказов, то как минимум одно дерево распространения Broadcast останется неизменным. Таким образом, время распространения Broadcast не поменяется. В частности, не поменяется и время распространения Broadcast, непосредственно во время передачи которых произошли отказы в сети.

На рис. 1 представлен пример использования данного способа пространственного резервирования. В примере используется две идентичные сети с топологией бинарное дерево. Терминальные узлы данных сетей подключены к обеим сетям. Такое построение позволяет парировать 1 отказ.

Рассмотрим пример парирования отказа посредством данного способа пространственного резервирования (рис. 2). В данном примере показаны два маршрута распространения broadcast по сети от источника пакетов broadcast N1 до узла N5. Один из маршрутов проходит через Сеть 1 (через маршрутизаторы R1, R4 и R9), второй – через Сеть 2 (через маршрутизаторы R2, R6 и R13). Длина обоих маршрутов составляет 4 хопа. При корректной работе сети устройство N5 получает два идентичных пакета broadcast. В примере, представленном на рис. 2 произошла поломка маршрутизатора R9. Благодаря тому, что

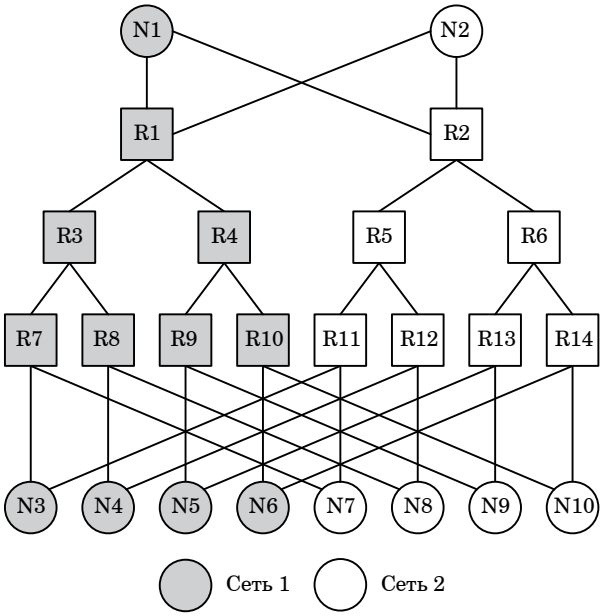


Рис. 1. Использование идентичных сетей

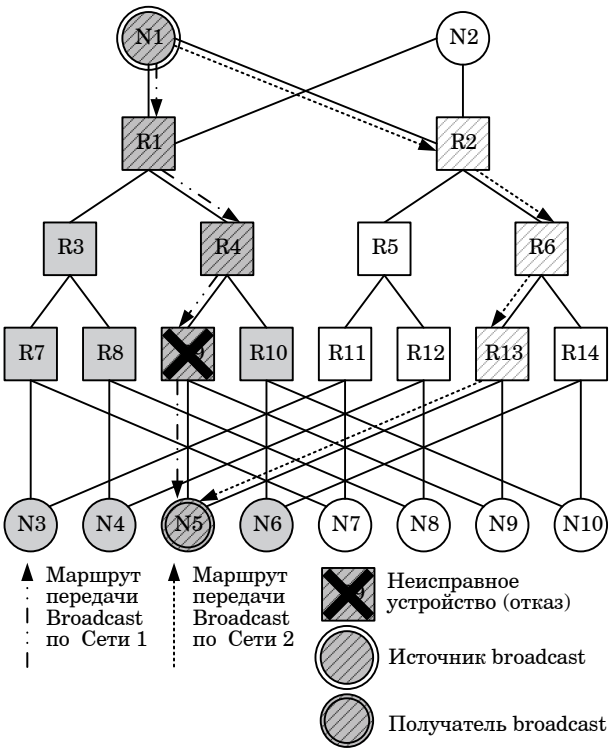


Рис. 2. Пример парирования отказа для сети с топологией дерево

broadcast передается по двум маршрутам, устройство N5 получает broadcast, но только один.

Аналогично парирование отказов выполняется на других топологиях. Рассмотрим пример парирования отказа для сети с топологией двумерная решетка.

В примере, представленном на рис. 3 показаны два маршрута распространения Broadcast по сети от источника пакетов Broadcast N_{001} до узла N_{030}. Один из маршрутов проходит через Сеть 1 (через маршрутизаторы R_{011}, R_{021} и R_{031}), второй – через Сеть 2 (через маршрутизаторы R_{111}, R_{121} и R_{131}). Длина обоих маршрутов составляет 4 хопа. При корректной работе сети устройство N_{030} получает два идентичных пакета broadcast. В примере, представленном на рис. 3 произошла поломка маршрутизатора R_{021}. Благодаря тому, что broadcast передается по двум маршрутам, устройство N030 получает один из двух идентичных broadcast.

Если в сетях, в которых используется данный способ резервирования, имеются циклы, то наличие независимых деревьев распространения обеспечивает возможность посылать Broadcast одного и того же типа чаще, чем максимальная длительность передачи по циклу (максимальное время таймаута). Такие Broadcast будут доставлены до сетевых узлов по деревьям, которые не изменились.

2. Парирование отказов путем использования резервных маршрутизаторов и перекрестных связей.

При использовании данного способа пространственного резервирования строится единое дерево распространения Broadcast, в которое могут входить как основные, так и резервные маршрутизаторы (за исключением маршрутизаторов, находящихся в холодном резерве). Если какой-то из маршрутизаторов, каналов связи, входящих в состав дерева распространения, выходит из строя, то происходит динамическое изменение дерева распространения Broadcast.

При этом потенциально возможны варианты, при которых время распространения по новому дереву будет практически совпадать со временем распространения по исходному дереву будет мало отличаться от исходного.

На рис. 4 представлен пример сети (топология – двумерная решетка), для которой используется данный способ пространственного резервирования. В данном примере в сеть включены резервные маршрутизаторы таким образом, что в используемой двумерной решетке добавляется дополнительная строка и столбец. После добавления резервных маршрутизаторов каждая строка и столбец замыкаются, преобразовываясь в топологию тор.

Рассмотрим пример парирования отказа посредством данного способа пространственного резервирования (рис. 5). В данном примере представлен один из маршрутов распространения broadcast по сети. Источником broadcast является узел R11. На рис. 5, *а* представлен исходный маршрут передачи broadcast, длина которого составляет 4 хопа. Добавление резервных маршрутизаторов позволило сократить маршрут, новый маршрут составляет 3 хопа (рис. 5, *б*).

Предположим, при передаче пакета от источника к узлу R51 произошла поломка транзитного устройства R61. В таком случае маршрут будет изменен. Измененный маршрут представлен на рис. 5, *в*, его длина составляет 4 хопа.

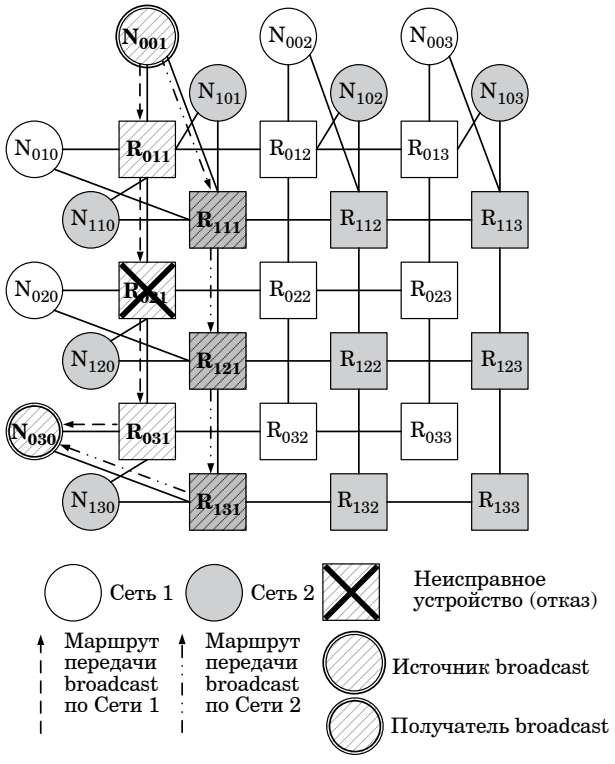


Рис. 3. Пример парирования отказа для сети с топологией двумерная решетка

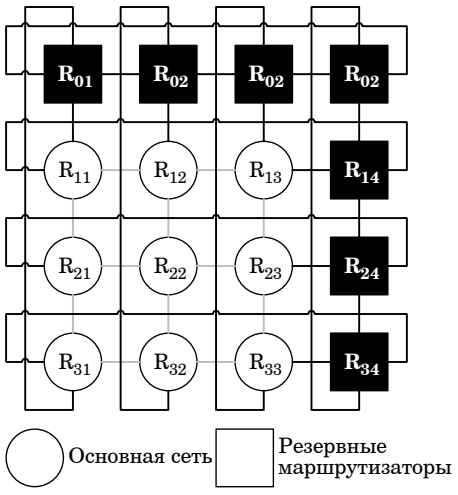


Рис. 4. Использование резервных маршрутизаторов

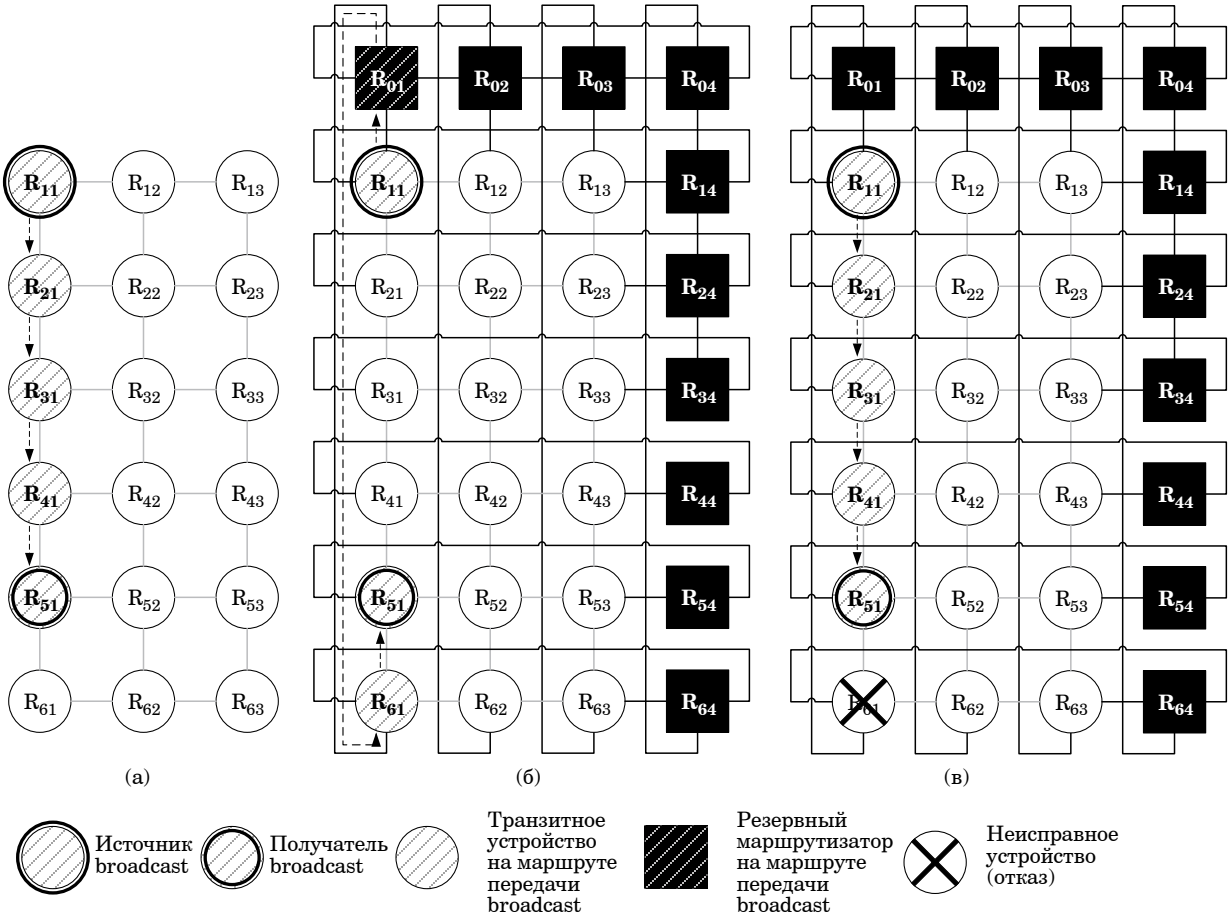


Рис. 5. Пример парирования отказа для сети с топологией двумерная решетка: а – исходный маршрут; б – маршрут, построенный через резервный коммутатор; в – маршрут при отказе одного из устройств

Для сетей с топологией двумерная решетка добавление резервных маршрутизаторов может позволить сократить маршрут передачи broadcast в случае, если источник и получатель broadcast расположены на одной линии (в одной строке либо одном столбце). Длина альтернативного маршрута L рассчитывается по формуле:

$$L = N - H,$$

где H – длина исходного маршрута в хопах, N – количество устройств в строке или столбце (с учетом резервного маршрутизатора, добавленного в строку/столбец).

Если длина альтернативного маршрута меньше длины исходного маршрута ($L < H$), то broadcast будут передаваться по альтернативному маршруту через резервный маршрутизатор.

Также для сетей с топологией двумерная решетка длина маршрута, построенного при возникновении отказа на маршруте передачи broadcast рассчитывается следующим образом:

– В случае, если источник и приемник broadcast расположены на одной линии (в одной строке, либо в одном столбце), альтернативный маршрут может быть проложен в той же линии (строке/столбце), либо в соседней. Длина маршрута, проложенного в той же линии будет считаться по формуле:

$$Lerrs = N - H$$

где H – длина маршрута до возникновения отказа (в хопах).

Длина маршрута, проложенного в соседней линии будет вычисляться по формуле:

$$Lerrs = H + 2$$

Из двух возможных маршрутов выбирается кратчайший. В случае, если длины маршрутов равны, может быть выбран любой маршрут.

– В случае, если источник и приемник broadcast расположены на разных линиях (одновременно в разных строках и разных столбцах), длина альтернативного маршрута равна длине маршрута до возникновения отказа ($Lerr = H$).

Рассмотрим пример парирования отказа для сети с топологией дерево.

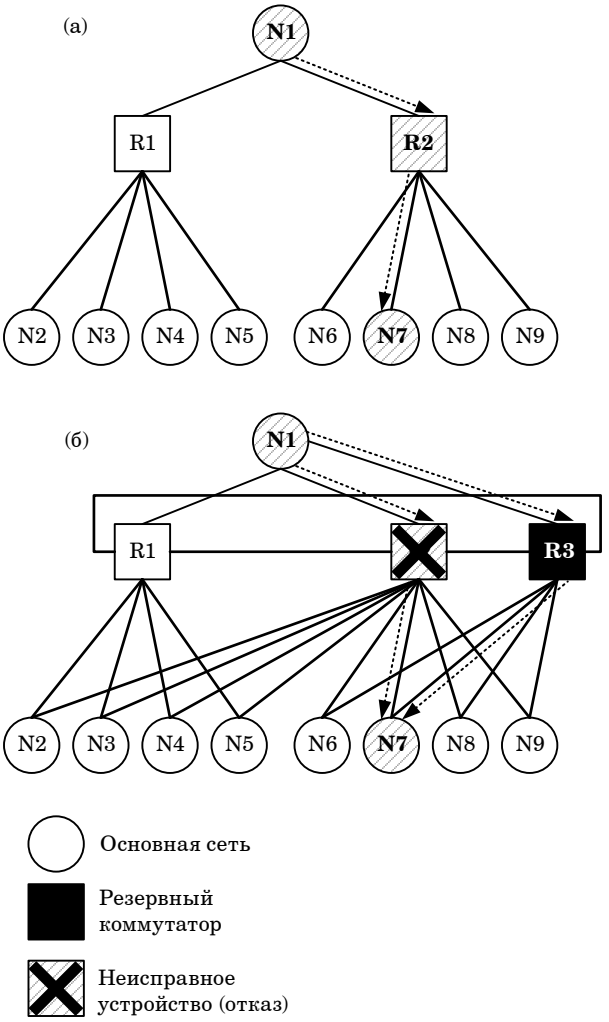


Рис. 6. Пример парирования отказа для сети с топологией дерево: а – исходный маршрут; б – альтернативный маршрут при отказе одного из устройств

В примере, представленном на рис. 6, *а*, показан один из маршрутов распространения Broadcast по сети. Источником Broadcast является узел N1, получателем – узел N7. Предположим, при передаче пакета Broadcast произошла поломка устройства R2. Длина исходного маршрута, проходящего через маршрутизатор R2, составляла 2 хопа. Из-за поломки устройства маршрут передачи broadcast должен быть изменен. Однако, альтернативных маршрутов передачи Broadcast узлу N7 в сети нет. Использование второго способа пространственного резервирования (рис. 6, *б*) позволяет построить альтернативный маршрут для передачи broadcast узлу N7. Для этого в сеть подключается резервный маршрутизатор (R3), через который строится альтернативный маршрут до узла N7 длиной 2 хопа. В данном примере длина альтернативного маршрута равна длине исходного маршрута.

На рис. 7 представлен передачи Broadcast между устройствами, расположенными на одном уровне дерева. В данном примере маршрут передачи broadcast между устройствами N3 и N9 строится через вышележащий уровень дерева и составляет 4 хопа (рис. 7, *а*). При добавление резервного маршрутизатора R5 и перекрестных связей позволяет построить более короткий маршрут передачи broadcast длиной 3 хопа (рис. 7, *б*). Также перекрестные связи позволяют парировать ошибку.

Допустим, произошел отказ устройства R1. В исходной сети без перекрестных связей передача broadcast стала бы невозможной. Однако, в сети, для которой используется второй способ пространственного резервирования, можно построить альтернативный маршрут длиной 4 хопа.

Для сетей с топологией дерево добавление резервных маршрутизаторов и перекрестных связей может позволить сократить маршрут передачи broadcast в случае, если источник и получатель broadcast расположены на одном уровне дерева. Длина альтернативного маршрута рассчитывается по формуле:

$$L = Hr + (N - Hs),$$

где N – число устройств внутри одного уровня (включая резервный маршрутизатор), Hr – длина участка маршрута, пролегающего между уровнями дерева (в хопах), Hs – длина участка маршрута, пролегающего внутри одного уровня (в хопах), число устройств на уровне, через который пролегает маршрут. Если длина альтернативного маршрута меньше длины исходного маршрута ($L<(Hr+Hs)$), то broadcast будут передаваться по альтернативному маршруту через резервный маршрутизатор.

Также для сетей с топологией дерево длина маршрута, построенного при возникновении отказа на маршруте передачи broadcast рассчитывается следующим образом:

$$Lerr = Hr + ((N - Hs - 2).$$

Худший случай представляет собой ситуацию, при которой $Hs = 0$. Такая ситуация может возникнуть в случае, если отказ произошел в маршрутизаторе, с которым имеют связь как источник, так и приемник broadcast. Следовательно, маршрут может увеличится максимум на N–2 хопа.

Заключение

В статье рассмотрены методы пространственного резервирования, получившие наибольшее распространение в ЛВС аэрокосмиче-

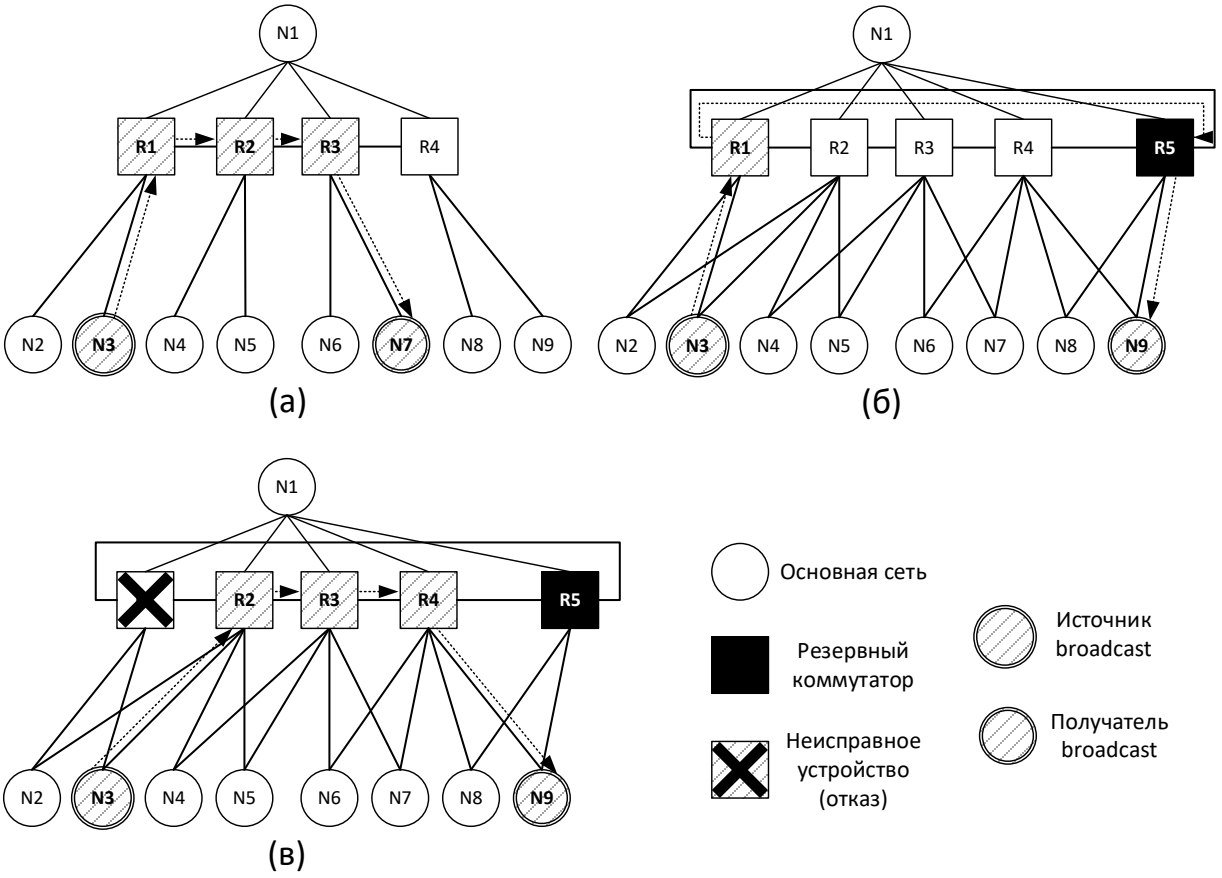


Рис. 7. Второй пример парирования отказа для сети с топологией дерево: а – исходный маршрут; б – маршрут, построенный через резервный коммутатор; в – маршрут при отказе одного из устройств

ского назначения. Выполнены оценки времени распространения Broadcast. Рассмотрены примеры использования методов пространственного резервирования на топологиях двумерная решетка и дерево.

Использование методов пространственного резервирования позволяет парировать ошибки, возникающие на пути распространения broadcast по сети. Длины маршрутов, построенных при парировании ошибок, во многих случаях равны длинам исходных маршрутов, либо превышают их на небольшое количество хопов.

Также добавление резервных маршрутизаторов и перекрестных связей позволяет сократить маршруты распространения broadcast при корректной работе сети без отказов.

Библиографический список

1. SpaceFibre – Very high-speed serial link. ECSS-E-ST-50-11C // ESA-ESTEC. Noordwijk. The Netherlands, 2019. 233 p.

2. *Baillieul J., Antsaklis P. J.* Control and Communication Challenges in Networked Real-Time Systems. Proc. IEEE. Jan. 2007. Vol. 95. № 1. P. 9–28

3. *Martin L. Shooman*. Reliability of Computer Systems and Networks: Fault Tolerance, Analysis, and Design. 2002. John Wiley & Sons, Inc. ISBNs: 0-471-29342-3. 0-471-22460-X (Electronic).

4. Communications for Integrated Modular Avionics / Richard L. Alena, John P. Ossenfort, Kenneth I. Laws, Andre Goforth. IEEEAC Paper #1230. Version 1.3. Updated December 27, 2006.

5. *Henning Butz*. The airbus approach to open integrated modular avionics (ima): technology, methods, processes and future road map. Ast 2007, March 29-30. Hamburg, Germany.

6. Aircraft Data Network Part 7 Avionics Full-Duplex Switched Ethernet (AFDX) Network. ARINC Specification 664. Part 7. Aeronautical Radio, Inc. June 27, 2005. 145 p.

УДК 004.3 **DOI: 10.31799/978-5-8088-1820-0-2023-4-2-249-254**

А. Ю. Сыщиков*
старший преподаватель
В. А. Седов*
магистрант
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

АНАЛИЗ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ НА БАЗЕ МИКРОКОНТРОЛЛЕРОВ ДЛЯ ВНЕДРЕНИЯ В ПЛАНЕТОХОДНУЮ ПЛАТФОРМУ

В рамках данной работы выполнены исследования, направленные на доработку созданной ранее платформы планетохода, и представлены результаты исследований.
Ключевые слова: *MK, ARM, AVR, switch, ровер, конечный автомат.*

A. Y. Syshchikov*
Senior Lecturer
V. A. Sedov*
Postgraduate Student
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

ANALYSIS OF CONTROL SYSTEMS BASED ON MICROCONTROLLERS FOR IMPLEMENTATION INTO THE PLANETARY NAVIGATION PLATFORM

Within the framework of this work, studies have been carried out aimed at finalizing the previously created planetary rover platform, and the results of the research are presented.
Keywords: *MK, ARM, AVR, switch, rover, finite state machine.*

Ведение

В 2022 году в ГУАП на базе Aerospace R&D Centre была разработана универсальная платформа планетохода, предназначенная для проведения проектных и научных исследований в области бортовых программных и аппаратных систем. Для дальнейшего развития платформы требуется нарастить производительность системы управления путем внесения изменений в вычислительный комплекс. Это позволит значительно расширить функциональные возможности платформы. Однако, следует обратить внимание на доступность электронных компонентов. В текущей ситуации российская федерация находится под беспрецедентным давлением со стороны западных стран. Многие электронные компоненты более недоступны для приобретения, а привычные для многих специалистов IDE блокируются.

Базовая платформа планетохода

Перед внесением предложений по доработке платформы следует рассказать о текущих особенностях ее архитектуры. И, для начала, ответим на вопрос: для чего платформа разработана и какие задачи решает? Данная платформа разработана для тестирования работы вычислительных систем и сетей, подключенных или размещенных на ней. Следует сразу отметить, что для тестирования оборудования можно использовать программы моделирования, но данный подход не позволяет оценить реальные показатели системы, он лишь дает приблизительную оценку, основанную на формальном описании работы компонентов. Под моделью планетохода мы понимаем подвижное шасси, собранное на базе существующих типов подвесок, главным критерием является возможность размещения на него периферийных устройств, а также вычислительных сетей. Наша платформа реализована на уже ставшей классической шестиколесную конструкцию подвески типа Rocker-Bogie (рис. 1). Данная конструкция шасси была использована в пяти последних марсоходах [1].

Данный тип подвески может быть исполнен в двух конфигурациях: с межбортовым балансиром или с межбортовым дифференциалом. Мы выбрали конструкцию с межбортовым дифференциалом. Несмотря на отсутствие в нашей реализа-

ции рессор и амортизаторов, с помощью разрезных осей она способна, не отрывая колес от земли, преодолевать препятствия, которые в два раза больше диаметра колеса. Был предусмотрен отсек для хранения батарей, размещенный под днищем корпуса. Туда же был помещен зарядный порт, а также контроллер питания. Устройство управления движением и вся периферия находятся в верхнем отсеке и накрыты крышкой.

Для масштабируемости платформы было принято решение распечатать весь ровер на 3D-принтере. Благодаря этому мы можем быстро вносить изменения в конструкцию и габариты ровера.

Архитектура аппаратной части платформы ровера (рис. 2) может быть разделена на две части силовую и основную. Силовыми агрегатами руководит управляющее устройство, в качестве него выступает восьмиразрядный микроконтроллер Atmega328 работающий на тактовой частоте 16MGz. Данным микроконтроллером по интерфейсу UART управляет одноплатный компьютер на базе Rasberry Pi Zero.

В качестве силового агрегата были выбраны переработанные сервоприводы. Их выбор обусловлен компактностью, пыле защищенностью, высоким моментом за счет встроенного редуктора.

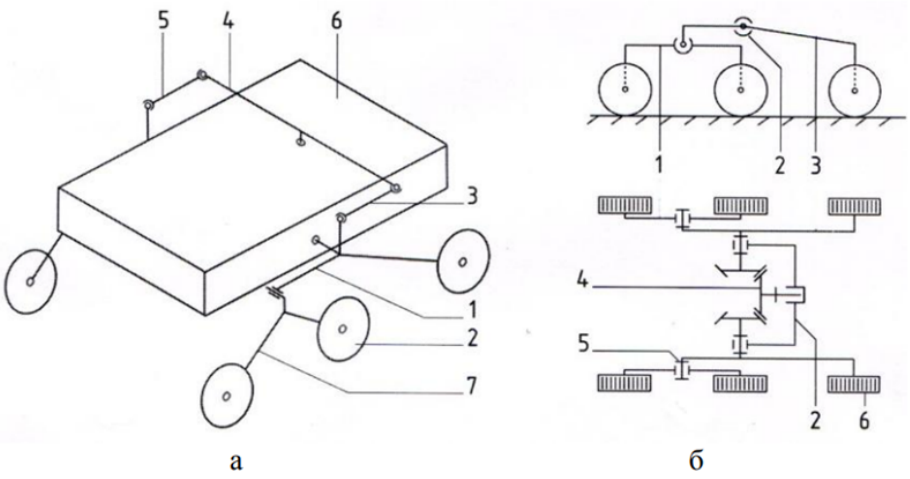


Рис. 1. Схема подвески Rocker-Bogie: а – с межбортовым балансиром (1 – балансир, – мотор-колесо, 3 и 5 – тяга, 4 – коромысло, 6 – корпус, 7 – тележка); б – с межбортовым дифференциалом (1 – тележка, 2 – крепеж дифференциала, 3 – бортовой балансир, 4 – дифференциал, 5 – бортовые шестерни, 6 – мотор-колесо)

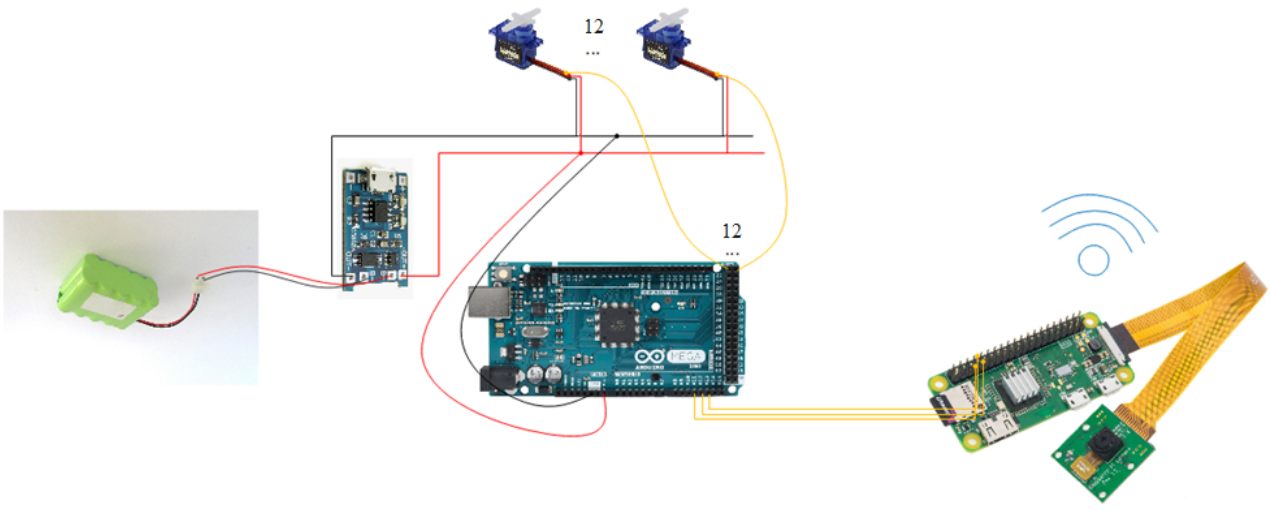


Рис. 2. Схема электрических соединений

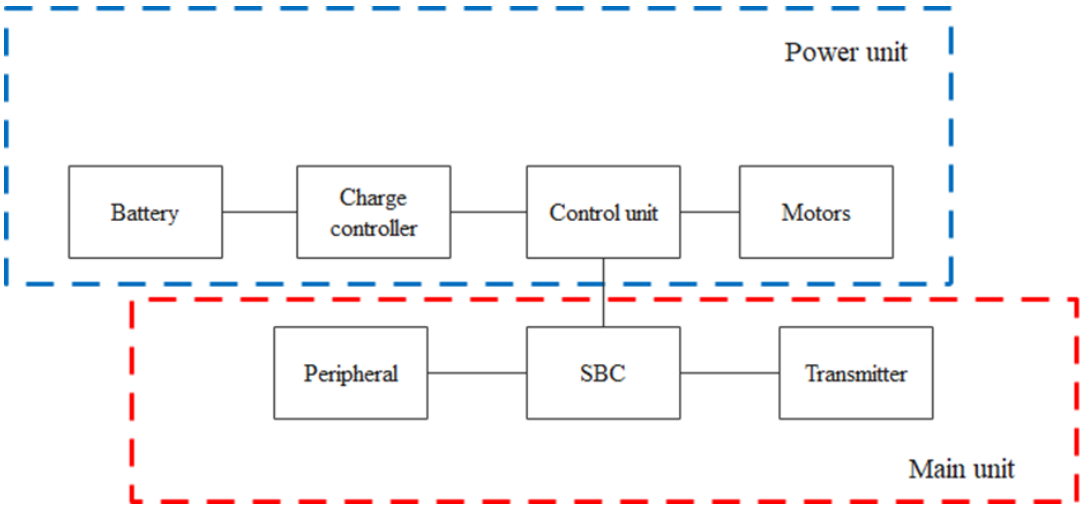
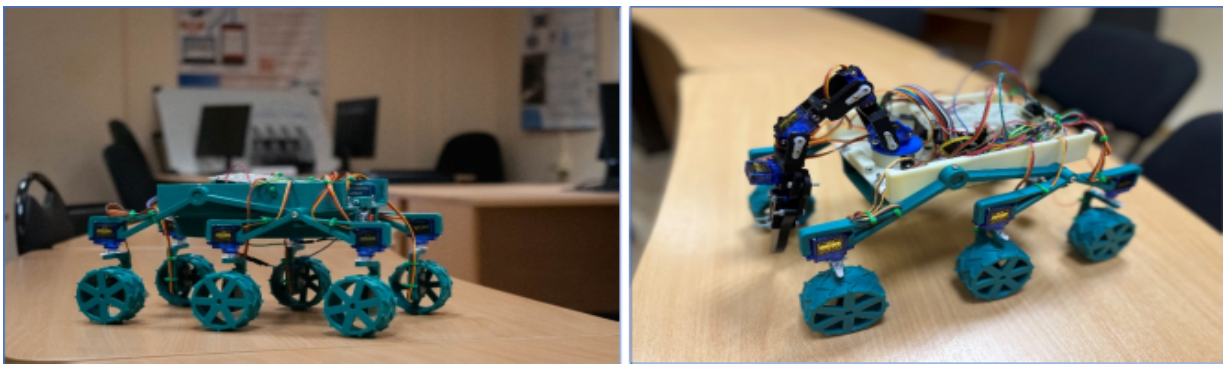


Рис. 3. Блок схема разработанной платформы



а) б)

Рис. 4. Финальная модель платформы: а – без установленного манипулятора; б – с манипулятором

В рамках тестирования были выявлены проблемы, связанные с жесткостью валов сервоприводов, прогибающихся под нагрузкой, высокого энергопотребления, слабой вычислительной мощности используемого микроконтроллера.

Выбор аппаратуры для реализации устройства управления

Для реализации устройства управления платформой нами выбран микроконтроллер, так как в нем в отличие от процессора его основная периферия размещена на кристалле СБИС, что что позволяет получить выигрыш по скорости обращения к запрашиваемым ресурсам, а также снизить затраты на энергопотребление пырейных устройств [2]. Это особенно актуально когда перед нами стоит задача создать устройство способное взаимодействовать с периферией по асинхронному интерфейсу, то в случае использования микроконтроллера для запуска нам потребуется подключить соответствующий источник питания, а также тактовый резонатор. В то же время микропроцессор, потребует значительно больше обвязки начиная с использования материнской платы с размещенных на ней шины памяти и данных, а также, отдельных модулей ОЗУ и ПЗУ ну и конечно не стоит забывать блок питания для запятки всей этой обвязки. Следует отметить что, микропроцессоры, в большинстве случаев являются более производительными. Принимая во внимание ограниченность в электропитании и габаритах системы, а также большое количество интерфейсов для подключаемой периферии следует выбрать микроконтроллер.

На данный момент на рынке существует три основных семейства архитектур ядра для микроконтроллеров, отличающихся по своей производительности и назначению: AVR, ARM и PIC [2]. Однако так как данные системы имеют различную набор команд и характеристики перед инже-

нером ставится задача выбора архитектуры ядра, используемого для реализации системы. Бывают случаи, когда в реализации системы главным параметром является вовсе не высокая производительность, а такие специфичные параметры как количество прерываний или наличие встроенного тактового резонатора.

Используя сравнительную таблицу, мы отдаем предпочтение в пользу семейства ARM, так как они отличаются высокой производительностью в комбинации с относительно низкой стоимостью, а также широким выбором производителей. Так для нашей реализации был выбран микроконтроллер на базе ядра ARM Cortex-M3. Наиболее популярным микроконтроллером, использующим данную архитектуру, является 32-разрядный микроконтроллер STM32F103. Следует отметить, что у данного контроллера существует отечественный аналог [3] в виде К1986ВЕ92QI с характеристиками, приведенными в табл. 2 [4].

Анализ возможностей микроконтроллерных систем

Для окончательного выбора микроконтроллера следует произвести анализ с целью определения областей применения различных микроконтроллерных систем.

PIC – это семейство микроконтроллеров, разработанных компанией Microchip. Отличительной особенностью данной серии микроконтроллеров является низкая цена сочетании с высокой производительностью и достаточно простой архитектурой. Однако данный микроконтроллер имеет достаточно ограниченный набор команд в среднем состоящий из 42 инструкций, что повышает сложность написания кода. PIC-контроллеры используются в тех случаях, когда требуется создать недорогую систему, не предъявляющую высоких требований по ее управлению.

AVR – это семейство микроконтроллеров, разработанных компанией Atmel. Отличительной особенностью данной серии микроконтроллеров является высокое быстродействие, превосходящим микроконтроллеры Microchip, достаточно низкая цена. Микроконтроллеры AVR имеют более развитую систему команд, насчитывающую до 133 инструкций. В отличие от PIC у AVR-архитектура оптимизирована под язык высокого уровня Си. Для программирования на данной архитектуре не нужен программатор так как многие чипы имеют функцию самопрограммирования что значительно повышает доступность данных микроконтроллеров для начинающих разработчиков. Микроконтроллеры AVR легкодоступны в России. Можно считать, что они стали индустриальным стандартом на нашем рынке микроконтроллеров общего назначения.

ARM – это семейство микроконтроллеров, разработанных компанией Advanced RISC Machines (ARM). Микроконтроллеры ARM основаны 8,32-битных и 64-битных многоядерных процессорах с доработанной RISC архитектурой. В основе идеологии ARM ложится концепция устранения излишних инструкций и опти-

Таблица 1

Сравнительная таблица микроконтроллеров

Архитектура	PIC	AVR	ARM
Интерфейсы	PIC, UART, USART, LIN, CAN, Ethernet, SPI, I2S	UART, USART, SPI, I2C, иногда CAN, USB, Ethernet	UART, USART, LIN, I2C, SPI, CAN, USB, Ethernet, I2S, DSP, SAI, IrDA
Разрядность	8/16/32	8/32	8/32/64
Скорость	4 такта на инструкцию	1 такт на инструкцию	1 такт на инструкцию
Память	SRAM, FLASH	Flash, SRAM, EEPROM	Flash, SDRAM, EEPROM
Энергопотребление	Низкое	Низкое	Низкое
Стоимость	Средняя	Средняя	Низкая
Семейства	PIC16, PIC17, PIC18, PIC24, PIC32	Tiny, Atmega, Xmega, спец. AVR	ARMv4,5,6,7 …
Производители	Microchip	Atmel (Microchip)	Apple, Nvidia, Qualcomm, Samsung Electronics, TI ...
Популярные микроконтроллеры	PIC18fXX8, PIC16f88X, PIC32MXX	Atmega8, 16, 32; вариации для Arduino	LPC2148, STM32F103, КР1986ВЕ91

Таблица 2

Характеристики микроконтроллера К1986ВЕ92QI

Характеристики К1986ВЕ92QI	
Архитектура ядра:	ARM Cortex-M3
Разрядность	32 разряда
Тип корпуса	LQFP-64
FLASH программ	128 Кб
SRAM	32 Кб
Питание	2.8-3.3 В
Частота	80 МГц
Внутренний тактовый резонатор	Есть
Рабочая температура:	–40…+85 °С
Количество портов I/O:	43
USB:	1
UART:	2
CAN:	2
SPI:	2
I2C:	1
АЦП:	12 бит, 8 каналов

мизация обработки информации, данные процессоры обеспечивают большую производительность по сравнению с большинством рассмотренных выше микроконтроллеров. Микроконтроллеры семейства ARM широко используются в мобильной электронике. Их обличительной особенностью является множество интерфейсов, что позволяет разместить на чипе множество периферийных устройств, что уменьшает сложность проектирования, что снижает стоимость разработки, а также сокращает энергопотребление.

Для реализации нашей системы следует отдать предпочтение микроконтроллерам на основе ARM ядер так как данный тип микроконтроллеров имеет наивысшую производительность в сочетании с низкой ценой и высокой доступностью что позволит устранить проблемы, вызванные высоким энергопотреблением и низкой производительностью.

Выбор способа распараллеливания вычислительных процессов

Для повышения производительности и избежания простоя микроконтроллера мы применим технологию распараллеливания процессов Switch [5]. В рамках данного стиля программирования программа представляется в виде совокупности конечных автоматов, взаимодействующих друг с другом и с «внешним миром» посредством установки флагов, для каждого автомата используется свой индивидуальный флаг. Следует отметить что взаимодействие процессов также происходит по истечению логических таймеров. Switch-технология позволяет распараллелить работу программ на микроконтроллерных системах что позволяет отказаться от использования операционной системы реального времени. Данное решение имеет ряд преимуществ, во-первых, из-за того, что, взаимодействие между автоматами осуществляется более простым образом, чем между потоками системы реального времени мы эконом вычислительные ресурсы, которые бы затратил планировщик, а во-вторых, применение автоматов делает поведение программы абсолютно детерминированным, а взаимодействие потоков в системах реального времени требует дополнительных усилий для устранения коллизий.

Выводы

Для доработки нашей платформы мы приняли решение внести изменения в устройство управления и заменить МК на базе Atmega328 на микроконтроллер на базе STM32F103. Это повысит производительность реализованной системы, так как тактовая частота увеличится более чем в пять раз. Дополнительным преимуществом является импортозамещенность данного МК в лице К1986ВЕ92QI. Также для лучшего использования МК мы приняли решение использовать Switch технологию, что позволит нам распараллелить работу МК не используя ОСРВ.

В результате были описаны архитектура и конструкционные особенности предлагаемой нами, данные изменения позволят повысить производительность системы, а также снизить энергопотребление.

Библиографический список

1. *Маленков М. И., Волов В. А.* Сравнительный анализ компонентов ходовой части самоходных шасси планетоходов // Известия ЮФУ. Технические науки. 2016. № 1 (174). URL: https://cyberleninka.ru/article/n/sravnitelnyy (дата обращения: 01.12.2022).

2. *Володин В. Д., Шаронов А. А., Полевщиков И. С.* Анализ отечественной элементной базы в

период импортозамещения. Ч. 2 // Science Time. 2016. № 1 (25). URL: https://cyberleninka.ru/article/n/analiz-otechestvennoy-elementnoy-bazy-v-period-importozamescheniya-chast-2 (дата обращения: 11.12.2022).

3. *Рубизова С. А.* Обзор и сравнительное исследование микроконтроллеров // Проблемы науки. 2017. № 25 (107). URL: https://cyberleninka.ru/article/n/obzor-i-sravnitelnoe-issledovanie-mikrokontrollerov (дата обращения: 11.12.2022).

4. К1986ВЕ92QI – характеристики, документация // Миландр. URL: https://ic.milandr.ru/products/mikrokontrollery_i_protsessory/32_razryadnye_mikrokontrollery/k1986ve92qi/ (дата обращения: 11.12.2022).

5. *Татарчевский В.* Применение Switch-технологии при разработке прикладного программного обеспечения для микроконтроллеров. Ч. 1 // Компоненты и Технологии. 2006. №64. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/primenenie-switch-tehnologii-pri-razrabotke-prikladnogo-programmnogo-obespecheniya-dlya-mikrokontrollerov-chast-1 (дата обращения: 11.12.2022).

УДК 004.4

А. С. Шарапов*
студент
Е. П. Овсянников*
кандидат технических наук, доцент
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ВИДЕОКОДЕРА НА БАЗЕ ТРЕХМЕРНЫХ КВАДРОДЕРЕВЬЕВ

В данной статье проводится анализ теоретических и практически измеренных характеристик разработанного видеокодера, использующего трехмерное дискретно-косинусное преобразование для спектрального представления видеоданных и трехмерные квадродеревья для оптимизированного процесса сжатия. Приводятся выводы на основе полученных характеристик, выделяется класс данных, значительно ухудшающие результаты работы видеокодера.
Ключевые слова: *видеокодер, спектр, сжатие, трехмерное дискретно-косинусное преобразование, трехмерные квадродеревья.*

A. S. Sharapov*
Student
E. P. Ovsyannikov*
PhD, Tech., Associate Professor
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

ANALYSIS OF CHARACTERISTICS OF VIDEO-CODER, BASED ON 3D QUAD TREES

In this article describes an analysis of theoretical and empirical characteristics of developed video-coder, based on 3D DCT, used to get a spectral representation of video-data, and 3D quad trees to optimize compression process. Conclusions about characteristics are drawn. Allocated data classes, which make coding results much worse.
Keywords: *video-coder, spectrum, compressing, 3D DCT, 3D quadtrees.*

Введение

Ключевой принцип, заложенный в устройство описываемого видеокодера на первой итерации, заключался в обработке макроблоков кадров «в глубину» – в отличие от известных видеокодеров, например, H.264, использующих двумерные преобразования, используется преобразование к трехмерному макроблок. Двумерный макроблок – это фрагмент входного изображения, вписанный в прямоугольник с некоторыми координатами [1]. Так как видеоданные на практике состоят из кадров одинакового размера, например, формат FullHD 1920×1080 точек, имеется возможность выбирать из последовательности кадров макроблоки на одинаковых позициях и компоновать их в пакеты, называемыми трехмерными макроблоками. Разрабатываемый видеокодер обрабатывал макроблоки 8×8×8, что обозначает пакет из 8 двумерных макроблоков размером 8×8 пикселей.

Усовершенствование, привносимое добавлением трехмерных квадродеревьев заключается в том, что каждый кадр разбивается не на равные блоки линейно, а укладывается в структуру двумерного квадродерева, в котором листы каждого узла являются подквадратами узла меньшего размера. Разбиение проводится до того момента, пока среднее арифметическое амплитуд двумерных блоков отличается больше, чем некоторое пороговое значение. В дальнейшем, двумерные квадродеревья 8 последовательных кадров «подвешиваются» за вершину (целый неразделенный кадр) и узлы на каждом уровне формируются в трехмерные макроблоки, если это возможно и далее сжимаются по принципу первой итерации.

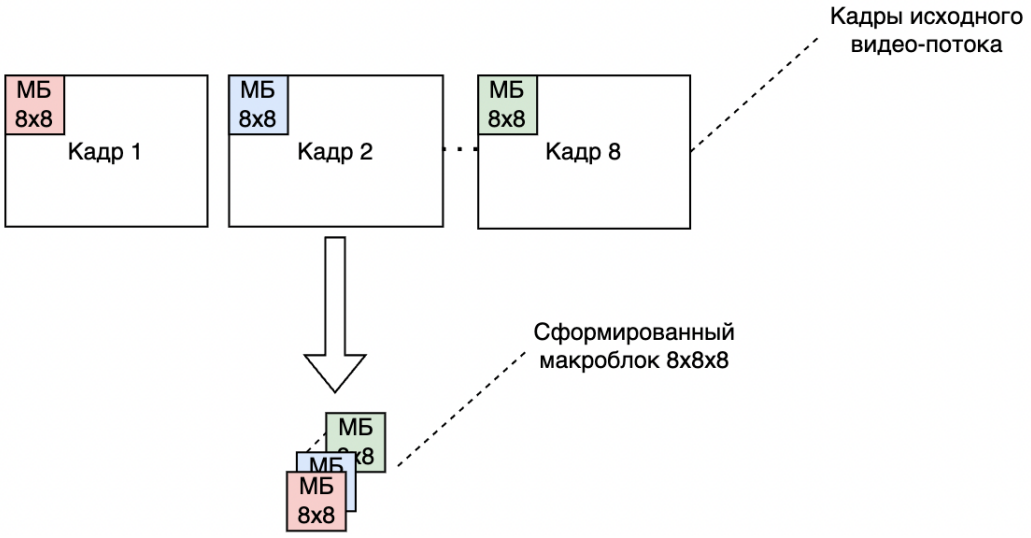


Рис. 1. Формирование трехмерного макроблока

Теоретические оценки

Исходя из того, что видеокодер разрабатывается для дальнейшего внедрения в системы видеонаблюдения, качество декодированного видео должно соответствовать нижней границе способностей человеческого глаза воспринимать визуальные образы на изображении. Такое изображение можно описать как совокупность численных значений таких характеристик изображения, как степень размытия границ объектов, глубина резкости, динамический диапазон, светочувствительность и общий уровень шума на изображении.

Предположим, что декодированное изображение размыто по Гауссу, так как равномерное размытие на практике маловероятно (сценам, обычно наблюдаемым системами видеонаблюдения, свойственно иметь большую разницу между значениями функции яркости $I(x)$. Оценка степени размытия $\sigma(x) = \sqrt{d^2 - \sigma_a^2}$, где d – отклонение окон размытия результирующего размытия от кодирования с потерями и дополнительного оценочного размытия. Вычисляя значения $\sigma(x)$ на экспериментальных данных, была получена приблизительная числовая оценка 0,243.

Глубина резкости изображения, вычисляемая по формуле $P = R_1 - R_2$, где R_1, R_2 – передняя и задняя граница фокусного расстояния, у исходного и сжатого изображения, по приблизительным экспериментальным оценкам, не должна отличаться более, чем на 37%.

Динамический диапазон изображения, по данным Нормана Корена, должен иметь приблизительно 6,5 ступеней.

Светочувствительность изображения по экспериментальным оценкам должна лежать в диапазоне от 1 до 800 единиц ISO.

Для оценки уровня шума был применен Метод 1 [2], описаный в статье А. И. Новикова и А. В. Пронькина «Метод оценки уровня шума цифрового изображения». Эмпирическим путем было выявлено, что уровень шума на сжатом изображении может быть выше, чем уровень шума на исходном изображении не более, чем на 24%. Для оценки эффективности практических результатов полученного видеокодера применялось построение кривых сигнал-шум, для большей наглядности представления данных.

Анализ характеристик видеокодера

В качестве ключевой метрики оценки результатов работы видеокодера на базе трехмерного дискретно-косинусного преобразования и трехмерных квадродеревьев было выбрано отношение SNR(Signal-to-Noise-Ratio) [3] – изменение отношения амплитудных значений полезного сигнала и фонового шума изображения в зависимости от количества бит, используемых для кодирования одного пикселя(BPP). Интерпретировать SNR следует в соответствии с следующим утверждением: чем больше абсолютное значение SNR, тем выше качество оцениваемого изображения. Обосновать это утверждение можно проанализировав функцию $snr(S,N) = S - N$, где S – это амплитуда полезного сигнала, N – амплитуда сигнала-шума. Разность между двумя этими величинами будет тем больше, чем выше будет сигнал S, или чем

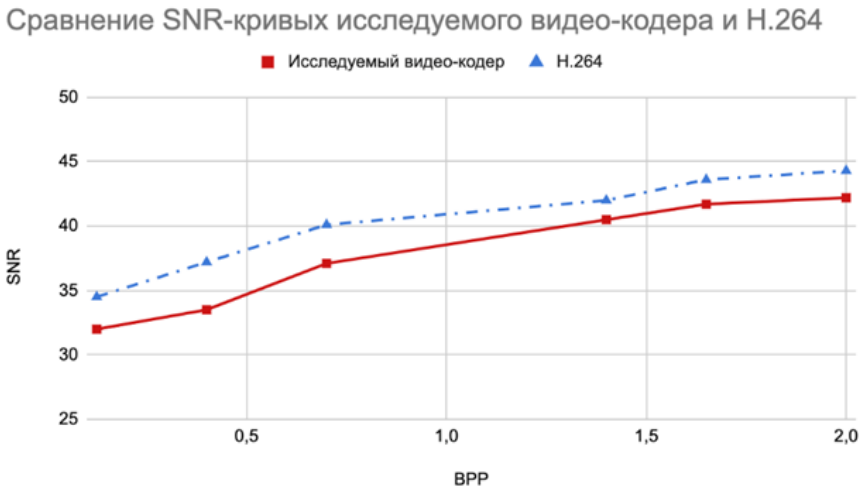


Рис. 3. Сравнение кривых SNR для исследуемого видеокодера и кодера H.264

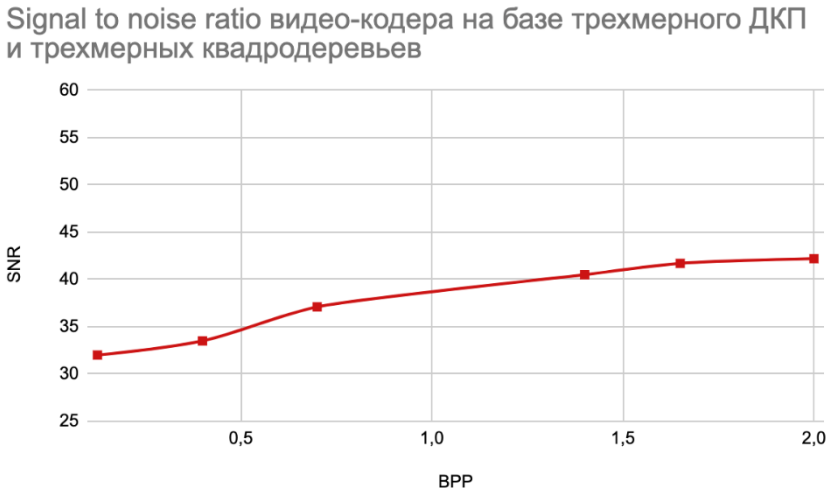


Рис. 2. Кривая SNR для видеокодера на базе трехмерного ДКП и трехмерных квадродеревьев

меньше будет сигнал N, что в обоих случаях означает повышение качества изображения.

Судя по получившемуся графику на рис. 2, минимальное среднее количество бит, предназначенных для кодирования одного пикселя сжатого изображения должно быть не меньше, чем 1, так как изменение этого параметра именно в диапазоне от 0 до 1 BPP приводит к значительному возрастанию величины SNR. Дальнейшее постепенное увеличение величины BPP дает незначительный рост, что в поставленной практической задаче не имеет достаточной ценности. Для оценки характера возрастания качества результирующего изображения в зависимости от BPP, сравним SNR-кривые для описываемого видеокодера с видеокодером H.264, широко известным за счет высокого качества сжатого видео среди алгоритмов сжатия видео с потерями.

Анализируя рис. 3, можно прийти к выводу о том, что исследуемый видеокодер предоставляет меньшее качество сжатия видео, но, тем не менее, соответствующее теоретическим оценкам, которые были выбраны как удовлетворительные. При этом, скорость [4] кодирования, размер конечного файла и вычислительная скорость выигрывают перед существующими видеокодерами, что говорит о целесообразности применения данного подхода к реализации видеокодеров в задаче сжатия видео для систем наблюдения.

Библиографический список

1. *Wagner Marcel, Saupe Dietmar*. Video coding with quad-trees and adaptive vector quantization // 10th European Signal Processing Conference. 2000. 4 с.

2. *Новиков А. И., Пронькин А. В.* Метод оценки уровня шума цифрового изображения // Самарский национальный исследовательский университет. 2021. 9 с.

3. Video Compression Using Nested Quadtree Structures, Leaf Merging, and Improved Techniques for Motion Representation and Entropy Coding / Marie Detlev, Benjamin Boss, Heiko Schwarz, Philipp Helle // IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology. 2010. 11 с.

4. Quadtree decision for depth intra coding in 3D-HEVC by good feature / Hong-Bin Zhang, Yui-Lam Chan, Chang-Hong Fu, Sik-Ho Tsang, Wan-Chi Siu // IEEE International Conference on Acoustics. Speech and Signal Processing (ICASSP). 2016. 5 с.

УДК 004.94

П. В. Шпигун*
магистрант
В. Е. Степанов*
старший преподаватель
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

РЕАЛИЗАЦИЯ МОДЕЛИ МНОГОКАНАЛЬНОЙ P2P ПЕРЕДАЧИ НА SYSTEMC

В статье излагаются основные принципы многоканальной point-to-point передачи данных в сети и основы методики построения моделей на языке SystemC. Также продемонстрированы результаты работы моделирования point-to-point передачи с каналами разной скорости передачи.
Ключевые слова: *многоканальная передача, сети связи, SystemC.*

IMPLEMENTATION OF A MULTI-CHANNEL P2P TRANSMISSION MODEL ON SYSTEMC

P. V. Shpigun*
Postgraduate Student
V. E. Stepanov*
Senior Lecturer
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

This article outlines the basic principles of multichannel point-to-point data transmission in a network and the basics of the methodology for building models in the SystemC language. The results of the simulation of point-to-point transmission with channels of different transmission rates are also demonstrated.
Keywords: *multichannel transmission, communication networks, SystemC.*

Введение

Одной из самых важных проблем технологии передачи данных является увеличение пропускной способности. Одним из решений данной проблемы является многоканальная связь. Многоканальная связь – передача данных по независимым параллельным каналам связи, образованным в одной общей линии связи. Основными элементами многоканальной передачи являются [1]:

– Поток блоков данных, скорость которого выше, чем максимальная скорость одной линии.

– Демультиплексор для распределения блоков данных по набору каналов.

– Набор самих каналов.

– Мультиплексор для сбора блоков данных с набора каналов.

– Результирующих поток данных с тем же порядком, что и изначальный поток.

На рис. 1 представлены элементы многоканальной передачи.

При использовании подобной технологии можно значительно увеличить пропускную способность данных внутри бортовых сетей, но при внедрении встают проблемы, для которых нет универсальных решений или есть специфичные решения при различных обстоятельствах. Для того, чтобы наглядно посмотреть возможные проблемы, проанализировать и затем разрешить их перед внедрением технологий создаются цифровые модели, которые повторяют ее функционал. Для изучения проблем, связанных с многоканальной передачей данных в данной статье представлена модель P2P передачи на языке SystemC.

Основы языка SystemC

SystemC [2] – язык проектирования и верификации моделей системного уровня, реализованный в виде библиотеки для C++. Библиотека включает ядро событийного моделирования, что позволяет создать исполняемую модель

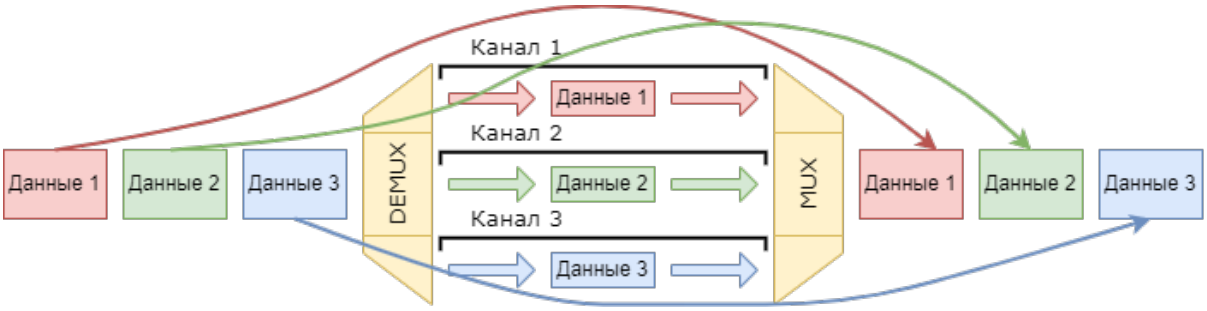


Рис. 1. Элементы многоканальной передачи

Таблица 1

Перечень понятий языка SystemC [3]

Понятие	Описание	Синтаксис
Порты	Порты ввода\вывода для устройства	sc_in<data_type> – порт входа sc_out<data_type> – порт выхода
Сигналы	Эквивалент посылки по проводу(wire) в Verilog. Связывает порты ввода с портом вывода	signal<Data_type>

Модули	Модуль может описывать как элемент модели, так и саму модель. Инициализация схожа с инициализацией класса в C++	SC_MODULE(“NAME”){
		//описание портов, переменных и функций
		SC_CTOR(“NAME”){
		//конструктор с методами и потоковыми процессами
		}
		}

Процессы	Процессами называют функционал модуля, который должен симулироваться ядром. Есть 3 типа процесса: Метод – эквивалентен функции, вызываются при изменении сигнала. Потоковый процесс – вызываются при изменении сигнала, как и методы, могут быть вызваны повторно. Тактированный потоковый процесс – вызывается при изменении сигнала тактирования	SC_METHOD(function) Sensitive<<signal; SC_THREAD(function) Sensitive<<signal SC_CTHREAD(function,clock.pos)

Таблица 2

Перечень модулей и функционала модели языка

Модуль	Входные\Выходные данные	Функции
SC_MODULE(tb)	sc_in<bool> clk – тактирование; sc_out<bool> rst – сброс; sc_out<sc_uint<16>> inp[3] – выходные данные в узел; sc_in<sc_uint<16>> outp[3] – входные данные с узла; sc_uint<16> data[3] = { 1,2,3 } – данные	SC_CTHREAD(source, clk.pos()) – Модуль при включении выдает данные на транспортировку по каналам связи в узел. SC_CTHREAD(sink, clk.pos()) – модуль принимает данные если они пришли по каналам с узла
SC_MODULE(con_low) SC_MODULE(con_medium) SC_MODULE(con_fast)	sc_in<bool> clk, rst – тактирование и сброс; sc_in<sc_uint<16>> inp – входные данные; sc_out<sc_uint<16>> ioutp – выходные данные; Порты ввода\вывода маркируются в зависимости от канала	SC_CTHREAD(con_delay, clk.pos()) – модуль принимает значение, и по истечении задержки выдает их на выходные порты. Задержка у каждого канала своя
SC_MODULE(node)	sc_in<bool> clk, rst – тактирование и сброс; sc_in<sc_uint<16>> inp[3] – входные данные с каналов; sc_out<sc_uint<16>> outp[3] – выходные данные на канал	SC_CTHREAD(IO_data, clk.pos()) – прием данных с каналов, модификация данных и выдача их на выходные порты

электронного устройства. SystemC похож на VHDL и Verilog из-за схожих понятий для описания аппаратуры.

Реализация многоканальной передачи на SystemC

Разработанная модель описывает многоканальную p2p передачу данных. Модель состоит из тестового модуля (tb,h), трех видов канала разной пропускной способности (conn.h) и модуля конечного узла (node.h).

Описание алгоритма работы модели:

1. Тестовый модуль генерирует сигналы и по портам направляет данные в разно скоростные каналы.

2. Каждый канал принимает сигнал и через некоторое время выдает его в модуль конечного узла.

3. Конечный узел, приняв все данные с каналов, модифицирует их и отправляет по тем же каналам обратно в тестовый модуль.

4. Тестовый модуль, приняв модифицированные данные, пишет время получения данных.

На рис. 2 представлен результат работы программы.

Назначение модели

Данная модель является заготовкой для изучения многоканальной передачи и проверки различных гипотез, связанных с различными аспектами реализации механизма распределения блоков данных по каналам.

На данном этапе должно будет выполниться несколько тестов с различными алгоритмами распределения [4] блоков по каналам, а именно:

– Циклический перебор (Round Robin, RR).

– Классический взвешенный циклический перебор (Classical Weighted Round Robin, CWRR).

– Перемежающий взвешенный циклический перебор (Interleaved Weighted Round Robin, IWRR).

Будут рассмотрены 3 основных варианта и их вариации:

– Передача данных по равноскоростным каналам.

– Передача данных с меньшим количеством высокоскоростных каналов.

– Передача данных с меньшим количеством низкоскоростных каналов.

Кратко рассмотрим предложенные алгоритмы:

– Циклический перебор – выходной канал меняется поочередно по циклу.

– Классический взвешенный перебор – выходной канал меняется по очереди в соответствие с весом, блоки идут подряд в один канал до насыщения.

– Перемежающий взвешенный перебор – выходной канал меняется по очереди в соответствие с весом, до тех пор, пока не будут насыщены все веса, цикл будет продолжаться.

Предполагается, что при равных скоростях каналов и соответствующей настройке весов, разницы между алгоритмами не будет. При наличии меньшего количества каналов с высокой скоростью, по отношению к каналам со средней – преимущество должно быть у классического взвешенного циклического перебора, при наличии меньшего количество каналов с низкой скоростью – преимущество у перемежающего циклического перебора.

Заключение

В данной статье были рассмотрены основные принципы многоканальной передачи, основные элементы языка SystemC и реализована заготовка модели многоканальной передачи для последующей реализации алгоритмов с распределением блоков данных по каналам между узлами сети. Модули, реализованные в программе, являются основными для последующей реализации алгоритма Round Robin и его вариаций.

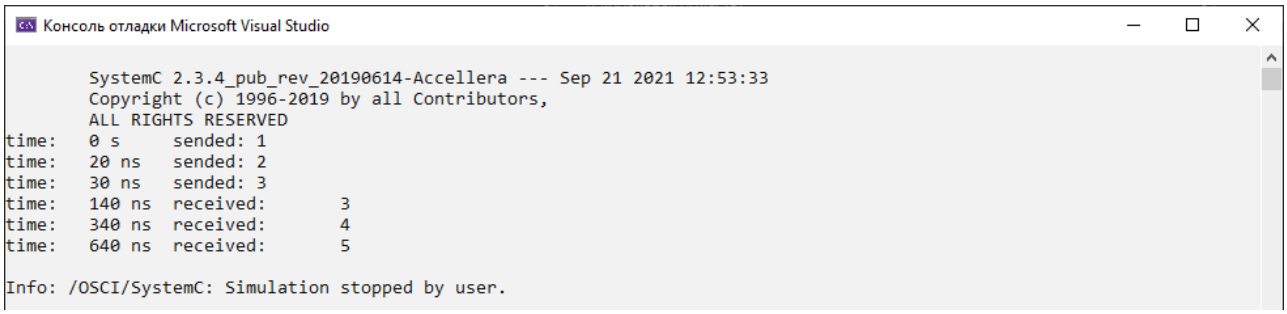


Рис. 2. Время передачи и приема данных

Библиографический список

1. *Степанов В. Е.* Применение алгоритма взвешенного циклического перебора для многоканальной передачи // Инновационное приборостроение. 2022. Т. 1. № 2. С. 65–70.

2. Разработка цифровой аппаратуры на C++/SystemC глазами SystemVerilog программиста. 28.12.2015. URL: https://habr.com/ru/post/274137 (дата обращения: 09.11.2022)

3. SystemC Tutorial. Feb-9-2014. URL: https://www.asic-world.com/systemc/tutorial.html (дата обращения: 01.11.2022).

4. Алгоритмы распределения нагрузок. URL: https://selectel.ru/blog/balansirovka-nagruzki-osnovnye-algoritmy-i-metody/ (дата обращения: 14.11.2022).

УДК 378.147

Н. Н. Эпаев*
студент
А. Ю. Сыщиков*
старший преподаватель
**Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения*

ИССЛЕДОВАНИЕ ОБРАБОТКИ ШИРОКОПОЛОСНЫХ СИГНАЛОВ НА ПЛИС С ПРИМЕНЕНИЕМ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

Стремительное распространение беспилотных летательных аппаратов среди гражданского населения способно привести к проблемам как технического, так и общественного характера. Данные проблемы необходимо регулировать, решать и предотвращать. Множество организаций заинтересованы в технологиях и интеллектуальных системах, способных производить обнаружение БПЛА. Наиболее перспективной технологией распознавания присутствия БПЛА, а также его действий на данный момент, является применение нейронных сетей для анализа широкополосных сигналов. Наиболее важным шагом в реализации данного подхода является составление широкой базы данных радиочастотных сигналов, излучаемых разнообразной аппаратурой.
Ключевые слова: *автоматизация, БПЛА, дрон, нейронные сети, ПЛИС, широкополосные сигналы.*

N. N.Epaev*
Student
A. Yu. Syshchikov*
Senior Lecturer
**St. Petersburg State University of Aerospace Instrumentation*

STUDY OF BROADBAND SIGNAL PROCESSING ON FPGAS USING NEURAL NETWORKS

The rapid spread of unmanned aerial vehicles among the civilian population can lead to both technical and social problems. These problems need to be managed, addressed and prevented. Many organizations are interested in technologies and intelligent systems capable of detecting UAVs. The most promising technology at the moment is the recognition of the presence of a UAV, as well as its actions, is the use of neural networks for the analysis of broadband signals. The most important step in the implementation of this approach is the compilation of a wide database of RF signals emitted by a variety of equipment.
Keywords: *automation, UAV, drone, neural networks, FPGA, broadband signals*

Введение

За короткий промежуток времени технологии беспилотных летательных аппаратов совершили значительный скачок от стадии задумки и теории до комплексной технологической реализации, способной выполнять множество задач [1, 2, 3, 4].

Однако, несмотря на множество потенциально полезных функций и задач, данная технология, без должной степени контроля, вызывает определенные опасения не только у простых людей, но также у компаний и организаций, заинтересованных в сохранности собственности и конфиденциальности. Вследствие этого появляется заинтересованность в средствах распознавания присутствия сложных технических устройств в пределах наблюдаемой области [5].

Наиболее распространенные методы обнаружения и идентификации беспилотных летательных аппаратов в наблюдаемой области, например, радары, визуальные или акустические системы, не являются в достаточной степени надежными. Представленные механизмы не способны противостоять достаточно простым механизмам противодействия детектирования [6, 7].

Несмотря на это, существует определенный параметр, анализируя который имеется возможность с достаточной точностью производить идентифицирование устройства в наблюдаемой области. Данным параметром является радиочастотный сигнал. Однако ручной анализ

всей длины спектра является крайне трудозатратным. В деле ускорения процесса анализа, а также повышения точности имеет смысл прибегнуть к использованию нейронных сетей в сочетании с алгоритмами глубокого обучения.

Представленное решение способно в значительной степени упростить решение задачи детектирования несанкционированных устройств в наблюдаемой области. Механизм обучения нейронной сети требует достаточно широкой и наполненной базы данных детектируемых значений [8].

Имеющиеся проблемы

Ввиду значимости составления наиболее полной базы данных множество организаций и частных лиц занялись сбором и организацией данных от множества устройств. Стоит отметить, что не все составленные базы данных имеются в открытом доступе, а некоторые из имеющихся имеют ряд недостатков: недостаточная полнота собранных данных, сложная организация данных, недостаточное разнообразие устройств, а также разнообразие состояний (наличие помех, комплексное использование устройств и т. д.)

Сам сбор данных также является нетривиальной задачей ввиду разнообразия существующей аппаратуры, а также множества технологий, используемых в сложных устройствах. Ввиду этого, для составления наиболее полной базы данных, необходимо либо сотрудничество множества людей, что требует достаточной степени координации и организации, либо значительное количество материальных ресурсов.

Помимо составления наиболее полной базы данных также требуется создание и обучение самой нейронной сети. Ввиду существующего на сегодняшний день разнообразия представленных вариантов следует определить наиболее подходящую модель, соответствующую требованиям достаточного соотношения скорости и точности обучения, а также результирующей нейронной сети, способной эффективно производить детектирование незарегистрированных устройств в наблюдаемой области при наименьшем количестве данных. Сам процесс обучения также имеет важное значение, так как от него зависит результат работы итоговой сети, а также нижняя граница реагирования на сигналы.

Пути решения проблем

Для подтверждения идеи возможности реализации детектирования наличия функционирующего устройства в наблюдаемой области будем самостоятельно собирать данные с небольшого количества устройств, организуем собственную базу данных, а также проведем обучение на составленной базе. В качестве заключительного этапа работы будет проведено итоговое тестирование обученной сети с использованием как уже задействованной в работе аппаратуры, так и новой. Данный подход позволит определить степень готовности сети к появлению устройств, не использованных ранее на этапе обучения сети. Чем лучше сеть покажет себя при возникновении подобных ситуаций – тем лучше она будет справляться в условиях реального использования.

Помимо выполнения основной задачи детектирования устройств в наблюдаемой области, существенным дополнением была бы функция записи девиантных данных, возникающих в процессе функционирования системы. Собранные данные позволят производить дообучение нейронной сети, позволяя лучше детектировать ранее пропускаемые значения.

Узел системы

Всю модель нашей системы можно разделить на две подсистемы:

1. Радиочастотная база данных.

2. Система обнаружения и идентификации устройств.

Подсистема базы данных состоит из следующих компонентов:

1. Анализируемые устройства, функционирующие в различных режимах, а также при разнообразных условиях.

2. Модуль управления устройством, отправляющий команды для управления поведением устройства.

3. Модуль сбора радиочастотных данных, перехватывающий связь устройства и модуля управления.

Подсистема обнаружения и идентификации состоит из следующих компонентов:

1. Преобразование сигнала, позволяющее преобразовать сложные радиосигналы в более информативный вид, позволяя эффективно обнаруживать и идентифицировать устройства.

2. Классификация, позволяющая вероятностно определить принадлежность устройства конкретному классу. Данный классификатор реализуется посредством использования нейронных сетей с применением принципов глубокого обучения. К данному компоненту предъявляется особо важное требование – достаточная легкость в вычислительном отношении. Подобное требование связано с последующим развертыванием и эксплуатацией на устройствах в режиме реального времени.

Наибольший интерес представляет собой нейронная сеть, так как на нее ложится основная работа по проведению анализа и последующей классификации предоставленных данных. На сегодняшний день существует огромное разнообразие вариантов организации нейронных сетей, начиная от простых полносвязных, заканчивая свёрточными рекуррентными. Из всех рассмотренных сетей для решения задачи подтверждения теории возможности использования нейронных сетей для анализа широкополосных сигналов с последующим детектированием устройств была выбрана полносвязная нейронная сеть с двумя скрытыми слоями. Данная сеть наиболее проста в реализации и, несмотря на определённые недостатки, достаточно точна в результатах обучения.

Заключение

В результате выполнения работы составлена база данных нескольких устройств, а также спроектирована и реализована полносвязная нейронная сеть. Она позволяет на основе представленных данных вероятностно определять наличие определённого устройства в отслеживаемой области. Также во время тестирования было установлено, что с ростом числа классов нейронная сеть начинает показывать худшие результаты, чем при начальных двух классах. Из данного факта сделано предположение, что следует изменить структуру хранения данных или составленной нейронной сети. Основная задача работы полностью выполнена, а именно доказана идея возможности применения нейронной сети для анализа широкополосного сигнала с последующим детектированием устройств. Помимо этого, было доказано, что при детектировании двух классов (наличие и отсутствие устройства в наблюдаемой области), обученная нейронная сеть показывает значительные результаты в точности, однако при последующем росте классов (определение конкретного устройства) точность сети начинает снижаться. Следующим этапом развития проекта является перенос подсистемы определения и идентификации устройства на ПЛИС, для проверки эффективности работы системы на реальных устройствах. Также одним из этапов дальнейшей работы является попытка изменения как структуры нейронной сети, так и структуры сохранения информации в базе данных.

Библиографический список

1. *Chow J. Y. J.* Dynamic UAV-based traffic monitoring under uncertainty as a stochastic arc-inventory routing policy // Int. J. Transp. Sci. Technol. 2016. 5 (3). P. 167–185. URL: http://dx.doi.org/10.1016/j.ijtst.2016.11.002 (дата обращения: 12.11.2022).

2. UAVs for smart cities: Opportunities and challenges / F. Mohammed, A. Idries, N. Mohamed, J. Al-Jaroodi, I. Jawhar // 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems. ICUAS. 2014. P. 267–273. URL: http://dx.doi.org/10.1109/ICUAS.2014.6842265 (дата обращения: 12.11.2022).

3. *Klemas V. V.* Coastal and environmental remote sensing from unmanned aerial vehicles: An overview. J. Coast. Res. 2018. P. 1260–1267. URL: http://dx.doi.org/10.2112/jcoastres-d-15-00005.1 (дата обращения: 12.11.2022).

4. Help from the Sky: Leveraging UAVs for disaster management / M. Erdelj, E. Natalizio, K. R. Chowdhury, I. F. Akyildiz // IEEE Pervasive Comput. 2017. 16 (1). P. 24–32. URL: http://dx.doi.org/10.1109/MPRV.2017.11 (дата обращения: 12.11.2022).

5. Anti-drone system with multiple surveillance technologies: Architecture, implementation, and challenges / X. Shi, C. Yang, W. Xie, C. Liang, Z. Shi, J. Chen // IEEE Commun. Mag. 2018. 56 (4). P. 68–74. URL: http://dx.doi.org/10.1109/MCOM.2018.1700430 (дата обращения: 13.11.2022).

6. *Ganti S. R., Kim Y.* Implementation of detection and tracking mechanism for small UAS // 2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). 2016. P. 1254–1260. URL: http://dx.doi.org/10.1109/ICUAS.2016.7502513 (дата обращения: 13.11.2022).

7. An amateur drone surveillance system based on the cognitive internet of things / G. Ding, Q. Wu, L. Zhang, Y. Lin, T.A. Tsiftsis, Y. Yao // IEEE Commun. Mag. 2018. 56 (1). P. 29–35. URL: http://dx.doi.org/10.1109/MCOM.2017.1700452 (дата обращения: 13.11.2022).

8. Detection, tracking, and interdiction for amateur drones / İ. Güvenç, F. Koohifar, S. Singh, M. L. Sichitiu, D. Matolak // IEEE Commun. Mag. 2018. 56 (4). P. 75–81. URL: http://dx.doi.org/10.1109/MCOM.2018.1700455 (дата обращения: 14.11.2022).

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Ананенко Владимир Михайлович
кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – системы управления и навигации космических аппаратов.
E-mail: avm-brok@mail.ru

Анисимов Глеб Юрьевич
студент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – системы управления беспилотными авиационными системами.
E-mail: gleb.jonas@mail.ru

Беляков Александр Андреевич
аспирант кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – конструирование, исследование и автоматизация систем беспилотных летательных аппаратов.
E-mail: kaf13belyakov@gmail.com

Березина Светлана Юрьевна
студент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – системы управления и эксплуатация аэрокосмической техники.
E-mail: svberezina@list.ru

Бобровский Даниил Александрович
студент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – системы управления и эксплуатация аэрокосмической техники.
E-mail: danilka.bobrovskiy@mail.ru

Бурлуцкий Сергей Геннадьевич
кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – авионика, авиационные приборы и системы.
E-mail: Sergey_burluckiy@mail.ru

Ведешин Федор Евгеньевич
студент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – испытания авиационной и космической техники, электрические системы и навигационное оборудование летательных аппаратов.
E-mail: vedesinfedor@gmail.com

Виноградов Алексей Юрьевич
ассистент кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем, инженер Центра аэрокосмических исследований и разработок.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – протоколы обмена на канальном уровне.
E-mail: a.vinogradov@guap.ru

Волков Павел Леонидович
старший преподаватель кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем, ведущий инженер Центра аэрокосмических исследований и разработок.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – сети связи, тестирование.
E-mail: volkov@aanet.ru

Григорьев Александр Павлович
старший преподаватель кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – авиационные приборы и системы.
E-mail: alexgrig-1986@mail.ru

Дерюжов Матвей Глебович
студент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – летательные аппараты, динамика полета.
E-mail: matveyderudjov@gmail.com

Джалилов Амирбек Алишерович
магистрант кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – Web-программирование.
E-mail: amir.rima@bk.ru

Езерский Владимир Васильевич
доктор технических наук, профессор кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – законы управления летательными аппаратами, вооружение и военная техника, вертолетостроение.
E-mail: vezerskiy@nii-ps.ru

Епринцев Михаил Александрович
аспирант кафедры аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – разработка подвесов для летательных аппаратов на основе постоянных магнитов.
E-mail: noltar12@mail.ru

Желавский Михаил Александрович
студент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – летательные аппараты, динамика полета.
E-mail: z987456321@outlook.com

Иванов Владимир Николаевич
доцент кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – неоднородные вычисления, модели вычислений.
E-mail: vladimir.ivanov@ieee.org

Иванов Михаил Евгеньевич
аспирант кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – моделирование аэрокосмических систем управления, методы искусственного интеллекта.
E-mail: sindbad1995@list.ru

Карпенко Виталий Викторович
аспирант кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – изучение корреляционных функций.
E-mail: koudun@yandex.ru

Каширина Анна Александровна
ассистент кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – схемотехническое моделирование, проектирование электронных устройств.
E-mail: anna.kashirina@guap.ru

Класович Ярослав Алексеевич
студент
Сибирский государственный университет науки и технологий им. академика М. Ф. Решетнева.
Область научных интересов – жидкостные ракетные двигатели.
E-mail: yaklasovich2001@mail.ru

Ковалев Александр Павлович
доктор технических наук, профессор кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – законы управления летательными аппаратами, вооружение и военная техника, вертолетостроение.
E-mail: sotnik.sa@yandex.ru

Коленько Артемий Олегович
аспирант кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – эксплуатация и управление аэрокосмическими системами.
E-mail: Artemy.kolenko@gmail.com

Кошкаров Александр Сергеевич
кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – автономные беспилотные летательные аппараты группового применения, мультиагентные системы.
E-mail: koshkarof@gmail.com

Крузе Антон Юрьевич
аспирант кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – эксплуатация и управление аэрокосмическими системами.
E-mail: Antonkruze1995@gmail.com

Куликовская Юлия Олеговна
студент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.

Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – испытания космической техники, электрические системы и двигатели летательных и космических аппаратов.
E-mail: julik02kulik02@gmail.com

Кунтуров Андрей Леонидович
кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – авионика, авиационные приборы и системы.
E-mail: kunturov@rambler.ru

Кунтуров Сергей Андреевич
ассистент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – авионика, робототехнические системы и комплексы военного назначения.
E-mail: s.semen1394@gmail.ru

Кунтурова Надежда Борисовна
доктор педагогических наук, профессор кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – педагогика, общие и комплексные проблемы технических и прикладных наук и отраслей народного хозяйства.
E-mail: k_n_b_26@rambler.ru

Курицын Константин Александрович
кандидат технических наук, доцент кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – технология программирования.
E-mail: kuritsynk@mail.ru

Лезов Алексей Андреевич
кандидат физико-математических наук, доцент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – физика полимеров, статистическая физика.
E-mail: alezov@gmail.com

Лезова Александра Андреевна
кандидат физико-математических наук, доцент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – физика полимеров, статистическая физика.
E-mail: a.lezova@spbu.ru

Лезова Ирина Евгеньевна
старший преподаватель кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – физика твердого тела, статистическая физика.
E-mail: irina_gospodchikova@mail.ru

Макаров Андрей Александрович
доктор технических наук, профессор кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – гироскопические приборы, моделирование аэрокосмических систем.
E-mail: almakand@mail.ru

Мамбеталиев Дамир Эркинбекович
аспирант кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – эксплуатация и управление аэрокосмическими системами.
E-mail: damirkinn@gmail.com

Масолыго Николай Евгеньевич
студент
Сибирский государственный университет науки и технологий им. академика М. Ф. Решетнева.
Область научных интересов – жидкостные ракетные двигатели.
E-mail: kolya.masolygo@mail.ru

Матасов Юрий Федорович
кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – авионика, авиационные приборы и системы.
E-mail: yfmatasov@yandex.ru

Михайлова Элина Львовна
студент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – формирование технического облика авиационных комплексов, испытания авиационной

и космической техники, авиационные силовые установки.
E-mail: elina-mikhailova13@yandex.ru

Назаренко Павел Александрович
ассистент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – системы управления беспилотными авиационными системами.
E-mail: nazarenk27@rambler.ru

Назаров Андрей Вячеславович
доктор технических наук, профессор кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – автоматика, вычислительная техника, кибернетика, машиностроение.
E-mail: naz-av@mail.ru

Овсянников Евгений Порфирьевич
доцент кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – системы помехоустойчивого кодирования, кодирование источников и его приложения к кодированию речи, аудио- и видеоинформации.
E-mail: eovs@mail.ru

Овчинникова Наталья Анатольевна
кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации.
E-mail: reale@mail.ru

Оленев Валентин Леонидович
кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой аэрокосмических компьютерных и программных систем; директор Центра аэрокосмических исследований и разработок.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – бортовые сети, встроенные системы, моделирование, формальная верификация, космические аппараты и техника, технология SpaceWire/SpaceFibre.
E-mail: valentin.olenev@guap.ru

Орехво Денис Анатольевич
инженер 2-й категории АО «КБ «Арсенал».
Область научных интересов – авиационные приборы и системы, измерения и датчики.
E-mail: orekhvoda1992@mail.ru

Павлов Антон Михайлович
старший преподаватель кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – формирование технического облика авиационных комплексов, испытания авиационной и космической техники, авиационные силовые установки.
E-mail: ta152@bk.ru

Перлюк Владимир Владимирович
доцент кафедры аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – моделирование сложных технических систем, управление группировкой беспилотных аппаратов, микроспутников.
E-mail: perlvv@mail.ru

Петров Алексей Юрьевич
ассистент кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – сетевые технологии, аппаратные и программные ресурсы.
E-mail: palexeq1998@yandex.ru

Петров Артем Антонович
магистрант кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Инженер ФГУП «НИИ «КВАНТ».
Область научных интересов – встроенные системы обработки информации и управления, ЦОС, FPGA.
E-mail: script_pa@vk.com

Петров Гавриил Владимирович
магистрант кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – программирование на ОС Android.
E-mail: Akimova.garvardinho@mail.ru

Пляскина Алина Андреевна
аспирант кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – автоматические системы управления, гироскопия.
E-mail: apliaskina@inbox.ru

Полищук Ирина Алексеевна
магистрант кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – автоматические системы управления, гироскопия. E-mail: redpentagram48@gmail.com

Пономарев Валерий Константинович
кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – автоматические системы управления, гироскопия.
E-mail: vkponomarev@rambler.ru

Потапов Вениамин Максимович
магистрант кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Исследователь АО «ИНФОТЕКС».
Область научных интересов – параллельные и распределенные вычисления, встроенные системы.
E-mail: Venya99fox@inbox.ru

Потапова Елена Юрьевна
магистрант кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Программист ПАО «Техприбор».
Область научных интересов – параллельные и распределенные вычисления, встроенные системы.
E-mail: krylelena99@yandex.ru

Пузий Екатерина Андреевна
ассистент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – системы управления движением и навигация.
E-mail: ekatreina.puziy@yandex.ru

Рогожин Вячеслав Борисович
кандидат физико-математических наук, старший преподаватель кафедры молекулярной биофизики и физики полимеров.
Санкт-Петербургский государственный университет.
Область научных интересов – физика полимеров, статистическая физика. E-mail: dlsexp@mail.ru

Сатарова Валерия Игоревна
аспирант кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – системы управления беспилотными авиационными системами.
E-mail: satarova.valery@yandex.ru

Седов Вадим Александрович
магистрант кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Инженер-стажер «НПО Импульс», КНЦ-3.
Область научных интересов – встроенные системы.
E-mail: svavolhov@gmail.com

Семенова Валентина Павловна
аспирант кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – эксплуатация и управление аэрокосмическими системами, автономные системы навигации и управления.
E-mail: vsvally@mail.ru

Сидоренко Дмитрий Максимович
магистрант кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – бизнес-консалтинг.
E-mail: dmitry.m.sidorenko@gmail.com

Скорина Сергей Феодосиевич
кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – системы автоматического управления, теория надежности, инерциальные сенсоры параметров движения основания.
E-mail: ssf@aanet.ru

Слюсаренко Александр Сергеевич
кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – системы управления и эксплуатация аэрокосмической техники.
E-mail: sas_2000@mail.ru

Стахеев Максим Владимирович
студент
Сибирский государственный университет науки и технологий им. академика М. Ф. Решетнева.

Область научных интересов – жидкостные ракетные двигатели.
E-mail: maximstakheev01@gmail.ru

Степанов Владимир Евгеньевич
старший преподаватель кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем; инженер Центра аэрокосмических исследований и разработок.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – бортовые сети, моделирование, многоканальная передача данных, технология SpaceWire/SpaceFibre.
E-mail: vladimir.stepanov@guap.ru

Стыпник Дарья Вячеславовна
студент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – системы управления беспилотными авиационными системами.
E-mail: stypnik.dasha@mail.ru

Суворова Елена Александровна
доцент кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем; заведующий лабораторией Центра аэрокосмических исследований и разработок.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – системы и сети на кристалле, динамически реконфигурируемые системы, локальные сети аэрокосмического назначения, парирование ошибок в сетях.
E-mail: wildcat15@yandex.ru

Сыщиков Алексей Юрьевич
старший преподаватель кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем; заведующий лабораторией Центра аэрокосмических исследований и разработок.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – параллельное программирование, встраиваемые ВС.
E-mail: alexey.syschikov@guap.ru

Тимофеев Вадим Иванович
кандидат технических наук, доцент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – летательные аппараты, динамика полета.
E-mail: timofeev-vi@yandex.ru

Федоринов Алексей Юрьевич
аспирант кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – алгоритмы и принципы группировки малых космических аппаратов.
E-mail: fedorinov_asperant_accaunt@mail.ru

Цируль Яков Георгиевич
аспирант кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – исследование модели и алгоритмов процесса изменения структуры системы управления движением космического аппарата.
E-mail: ytsirul@mail.ru

Черненко Валентина Викторовна
старший преподаватель кафедры двигателей летательных аппаратов.
Сибирский государственный университет науки и технологий им. академика М. Ф. Решетнева.
Область научных интересов – теория и практика турбомашин и энергетические установки.
E-mail: 2887722@mail.ru

Чумакова Надежда Юрьевна
ассистент кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем; инженер Центра аэрокосмических исследований и разработок.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – моделирование, бортовые вычислительные сети, коммуникационные протоколы, аттестационное тестирование.
E-mail: nadezhda.chumakova@guap.ru

Шарапов Артем Сергеевич
магистрант кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – обработка видеоданных.
E-mail: frezzy12349@gmail.com

Шейгец Андрей Викторович
студент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – системы управления беспилотными авиационными системами.
E-mail: dr.drew3780@yandex.ru

Шерстюкова Инна Сергеевна
студент кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.

Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – испытания космической техники, электрические системы и двигатели летательных и космических аппаратов.
E-mail: serstukovainna1@gmail.com

Шпигун Павел Владимирович
магистрант кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – бортовые сети, моделирование, многоканальная передача данных, технология SpaceWire/SpaceFibre, программирование.
E-mail: shpagin.pp@gmail.com

Щелкунов Евгений Викторович
аспирант кафедры эксплуатации и управления аэрокосмическими системами.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – гироскопические приборы, моделирование аэрокосмических систем.
E-mail: chelkunov9715@gmail.com

Эпаев Николай Николаевич
магистрант кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – встроенные системы обработки информации и управления.
E-mail: dvd11122@mail.ru

Яблоков Евгений Николаевич
кандидат технических наук, доцент кафедры аэрокосмических компьютерных и программных систем.
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.
Область научных интересов – сетевые технологии, архитектура вычислительных систем.
E-mail: evgeny.yablokov@guap.ru

СОДЕРЖАНИЕ

ЭКСПЛУАТАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ АЭРОКОСМИЧЕСКИМИ СИСТЕМАМИ 3

Ананенко В. М. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС ОРБИТАЛЬНОГО ОБЪЕКТА ПО ИЗМЕНЕНИЮ ЕГО ПОЛОЖЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА 3

Анисимов Г. Ю., Шейгец А. В., Сатарова В. И. ПРИМЕНЕНИЕ НАНОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ИНЕРЦИОННЫХ ДАТЧИКОВ В БЕСПИЛОТНОЙ АВИАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ 8

Беляков А. А., Иванов М. Е. ИССЛЕДОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МУЛЬТИРОТОРНОГО ТИПА 11

Бурлуцкий С. Г., Езерский В. В., Ковалев А. П. МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОЦЕНКЕ СТОЙКОСТИ РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ К ВОЗДЕЙСТВИЮ ВРЕДНЫХ ФАКТОРОВ В УСЛОВИЯХ СТОХАСТИЧЕСКОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПРИРОДЫ НАГРУЖЕНИЯ 15

Бурлуцкий С. Г., Коленько А. О., Бобровский Д. А. ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ АВТОНОМНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ НА ОСНОВЕ ГЕОФИЗИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ ЗЕМЛИ 21

Григорьев А. П. ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ ОЦЕНКИ СХЕМНОЙ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ 25

Григорьев А. П. СОВРЕМЕННЫЕ ИМИТАЦИОННЫЕ СТЕНДЫ И КОСМИЧЕСКИЕ ТРЕНАЖЕРЫ 30

Григорьев А. П., Бурлуцкий С. Г. ОБЗОР МЕТОДОВ ЗАЩИТЫ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ РАДИАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ 37

Григорьев А. П., Орехво Д. А. ФОРМАЛИЗАЦИЯ ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ ПРИЕМОСДАТОЧНЫМИ ИСПЫТАНИЯМИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ 42

Езерский В. В., Пляскина А. А. СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ МНОГОФАКТОРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА НАДЕЖНОСТЬ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА ЦЕЛЕВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТНОГО БАЗИРОВАНИЯ 47

Кошкаров А. С., Семенова В. П. АНАЛИЗ ПОДХОДОВ К АВТОМАТИЗАЦИИ ДВИЖЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ С ПОМОЩЬЮ ЛИДАРА 53

Кошкаров А. С., Шерстюкова И. С., Куликовская Ю. О. АНАЛИЗ ОПЫТА СОЗДАНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ МЕЖСРЕДНЫХ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ЕВРОПЕЙСКИМ КОСМИЧЕСКИМ АГЕНТСТВОМ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ 58

Кунтуров А. Л., Кунтуров С. А., Бобровский Д. А. КОЭФФИЦИЕНТ СОВОКУПНОЙ ГОТОВНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА К ВЫПОЛНЕНИЮ ЗАДАЧ ПО ПРЕДНАЗНАЧЕНИЮ, КАК ПОКАЗАТЕЛЬ ОЦЕНКИ КАЧЕСТВА 63

Мамбеталиев Д. Э. ТРЕБОВАНИЯ К РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ DAA В СООТВЕТСТВИИ С ДЕЙСТВУЮЩИМ СТАНДАРТОМ RTCA-DO366 66

Михайлова Э. Л., Павлов А. М. ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫХ К ПОЖАРОБЕЗОПАСНОСТИ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЧАСТЬЮ 33 АВИАЦИОННЫХ ПРАВИЛ 69

Назаров А. В., Бурлуцкий С. Г., Матасов Ю. Ф. НЕЙРОМЕТРИЧЕСКИЙ ПОДХОД К РЕШЕНИЮ ПРОБЛЕМЫ ИНТЕРПОЛЯЦИИ В СИСТЕМАХ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА НА ОСНОВЕ ТЕХНОЛОГИЙ МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ 72

Овчинникова Н. А., Крузе А. Ю. ОСОБЕННОСТИ СИСТЕМ ПОЖАРОТУШЕНИЯ НА РОССИЙСКОМ СЕГМЕНТЕ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ 78

Павлов А. М., Ведешин Ф. Е. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К НАУЧНОЙ АППАРАТУРЕ, ПРИМЕНЯЕМОЙ НА РОССИЙСКОМ СЕГМЕНТЕ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ 81

Павлов А. М., Шерстюкова И. С. ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К ОСНАСТКАМ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ 86

Полищук И. А., Пономарев В. К. ВЛИЯНИЕ СПЕЦИФИЧЕСКИХ ВНУТРЕННИХ МОМЕНТОВ НА ДИНАМИКУ УПРАВЛЯЕМОГО ГИРОСКОПА НА СФЕРИЧЕСКОЙ ШАРИКОПОДШИПНИКОВОЙ ОПОРЕ 91

Рогожин В. Б., Лезова А. А., Лезов А. А., Лезова И. Е. МЕТОДЫ БОРЬБЫ С ОБЛЕДЕНЕНИЕМ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ 97

Рогожин В. Б., Лезова А. А., Лезов А. А., Лезова И. Е. ГИДРОФОБНЫЕ СВОЙСТВА ПЛАСТИКОВ ДЛЯ 3D-ПЕЧАТИ 102

Рогожин В. Б., Лезова А. А., Лезов А. А., Лезова И. Е. АНАЛИЗ И ОПТИМИЗАЦИЯ ВРЕМЕННЫХ ЗАТРАТ ПРИ ВЫЯВЛЕНИИ ЛЕСНЫХ ПОЖАРОВ ПО ОБОБЩЕННЫМ ДАННЫМ КОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА И БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ 109

Скорина С. Ф. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ИДЕНТИФИКАЦИИ СДВИГА ВЕТРА 117

Слюсаренко А. С., Бурлуцкий С. Г. ТРЕНАЖЕРНО-МОДЕЛИРУЮЩИЙ КОМПЛЕКС ОТРАБОТКИ ЗАДАЧ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ И РЕМОНТА БОРТОВЫХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ И КОМПЛЕКСОВ 121

Стыпник Д. В., Назаренко П. А., Сатарова В. И. РЕАЛИЗАЦИЯ РОЕВОЙ СТРАТЕГИИ УПРАВЛЕНИЯ ГРУППОЙ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ 131

Тимофеев В. И., Желавский М. А., Дерюжов М. Г. ОПЫТ РАЗРАБОТКИ 3D-МОДЕЛИ САМОЛЕТА SUKHOI SUPERJET 100 С ПРИМЕНЕНИЕМ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ SOLIDWORKS 135

Тимофеев В. И., Пузий Е. А., Березина С. Ю. ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ ОРГАНИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ЗАДАЧАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВОЗДУШНОГО ПРОСТРАНСТВА 143

Федоринов А. Ю., Перлюк В. В., Епринцев М. А., Карпенко В. В. МЕТОДЫ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПРОСТРАНСТВЕ НА ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА 151

Цируль Я. Г. УПРАВЛЯЮЩИЙ ДВИГАТЕЛЬ-МАХОВИК В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА 154

Шейгец А. В., Анисимов Г. Ю., Назаренко П. А. ТЕХНОЛОГИЯ УДАЛЕНИЯ ПЫЛИ С СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ НА МАРСЕ 157

Щелкунов Е. В., Макаров А. А. ПРОБЛЕМАТИКА ВЛИЯНИЯ ОБРАТНОГО ОТРАЖЕНИЯ НА ЗОНУ НЕЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА 160

АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ КОМПЬЮТЕРНЫЕ И ПРОГРАММНЫЕ СИСТЕМЫ 164

Волков П. Л. УЛУЧШЕНИЕ ТЕСТИРОВАНИЯ РЕГИСТРОВ УСТРОЙСТВ SPACEWIRE/ GIGASPACEWIRE/SPACEFIBRE В УНИВЕРСАЛЬНОМ ТЕСТОВОМ ПО RTL-МОДЕЛЕЙ 164

Джалилов А. А., Яблоков Е. Н. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ WEBSOCKET И EVENTSOURCE ДЛЯ НАДЕЖНОЙ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ 168

Иванов В. Н., Потапова Е. Ю., Потапов В. М. КОМПИЛЯЦИЯ И ИСПОЛНЕНИЕ КОНФИГУРАЦИОННОГО КОДА НА RADIO VIRTUAL MACHINE 171

Каширина А. А. СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ КОМПЬЮТЕРНЫХ ПРОГРАММ СХЕМОТЕХНИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ 182

Кунтурова Н. Б., Ковалев А. П. СОВОКУПНОСТЬ ПЕДАГОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ ФОРМИРОВАНИЯ ПРОФЕССИОНАЛЬНОЙ КОМПЕТЕНТНОСТИ У БУДУЩИХ ИНЖЕНЕРОВ 192

Курицын К. А. ФОРМИРОВАНИЕ УНИКАЛЬНЫХ МОНОТОННЫХ ИДЕНТИФИКАТОРОВ В РАСПРЕДЕЛЕННОЙ СИСТЕМЕ 195

Масолыго Н. Е., Класович Я. А., Стахеев М. В., Черненко В. В. СПОСОБЫ ЗАЩИТЫ СТЕНОК КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ 198

Овсянников Е. П. АЛГОРИТМ СЖАТИЯ ВИДЕОИНФОРМАЦИИ ДЛЯ АВТОНОМНОГО НАКОПИТЕЛЯ 200

Оленев В. Л. ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА СЕРВИСА В БОРТОВЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СЕТЯХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ 206

Петров А. Ю. ОБЗОР СУЩЕСТВУЮЩИХ МЕТОДОВ РАЗДЕЛЕНИЯ ПРОГРАММНЫХ И АППАРАТНЫХ РЕСУРСОВ В ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМАХ 212

Петров А. А., Суворова Е. А. ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ АДАПТИВНОГО АЛГОРИТМА ФРОСТА НА FPGA 217

Петров Г. В., Яблоков Е. Н. СОПОСТАВЛЕНИЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ БАЗАМИ ДАННЫХ SQLITE И REALM НА ПЛАТФОРМЕ ANDROID 223

Сидоренко Д. М., Яблоков Е. Н. РЕАЛИЗАЦИЯ ЛОГИСТИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В СИСТЕМЕ SAP 227

Суворова Е. А. ОЦЕНКА ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ ПРИ ДИНАМИЧЕСКОМ РЕКОНФИГУРИРОВАНИИ МОСТОВ SPACEFIBRE – AXI С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ВРЕМЕННЫХ АВТОМАТОВ 230

Суворова Е. А., Виноградов А. Ю. СРАВНЕНИЕ МЕХАНИЗМОВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА СЕРВИСА ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ В СЕТЯХ SPACEFIBRE И СЕТЯХ НА БАЗЕ ETHERNET 237

Суворова Е. А., Чумакова Н. Ю. ОЦЕНКА ЗАВИСИМОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ ВРЕМЕНИ РАСПРОСТРАНЕНИЯ BROADCAST В СЕТЯХ SPACEFIBRE С ОТКАЗАМИ ОТ ВАРИАНТОВ ПРОСТРАНСТВЕННОГО РЕЗЕРВИРОВАНИЯ 242

Сыщиков А. Ю., Седов В. А. АНАЛИЗ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ НА БАЗЕ МИКРОКОНТРОЛЛЕРОВ ДЛЯ ВНЕДРЕНИЯ В ПЛАНЕТОХОДНУЮ ПЛАТФОРМУ 249

Шарапов А. С., Овсянников Е. П. АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ВИДЕОКОДЕРА НА БАЗЕ ТРЕХМЕРНЫХ КВАДРОДЕРЕВЬЕВ 255

Шпигун П. В., Степанов В. Е. РЕАЛИЗАЦИЯ МОДЕЛИ МНОГОКАНАЛЬНОЙ P2P ПЕРЕДАЧИ НА SYSTEMC 259

Эпаев Н. Н., Сыщиков А. Ю. ИССЛЕДОВАНИЕ ОБРАБОТКИ ШИРОКОПОЛОСНЫХ СИГНАЛОВ НА ПЛИС С ПРИМЕНЕНИЕМ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ 263

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ 266

Научное издание

АЭРОКОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ

Четвертая Международная научная конференция
4–21 апреля 2023 г.

Часть 2

Сборник докладов

ISBN: 978-5-8088-1820-0

9 785808 818200

Ответственный за выпуск:
В. В. Рубинов, В. Е. Таратун

Редакторская подготовка *Е. В. Лазаревой*
Компьютерная верстка *С. Б. Мацапуры*

Подписано к печати 24.03.2023. Дата выхода в свет: 03.04.2023. Формат 60x84 1/8.
Усл. печ. л. 32,1. Уч.-изд. л. 32,8. Тираж 150 экз. Заказ № 74.

Редакционно-издательский центр ГУАП
190000, г. Санкт-Петербург, ул. Большая Морская, д. 67, лит. А

Распространяется бесплатно