

СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАКЕТНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Сборник статей



2024

Комиссия по разработке научного наследия К.Э. Циолковского
Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского
Государственный музей истории космонавтики
им. К.Э. Циолковского

СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАКЕТНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Сборник статей, 2024

Казань 2024

УДК 629.7
ББК 39.62
С 56

В.М.Чеснов

Редакционная коллегия:

М.Я.Маров (председатель),

Н.А. Абакумова (зам. председателя), В.И. Алексеева, В.А. Алтунин,
М.Ю. Беляев, Н.Б. Бодин, В.В. Воробьёв, Л.В. Докучаев, Т.Н. Желнина,
В.В. Зуева, В.В. Ивашкин, Л.Н. Канунова (отв. секретарь), С.С. Корунов,
С.В. Кричевский, В.В. Лыткин, В.М. Мапельман, Ю.А. Матвеев,
Э.И. Мацнев, А.А. Митина, Г.А. Сергеева, И.Г. Сохин, Е.А. Тимошенкова,
О.С. Цыганков, Н.А. Чернова, В.М. Чеснов (отв. секретарь)

Ответственные секретари:

Л.Н. Канунова, В.М. Чеснов

Ответственные редакторы:

доктор техн. наук В.А. Алтунин,
доктор техн. наук М.Ю. Беляев,
Т.Н. Тянь

Литературный редактор:

Е.В. Абакумова

Современные проблемы ракетной и космической техники. Сборник статей, 2024.
С56 – Казань: редакционно-издательский центр «Школа», 2024. – 247 с.

ISBN 978-5-00245-215-6

Сборник содержит материалы докладов и научных дискуссий на заседаниях секции «Проблемы ракетной и космической техники» 20 сентября 2023 г. в г. Калуге в рамках LVIII Научных чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Статьи посвящены научным исследованиям в земных и космических условиях, а также проблемам проектирования, создания и эксплуатации ракетной и космической техники, включая космические аппараты различного назначения.

УДК 629.7
ББК 39.62

ISBN 978-5-00245-215-6 © Российская Академия наук, 2024
© Государственный музей истории космонавтики
им. К.Э. Циолковского, 2024
© Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2024
© РИЦ «Школа», 2024

*«Мы должны быть мужественней и не
прекращать своей деятельности от неудач.
Надо искать их причины и устранять их»*

К.Э. Циолковский

Секция
**«ПРОБЛЕМЫ РАКЕТНОЙ
И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ»**

УДК 629.78.052.535.243
eLIBRARY.RU: 89.23.21

М.Ю. Беляев

*ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, Моск. обл.
МФ МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Мытищи, Моск. обл.*

**ЭКСПЕРИМЕНТ «УРАГАН»
НА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ
EXPERIMENT URAGAN
ONBOARD THE INTERNATIONAL SPACE STATION**

Аннотация: Описана история организации и проведения космического эксперимента (КЭ) «Ураган» на российском сегменте (РС) МКС. Дан состав и основные характеристики используемой научной аппаратуры этого эксперимента. Приведены некоторые результаты выполнения КЭ «Ураган» и указаны перспективы его продолжения на МКС.

Ключевые слова: космические эксперименты, Международная космическая станция МКС, изучение Земли, научная аппаратура.

Abstract: The paper describes the history of setting up and conducting Space Experiment (SE) Uragan of the Russian Segment (RS) of the ISS. It lists the scientific instruments involved in that experiment and provides their key performance data. It presents some of the results of the SE Uragan and discusses prospects for its continuation onboard the ISS.

Keywords: space experiments, International Space Station ISS, Earth studies, scientific equipment.

Введение

20 ноября 2023 г. исполнилось 25 лет со дня запуска на орбиту функционального грузового блока «Заря» – первого элемента Международной космической станции (МКС), что стало началом реализации самого крупного и дорогого космического проекта в истории человечества [1]. Первоначально США планировали создать свою национальную орбитальную станцию, но в те годы технически это им было не под силу, прежде всего из-за отсутствия транспортного корабля, способного длительное время находится в составе станции – только наша страна обладала тогда такими возможностями. Несмотря на известные трудности, которые наша страна переживала в 1990-е годы, на орбите успешно работал орбитальный комплекс (ОК) «Мир» [2].

Фактически отечественный ОК «Мир» уже тогда был международной станцией, на которой выполнялись многочисленные эксперименты, в том числе, и по международным программам исследований. Только наша страна обладала технологиями создания и длительной эксплуатации орбитальных станций. Можно с уверенностью сказать, что благодаря отечественным орбитальным

станциям и кораблям «Союз», выводимым на орбиту одной из модификаций легендарной «семёрки», созданной под руководством С.П. Королёва, на орбите уже несколько десятилетий постоянно работают люди. Корабли США «Спейс Шаттл» могли находиться на орбите непродолжительное время – около двух недель, а для существования постоянной пилотируемой станции необходимо, чтобы в её составе всегда находился корабль-спасатель, способный, в случае необходимости, вернуть экипаж на Землю, то есть конкурентов у нашего «Союза» тогда не было. Поэтому, несмотря на то что наши западные партнёры и, прежде всего, США получили во время совместных программ сотрудничества на ОК «Мир» достаточно много полезной информации по технологиям длительных пилотируемых полётов, МКС состоит из двух сегментов – российского и американского, включающего европейский и японский модули, а также канадский манипулятор.

С точки зрения основных целей программ научных исследований следует заметить, что они были различны для российской стороны и США с их партнёрами, которые помимо политических задач рассматривали МКС, в основном, как платформу для выполнения медицинских экспериментов и исследований в области микрогравитации. Они активно проводились в период полёта станций «Салют-6», «Салют-7» и ОК «Мир» (1977–2002 гг.) [3–4]. В то же время, нашими отечественными учёными ещё на предыдущих орбитальных станциях были получены выдающиеся результаты в области космической медицины, благодаря которым стало возможным осуществлять длительные полёты человека на орбите. Для отечественных учёных пилотируемые станции всегда создавались как многоцелевые орбитальные лаборатории, позволяющие выполнять исследования и эксперименты во многих научных направлениях. Например, на ОК «Мир» были получены уникальные результаты в рентгеновской астрономии с помощью обсерватории «Рентген» на модуле «Квант». Для наблюдения астрономических источников и других объектов научная аппаратура, которая обычно жёстко крепилась на корпусе станции, наводилась на исследуемые объекты путём разворотов и поддержания ориентации ОК «Мир» с помощью гироскопов во время выполнения наблюдения. Это было непростой задачей, т.к. ОК «Мир» имел относительно большую и сложную конструкцию. Задачу управления полётом ОК «Мир» при выполнении исследований удалось решить только с помощью созданного комплекса математических моделей, описывающих работу различных систем: управления ориентацией, энергопитания и др. [5–7].

На МКС российских учёных ждал сюрприз: оказалось, что разворачивать эту станцию для наведения научной аппаратуры на изучаемые объекты практически невозможно. Причина этого состоит в следующем. Исполнительными органами для управления ориентацией МКС служат двигатели ориентации российского сегмента и инерционные исполнительные органы – гироскопы, установленные на американском сегменте. Коллеги из США используют гироскопы с относительно малым для такой станции располагаемым кинетическим моментом 19000 Нмс, в результате чего с их помощью можно только поддерживать

ориентацию, при которой главные оси инерции станции практически совпадают с осями орбитальной системы координат и возмущающий гравитационный момент, действующий на МКС, близок нулю. Можно предположить, что такая ситуация возникла по двум причинам. Первая связана с упомянутым интересом наших партнёров, в основном, к исследованиям в области медицины и микрогравитации, для которых такая ориентация станции вполне достаточна. Вторая причина заключается в том, что для станций, имеющих большие размеры, гиродины оказываются неэффективными или даже неприменимыми. На это обстоятельство обращал внимание еще в 1970-е гг. академик Б.В. Раушенбах, с которым автору этой статьи, тогда молодому специалисту, написавшему диссертацию по небесной механике, довелось немного взаимодействовать, помогая ему принимать экзамены у студентов МФТИ. Дело в том, что масса какого-либо тела, например, гиродина, пропорциональна 3-й степени его радиуса, а момент инерции тела, влияющий на процесс управления ориентацией, пропорционален 5-ой степени радиуса. Поэтому гиродины не эффективны для управления ориентацией станций, имеющих большие размеры. Конечно, управление ориентацией МКС может выполняться с помощью двигателей российского сегмента, но практически это потребует чрезмерно больших затрат топлива. Основываясь на опыте управления при проведении экспериментов на ОК «Мир» [7], автор статьи неоднократно поднимал этот вопрос, однако желание исправить ситуацию появилось только у специалистов фирмы «Боинг», которые были ответственны за создание американского сегмента. По ряду причин, прежде всего экономических, NASA не поддержало эту инициативу.

В начальный период полёта МКС специалисты, в основном, занимались развёртыванием этой станции и освоением её эксплуатации, которая координировалась из двух центров управления – российского ЦУП-М в г. Королёв и американского ЦУП-Х в Хьюстоне. Для управления экспериментами в США, как это принято во всем мире при выполнении космических проектов, дополнительно используется ещё один центр, расположенный в г. Хантсвилл (штат Алабама).

Эффективность исследований начального периода полёта МКС могла быть резко повышена в случае использования в качестве начального элемента этой международной станции ОК «Мир», функционирующего на такой же орбите. Это очевидно выгодное решение не было принято США по политическим соображениям, несмотря на то, что на ОК «Мир» было размещено большое количество научной аппаратуры, в том числе около 5 т зарубежной аппаратуры, включающей рентгеновские телескопы, оптический сканер MOMS и др. Более того, существовала техническая возможность доставки части научной аппаратуры с ОК «Мир» на МКС с помощью кораблей «Спейс Шаттл», которые могли стыковаться как с ОК «Мир», так и с МКС. Однако, начальная орбита МКС была по инициативе NASA и тем же причинам выбрана таким образом, что возможность использования научной аппаратуры ОК «Мир» на МКС практически исключалась.

Начало полёта МКС автор статьи встретил, работая заместителем руководителя полётом по вопросам планирования, автоматизации и математического моделирования, а также проведения экспериментов и исследований, причём это последнее направление автору было особенно близко, поскольку им он активно занимался и ещё в 1980-е гг. опубликовал по этим вопросам книгу и защитил докторскую диссертацию. Однако, поскольку в начале полёта МКС экспериментов практически не было, то и управлять было нечем. Вспомнилось, что когда-то премьер-министр Англии Бенджамин Дизраэли, который был ещё и писателем, сказал: «Когда я хочу прочесть интересную книгу, я сажусь и пишу её». Автор статьи стал сам придумывать и организовывать эксперименты на МКС. Это было непросто, поскольку помимо технических проблем, одна из которых связана с возможностями ориентации этой станции, при организации и проведении экспериментов на МКС приходилось сталкиваться и с другими, в том числе с экономическими. Причём, даже и при наличии финансирования во время создания МКС и в начале её эксплуатации найти изготовителя научной аппаратуры было крайне сложно. Все-таки, что-то получилось сделать – всего на МКС автору статьи удалось придумать и поставить 10 экспериментов, одним из которых стал эксперимент «Ураган» [8–85].

Эксперимент «Ураган» на МКС

Одно из основных направлений использования космической техники связано с наблюдением и изучением Земли. Для нашей страны, имеющей обширную территорию, это направление является особенно востребованным и привлекательным. Понятно, что непрерывное наблюдение земной поверхности должно осуществляться с помощью автоматических космических аппаратов. Однако создание автоматических космических систем, осуществляющих непрерывный мониторинг земной поверхности и обработку поступающей информации, предполагает предварительную отработку используемых методов и средств наблюдения. Такую отработку наиболее удобно проводить на пилотируемой орбитальной станции, являющейся научной космической лабораторией. Причём, отработанные технические средства, методы и дорогостоящий наземный сегмент могут быть использованы затем при создании автоматических систем наблюдения Земли. С этой целью на российском сегменте МКС одним из первых был организован космический эксперимент «Ураган», целью которого и является отработка технических средств и методов наблюдения Земли с борта РС МКС. Наибольшее внимание в нём уделяется наблюдению потенциально опасных и катастрофических явлений, возникающих на Земле. Изучение различных объектов и явлений на поверхности Земли и в её атмосфере выполняется приборами, работающими в различных областях спектра электромагнитного излучения. Поэтому в этом эксперименте создаётся и используется научная аппаратура, способная работать в различных спектральных диапазонах. Это позволяет комплексно исследовать изучаемые в эксперименте объекты и явления. Выявление какого-либо фактора в изучаемом явлении или процессе одним из

используемых в КЭ «Ураган» прибором, может сигнализировать о приближении важного, порой даже катастрофического события на Земле, и целесообразности применения для его изучения других приборов, входящих в состав эксперимента.

Размещение многоприборного комплекса научной аппаратуры в составе орбитальной станции является непростой задачей. Для МКС эта задача усложнилась вследствие ряда причин, одна из которых заключается в том, что направление главных осей инерции МКС постоянно менялось в процессе развёртывания станции, и установить съёмочную систему на корпусе МКС в надир на длительный интервал времени было невозможно. Поэтому на начальном этапе выполнения экспериментов по программе «Ураган» на МКС для наведения на исследуемые объекты использовались «ручные» приборы: фотоаппараты и спектрометры. Отметим, что в те годы это был единственный собственный источник получения снимков высокого разрешения в нашей стране.

Съёмка изучаемых объектов с МКС космонавтами

Для съёмок Земли ранее обычно использовалась специально разработанная аппаратура, например, многозональная фотокамера МКФ-6М массой 240 кг, жёстко закреплённая на борту орбитальной станции «Салют-6». Съёмки обычными серийными видео- и фотокамерами, которые космонавты проводили «с рук» через иллюминаторы, считались вспомогательными, репортажными или даже художественными съёмками (например, восход и закат Солнца), поскольку разрешение и возможности серийных плёночных фотоаппаратов были недостаточны для детальных съёмок земной поверхности с борта орбитальных станций. В связи с бурным развитием цифровой фотоаппаратуры, которая на рубеже XXI в. быстро догнала плёночные фотоаппараты, а затем и намного опередила их по всем характеристикам, эта ситуация изменилась. При этом значительно упростился и сам процесс съёмки. Например, если раньше нужно было постоянно перезаряжать кассеты, вмещающие обычно лишь 36 кадров, то теперь без выполнения дополнительных действий можно получать ежедневно сотни и тысячи снимков с недостижимыми ранее выдержками и светосилой. Разрешение цветных снимков Земли, выполненных с борта МКС в надир (высота орбиты около 400 км) серийным фотоаппаратом с серийным объективом и фокусным расстоянием 1600 мм, обеспечиваемым использованием конвертора, уже достигло 2 м/пиксель, что соответствует уровню лучших современных спутников дистанционного зондирования Земли. Поэтому съёмка Земли с борта МКС через иллюминаторы превратилась в ценный источник информации, дополняющий съёмки, постоянно проводящиеся спутниками дистанционного зондирования рис. 1.

Помимо съёмок цифровой фотоаппаратурой, установленной перед иллюминаторами на специальные кронштейны и поворотные платформы, используется и режим съёмки камерой, находящейся непосредственно в руках космонавта. В этом случае «поворотной платформой» являются руки космонавта,

легко и ловко поворачивающие массивный фотоаппарат с объективом, «висящий» в невесомости как в некоем идеальном карданном подвесе. Системой управления в этом случае служит человеческий интеллект, позволяющий и сегодня гораздо надёжнее любого искусственного интеллекта обнаружить такие заранее неизвестные объекты и явления, как внезапный пожар в тайге или загрязнение акватории. Итак, современная пилотируемая космонавтика предоставляет в распоряжение исследователя цифровую фотоаппаратуру, позволяющую выполнять детальные (до 2 м/пиксель при съёмке в надир) снимки земной поверхности и тренированного оператора, который ежедневно совершенствует свои навыки съёмки Земли в процессе многомесячной экспедиции.



а)

б)

в)

Рисунок 1 - Съёмка исследуемых объектов в КЭ «Ураган»: а) Космонавт Корзун В.Г. с фотоаппаратурой; б) Космонавт Юрчихин Ф.Н. с фотоспектральной системой; в) Космонавт Шкаплеров А.Н. с видеоспектральной системой

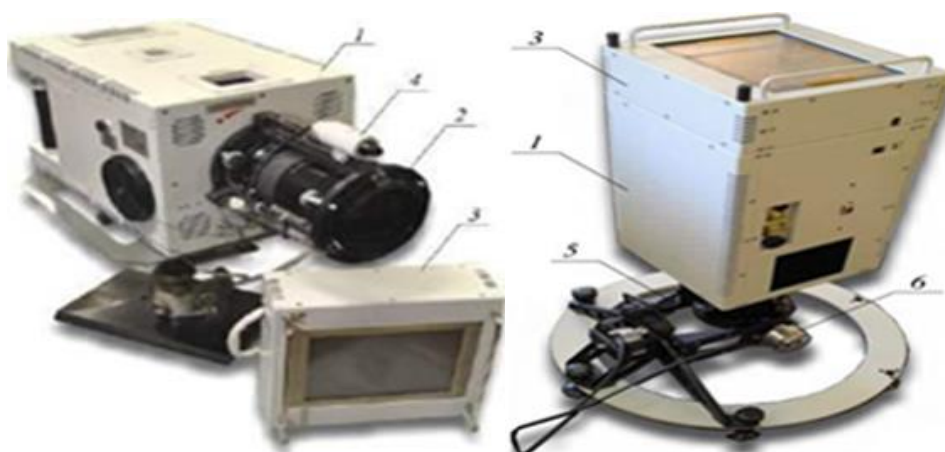
Фотосъёмка земной поверхности на РС МКС осуществлялась с помощью переносных цифровых фотокамер Nikon D3, Nikon D3S, Nikon D4, Nikon D3X, Nikon D800, Nikon D850. Сейчас съёмка ведётся камерами Nikon D5. Фотокамеры регистрируют объекты земной поверхности в оптическом диапазоне спектра электромагнитных волн, в натуральных цветах. Кроме цифровых фотокамер в КЭ «Ураган» используют фото - и видеоспектральную системы (ФСС и ВСС) с возможностью регистрации спектральной плотности энергетической яркости излучения, отражённого от подстилающей поверхности. Эти приборы изготовлены для КЭ «Ураган» по техническому заданию РКК «Энергия» в НИИ прикладных физических проблем Белорусского государственного университета под руководством Б.И. Беляева [39, 41] (рис. 2, 3).

При обработке информации, получаемой спектрометрической аппаратурой, требуется учитывать влияние атмосферы на измерения, иначе получаемые результаты измерений будет трудно, или даже практически невозможно, интерпретировать. Поэтому для обработки результатов экспериментов была разрабо-

тана методика атмосферной коррекции спектров и изображений в видимой и ближней ИК области спектра, получаемых в процессе съёмки земной поверхности с борта МКС указанными съёмочными системами в рамках космического эксперимента «Ураган». В основе методики лежит использование аналитической аппроксимации для спектров излучения на верхней границе атмосферы, погрешность которой для безоблачной атмосферы составляет (2 – 5) %, что позволяет быстро и с высокой точностью восстанавливать спектры альbedo подстилающей поверхности [51].



Рисунок 2 - Фотоспектральная система ФСС



а)

б)

Рисунок 3 - Видеоспектральная система ВСС: а) ВСС на юстировочном столе; б) ВСС на кронштейне установочном

Радиометрическая коррекция (энергетическая калибровка) и атмосферная коррекция RGB-изображений ФСС выполняется путём пространственной «привязки» пикселей и их значений к соответствующим областям спектрометрирования и значениям спектров. Для этой цели была разработана корреляционная методика их уточнённой пространственной «привязки». В результате следующей атмосферной коррекции изображений ФСС получены средние значения альбедо по каждому из R, G, B каналов, что, в свою очередь, важно для тематической обработки изображений с использованием квазисинхронных наземных измерений или спектров различных объектов из спектральных баз данных. С помощью спектрометров ФСС, ВСС получено большое количество интересных данных и их использование продолжается не только в КЭ «Ураган», но и в других экспериментах на МКС: «Дубрава», «Сценарий» и др.

Несомненным преимуществом ручных спектрометрических приборов, используемых на борту российского сегмента МКС, является возможность отслеживания объекта исследования. За счёт этого появляется возможность изучать изменение спектральных характеристик подстилающей поверхности в зависимости от угла визирования. В отличие от автоматических аппаратов, на МКС при выполнении съёмки используются интеллектуальные возможности космонавтов и специально разработанное Д.Ю. Караваевым математическое обеспечение для поддержки КЭ на борту станции (популярная у космонавтов и учёных система «Сигма»), которое позволяет космонавтам самим планировать и проводить съёмки в личное время и выходные дни [26].

В ходе реализации КЭ «Ураган» накоплен значительный банк данных по результатам исследований с российского сегмента МКС. Космические снимки и спектрометрическая информация, полученные при реализации КЭ на борту РС МКС, широко используются различными организациями в научных целях и в прикладной сфере деятельности. Данные КЭ «Ураган» применяются также в системах семейства «Вега-Созвездие» ИКИ РАН. Полученные в эксперименте «Ураган» данные использовались при изучении ледников, наводнений, вулканов, пожаров и других опасных явлений. Неоценимый вклад в изучение потенциально опасных и катастрофических явлений по снимкам КЭ «Ураган» был внесен сотрудниками Института географии РАН (ИГРАН) и, прежде всего, руководителем работ в ИГРАН по изучению Земли с МКС, кандидатом географических наук Л.В. Десиновым (1941–2021 гг.). Среди полученных в КЭ «Ураган» результатов важное значение имеет, например, исследование, изложенное в докладе почётного Президента Российского географического общества, академика В.М. Котлякова 25 июля 2012 г. в г. Геленджике Президенту РФ по катастрофическому наводнению в Краснодарском крае в районе г. Крымск, в результате которого пострадали более 34 тысяч человек и погиб 171 человек. В основе данного исследования были использованы данные, полученные в эксперименте. Проведенные исследования позволили объяснить причину возникновения произошедшей катастрофы и дать предложения по недопущению подоб-

ных катастрофических явлений. Доклад был заслушан также на Президиуме РАН. В обоих случаях доклад получил высокую оценку.

Разработанные технологии позволяют выполнять наблюдения ледников, определять их подвижки и моменты катастрофического схода, оценивать развитие лесных пожаров, идентифицировать источники океанских кольцевых волн, выполнять исследования динамики и поведения вулканов и др. В разработке математических моделей для оценки развития потенциально опасных и катастрофических явлений большое участие принимали ученые Института прикладной механики РАН, в том числе д.ф.-м.н. С.Я. Секерж - Зенькович.

Материалы космической съёмки были использованы для исследования причин катастрофического схода ледника Колка в горах Центрального Кавказа в 2002 г., приведшего к многочисленным жертвам, в том числе гибели съёмочной группы С. Бодрова. Результаты этих исследований отмечены в серии публикаций. Замечу, что снимки ледника Колка были сделаны на МКС еще 13 августа за 38 дней до его катастрофического схода. Однако, у нас тогда были трудности по сбросу со станции объёмной научной информации. Для оперативной передачи служебных данных по соглашению с американскими коллегами мы использовали канал NASA OCA, который иногда позволял нам получить через геостационарный спутник связи TDRS и оперативно важную информацию по КЭ «Ураган». 11 сентября 2001 года нам с В.Д. Благовым позвонили коллеги из Хьюстона и сказали о произошедшем у них теракте и возможной передаче всего управления МКС российской стороне. Посмотрев трассу МКС, мы увидели, что станция будет пролетать как раз над Нью-Йорком, где произошел теракт и попросили наш экипаж выполнить съёмку, которая через канал OCA оперативно попала к нам. После этой истории все наши снимки, выполненные по программе КЭ «Ураган» и помещённые в бортовой компьютер для отправки по американскому каналу OCA, попадали не в ЦУП-М, а отправлялись в Вашингтон, где их анализировали «учёные-землеведы в штатском» и нам ничего не передавалось. Так мы лишились оперативного получения снимков. Надо сказать, что у нас были прекрасные отношения с коллегами в Хьюстоне и Хантсвилле. По моей просьбе они пытались решить эту проблему. Совет был получен такой – «сделайте свой самый простой канал и перестаньте пытаться использовать для передачи снимков OCA. Вам тогда опять предложат его использовать». Так и поступили. Талантливый начальник сектора РКК «Энергия», кандидат технических наук Д.Ю. Караваев разработал оригинальную систему обмена данными между МКС и ЦУП-М. Отправить её на борт МКС, однако, быстро не удалось. Поэтому снимки ледника мы получили только после произошедшей катастрофы. Некоторые специалисты, и, прежде всего Л.В. Десинов, считали, что по снимку, на котором были видны пять дугообразных волн активизации – предвестники катастрофы, можно было предвидеть эту опасность. Информации и документов по этому событию довольно много, и его анализ заслуживает отдельной публикации.

Как и полагали наши американские друзья, после отправки разработанной Д.Ю. Караваевым системы на борт, американские коллеги вновь открыли нам возможности использования канала ОСА, однако теперь в этом не было большой необходимости, тем более что наши специалисты сделали для передачи данных по экспериментам российскую систему передачи информации (РСПИ) и затем внедрили ещё и широкополосную систему связи через отечественные спутники-ретрансляторы.

На сегодняшний день изучаются особенности восстановления ледника Колка, набравшего по данным исследований за 20-летний период около 19 % объёмов тела. С 2008 г. в рамках КЭ «Ураган» ведётся мониторинг Волго-Ахтубинской поймы и дельты Волги для оценки динамики засыхания, рисков возникновения пожаров, изменения конфигурации русла Волги и Ахтубы. Постоянно проводится мониторинг протоков канала Бахтемир для оценки возможности судоходства и мониторинг загрязнения Волги и Каспия продуктами нефтепереработки.

Осуществляется мониторинг Каспийского моря на предмет оценки явлений, приводящих к гибели биоты (массовые заморы рыбы, явления массовой гибели каспийской нерпы).

На протяжении всего срока проведения КЭ проводится мониторинг пульсации ледника Медвежий на Памире. Изучаются пульсации ледников Центрального Памира.

Выявлены и проанализированы подвижки 48 ледников в шести речных бассейнах. В 2020 г. учеными Института географии РАН опубликованы результаты многолетнего мониторинга горных ледников Северного и Южного полей Патагонии.

Показана многолетняя динамика и установлено феноменальное наступание ледников на фоне глобального сокращения оледенения самого большого глетчера Южной Америки – ледника Брюгген.

С 2019 года ведётся наблюдение за оползевым процессом на реке Дюльтычай в Рутульском районе Республики Дагестан и сформировавшимся запрудным озером как потенциально опасным природным объектом.

Весьма важно, что в рамках КЭ «Ураган», «Сценарий» налажено взаимодействие с МЧС РФ. Получено благодарственное письмо от МЧС РФ за качественный прогноз о крупном катастрофическом событии на озере Байкал, что позволило своевременно принять необходимые решения и избежать негативных последствий.

Результаты КЭ используются также в курсах лекций «Экспериментальные исследования и комплексные испытания», «Использование космических технологий в народном хозяйстве», «Методы и алгоритмы обработки сигналов и изображений» и др. в Мытищинском филиале (МФ) МГТУ им. Н.Э. Баумана.

В настоящее время проведение КЭ «Ураган» выполняется с применением не только переносной, но и стационарной аппаратуры с широким полем зрения,

а также с использованием подвижных платформ для наведения приборов на исследуемые объекты.

Платформы наведения исследовательской аппаратуры на изучаемые объекты

Использование возможностей космонавтов при выполнении научных наблюдений даёт определённые преимущества в процессе проведения исследований. К сожалению, постоянно нести такую «научную вахту» космонавты не могут, т.к. большую часть суток они должны заниматься другой работой, а ночью отдыхать.

Для снижения загрузки экипажа в настоящее время на станции установлены специальные подвижные платформы наведения (ППН) (рис. 4), которые уже используются на борту РС МКС для обеспечения установки на иллюминаторах служебного модуля (СМ) и многоцелевого лабораторного модуля «Наука» различной научной аппаратуры видео-, фото- и спектральной съёмки, наведения научной аппаратуры и съёмки по заданной программе оператором или без участия оператора.

Система «СОВА» представляет собой платформу наведения, устанавливаемую на иллюминатор, на которой фиксируется съёмочная аппаратура. Управляющий ноутбук расположен на расстоянии (1,5 – 3) м от иллюминатора. Система «СОВА» позволяет обеспечивать наведение полей зрения научной аппаратуры и отслеживание объекта по изображению на экране монитора ноутбука. На РС МКС предусмотрено несколько модификаций аппаратуры «СОВА» для установки её на иллюминаторы МКС разного диаметра и имеющих некоторые конструктивные отличия (рис. 4).

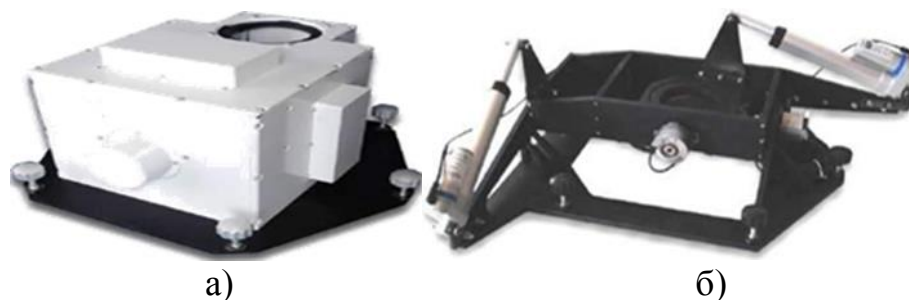


Рисунок 4 - Подвижные платформы наведения: а) «СОВА-1»; б) «СОВА-2»

В ходе проектирования были приняты два варианта конструктивного построения ППН «СОВА». Вариант ППН «СОВА-1» выполнен по несколько необычной схеме – съёмочная аппаратура закрепляется на ППН неподвижно, а сканирование поверхности Земли осуществляется при помощи зеркала, установленного на подвесе, поворачивающемся при помощи электроприводов (рис. 4а)).

Вариант ППН «СОВА 2» (рис. 4 б)) построен по «классической» схеме на основе ранее разработанных систем наведения с ручным управлением.

В качестве электроприводов, обеспечивающих поворот установленной аппаратуры, использованы линейные актуаторы. Скорость углового перемещения оптической оси платформ наведения «СОВА-1» и «СОВА-2» составляет (0,75-1,5) град./с и (0,5–6,0) град./с соответственно.

Использование ППН позволяет значительно расширить возможности МКС по исследованию Земли и небесной сферы. Для выполнения наблюдений заданных объектов в этом случае могут использоваться методы оптимального планирования программы научных экспериментов.

При использовании методов оптимизации программы экспериментов обеспечивается получение максимального объёма полезной научной информации при соблюдении заданных ограничений на планирование.

Первый экземпляр аппаратуры «СОВА-1» был доставлен на борт РС МКС в 2019 г. и успешно используется для выполнения экспериментов. При этом обеспечивается построение оптимальных программ наблюдения исследуемых объектов, что впервые в мире реализовано на борту космического аппарата.

В 2023 г. на борт МКС доставлены два дополнительных комплекта НА «СОВА-2». Их совместное использование на РС МКС позволяет существенно расширить возможности выполнения наблюдений различных объектов, так как в этом случае научные измерения проводятся одновременно несколькими приборами.

Для оптимизации программы наблюдений заданных объектов несколькими комплектами НА разработаны специальные методы оптимизации управления ППН.

Если ранее, при использовании одной ППН «СОВА», решалась задача, известная в теории управления как «задача о коммивояжере», то теперь решается «задача нескольких коммивояжеров» [64–66, 82, 85].

Реализуется также возможность наведения исследовательской аппаратуры, установленной на ППН, наземным оператором в телеоператорном режиме с помощью широкополосного спутникового канала связи.

Развитие КЭ «Ураган» на МКС

В настоящее время в рамках КЭ «Ураган» с целью дальнейшего развития системы мониторинга Земли создана и готовится к отправке на борт РС МКС научная аппаратура «Гиперспектрометр».

Данная аппаратура изготовлена МФТИ и АО НПО «Лептон», руководитель работ в МФТИ – С.С. Негодяев, а в НПО «Лептон» – О.Ю. Казанцев.

Обработка результатов съёмки НА «Гиперспектрометр» будет осуществляться на борту с участием космонавта.

Это позволит повысить оперативность анализа полученных данных, повысит качество планирования наблюдений и сократит потоки оперативно передаваемых данных на Землю (рис. 5).

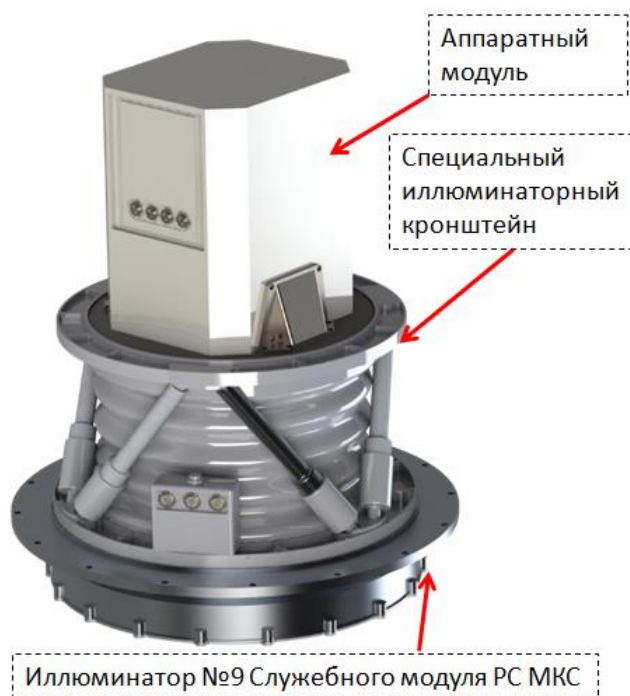


Рисунок 5 - Аппаратура «Гиперспектрометр» на иллюминаторе № 9 РС МКС

Аппаратура предназначена для регистрации и обработки гиперспектральных изображений земной поверхности в нескольких спектральных каналах (по выбору космонавта от 1 до 100 из 180 каналов) в видимом и ближнем ИК-диапазонах спектра, а также получения панхроматических изображений для визуализации заданной области земной поверхности.

С помощью аппаратуры «Гиперспектрометр» планируется решение следующих задач:

- оценка состояния лесных угодий и сельскохозяйственных посевов;
- обнаружение загрязнения растительности и воды нефтью, мазутом и др., а также определение нанесённого этими факторами ущерба;
- построение карт концентрации хлорофилла в приповерхностных водах;
- обнаружение участков наркотических растений среди другой растительности и др.

Для выполнения мониторинга Земли в среднем и дальнем ИК-диапазонах в КЭ «Ураган» создаётся научная аппаратура – инфракрасный радиометр высокого разрешения (РИВР): число информационных каналов – 2; границы спектральных диапазонов информационных каналов по уровню (0,5 – 3,5 – 4,1) и (8,0 – 10,0) мкм; пространственное разрешение с номинальной орбиты МКС (400 км) – 30 м; полоса обзора для орбиты высотой 400 км – 70 км.

Эта аппаратура изготавливается на предприятии «Российские космические системы» (РКС) под руководством главного конструктора направления ДЗЗ в РКС Ю.М. Гектина и, с учётом высоты орбиты МКС, позволит получать информацию мирового уровня (рис. 6).

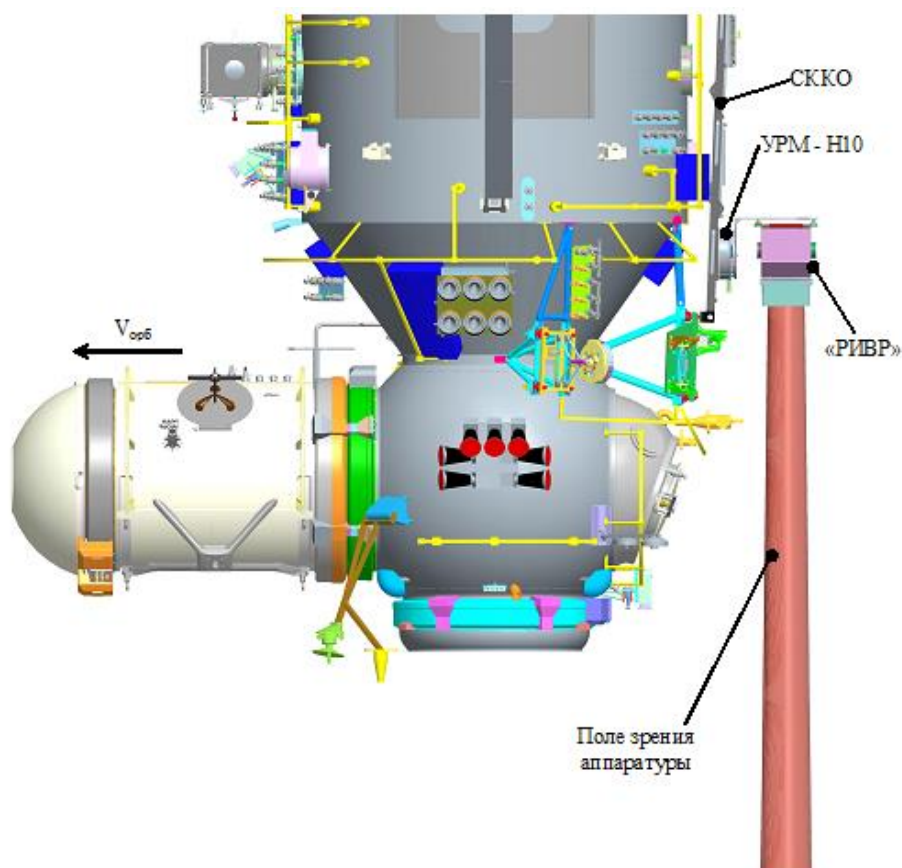


Рисунок 6 - Размещение РИВР на МЛМ РС МКС

Радиометр РИВР планируется установить на многофункциональном лабораторном модуле «Наука» МКС.

Интеграция прибора с РС МКС обеспечит все необходимые условия для работы радиометра РИВР в рамках космического эксперимента «Ураган», что открывает новые возможности для участников эксперимента.

Использование в КЭ «Ураган» радиометра РИВР позволит обеспечить получение трассовых изображений в инфракрасном диапазоне для решения широкого круга задач: мониторинг и прогноз техногенных и природных чрезвычайных ситуаций; обнаружение очагов лесных и подземных пожаров, определение влажности почвы и уровня грунтовых вод; поиск подземных вод и геотермических источников; исследование вулканической и сейсмической активности; обнаружение источников тепловых потерь и др.

Данная информация будет востребована Федеральной службой охраны леса, МЧС, экологическими и природоохранными службами, службами геологоразведки, а также региональными, отраслевыми и частными организациями.

Эксперименты на РС МКС позволят также осуществить техническую отработку опытного образца ИК радиометра высокого разрешения в реальных условиях эксплуатации для дальнейшего его использования в различных автоматических информационных комплексах дистанционного зондирования Земли.

Контроль с РС МКС перемещения животных и птиц

Примером комплексного применения различной научной аппаратуры КЭ «Ураган» может служить использование данных от научной аппаратуры «Икарус», разработанной по Соглашению между Роскосмосом и немецким космическим агентством ДЛР и входящей в КЭ «Ураган».

На «Икарус» в КЭ «Ураган» позволяет отслеживать перемещения животных и птиц на земной поверхности.

С этой целью на исследуемых объектах размещаются миниатюрные (массой 5 г) датчики (теги), в состав которых входят приёмники спутниковой навигационной системы, вычислительное устройство, аккумулятор, солнечная батарея, приёмопередатчик, акселерометр, магнитометр, датчики температуры и влажности.

Окружающий нас животный мир чрезвычайно многообразен и интересен. Миллиарды животных постоянно мигрируют по земному шару и сведения о миграциях животных могут дать важную информацию о нашей планете.

Данные об их миграции содержат ценнейшую информацию для оценки экологической, эпидемиологической и иных ситуаций на планете.

Изучение поведения животных, размышления о механизмах их ориентации в пространстве, например, при перелётах птиц над морями и океанами, ставят много вопросов. Как птицы понимают, куда и зачем им надо лететь?

Задача ориентации и навигации космических кораблей, например, была успешно решена, но для этого потребовалась напряжённая работа многих выдающихся ученых и целых институтов, а вылупившийся из яйца птенец, немного подрастет и знает, куда, как и зачем надо ему лететь.

Занимаясь управлением в космонавтике и, в редкие дни отдыха, охотой, автор нередко обсуждал эти вопросы с коллегами (рис. 7).



Рисунок 7 - Автор (слева) с легендарным заместителем руководителей полётов орбитальных станций «Салют», «Мир», МКС В.Д. Благовым и дратхааром Лордом на охоте в поле около охотничьей избушки в Ярославской области

В 2009 г. по инициативе немецкого института поведения животных Общества Макса Планка (MPIAB) в рамках программы международного сотрудничества ICARUS под руководством профессора Мартина Викельски, энтузиаста и одного из мировых лидеров направления изучения миграций животных, были начаты работы по разработке системы слежения за мелкими животными.

Автор написал Мартину письмо, в котором предложил отработать такую технологию и систему на Российском сегменте МКС в рамках эксперимента «Ураган».

Это предложение основывалось на совпадении задач, решаемых в рамках обоих направлений исследований, а также на имеющихся возможностях отработки новых технологий и новой научной аппаратуры на российских орбитальных станциях.

Руководство немецкого космического агентства ДЛР первоначально без особого энтузиазма отнеслось к этой идее, что было связано, видимо, с непростыми отношениями между Обществом Макса Планка и ДЛР. Первые годы полёта МКС на Российском сегменте станции нами проводились совместные с европейцами эксперименты, в которых автору довелось быть техническим руководителем с российской стороны.

Работа по этим программам способствовала знакомству со многими руководителями из космических агентств наших партнёров, в частности, с тогдашним руководителем Немецкого центра авиации и космонавтики (DLR) профессором Иоганном-Дитрихом Вёрнером.

На конгрессе МАФ в Пекине в 2013 г. автором был обсуждён с ним ряд возможных совместных проектов на РС МКС, в том числе и проект с научной аппаратурой «Икарус».

После этого началась работа по подготовке Соглашения между агентствами обеих стран, которое было подписано в ноябре 2014 г. В соответствии с подписанным соглашением была создана, доставлена на борт РС МКС и развёрнута на станции аппаратура «Икарус».

Известно, что воздействие людей на природу отражается в поведении животных. Причина этого в том, что все виды животных занимают особые ниши, в которых они сохраняют свое безопасное существование.

Если виды животных теряют из-за деятельности людей часть или все свои ниши, они сокращаются или вымирают, или, например, они меняют свое поведение и ищут новую среду обитания.

Следовательно, животные важны как датчики и ранние индикаторы, и на них влияют как положительные, так и отрицательные воздействия, вызванные человеческой деятельностью.

Животные необходимы для нашего существования как источник пищи, но, с другой стороны, они играют все более значительную роль в качестве переносчиков болезней и возбудителей эпидемий.

Около 70 % мировых эпидемий болезней, будь то атипичная пневмония, вирус Западного Нила или птичий грипп, представляют собой инфекционные

заболевания, вызванные взаимодействием между дикими животными, сельскохозяйственными животными и людьми.

Чтобы активно участвовать в изучении и решении указанных проблем, необходимо найти ответ на фундаментальные вопросы: где находится животное в любой момент своей жизни? Каково внутреннее состояние животного? Какую поведенческую активность выполняет животное в настоящее время? Что приводит к смерти животного?

Ни на один из этих вопросов нельзя было ответить в отношении свободно живущих животных, особенно когда речь шла о мелких животных, которые имеют наибольшее значение для нас, людей, например, как распространители болезней (прежде всего, это летучие мыши).

Используемые в настоящее время технологии глобального контроля и слежения за животными через спутник исключают по-прежнему около 75 % птиц и млекопитающих вследствие их малых размеров.

Многие экологически и экономически важные виды животных очень мелкие, например летучие мыши, певчие птицы и перелётная саранча. Общее правило при изучении миграций животных заключается в том, что устройства, прикреплённые к животным, не должны иметь массу более 3 % от массы тела животного, чтобы дополнительный вес не влиял на его естественное поведение.

И сегодня весьма важной задачей является создание системы глобального контроля перемещения мелких животных, которая открывает новую эру в этих исследованиях (рис. 8).



Рисунок 8 - Директор ИГ РАН, чл.-корр. РАН О.Н. Соломина в главном зале ЦУП-М, справа за пультом управления, при разворачивании антенн НА «Икарус» на РС МКС

МКС является удобной лабораторией для создания и отработки систем отслеживания миграций животных. Для использования миниатюрных приёмопередающих устройств на земной поверхности необходимо иметь на орбите низколетящий космический аппарат с большими антеннами. Полёт МКС происходит на высоте около 400 км, в то время как искусственные спутники Земли имеют обычно большую высоту орбиты. Это обусловлено тем, что орбита МКС периодически корректируется для поддержания высоты орбиты, а топливо для коррекции орбиты МКС доставляется с помощью транспортных грузовых кораблей «Прогресс». Кроме того, наличие экипажа на борту МКС позволяет монтировать на её внешней поверхности конструкции и антенны больших размеров, что также позволяет уменьшить размеры приёмопередатчиков на Земле. Важно также, что российскими специалистами была разработана уникальная технология проведения экспериментов на орбитальных станциях и накоплен значительный опыт их успешного проведения.

Аппаратура «Икарус» представляет собой систему, состоящую из бортового и наземного сегментов. В бортовую часть входит управляющий компьютер ОВС-I (OnBoard Computer Icarus) и антенный блок, обеспечивающий выдачу управляющих данных закрепляемым на животных датчикам (тегам), а также сбор данных с тегов о координатах перемещения животных при их сезонной миграции. Функционирование бортового сегмента «Икарус» обеспечивалось с помощью получаемых данных и систем российского сегмента МКС, от которых ОВС НА «Икарус» получал точное время, информацию об орбите МКС и её ориентации и др.

В соответствии с подписанным Соглашением за антенный блок и управляющий компьютер отвечало немецкое космическое агентство ДЛР. Следует отметить, что успеху данного проекта способствовало плодотворное сотрудничество немецких и российских специалистов. Например, российские специалисты, используя свой большой опыт разработки и проектирования бортовых антенн, предложили эффективную окончательную схему и конструкцию бортовых антенн оборудования «Икарус», которая была реализована на РС МКС. К созданию и производству управляющего компьютера ОВС-I была подключена фирма «Элкус» (г. Санкт-Петербург).

Программное обеспечение для ОВС-I разрабатывала фирма STI. Наземный сегмент аппаратуры «Икарус» включает в себя множество тегов (массой до 5 г), которые на Земле крепятся на мигрирующих животных, а также специальные комплексы управления и обработки данных. Тег получает от РС МКС данные об орбите и ориентации станции и способен рассчитать данные о возможных сеансах связи с МКС.

В расчётный момент времени тег с помощью спутниковой навигационной системы определяет своё местоположение и передаёт эту информацию на РС МКС вместе с данными от датчиков ускорений, температуры, магнитометра, входящих в состав тега (рис. 9). Принятая на станции информация передаётся в московский центр управления ЦУП-М, где она предварительно анализируется и

затем выдаётся участникам исследований. Размещение бортового оборудования «Икарус» на служебном модуле РС МКС и внешний вид блок электроники показаны на рис. 10 и 11, соответственно. Основные технические характеристики аппаратуры «Икарус» и передатчика представлены в табл. 1 и 2.



Рисунок 9 - Дратхаар Рэй готов к проведению эксперимента

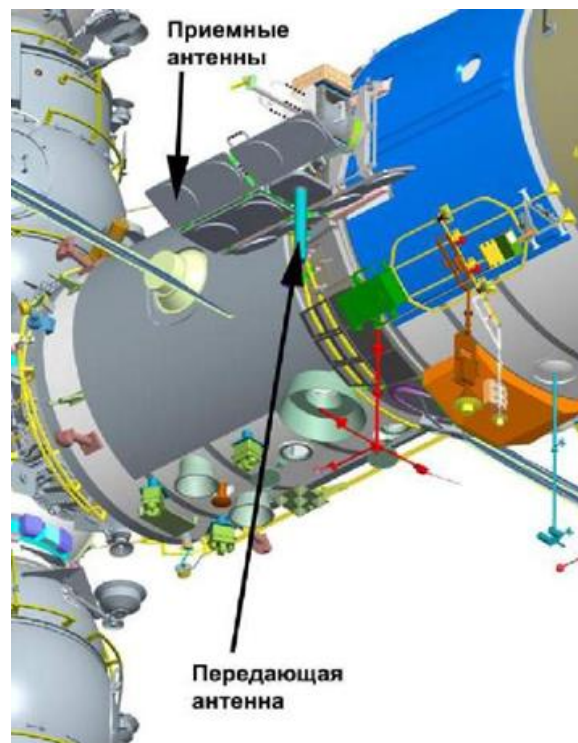


Рисунок 10 - Размещение бортового оборудования «Икарус» на служебном модуле РС МКС



Рисунок 11 - Блок электроники аппаратуры «Икарус»

Таблица 1 - Основные технические характеристики аппаратуры «Икарус»

| Параметры | Значения |
|--|-------------------|
| <i>Восходящая линия связи (прием данных)</i> | |
| Частота, МГц | 401,5 – 403 |
| Ширина полосы, МГц | 1,2 |
| Скорость передачи данных, бит/с | 520 |
| Мгновенная область покрытия поверхности Земли | 90 км x 800 км |
| Количество передатчиков, находящихся в поле зрения антенн, шт. | 500 |
| <i>Нисходящая линия связи (передача)</i> | |
| Частота, МГц | 468,075 – 468,125 |
| Ширина полосы, кГц | 50 |
| Скорость передачи данных, бит/с | 656 |

Таблица 2 - Основные технические характеристики передатчика

| Параметры | Значения |
|--|--|
| Масса, г | < 5 |
| Размер, мм | < 25 x 15 x 6 |
| Длина антенны, мм | 60 |
| Датчики | GPS-приемник, Акселерометр, Магнитометр, Датчик температуры |
| Определение местоположения | GPS/ГЛОНАСС/(Galileo) |
| Интервал определения местоположения, час | 1 (регулируемый) |
| Срок службы конструкции передатчика, месяц | > 9 |

Тестовые проверки системы выполнялись, начиная с марта 2020 г, а в сентябре 2020 г. был начат этап опытной эксплуатации системы, который успешно закончился в 2021 г. переходом на режим эксплуатации системы отслеживания миграции животных.

За это время были реализованы десятки интересных проектов. Координацию научных проектов различных организаций осуществлял сотрудник ИГ РАН Г.М. Тертицкий.

Например, по научным программам российских учёных изучались миграции чёрных дроздов, кукушек, сов, сайгаков, кабанов и многих других особей млекопитающих и птиц. Кроме того, теги были установлены на оползневых склонах Кавказа для оценки возможности контроля опасных сходов оползней.

Заключение

На РС МКС в рамках КЭ «Ураган» отрабатываются методы, технологии и аппаратура для изучения земной поверхности. Отрабатываемые методы и аппаратура учитывают специфику МКС, прежде всего, отсутствие возможности у этой станции, в отличие от станций «Салют» и «Мир», менять ориентацию. По этой причине с начала полёта на РС МКС используются ручные приборы (ФСС, ВСС, фотоаппаратура), с помощью которых космонавты исследуют различные объекты и явления на земной поверхности. Для наведения используемой аппаратуры на российском сегменте применяются также специальные подвижные платформы, размещаемые как снаружи, так и внутри станции на иллюминаторах РС МКС.

Использование подвижных платформ наведения позволяет изучать исследуемые объекты даже в период сна экипажа. Для управления наведением подвижных платформ используются специально разработанные методы оптимизации.

С помощью научных приборов КЭ «Ураган» к настоящему времени уже получено большое количество ценной информации, на основе которой проводились изучения ледников (Колка, Медвежий, Бивачный и др.), наводнений, вулканов, возникающих пожаров и др. С помощью НА «Икарус» изучаются миграции животных и птиц (см. рис. 12).

Разработаны специальные методы, позволяющие эффективно планировать и проводить наблюдения с МКС, а также оценивать развитие некоторых потенциально опасных и катастрофических явлений и процессов. По результатам выполненных исследований опубликовано более 200 научных статей, получены десятки патентов.

Доставка на борт РС МКС новых приборов («Гиперспектрометр», «РИВР») позволит расширить исследования в широком диапазоне спектра электромагнитного излучения.

Отработанные в КЭ «Ураган» технические средства и методы будут использованы при создании автоматизированных спутниковых систем мониторинга и контроля земной поверхности.

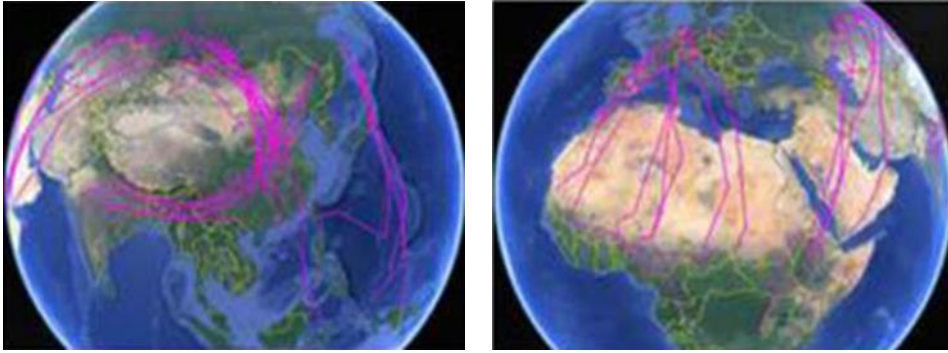


Рисунок 12 - Пути миграции кукушек по данным НА «Икарус»

Литература

1. Беляев М.Ю. От ракеты Р-7 и первого полёта человека в космос до постоянной пилотируемой орбитальной станции // Гироскопия и навигация. 2021. Том 29. № 3 (114). С. 96–121.
2. Благоев В.Д. «Мир» – советская орбитальная станция нового поколения // Земля и Вселенная, 1986. № 6. С. 2–10.
3. Беляев М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. М.: Изд-во Машиностроение, 1984. 264 с.
4. Semenov Yu.P, Rumin V.V., Nikitsky V.P., Lebedev O.N., Belyaev M.Yu. Scientific experiments operations planing onboard "Mir» space station and implementation plans of international space station // 17th Space Station Utilization Workshop in Japan. 18-19 Jan.1995. NASDA, Tokyo pp. 1–67.
5. Belyaev M.Yu, Ryumin V.V. Problems of control arised during the implementation of scientific research program onboard the multipurpose orbital station // Acta Astronautica. Vol. 15. September. 1987, pp. 739–746.
6. Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Манжелей А.И., Рулев Д.Н., Стажков В.М., Тесленко В.П. Математическое обеспечение автоматизированного планирования исследований на орбитальном комплексе «Мир» // Космические исследования, т. 27, вып. 1, 1989. С. 126–134.
7. Беляев М.Ю. Технология проведения экспериментов на орбитальном комплексе «Мир» и пути повышения эффективности исследований с помощью орбитальных станций // Труды L чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Материалы докладов. 2016. С. 258–277.
8. Беляев М.Ю., Десинов Л.В. Мониторинг Земли с Международной космической станции // Земля и Вселенная. 2002, с. 16–25.
9. Belyaev M.Yu., Dessinov L.V. Study of the Environment from the ISS in the URAGAN Program // 23rd International symposium on Space Technology and science. May 26 - June 2, 2002. Matsuc, Japan, Abstracts, p. 74, 2002–n-25.

10. Belyaev M.Yu., Dessinov L.V. Investigation of the Earth Catastrophes from the International Space Station // 24th International Symposium on Space Technology and science. May 30-June 6, 2004, Miyazaki, Japan, ISTS 2004-n-19.
11. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Караваев Д.Ю., Марков А.В., Рязанцев В.В., Десинин Л.В. Изучение катастрофических явлений и природной среды с борта МКС по программе «Ураган» // Шестая международная научно-практическая конференция «Пилотируемые полёты в космос», 10-11 ноября 2005 г., Звёздный городок, Моск. обл., с. 141.
12. Котляков В.М., Беляев М.Ю., Десинин Л.В., Юрина О.А. Проблемы и задачи изучения Земли космическими методами // Труды XLII Чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2008, с. 8–24.
13. Десинин Л.В. Цунами с орбитальной высоты // Биржа интеллектуальной собственности. 2005. Т. 4. № 2. С. 32–37.
14. Десинин Л.В., Десинин С.Л. Катастрофа в Геналдонской долине. 2003. С. 66–71.
15. Десинин Л.В. Аральская катастрофа – прямая угроза южному Уралу // Биржа интеллектуальной собственности. 2003. Т. 2. № 9. С. 23–27.
16. Десинин Л.В. Проблемы окружающей среды бассейна реки Волги // Биржа интеллектуальной собственности. 2003. Т. 2. № 8. С. 23–29.
17. Десинин Л.В. Космический мониторинг эрозии черноземных почв России // Биржа интеллектуальной собственности. 2003. Т. 2. № 5. С. 17–24.
18. Котляков В.М., Десинин Л.В. Подвижка ледника Медвежьего в 2011 году // Лёд и снег. 2012. Т. 52. № 1. С. 128–131.
19. Котляков В.М., Десинин Л.В., Долгов С.В., Коронкевич Н.И., Лихачёва Э.А., Маккавеев А.Н., Медведев А.А., Рудаков В.А. Наводнение 6-7 июля 2012 года в городе Крымске // Известия Российской академии наук. Серия географическая. 2012. № 6. С. 80–88.
20. Беляев М.Ю., Десинин Л.В., Листошенкова Н.С., Рудаков В.А., Рязанцев В.В., Черноглазов В.Е. Возможности мониторинга с МКС нефтяных загрязнений Прикаспийского региона // Конференция «Географические проблемы региона Каспийского моря и изучение путей достижения устойчивого развития территорий» в рамках XVIII совместной сессии Объединённого научного совета по фундаментальным географическим проблемам при Международной Ассоциации Академий Наук (МАН) и Научного совета по фундаментальным географическим проблемам РАН, г. Баку, 15-20.09.14 г.
21. Беляев М.Ю., Десинин Л.В., Караваев Д.Ю., Легостаев В.П., Рязанцев В.В., Юрина О.А. Особенности проведения и использования результатов съёмки земной поверхности, выполняемой экипажами российского сегмента МКС // Космическая техника и технологии. 2015. № 1 (8). С. 17–30.
22. Беляев М.Ю., Юрина О.А., Караваев Д.Ю., Десинин Л.В. Изучение динамики развития катастрофических явлений по изменению площади наблюдае-

- мых объектов в эксперименте «Ураган» на РС МКС // Международная научно-практическая конференция «Научные исследования и эксперименты на МКС». 9–11 апреля 2015. М.: Изд-во ИКИ РАН, 2015. С. 194.
23. Падалка Г.И., Ревин С.Н., Десинов Л.В., Десинов С.Л., Рудаков В.А., Черноглазов В.Е., Беляев М.Ю., Караваев Д.Ю. Результаты мониторинга с борта РС МКС катастрофических наводнений Краснодарского края // Пилотируемые полёты в космос. 2013. № 4 (9). С. 42–59.
 24. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Легостаев В.П. Использование съёмки земной поверхности с МКС в интересах топливно-энергетического комплекса // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2013. № 4. С. 75–90.
 25. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Секерж-Зенькович С.Я., Юрина О.А. Выявление системы океанских кольцевых волн вблизи острова Дарвин по фотоизображениям с Международной космической станции // Труды XLIX Чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2015, с. 195–203.
 26. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Сармин Э.Э., Юрина О.А. Изучение с борта российского сегмента Международной космической станции в рамках программы «Ураган» катастрофических явлений, вызывающих экологические проблемы // Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 1 (80). С. 71–79.
 27. Iurina O., Belyaev M.Yu., Karavaev D.Yu., Desinov L.V. Study of catastrophic phenomena and environmental problems from the Russian segment of the ISS // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC. 66, Space - The Gateway for Mankind's Future. Сер. "66th International Astronautical Congress 2015, IAC 2015: Space - The Gateway for Mankind's Future" 2015. pp. 3987-3997.
 28. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Юрина О.А. Изучение катастрофических явлений и экологических проблем с российского сегмента МКС // Труды L чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2016. С. 79–97.
 29. Сармин Э.Э., Секерж-Зенькович С.Я., Чеботарев А.М., Беляев М.Ю., Десинов Л.В. Изучение активных вулканов с борта МКС по программе «Ураган» // Международная научно-практическая конференция «Научные исследования и эксперименты на МКС». М.: 2015. С. 190–194.
 30. Беляев М.Ю., Рулев Д.Н., Юрина О.А. Вариант подхода к планированию наблюдений потенциально опасных ледников на земной поверхности с борта орбитальной станции // Космонавтика и ракетостроение. 2017. № 3 (96). С. 107–115.
 31. Десинов Л.В., Десинов С.Л., Ивонин И.Л., Рудаков В.А., Беляев М.Ю. Экологические проблемы Центральной России, Крыма и Кавказа в программе

- «Ураган» в 2017 г. // Материалы I Международного экологического форума в Крыму. Севастополь. 2017. С. 117–121.
32. Беляев М.Ю., Беляев Б.И., Катковский Л.В., Мартинов А.О., Сармин Э.Э., Силюк О.О., Чумаков А.В. Классификация водных объектов по спектрам, измеренным с борта МКС в космическом эксперименте «Ураган» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т. 16. № 6. С. 201–208.
 33. Хлебников Д.В., Иванов А.Ю., Коновалов Б.В., Терлеева Н.В., Десинов Л.В., Соловьев Д.М., Кучейко А.А. Антропогенные загрязнения Российской прибрежной зоны Чёрного моря: взгляд из космоса // Гидрометеорология и экология: достижения и перспективы развития. Труды III Всероссийской конференции. Санкт-Петербург: 2019. С. 909–913.
 34. Котляков В.М., Десинов Л.В., Десинов С.Л., Серова Е.О., Ивонин И.Л., Крючкова Е.Д., Новикова Е.А., Рудаков В.А. Колебания ледников северного и южного ледниковых полей Патагонии по данным мониторинга с Международной космической станции // Лёд и снег. 2020. Т. 60. № 1. С. 5–18.
 35. Десинов Л.В. Природные катастрофы на Кавказе: вид с МКС // Земля и Вселенная. 2021. № 5 (341). С. 5–20.
 36. Беляев М.Ю., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Десинов Л.В., Малышев В.Б., Беляев Б.И., Сосенко В.А. Использование научной аппаратуры «Фотоспектральная система» в эксперименте «Ураган» // Труды XLIV чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во ЦОП, 2010. С. 51–59.
 37. Беляев М.Ю., Беляев Б.И., Катковский Л.В., Крот Ю.А., Роговец А.В., Сармин Э.Э., Хвалей С.В. Некоторые результаты лётных испытаний фотоспектральной системы ФСС // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2011. Т. 8. № 2, с. 264–272.
 38. Беляев М.Ю., Беляев Б.И., Десинов Л.В., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Сосенко В.А., Хвалей С.В. Лётно-космические испытания фотоспектральной системы ФСС на борту МКС // Прикладные проблемы оптики, информатики, радиофизики и физики конденсированного состояния: материалы Международной научной практической конференции, Минск, 28 февраля 2011 г. /НИИ ПФП им. А.Н. Севченко, БГУ, с.15–16.
 39. Беляев М.Ю., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Десинов Л.В., Беляев Б.И., Хвалей С.В., Роговец А.В., Крот Ю.А. Первые результаты использования фотоспектральной системы ФСС в эксперименте «Ураган» // Труды XLV чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во ЦОП, 2011. С. 64–69.
 40. Беляев М.Ю., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Десинов Л.В., Беляев Б.И., Сосенко В.А., Хвалей С.В. Использование научной аппаратуры «Фотоспектральная система» в экспериментах по программе «Ураган» на борту Меж-

- дународной космической станции // Сборник статей под редакцией В.П. Легостаева, М.Ю. Беляева. Ракетно-космическая техника. Серия XII. Выпуск 1-2. Королёв: Изд-во РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, 2011. С. 233–244.
41. Beljaev M.Yu., Beljaev V.I., Kazak A.A., Katkovsky L.V., Rogovets A.V. Spectral brightnesses distributions in spectrometric monitoring of the earth from space // Journal of Applied Spectroscopy. 2012. pp. 1–8.
 42. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Сармин Э.Э., Юрина О.А. Аппаратура и программно-математическое обеспечение для изучения земной поверхности с борта российского сегмента Международной космической станции по программе «Ураган» // Космонавтика и ракетостроение, № 1, 2015. С. 63–70.
 43. Беляев М.Ю., Беляев Б.И., Иванов Д.А., Катковский Л.В., Мартинов А.О., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Силюк О.О., Шукайло В.Г. Атмосферная коррекция данных, регистрируемых с борта МКС. Часть I. Методика для спектров // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 213–222.
 44. Беляев Б.И., Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Катковский Л.В., Сармин Э.Э. Обработка спектров и изображений с фотоспектральной системы в космическом эксперименте «Ураган» на МКС // Исследование Земли из космоса. 2014. № 6. С. 54–65.
 45. Беляев Б.И., Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Катковский Л.В., Сармин Э.Э. Результаты испытаний фотоспектральной системы на МКС // Исследование Земли из космоса. 2014. № 6. С. 27–39.
 46. Беляев Б.И., Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Роговец А.В., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Сосенко В.А. Лётная отработка исследовательской аппаратуры «Фотоспектральная система» на борту российского сегмента МКС // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 22–28.
 47. Беляев М.Ю., Беляев Б.И., Гусев В.Ф., Десинов Л.В., Иванов В.А., Крот Ю.А., Мартинов А.О., Рязанцев В.В., Сосенко В.А. Использование видеоспектральной системы ВСС в эксперименте «Ураган» на РС МКС // Международная научно-практическая конференция «Научные исследования и эксперименты на МКС», 9–11 апреля 2015. М.: Изд-во ИКИ РАН, 2015. С. 192.
 48. Беляев Б.И., Беляев М.Ю., Сармин Э.Э., Гусев В.Ф., Десинов Л.В., Иванов В.А., Крот Ю.А., Мартинов О.А., Рязанцев В.В., Сосенко В.А. Устройство и лётные испытания научной аппаратуры «Видеоспектральная система» на борту российского сегмента МКС // Космическая техника и технология, № 2, 2016. С. 12–20.
 49. Беляев М.Ю., Беляев Б.И., Катковский Л.В., Ломако А.А., Мартинов А.О., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Силюк О.О. Кросс-калибровка данных «Фотоспектральной системы» с борта МКС в космическом эксперименте «Ураган» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2019. Т. 16. № 5. С. 45–55.

50. Беляев М.Ю., Катковский Л.В., Силюк О.О., Беляев Б.И., Бручковская С.И., Иванов Д.А., Есаков А.М., Фокин В.Е. Сравнение спектральных характеристик отражения вулканов Камчатки // Современные проблемы ДЗЗ из космоса, № 16 (6), 2019. С. 115–129.
51. Беляев М.Ю., Беляев Б.И., Иванов Д.А., Катковский Л.В., Мартинов А.О., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Силюк О.О., Шукайло В.Г. Атмосферная коррекция данных, регистрируемых с борта МКС. Часть II. Методика для изображений и результаты применения // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 223–234.
52. Беляев М.Ю., Викельски М., Лампен М., Легостаев В.П., Мюллер У., Науманн В., Тертицкий Г.М., Юрина О.А. Технология изучения перемещения животных и птиц на Земле с помощью аппаратуры ICARUS на российском сегменте МКС // Космическая техника и технологии, № 3, 2015, с. 38-51.
53. Беляев М.Ю., Богатырев В.А., Десинов Л.В., Юрина О.А. Использование информации о перемещении животных и птиц в программе «Ураган» на российском сегменте Международной космической станции // К.Э. Циолковский и инновационное развитие космонавтики. Материалы XLVIII Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга: Изд-во «Эйдос», 2013. С. 103–104.
54. Naumann W., Belyaev M.Yu., Wikelski M., Claasen F. ICARUS – a new global observation system for small objects // IAC-15-B2.1.9.
55. Васильев К.В., Дробышев А.И. Оптимизация схемы формирования лучей и характеристик антенны приёмного канала аппаратуры получения данных о глобальной миграции животных // Труды ЛП Научных чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2018. С. 63–69.
56. Аюкаева Д.М., Беляев М.Ю., Волков О.Н., Корнеев А.П., Морозова А.В., Шитиков О.В. Решение задач интеграции научной аппаратуры «Икарус» российского космического эксперимента «Ураган» на борту российского сегмента МКС // Труды ЛП Научных чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2018. С. 31–38.
57. Артемьев О.Г., Прокопьев С.В., Аюкаева Д.М., Беляев М.Ю., Волков О.Н., Долганов Е.В., Киреевичев С.С., Князев А.И., Корнеев А.П. Технология монтажа крупногабаритной аппаратуры на внешней поверхности российского сегмента МКС на примере аппаратуры «Икарус» // Пилотируемые полёты в космос. 2019. № 2 (31). С. 34–43.
58. Беляев М.Ю., Воронин Ф.А., Харчиков М.А. Контроль перемещения животных на Земле с помощью научной аппаратуры, установленной на российском сегменте Международной космической станции // Лесной вестник, № 4, 2019, том 23, с.49–58.

59. Беляев М.Ю., Вепплер Й., Викельски М., Волков О.Н., Мюллер У., Питц В., Соломина О.Н., Тertiцкий Г.М. Отработка технологии контроля перемещения животных на Земле с помощью научной аппаратуры, установленной на РС МКС // XXVII Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник препринтов. СПб.: 2020, с. 9–17.
60. Аюкаева Д.М., Беляев М.Ю., Вепплер Й., Викельски М., Волков О.Н., Воронин Ф.А., Диттмар С., Питц В., Корнеев А.П., Харчиков М.А. Проверка работоспособности научной аппаратуры «Икарус» после установки на борт служебного модуля российского сегмента МКС // Научное значение трудов К.Э. Циолковского: история и современность. Материалы 55-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Часть 1. Калуга, Изд-во «Эйдос», 2020, с. 188–190.
61. Weppler J., Belyaev M.Yu., Wikelsky M., Volkov O.N., Müller U., Pitz V., Solomina O.N., Tertitsky G.M. Development of Technology for Monitoring Animal Migration on Earth Using Scientific Equipment on the ISS RS // 27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), 2020, pp. 1–7.
62. Weppler J., Belyaev M.Yu., Pitz W., Wikelski M., Tertiski G., Savinkov V., Driebe T. First Results from the German-Russian ICARUS System for Animal Tracking from ISS // 72nd International Astronautical Congress (IAC), Dubai, United Arab Emirates, 25-29 October 2021. Copyright ©2021 by the International Astronautical Federation (IAF). All rights reserved. IAC-21-B3.3.7.
63. Беляев Б.И., Беляев М.Ю., Боровихин П.А., Голубев Ю.В., Ломако А.А., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Сосенко В.А. Система автоматической ориентации научной аппаратуры в эксперименте «Ураган» на Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2018. № 4 (23). С. 70–80.
64. Беляев М.Ю., Боровихин П.А., Караваев Д.Ю., Рассказов И.В. Оптимизация наведения научной аппаратуры крупногабаритной орбитальной станции на наблюдаемые объекты // Материалы XIV Всероссийской мультиконференции по проблемам управления (МКПУ-2021): 4 т. Ростов-на-Дону: 2021. С. 70–72.
65. Беляев М.Ю., Боровихин П.А., Караваев Д.Ю. Планирование наблюдений наземных объектов с борта МКС несколькими комплектами научной аппаратуры // Труды LV чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2021. С. 25–37.
66. Беляев М.Ю., Боровихин П.А., Ветошкин А.М., Караваев Д.Ю., Рассказов И.В. Наведение научной аппаратуры Международной космической станции на исследуемые объекты // Космические исследования. 2022. Т. 60. № 1. С. 80–89.

67. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Легостаев В.П. Использование съёмки земной поверхности с МКС в интересах топливно-энергетического комплекса // Известия РАН «Энергетика», № 4, 2013, с. 75–90.
68. Акимов Н.П., Беляев М.Ю., Гектин Ю.М., Есаков А.М., Зайцев А.А., Серебряков Д.С., Черемисин М.В., Коган С.Д. Использование инфракрасного радиометра высокого разрешения для исследования потенциально опасных и катастрофических явлений и объектов на земной поверхности в эксперименте «Ураган» на МКС // Труды ЛП Научных чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2018. С. 22–30.
69. Belyaev M.Yu., Katkovsky L.V., Beliaev B.I., Esakov A.M., Ivanov D.A., Martinov A.O., Siliuk V.O., Sarmin E.E. Method and results of comparing multilevel spectral reflectance measurements of various earth surfaces // Current problems in remote sensing of the Earth from space. 2020. Т. 17. № 6, pp. 30–36.
70. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Юрина О.А. Способ определения скорости движения фронтальной части ледника с космического аппарата // Патент на изобретение № 2568152 от 10.11.2015.
71. Беляев М.Ю., Караваев Д.Ю., Юрина О.А. Способ определения координат фотографируемых с космического аппарата земных объектов // Патент на изобретение RU 2587539 С2, 20.06.2016.
72. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Юрина О.А. Способ определения момента времени схода наблюдаемого с космического аппарата ледника // Патент на изобретение RU 2605528 С2, 20.12.2016.
73. Wikelski M., Uschi Mueller U., Scocco P., Catorci A., Desinov L.V., Belyaev M.Yu., Keim D., Pohlmeier W., Fichteler G., Mai M. Potential short-term earthquake forecasting by farm animal monitoring // 2020 The Authors. Ethology published by Blackwell Verlag GmbH, doi:10.5061/dryad.q2bvq83gq.
74. Беляев М.Ю. Научная аппаратура и методы изучения Земли в космическом эксперименте «Ураган» на Международной космической станции // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 3. С. 92–107.
75. Biological earth observation with animal sensors // Trends in Ecology&Evolution. 2022. Т. 37. № 4. pp. 293–298.
76. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Соломина О.Н., Тертицкий Г.М. Исследование миграций животных с помощью научной аппаратуры «Икарус» в космическом эксперименте «Ураган» в РС МКС // Гироскопия и навигация. Том 30. № 3 (118), 2022. С. 3–19.
77. Беляев М.Ю., Катковский Л.В., Силук О.О., Беляев Б.И., Сармин Э.Э., Бручковский И.И., Гуляева С.И., Литвинович Г.С. Давидович Ю.С. Обнаружение усыхания хвойных лесов по авиакосмическим данным // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. Т. 19. № 3. С. 88–102.

78. Беляев М.Ю., Боровихин П.А., Караваев Д.Ю., Рассказов И.В. Наведение научной аппаратуры Международной космической станции на наблюдаемые объекты с помощью специальных подвижных платформ // Системный анализ, управление и навигация. Тезисы докладов XXVI Международной научной конференции. М.: 2022. С. 111–113.
79. Беляев М.Ю., Тертицкий Г.М. Волков О.Н., Соломина О.Н. Результаты российской программы исследований миграций животных с помощью научной аппаратуры «Икарус» на РС МКС // XXIX Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам. Сборник материалов. СПб.: 2022. С. 9–16.
80. Катковский Л.В., Силюк О.О., Беляев Б.И., Беляев М.Ю., Сармин Э.Э., Бручковский И.И., Гуляева С.И., Литвинович Г.С., Давидович Ю.С. Обнаружение усыхания хвойных лесов по авиакосмическим данным // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2022. Т. 19. № 3. С. 88–102.
81. Беляев М.Ю., Боровихин П.А., Есаков А.М., Караваев Д.Ю., Рассказов И.В. Новые методы управления при наведении научной аппаратуры на наблюдаемые объекты в эксперименте «Ураган» на МКС // XXX юбилейная Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. 29–31 мая 2023. Сборник материалов. СПб: Изд-во АО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2023. С. 319–328.
82. Belyaev M.Yu., Borovikhin P.A., Karavaev D.Yu., Rasskazov I.V. Optimizing algorithms for visual and instrumental observations taken by the crew of the Russian Segment of the International Space Station // 74th International Astronautical Congress (IAC), Baku, Azerbaijan, 2-6 October 2023. Copyright ©2023 by the International Astronautical Federation (IAF). All rights reserved IAC-23-B3.5.8, pp. 1–11.
83. Belyaev M.Yu., Matveeva T.V., Solomina O.N., Tertitski G.M., Volkov O.N. Monitoring and studying animal migration on Earth using scientific equipment on the ISS RS // 74th International Astronautical Congress (IAC), Baku, Azerbaijan, 2-6 October 2023. Copyright ©2023 by the International Astronautical Federation (IAF). All rights reserved IAC-23-B1.IP.17, pp. 1–11.
84. Беляев М.Ю. Отработка научной аппаратуры и технологий изучение Земли в эксперименте «Ураган» на МКС // Третья международная конференция, посвящённая 25-летию Международной космической станции: сб. тез. докл. М.: Изд-во ИКИ РАН, 2023. С. 53–61.
85. Беляев М.Ю., Боровихин П.А., Есаков А.М., Караваев Д.Ю., Рассказов И.В. Оптимизация наведения научной аппаратуры на наблюдаемые объекты в эксперименте «Ураган» на МКС // Гироскопия и навигация. 2023. Т. 31, № 4 (123). С. 118–137.

УДК 629.78.076.6:521.3
eLIBRARY.RU: 89.23.21

Д.Н. Севастьянов¹, Ю.Р. Банит¹, М.Ю. Беляев^{2,3}

¹АО «Газпром космические системы», г. Щёлково, Моск. обл.

²ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, Моск. обл.

³МФ МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Мытищи, Моск. обл.

**ПРИМЕНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ И ОПЫТА ПРОВЕДЕНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ НА ОРБИТАЛЬНЫХ
СТАНЦИЯХ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ ГСС «ЯМАЛ»
APPLYING RESULTS AND LESSONS LEARNED FROM SPACE
EXPERIMENTS ONBOARD ORBITAL STATIONS
TO CONTROLLING THE ATTITUDE OF GEOSTATIONARY
COMMUNICATIONS SATELLITES «YAMAL»**

*К 20-летию успешного функционирования
геостационарного спутника связи «Ямал-202»*

Аннотация: 24 ноября 2003 года были выведены на орбиту геостационарные спутники связи «Ямал-201» и «Ямал-202». Эксплуатация одного из них, спутника «Ямал-202», продолжается уже более 20 лет. Успешному использованию спутников этой серии способствовали результаты научных и практических работ, выполненных в период полёта отечественных орбитальных станций, а также результаты некоторых технических экспериментов, проведенных на российском сегменте (РС) Международной космической станции (МКС), 25-летний юбилей запуска которой мы отмечаем в 2023 г. В статье изложены результаты исследований, выполненных на РС МКС в рамках экспериментов «Тензор» и «Среда-МКС», которые были использованы при управлении полётом спутников серии «Ямал» и способствовали их длительной работе на орбите.

Ключевые слова: космические эксперименты, орбитальные станции, Международная космическая станция, динамические характеристики, ориентация КА, геостационарный спутник связи.

Abstract: November 24, 2003 saw the insertion into orbit of geostationary communications satellites «Yamal-201» and «Yamal-202». One of them, Yamal-202, has been operating in orbit for more than 20 years now. Contributing to the successful operation of satellites in this series were results of scientific and applied research conducted during the missions of our country's orbital stations, as well as the results of certain technology tests carried out in the Russian Segment of the International Space Station (ISS), which celebrated its 25th anniversary in orbit in 2023. The paper presents results of studies conducted onboard the ISS RS within the framework of

experiments Tensor and Environment-ISS, which were used for controlling the mission of the Yamal-series satellites and were conducive to their longevity in orbit.

Keywords: space experiments, orbital stations, International Space Station, dynamic properties, SC attitude, geostationary communications satellite.

Введение

Для интерпретации результатов многих космических экспериментов (КЭ) требуется знание углового положения исследовательских приборов при выполнении научных измерений [1]. Обычно угловое положение научной аппаратуры (НА) относительно связанных с космическим аппаратом (КА) осей известно, поэтому задача сводится к определению углового положения КА в пространстве. Задача определения ориентации КА по измерениям была решена В.В. Белецким и его учениками для 3-го советского ИСЗ, спутника «Протон» и других КА [1, 2]. При определении углового положения КА использовались измерения магнитометров, солнечных и звёздных датчиков и других приборов. Для контроля ориентации в состав телеметрических систем орбитальных станций (ОС) «Салют», орбитального комплекса (ОК) «Мир», российского сегмента Международной космической станции также входили такие датчики [1, 3].

При расчёте углового движения КА используются локальные методы контроля ориентации и интегральные статистические алгоритмы. При наличии в рассматриваемый момент времени достаточного (или избыточного) количества измерений для однозначного определения углового положения КА могут применяться локальные алгоритмы. Если измерительной информации недостаточно для определения ориентации в любой момент времени, что возникает при наличии на КА лишь одного измерительного прибора, например, магнитометра, применяются интегральные статистические алгоритмы, основанные на использовании математической модели движения КА относительно его центра масс. В процессе обработки измерительной информации с помощью таких алгоритмов обычно не только восстанавливается угловое движение КА, но и уточняются параметры, входящие в используемую математическую модель движения: тензор инерции КА, параметры действующего на КА аэродинамического момента и др.

Разработанные для орбитальных станций методы и практические алгоритмы позволили значительно расширить возможности интерпретации научных измерений исследовательской аппаратуры на неориентированных участках полёта ОС «Салют-4», -6, -7.

Разработанная технология уточнения математических моделей (ММ) углового движения ОС по телеметрическим измерениям позволила создать высокоточные ММ для управления ориентацией ОК «Мир», которые непрерывно использовались в течение всего времени полёта этой станции [4, 5]. Кроме того, разработанные для орбитальных станций методы и технологии оказались полезными и при управлении полётом геостационарных спутников связи (ГСС) «Ямал».

Определение углового движения ОС «Салют» при проведении экспериментов

Первые орбитальные станции не имели возможности дозаправки топливом на орбите. Поэтому возможности наведения НА станции на исследуемые объекты были ограничены. С целью расширения возможностей наблюдения исследуемых объектов были предложены дополнительно режимы пассивных закруток станции. Предложенные закрутки станции выполнялись вокруг её продольной оси «х», сориентированной нужным образом в пространстве. В этом случае обеспечивалось сканирование небесной сферы телескопами, установленными по оси «+у» станции. Действие на станцию гравитационного и аэродинамического возмущающих моментов приводило к «развалу» выполненной закрутки. Для восстановления ориентации осей телескопов в пространстве во время режимов сканирования небесной сферы оперативно были разработаны специальные методы и создано соответствующее математическое обеспечение [1, 3]. На станциях «Салют» для контроля ориентации были установлены датчики напряжённости магнитного поля Земли и положения Солнца. При полёте станции на освещённой Солнцем части орбиты её ориентация оперативно рассчитывалась в темпе приёма телеметрической информации по измерениям солнечного датчика и магнитометра с помощью двухвекторного алгоритма [1]. При этом результаты расчёта ориентации, начиная с полёта станции «Салют-4», оперативно в темпе приёма телеметрической информации выдавались на средства отображения в Центре управления полётом, что являлось в те годы заметным достижением.

Расчёт ориентации станции на теневой части орбиты, где отсутствуют измерения солнечного датчика, является более сложной задачей. На её решение накладывались ограничения, связанные с необходимостью оперативного решения всех задач в Центре управления полётом вблизи г. Евпатория (ЦУП-Е). ЦУП-Е в то время был оснащён ЭВМ М-220. Решение задач расчёта движения станции и её ориентации в оперативном режиме на имеющихся ЭВМ потребовало в то время разработки новых способов описания возмущённого движения КА, методов интегрирования, методов и алгоритмов определения ориентации [1, 3, 6-8].

Разработанный метод интегрирования позволял на порядок ускорить проведение расчётов [7]. Найденное аналитическое решение возмущённого движения станции было точнее и одновременно проще известных [6]. Для расчёта ориентации станции на теневой части орбиты были разработаны алгоритмы для режима движения, близкого к регулярной прецессии [1], и для сильно возмущённого движения ОС [8].

Эти алгоритмы были быстродействующими и требовали минимального объёма оперативной памяти ЭВМ, т.к. при их реализации объём памяти ЭВМ не зависел от количества рассчитываемой и поступающей в темпе приёма телеметрической информации (ТМИ) [1, 8]. Всё это впервые было сделано и реализовано в ЦУП-Е в процессе полёта ОС «Салют-4».

Управление полётами станций «Салют-6» и «Салют-7» было решено передать в ЦУП-М, созданный для выполнения программы «Союз-Аполлон» в г. Королев. При разработке технологии проведения и оперативного обеспечения экспериментов на станциях третьего поколения использовался опыт работы по выполнению экспериментов на станции «Салют-4» в ЦУП-Е г. Евпатория [8].

В процессе выполнения ряда экспериментов на ОС «Салют-6» и ОС «Салют-7» активно использовался режим гравитационной ориентации станции [9]. При определении углового положения ОС «Салют-6» и -7 в пассивных режимах использовалась математическая модель движения станции, учитывающая действующие гравитационные и аэродинамические возмущения [9 - 11]. Для уточнения углового положения станций «Салют» использовались измерения звёздных фотометров, входивших в состав научной аппаратуры [1, 12].

Определение ориентации орбитального комплекса «Мир» по показаниям оптического звёздного датчика

Оптический звёздный датчик (ОЗД) «Астро-1» – совместная разработка предприятий «Карл Цейс Йена», ИКИ РАН и НПО «Энергия». Он был установлен на борту модуля «Квант-2» ОК «Мир». ОЗД используется для определения углового положения ОК относительно звёзд в режимах инерциальной или орбитальной ориентации, а также в пассивном движении с малой ($\approx 0,5$ град/с) угловой скоростью [13].

Датчик имеет три одинаковых оптических блока $A_\nu (\nu = 1, 2, 3)$, установленных на одном основании и обеспечивающих визирование трёх участков небесной сферы. Размер одного участка – $5,3^\circ \times 8^\circ$. Изображение участка формируется на охлаждаемой ПЗС-матрице, имеющей 520×580 элементов. Электронная аппаратура датчика выделяет на каждом изображении до семи наиболее ярких звёзд, определяет в системах координат, связанных с блоками, положения центров яркости выделенных звёзд и передаёт результаты в телеметрическую систему ОК.

Используем следующие системы координат. Правую декартову систему координат, связанную с блоком A_ν , обозначим $O_\nu z_1^{(\nu)} z_2^{(\nu)} z_3^{(\nu)} (\nu = 1, 2, 3)$. Ось $O_\nu z_3^{(\nu)}$ – оптическая ось блока, ПЗС-матрица лежит в плоскости $O_\nu z_1^{(\nu)} z_2^{(\nu)}$ и обращена чувствительной стороной к полупространству $z_3^{(\nu)} \geq 0$. Направление осей системы $O_\nu z_1^{(\nu)} z_2^{(\nu)} z_3^{(\nu)}$ задаётся в жёстко связанной с ОК строительной системе координат $Oxyz$. Точка O – центр масс ОК, ось Ox параллельна продольной оси базового блока и направлена в сторону его агрегатного отсека, плоскость Oxz параллельна оси вращения симметричных солнечных батарей базового блока.

Матрицу перехода от системы $O_\nu z_1^{(\nu)} z_2^{(\nu)} z_3^{(\nu)}$ к системе $Oxyz$ обозначим $\|u_{ij}^{(\nu)}\|_{i,j=1}^3$, где $u_{ij}^{(\nu)}$ – косинус угла между осями $Ox_i Oy_i Oz_i$ и $O_\nu z_j^{(\nu)}$. Элементы

этой матрицы будем выражать через углы ψ_ν, θ_ν и φ_ν , которые определяются следующим образом. Если совместить точки O и O_ν , то систему $Oxyz$ можно перевести в систему $O_\nu z_1^{(\nu)} z_2^{(\nu)} z_3^{(\nu)}$ тремя последовательными поворотами: 1) на угол ψ_ν вокруг оси Oy ; 2) на угол θ_ν вокруг новой оси Ox ; 3) на угол φ_ν вокруг новой оси Oz , совпадающей с осью $O_\nu z_3^{(\nu)}$. Справедливы соотношения

$$\begin{aligned} u_{11} &= \cos\psi \cos\varphi + \sin\psi \sin\theta \sin\varphi, & u_{21} &= \cos\theta \sin\varphi, \\ u_{12} &= -\cos\psi \sin\varphi + \sin\psi \sin\theta \cos\varphi, & u_{22} &= \cos\theta \cos\varphi, \\ u_{13} &= \sin\psi \cos\theta, & u_{23} &= -\sin\theta, \\ & u_{31} &= -\sin\psi \cos\varphi + \cos\psi \sin\theta \sin\varphi, \\ & u_{32} &= \sin\psi \sin\varphi + \cos\psi \sin\theta \cos\varphi, \\ & u_{33} &= \cos\psi \cos\theta, \end{aligned}$$

в которых для краткости опущен индекс ν . Номинальные значения углов ψ_ν, θ_ν и φ_ν следующие: $\psi_1 = -\psi_3 = 150^\circ$, $\theta_1 = \varphi_1 = \varphi_3 = 0$, $\psi_2 = \varphi_2 = 90^\circ$, $\theta_2 = -75^\circ$, $\theta_3 = 180^\circ$. Фактические значения этих углов отличаются от номинальных на несколько десятых долей градуса и были уточнены в результате полётной юстировки.

Измерительная информация, снимаемая с блока A_ν , представляет собой координаты изображений звёзд на плоскости $O_\nu z_1^{(\nu)} z_2^{(\nu)}$. Затем эти координаты пересчитываются в компоненты ортов, указывающих направления на звёзды в системе $O_\nu z_1^{(\nu)} z_2^{(\nu)} z_3^{(\nu)}$. Изображения регистрируемых звёзд считываются с ПЗС-матрицы в виде последовательности кадров с привязкой к бортовому времени. Чтобы уменьшить ошибки измерений, в каждом шестнадцатом кадре на плоскость матрицы проецируются изображения четырёх калибровочных искусственных источников света, координаты которых известны точно. Поправки, определяемые по этим источникам в блоке электроники прибора, используются для уточнения координат регистрируемых звёзд в последующих пятнадцати кадрах.

После того как в системах $O_\nu z_1^{(\nu)} z_2^{(\nu)} z_3^{(\nu)}$ ($\nu = 1, 2, 3$) получены координаты визируемых прибором звёзд и определены относительные величины их блеска, эти звёзды отождествляются со звёздами из каталога, составленного специально для работы с ОЗД. Каталог содержит указанные на эпоху 1950.0 координаты 8749 звёзд со звёздными величинами $\lesssim 7^m$ и обладает следующими свойствами: 1) если при каком-либо направлении оси визирования блока A_ν в его поле зрения попадает четыре и более звёзд с блеском, не превышающим 7^m , то не менее четырёх из них, самых ярких, содержатся в каталоге; 2) двум близким звёздам, воспринимаемым прибором как одна звезда, в каталоге также соответствует одна звезда.

Отождествление выполняется следующим образом. Пусть в какой-то момент времени блоком A_ν зарегистрировано не менее трёх звёзд. Они нумеруются, и для каждой пары звёзд с номерами i и j ($i < j$) вычисляется косинус d_{ij}

углового расстояния между ними. Процесс отождествления начинается с идентификации базовой тройки звёзд. Путём перебора в каталоге находятся пары звёзд, косинус угла между которыми не более, чем на $5 \cdot 10^{-5}$ отличается от d_{ij} . Из таких пар составляется множество M_{ij} . На основании сравнения пар, попавших в множества M_{12} , M_{13} и M_{23} , отождествляются звезды 1, 2 и 3. Идентификация k -й звезды при $k \geq 4$ выполняется по результатам сравнения косинусов её угловых расстояний относительно уже отождествлённых звезд.

Следует заметить, что для интерпретации результатов многих экспериментов необходимо знать точное расположение осей, связанных с датчиком ОЗД, относительно осей станции.

Будем считать, что положение системы $O_1 z_1^{(1)} z_2^{(1)} z_3^{(1)}$ относительно направления осей строительной системы координат задаётся номинальными значениями углов $\psi_1, \theta_1, \varphi_1$, и юстировку сведём к уточнению только углов $\psi_\nu, \theta_\nu, \varphi_\nu$ при $\nu = 2, 3$.

Пусть в некоторый момент времени блоком $A_\nu (\nu = 1, 2, 3)$ зарегистрировано n_ν отождествлённых звёзд и $s_i^{(\nu)}$ ($i = 1, \dots, n_\nu$) – орт направления на i -ю из них. Найденные по наблюдениям компоненты этого орта в системе координат $O_\nu z_1^{(\nu)} z_2^{(\nu)} z_3^{(\nu)}$ обозначим $z_{1i}^{(\nu)}, z_{2i}^{(\nu)}, z_{3i}^{(\nu)}$. Скалярное произведение $S_i^{(\mu)} \cdot S_j^{(\nu)}$ можно вычислить двумя способами: по результатам наблюдений и по данным каталога. Первый способ приводит к выражению

$$d_{ij}^{(\mu\nu)} = \sum_{k=1}^3 V_{ki}^{(\mu)} V_{kj}^{(\nu)},$$

где
$$V_{1m}^{(\rho)} = \sum_{k=1}^3 u_{ik}^{(\rho)} z_{km}^{(\rho)} \quad (l, \rho = 1, 2, 3; m = 1, \dots, n_\rho),$$

$V_{1m}^{(\rho)}, V_{2m}^{(\rho)}, V_{3m}^{(\rho)}$ – компоненты орта $S_m^{(\rho)}$ в системе $Oxuz$. Результат вычисления $S_i^{(\mu)} \cdot S_j^{(\nu)}$ вторым способом обозначим $r_{ij}^{(\mu\nu)}$. Значения углов $\psi_\nu, \theta_\nu, \varphi_\nu (\nu = 2, 3)$ выберем так, чтобы наилучшим образом в смысле метода наименьших квадратов согласовать между собой величины $d_{ij}^{(\mu\nu)}$ и $r_{ij}^{(\mu\nu)}$ при $\mu \neq \nu$. С этой целью составим выражения

$$\Phi = F_{12} + F_{13} + F_{23},$$

$$F_{\mu\nu} = \sum_{i=1}^{n_\mu} \sum_{j=1}^{n_\nu} \left(d_{ij}^{(\mu\nu)} - r_{ij}^{(\mu\nu)} \right)^2,$$

введём вектор $q = (\psi_2, \theta_2, \varphi_2, \psi_3, \theta_3, \varphi_3)^T = (q_1, \dots, q_6)^T$ и рассмотрим функцию $\Phi = \Phi(q)$. Задача состоит в определении $\hat{q} = \arg \min \Phi(q)$.

Для решения поставленной задачи воспользуемся методом [14, 15]. Согласно этому методу, процесс минимизации Φ сводится к решению системы дифференциальных уравнений

$$C(q) \frac{dq}{d\tau} = (\Phi(q) - \Phi_m)^{-1/2} b(q). \quad (1)$$

Здесь τ – вспомогательный скалярный параметр, Φ_m – оценка снизу величины $\Phi(\hat{q}) = \min \Phi(q)$ (например, можно взять $\Phi_m = 0$), элементы матрицы $C(q) = \|c_{kl}\|_{k,l=1}^6$ и компоненты вектора $b(q) = \|b_k\|_{k=1}^6$ заданы соотношениями:

$$\begin{aligned} c_{kl} &= c_{kl}^{(12)} + c_{kl}^{(13)} + c_{kl}^{(23)}, \quad b_k = b_k^{(12)} + b_k^{(13)} + b_k^{(23)}, \\ b_k^{(\mu\nu)} &= - \sum_{i=1}^{n_\mu} \sum_{j=1}^{n_\nu} (d_{ij}^{(\mu\nu)} - r_{ij}^{(\mu\nu)}) D_{ij,k}^{(\mu\nu)}, \\ c_{kl}^{(\mu\nu)} &= \sum_{i=1}^{n_\mu} \sum_{j=1}^{n_\nu} D_{ij,k}^{(\mu\nu)} D_{ij,l}^{(\mu\nu)}, \\ D_{ij,k}^{(\mu\nu)} &= K \sum_{l,m,n=1}^3 e_{lmn} \frac{\partial \alpha_l^{(\rho)}}{\partial q_k} V_{mi}^{(\mu)} V_{nj}^{(\nu)}. \end{aligned}$$

В последней формуле e_{lmn} – символ Леви-Чивита; величины k и ρ принимают значения: $k = 1$ и $\rho = \mu$ в случае $q_k \in \{\psi_\mu, \theta_\mu, \varphi_\mu\}$, $k = -1$ и $\rho = \nu$ при $q_k \in \{\psi_\nu, \theta_\nu, \varphi_\nu\}$, в остальных случаях $k = 0$; псевдопроизводные $\partial \alpha_l^{(\rho)} / \partial q_k$ играют роль компонент угловой скорости при вычислениях истинных производных элементов матриц перехода:

$$\frac{\partial u_{ij}^{(\rho)}}{\partial q_k} = \sum_{l,m=1}^3 e_{ilm} \frac{\partial \alpha_l^{(\rho)}}{\partial q_k} u_{mj}^{(\rho)}.$$

Среди псевдопроизводных отличны от нуля только

$$\begin{aligned} \frac{\partial \alpha_2^{(\rho)}}{\partial \psi_\rho} &= 1, \quad \frac{\partial \alpha_1^{(\rho)}}{\partial \theta_\rho} = \cos \psi_\rho, \\ \frac{\partial \alpha_3^{(\rho)}}{\partial \theta_\rho} &= -\sin \psi_\rho, \quad \frac{\partial \alpha_l^{(\rho)}}{\partial \varphi_\rho} = u_{13}^{(\rho)}. \end{aligned}$$

Матрица $C(q)$ и вектор $b(q)$ в (1) имеют следующий смысл: при минимизации Φ методом Гаусса-Ньютона система нормальных уравнений, определяющая на каждой итерации поправку Δq к текущему значению q , может быть записана в виде $C(q)\Delta q = b(q)$.

При выполнении юстировки ОЗД ОК «Мир» система (1) интегрировалась методом Рунге-Кутты четвёртого порядка из начальной точки, отвечающей номинальным значениям углов $\psi_\nu, \theta_\nu, \varphi_\nu$ ($\nu = 2, 3$). Интегрирование продолжалось до тех пор, пока не «устанавливались» первые пять значащих цифр в мантиссе $\Phi(q)$. При обработке наиболее полной ($n_1 = n_2 = n_3 = 7$) и удачной для юстировки совокупности кадров наблюдений звёзд в случае $\Phi_m = 2.02 \cdot 10^{-7}$

были получены следующие результаты. Компоненты вектора \hat{q} : $\psi_2 = 89.3321^\circ$, $\theta_2 = -74.6564^\circ$, $\varphi_2 = 90.1264^\circ$, $\psi_3 = -149.9546^\circ$, $\theta_3 = 179.7413^\circ$, $\varphi_3 = -1.1073^\circ$; $\Phi(\hat{q}) = 2.022641 \cdot 10^{-7}$; собственные числа матрицы $C(\hat{q})$: 106.6, 73.72, 37.15, 8.513, 0.2385, 0.2316; стандартные отклонения компонент \hat{q} (квадратные корни из диагональных элементов матрицы $\Phi(\hat{q})C^{-1}(\hat{q})/(n_1n_2 + n_1n_3 + n_2n_3 - 6)$): $\sigma_{\psi_2} = 2.26^\circ \cdot 10^{-3}$, $\sigma_{\theta_2} = 1.06^\circ \cdot 10^{-3}$, $\sigma_{\varphi_2} = 1.36^\circ \cdot 10^{-2}$, $\sigma_{\psi_3} = 7.87^\circ \cdot 10^{-4}$, $\sigma_{\theta_3} = 8.10^\circ \cdot 10^{-4}$, $\sigma_{\varphi_3} = 1.38^\circ \cdot 10^{-2}$; коэффициенты корреляции, превышающие по модулю 0.1: $r_{\psi_2\theta_3} = 0.364$, $r_{\theta_2\theta_3} = -0.367$, $r_{\psi_2\theta_2} = -0.150$, $r_{\psi_3\varphi_3} = 0.281$.

Заметим, что углы ψ_ν и θ_ν задают направление оси визирования блока A_ν , а угол φ_ν задаёт поворот блока вокруг этой оси. Таким образом, наибольшая неопределённость среди уточнённых значений углов содержится в оценках углов поворотов блоков A_2 и A_3 вокруг осей визирования.

Отождествление в некоторый момент времени нескольких визируемых звёзд позволяет найти ориентацию ОК в этот момент.

Соответствующие алгоритмы определения ориентации называются локальными и описаны в [1, 16-18] и др.

Пусть с помощью ОЗД в некоторый момент времени в строительной системе координат найдены орты (V_{1m}, V_{2m}, V_{3m}) ($m = 1, 2, \dots, n$) направлений на n звёзд. Звёзды опознаны, и в базовой системе координат (например, гринвичской) им отвечают орты (V_{1m}, V_{2m}, V_{3m}) , вычисленные по данным каталога. Матрицу перехода от строительной системы координат к базовой обозначим $A = \|a_{ij}\|_{i,j=1}^3$.

Определение этой матрицы в рамках метода наименьших квадратов приводит к минимизации выражения

$$\psi = \sum_{m=1}^n \sum_{i=1}^3 \left(V_{im} - \sum_{j=1}^3 a_{ij} V_{jm} \right)^2$$

по элементам a_{ij} при условии, что искомая матрица ортогональна и имеет положительный определитель.

Построение матрицы A выполняется следующим образом. Составим матрицу

$$D = \|v_{i1}V_{j1} + v_{i2}V_{j2} + \dots + v_{in}V_{jn}\|_{i,j=1}^3$$

и рассмотрим её сингулярное разложение $D = UQV^T$. Здесь U и V - ортогональные матрицы порядка 3, $Q = \text{diag}(q_1, q_2, q_3)$, $q_1 \geq q_2 \geq q_3 \geq 0$. Полагаем, что $q_3 > 0$, т.е. матрица D невырождена и $n \geq 2$. Тогда

$$A = V \text{diag}(1, 1, \det U \cdot \det V) U^T.$$

Точность определения A оценивается следующим образом. Пусть A_0 – истинное значение этой матрицы. Уточняя соотношение $A \approx A_0$, можно записать:

$$A \approx \left\| \begin{array}{ccc} 1 & e_3 & -e_2 \\ -e_3 & 1 & e_1 \\ e_2 & -e_1 & 1 \end{array} \right\| A_0,$$

где (e_1, e_2, e_3) – вектор бесконечно малого поворота. Этот вектор будем считать случайной величиной. При естественных предположениях относительно ошибок в показаниях ОЗД среднее значение квадрата длины этого вектора имеет вид [18]:

$$e^2 = \frac{\psi_{min}}{2n-3} \operatorname{tr} \left(\left\| n\delta_{ij} - \sum_{m=1}^n V_{im}V_{jm} \right\|_{i,j=1}^3 \right)^{-1}.$$

Здесь δ_{ij} – символ Кронекера. Величина $e > 0$ служит оценкой точности определения ориентации ОК локальным методом.

Локальный метод не позволяет найти ориентацию ОК в те моменты времени, когда нет наблюдений двух и более звёзд, и определить его угловую скорость. Для решения этой задачи можно воспользоваться интегральной статистической методикой, в рамках которой несколько десятков измерений, выполненных на промежутке времени порядка орбитального периода, обрабатываются совместно с помощью интегрирования уравнений движения ОК относительно центра масс. Для расчёта орбитального движения ОК используются уравнения движения материальной точки в гринвичской системе координат [19]. В результате обработки оцениваются начальные условия движения и тензор инерции ОК, а также параметры, характеризующие действующий на комплекс восстанавливающий аэродинамический момент. Методика близка методике [11] определения вращательного движения орбитальных станций «Салют-6» и «Салют-7» по показаниям солнечного и магнитного датчиков.

В качестве примера приведём результаты обработки показаний ОЗД, снятых на двух временных интервалах. Первый интервал приходится на 22.04.1991 и имеет параметры: $t_1 = 22^h 10^m 05.190^s$ (здесь и далее используется декретное московское время), $t_N = 23^h 15^m 21.014^s$, $N = 24$, $N_t = 91$. Вторым интервалом приходится на 17.06.1992. Для этого интервала $t_1 = 16^h 21^m 04.168^s$, $t_N = 17^h 39^m 37.534^s$, $N = 36$, $N_1 = 147$ и для обоих интервалов все $n_1 \geq 3$.

На первом из рассматриваемых интервалов оказалось $0.008^\circ \leq e^{(k)} \leq 0.352^\circ$, на втором интервале $0.022^\circ \leq e^{(k)} \leq 0.945^\circ$.

Использование показаний ОЗД позволяет получить объективную оценку точности определения ориентации ОК с помощью интегральной статистической методики [20] обработки бортовых измерений трёхкомпонентного магни-

тометра. Приведём результаты определения движения ОК с помощью этой методики на отрезке $t_B \leq t \leq t_E$, $t_B = 16^h 11^m 75^s$, $t_E = 17^h 41^m 57^s$ 17.06.1992. Этот отрезок содержит второй из рассмотренных интервалов с показаниями ОЗД. Обработка данных измерений магнитометра выполнялась с использованием уравнений вращательного движения ОК. Для движения, найденного в результате уточнения всех входящих в математическую модель параметров, оказалось $\varepsilon_1 = 4.42^\circ$, $\varepsilon_2 = 2.92^\circ$. Полученные значения типичны. Таким образом, средняя погрешность методики [20] составляет $\sim 3^\circ$.

Уточнение тензора инерции орбитальной станции по измерениям кинетического момента гироскопов

Для прогноза накопления кинетического момента системы гироскопов орбитальной станции и решения других практических задач необходимо знать тензор инерции станции [4, 5]. В математических моделях используются значения компонент тензора инерции, найденные расчётным путём. Однако, такие значения могут содержать значительные ошибки из-за неучтённого перераспределения массы на борту станции за счёт перемещения или доставки новых грузов. Для уточнения тензора инерции КА можно использовать измерения кинетического момента гироскопов, выполненные во время поддержания неизменной ориентации станции в инерциальной системе координат. Как правило, обработка измерений не позволяет определить все компоненты тензора инерции. Максимум, что можно сделать, это найти в строительной системе координат его недиагональные компоненты и разности диагональных компонент. Однако, знания перечисленных величин достаточно для выполнения прогноза, поскольку в математические модели компоненты тензора инерции входят только через эти величины.

Ниже описываются два способа для обработки реальной измерительной информации. В первом из них данные измерений относятся к одному интервалу поддержания ориентации, тензор инерции считается диагональным, оцениваются две разности диагональных компонент этого тензора. Во втором способе в обработку включаются данные измерений, выполненные на нескольких (двух или трех) временных интервалах при разных ориентациях станции, оцениваются недиагональные компоненты тензора инерции и разности его диагональных компонент. Обычно обработанные интервалы имеют длину от 20 до 60 мин и содержат несколько десятков измерений каждой компоненты суммарного кинетического момента гироскопов в строительной системе координат. Первый способ обработки позволяет, как правило, достаточно точно (с погрешностью 5 – 10 % к априорному расчётному значению) оценить только одну из разностей диагональных компонент тензора инерции станции. Второй способ в большинстве случаев для разностей диагональных компонент обеспечивает погрешность не более нескольких процентов от их расчётных значений, а найденные этим способом оценки недиагональных компонент совпадают с их априорными расчётными значениями только по порядку величины.

Однако, вследствие малости недиагональных компонент тензора инерции станции, их расчётные значения могут содержать большие относительные ошибки.

Станцию (базовый блок вместе с пристыкованными к нему космическими кораблями и модулями) будем считать гироскопом. Используем три правые декартовы системы координат [21]:

$Oxyz$ – жёстко связанная со станцией строительная система координат, введенная выше.

$CXYZ$ – вторая геоэквиаториальная система координат, фиксированная на эпоху даты обрабатываемого временного интервала. Точка C – центр Земли, плоскость CXY совпадает с плоскостью экватора в указанную эпоху, оси CX и CZ направлены в соответствующие точку весны и северный полюс мира. Эту систему считаем инерциальной.

$CX_1Y_1Z_1$ – гринвичская система координат. Ось CZ_1 направлена в северный полюс Земли, ось CX_1 направлена в точку пересечения гринвичского меридиана с экватором. Приняты следующие формулы перехода от системы координат $CX_1Y_1Z_1$ к системе $CXYZ$

$$X = X_1 \cos S - Y_1 \sin S, \quad Y = X_1 \sin S + Y_1 \cos S, \quad Z = Z_1,$$

где S – среднее звёздное время.

Ориентацию системы $Oxyz$ относительно системы $CXYZ$ зададим с помощью углов Крылова φ_x, φ_y и φ_z . Эти углы определяются следующим образом. Если совместить точки C и O , то систему $CXYZ$ можно перевести в систему $Oxyz$ тремя последовательными поворотами: 1) на угол φ_y вокруг оси CY ; 2) на угол φ_x вокруг новой оси CX ; 3) на угол φ_z вокруг новой оси CZ , совпадающей с осью O_z . Матрица перехода от системы $Oxyz$ к системе $CXYZ$ имеет вид

$$\begin{array}{ccc} x & y & z \\ X & b_{11} & b_{12} & b_{13} & b_{11} = \cos \varphi_y \cos \varphi_z + \sin \varphi_x \sin \varphi_y \sin \varphi_z, \\ Y & b_{21} & b_{22} & b_{23} & b_{21} = \cos \varphi_x \sin \varphi_z, \\ Z & b_{31} & b_{32} & b_{33} & b_{31} = -\sin \varphi_y \cos \varphi_z + \sin \varphi_x \cos \varphi_y \sin \varphi_z, \\ & & & & b_{12} = -\cos \varphi_y \sin \varphi_z + \sin \varphi_x \sin \varphi_y \cos \varphi_z, \quad b_{13} = \cos \varphi_x \sin \varphi_y, \\ & & & & b_{22} = \cos \varphi_x \cos \varphi_z, \quad b_{23} = -\sin \varphi_x, \\ & & & & b_{32} = \sin \varphi_y \sin \varphi_z + \sin \varphi_x \cos \varphi_y \cos \varphi_z, \quad b_{33} = \cos \varphi_x \cos \varphi_y. \end{array}$$

Ниже компоненты векторов и тензора инерции станции указываются в системе координат $Oxyz$.

Из моментов внешних сил, приложенных к станции, будем учитывать гравитационный и восстанавливающий аэродинамический.

Компоненты гравитационного момента определяются формулами:

$$M_{g1} = \frac{3\mu}{r^5} \sum_{i=1}^3 x_i (x_2 J_{3i} - x_3 J_{2i}),$$

$$M_{g2} = \frac{3\mu}{r^5} \sum_{i=1}^3 x_i (x_3 J_{1i} - x_1 J_{3i}), \quad M_{g3} = \frac{3\mu}{r^5} \sum_{i=1}^3 x_i (x_1 J_{2i} - x_2 J_{1i})$$

$$r = \sqrt{x_1^2 + x_2^2 + x_3^2},$$

$$x_i = (X_1^\circ \cos S - Y_1^\circ \sin S) b_{1i} + (X_1^\circ \sin S + Y_1^\circ \cos S) b_{2i} + Z_1^\circ b_{3i} (i = 1, 2, 3).$$

Здесь μ – гравитационный параметр Земли, J_{ij} – компоненты тензора инерции станции, $J_{ji} = J_{ij} (i, j = 1, 2, 3)$, $X_1^\circ, Y_1^\circ, Z_1^\circ$ – координаты центра масс станции в гринвичской системе координат.

Аэродинамический момент зададим выражениями

$$M_{a1} = \rho v (v_2 P_3 - v_3 P_2), \quad M_{a2} = \rho v (v_3 P_1 - v_1 P_3),$$

$$M_{a3} = \rho v (v_1 P_2 - v_2 P_1), \quad v = \sqrt{v_1^2 + v_2^2 + v_3^2},$$

$$v_i = (\dot{X}_1^\circ \cos S - \dot{Y}_1^\circ \sin S) b_{1i} + (\dot{X}_1^\circ \sin S + \dot{Y}_1^\circ \cos S) b_{2i} + b_{3i} \dot{Z}_1^\circ (i = 1, 2, 3).$$

Здесь ρ – плотность набегающего на станцию воздушного потока, $P_i (i = 1, 2, 3)$ – постоянные величины, точка означает дифференцирование по времени t . Эти выражения получены в предположении, что атмосфера неподвижна в гринвичской системе координат и что станция имеет форму сферы, центр которой смещён относительно точки O .

Опыт определения вращательного движения орбитальных станций по данным измерений бортовых датчиков [11] показывает, что основанные на этом предположении выражения для аэродинамического момента позволяют достаточно точно определять движение на интервалах времени порядка орбитального периода при условии уточнения значений постоянных $P_i (i = 1, 2, 3)$ в процессе обработки измерительной информации.

Компоненты суммарного кинетического момента гироскопов обозначим через $H_i (i = 1, 2, 3)$. Если станция сохраняет ориентацию в инерциальной системе координат $CXYZ$, то изменение H_i описывается уравнениями

$$\dot{H}_i = M_{gi} + M_{ai} \quad (i = 1, 2, 3).$$

С учётом выражений для компонент гравитационного и аэродинамического моментов эти уравнения в развёрнутой форме можно записать следующим образом:

$$\dot{H}_1 = \frac{3\mu}{r^5} [(J_3 - J_2)x_2 x_3 - J_{12}x_1 x_3 + J_{13}x_1 x_2 + J_{23}(x_2^2 - x_3^2)] + M\rho v (P_3 v_2 - P_2 v_3),$$

$$\dot{H}_2 = \frac{3\mu}{r^5} [-J_3 x_1 x_3 + J_{12}x_2 x_3 - J_{23}x_1 x_2 + J_{13}(x_3^2 - x_1^2)] + M\rho v (P_1 v_3 - P_3 v_1),$$

$$\dot{H}_3 = \frac{3\mu}{r^5} [J_2 x_1 x_2 - J_{13} x_2 x_3 + J_{23} x_1 x_3 + J_{12} (x_1^2 - x_2^2)] + M\rho v (P_2 v_1 - P_1 v_2),$$

где $J_2 = J_{22} - J_{11}$, $J_3 = J_{33} - J_{11}$, M – масштабирующий коэффициент. Общее решение выписанных уравнений, указав явно его зависимость от параметров станции и начальных условий, представим в виде

$$H_i = \sum_{j=1}^{11} F_{i,j}(t) \alpha_j \quad (i = 1, 2, 3). \quad (2)$$

Здесь $\alpha_i = H_{i0} = H_i(t_0)$ ($i = 1, 2, 3$) – начальные условия, t_0 – заданный момент времени, $\alpha_4 = J_2$, $\alpha_5 = J_3$, $\alpha_6 = J_{12}$, $\alpha_7 = J_{13}$, $\alpha_8 = J_{23}$, $\alpha_{i+8} = P_i$, $F_{1,1} = F_{2,2} = F_{3,3} = 1$, отличные от тождественного нуля функции $F_{ij}(t)$ при $i \neq j$ определяются соотношениями

$$\begin{aligned} \dot{F}_{1,4} = -\dot{F}_{1,5} = -\dot{F}_{2,6} = \dot{F}_{3,7} = -\frac{3\mu}{r^5} x_2 x_3, \quad \dot{F}_{1,6} = \dot{F}_{2,5} = -\dot{F}_{3,8} = -\frac{3\mu}{r^5} x_1 x_3, \\ \dot{F}_{1,7} = -\dot{F}_{2,8} = \dot{F}_{3,4} = \frac{3\mu}{r^5} x_1 x_2, \quad \dot{F}_{1,8} = \frac{3\mu}{r^5} (x_2^2 - x_3^2), \quad \dot{F}_{2,7} = \frac{3\mu}{r^5} (x_3^2 - x_1^2), \quad (3) \\ \dot{F}_{3,6} = \frac{3\mu}{r^5} (x_1^2 - x_2^2), \quad \dot{F}_{1,10} = -\dot{F}_{2,9} = -M\rho v v_3, \\ \dot{F}_{1,11} = -\dot{F}_{3,9} = M\rho v v_2, \quad \dot{F}_{2,11} = -\dot{F}_{3,10} = -M\rho v v_1, \end{aligned}$$

и начальными условиями $F_{ij}(t_0) = 0$.

Для расчёта функций $F_{ij}(t)$ интегрируются уравнения (3) и уравнения движения центра масс станции, записанные в гринвической системе координат с учётом нецентральности гравитационного поля Земли и сопротивления атмосферы. Нецентральность гравитационного поля учитывается с точностью до гармоник порядка 8,8 включительно в разложении гравитационного потенциала Земли в ряд по шаровым функциям, в качестве модели атмосферы используется «Модель верхней атмосферы для баллистических расчётов» ГОСТ 22721-77. В расчётах единицей длины служит 10^3 км, единицей времени 10^3 с, кинетический момент измеряется в 10^3 Нмс и принимается $M = 10^{10}$. При этом компоненты тензора инерции измеряются в 10^6 кг·м², параметры P_i – в 10^4 м³. Функции $F_{ij}(t)$ определяются заданием начальных условий движения центра масс станции, параметров атмосферы, момента времени t_0 и углов φ_x , φ_y и φ_z , характеризующих ориентацию станции в системе координат $SXYZ$.

В соотношениях (2) в качестве независимых разностей диагональных компонент тензора инерции станции используются $J_{22} - J_{11}$ и $J_{33} - J_{11}$, но можно было бы использовать $J_{11} - J_{22}$, $J_{33} - J_{22}$ или $J_{11} - J_{33}$, $J_{22} - J_{33}$. В некоторых случаях какой-либо один из перечисленных наборов разностей может иметь преимущество перед остальными.

Система гироскопов позволяет в заданные моменты времени $t_v^{(i)}$ ($i = 1, 2, \dots, N_v$; $v = 1, 2, 3$), $t_v^{(1)} < t_v^{(2)} < \dots < t_v^{(N_v)}$, измерять значения компонент её собственного кинетического момента $H_v(t_v^{(i)})$. Результаты измерений этих величин обозначим соответственно $H_v^{(i)}$. Если указанные измерения

выполнены во время поддержания неизменной ориентации станции в инерциальной системе координат, то с помощью формул (2) их можно обработать методом наименьших квадратов и оценить в результате такой обработки все или некоторые компоненты вектора $\alpha = (\alpha_1, \dots, \alpha_{11})^T$.

Обозначим через ψ вектор, составленный из данных измерений:

$$\psi = \left(H_1^{(1)}, \dots, H_1^{(N_1)}, H_2^{(1)}, \dots, H_2^{(N_2)}, H_3^{(1)}, \dots, H_3^{(N_3)} \right)^T, \psi \in R^n, n = N_1 + N_2 + N_3;$$

через U обозначим $n \times 11$ матрицу, строка которой с номером, равным номеру компоненты $H_v^{(t)}$ вектора ψ , имеет вид

$$\left(F_{v,1} \left(t_v^{(i)} \right), F_{v,2} \left(t_v^{(i)} \right), \dots, F_{v,11} \left(t_v^{(i)} \right) \right).$$

Тогда модель измерений кинетического момента гироскопов, выполненных во время поддержания неизменной абсолютной ориентации станции, можно представить в виде

$$\psi = U\alpha + \varepsilon. \quad (4)$$

Здесь $\varepsilon \in R^n$ – вектор ошибок. Будем считать, что компоненты этого вектора – независимые случайные величины, имеющие нормальное распределение с нулевым средним значением и одинаковым стандартным отклонением σ . В рамках метода наименьших квадратов отыскание оценки $\hat{\alpha}$ вектора параметров α сводится к решению линейной системы (системы нормальных уравнений)

$$(U^T U)\hat{\alpha} = U^T \psi. \quad (5)$$

Задача оценивания параметров α исследована в [22]. Из результатов этой работы следует, что если плоскость орбиты станции неизменна в абсолютном пространстве, то компоненты орта нормали к этой плоскости в системе $Oxyz$, обозначаемые как n_1, n_2 и n_3 , не зависят от времени и вектор $\theta = (0, 0, 0, n_2^2 - n_1^2, n_3^2 - n_2^2, n_1 n_2, n_1 n_3, n_2 n_3, 0, 0, 0)^T$ удовлетворяет соотношению $U\theta = 0$. Иными словами, система (5) вырождена. Под влиянием нецентральной гравитационного поля Земли плоскость орбиты станции эволюционирует и величины n_i ($i = 1, 2, 3$) переменны. Поэтому при достаточно больших значениях N_1, N_2 и N_3 в общем случае $\det U^T U \neq 0$, хотя если длина обрабатываемого интервала $t_{\text{нач}} \leq t \leq t_{\text{кон}}$, где $t_{\text{нач}} = \min t_v^{(1)}, t_{\text{кон}} = \max t_v^{(N_v)}$ ($v = 1, 2, 3$), не превышает орбитального периода, то одно из собственных значений матрицы $U^T U$ близко к нулю.

Чтобы обойти сложности, связанные с вырожденностью модели (4), в [22] были предложены две модификации поставленной задачи оценивания.

Первая модификация применяется в случае, когда априори известно, что оси строительной системы координат близки к главным центральным осям инерции станции. В рамках этой модификации принимается $\alpha_6 = \alpha_7 = \alpha_8 = 0$

или, в исходных обозначениях, $J_{ij} = 0$ при $i \neq j$. Преобразованную модель можно представить в виде

$$\psi = U' \alpha' + \varepsilon,$$

где $\alpha' = (\alpha_1, \dots, \alpha_5, \alpha_9, \alpha_{10}, \alpha_{11})^T \in R^8$, матрица U' получена из матрицы U вычеркиванием шестого, седьмого и восьмого столбцов. При достаточно больших значениях N_1, N_2, N_3 в общем случае $\det U'^T U' \neq 0$ [22], и оценка метода наименьших квадратов для α' может быть вычислена по формуле

$$\hat{\alpha}' = B^{-1}(U'^T \psi), B = U'^T U'. \quad (6)$$

Эта оценка – несмещённая с ковариационной матрицей $\sigma^2 B^{-1}$. Поскольку дисперсия σ^2 ошибок измерений компонент кинетического момента неизвестна, вместо неё при расчёте указанной ковариационной матрицы используется оценка дисперсии

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{S}{n-8}, S = \|\psi - U' \hat{\alpha}'\|^2, \quad (7)$$

где $\|\cdot\|$ – евклидова норма.

Вторая модификация возникает при совместной обработке измерений, относящихся к разным ориентациям станции. Пусть имеется m ($m \geq 2$) интервалов измерений. На интервале с номером j ориентация станции задаётся углами $\varphi_x^{(j)}$, $\varphi_y^{(j)}$ и $\varphi_z^{(j)}$ ($j = 1, \dots, m$). Будем рассматривать два варианта второй модификации. В первом варианте в число оцениваемых величин включаются параметры станции $J_2, J_3, J_{12}, J_{13}, J_{23}, \rho_1, \rho_2, \rho_3$, которые считаются одинаковыми для всех интервалов, и значения компонент кинетического момента системы гироскопов в начальных точках этих интервалов. В результате получаем линейную модель

$$\psi^{(j)} = U_H^{(j)} \alpha_H^{(j)} + U_{JP}^{(j)} \alpha_{JP} + \varepsilon^{(j)} \quad (j = 1, \dots, m). \quad (8)$$

Здесь $\psi^{(j)}$ – вектор измерений, выполненных на j -ом интервале, $\varepsilon^{(j)}$ – вектор ошибок этих измерений, $\alpha_H^{(j)} = (H_{10}^{(j)}, H_{20}^{(j)}, H_{30}^{(j)})^T$ – значение кинетического момента гироскопов в начальной точке j -ого интервала; $\alpha_{JP} = (\alpha_4, \dots, \alpha_{11})^T \in R^8$, матрицы $U_H^{(j)}$ и $U_{JP}^{(j)}$ образованы соответственно столбцами с номерами 1, 2, 3 и 4, 5, ..., 11, взятыми из матрицы U , относящейся к j -ому интервалу.

Считаем, что компоненты векторов ошибок $\varepsilon^{(j)}$ ($j = 1, \dots, m$) некоррелированы, имеют нулевое среднее значение и одинаковую дисперсию σ^2 . Тогда в рамках метода наименьших квадратов отыскание оценок $\hat{\alpha}_H^{(j)}$ и $\hat{\alpha}_{JP}$ векторов $\alpha_H^{(j)}$ и α_{JP} сводится к решению линейной системы

$$B_1 \beta_1 = b_1, \quad (9)$$

где $\beta_1 = \left(\hat{\alpha}_H^{(1)T}, \dots, \hat{\alpha}_H^{(m)T}, \hat{\alpha}_{JP}^T \right)^T \in R^{3m+8}$, а симметричная матрица B_1 порядка $3m + 8$ и вектор $b_1 \in R^{3m+8}$ выражаются через матрицы $U_H^{(j)}, U_{JP}^{(j)}$ и векторы $\psi^{(j)}$. В общем случае при достаточно большом числе измерений каждой компоненты суммарного кинетического момента гироидов на каждом интервале эта система невырождена. Определяемые системой (9) оценки $\hat{\alpha}_H^{(1)}, \dots, \hat{\alpha}_H^{(m)}$ и $\hat{\alpha}_{JP}$ – несмещённые, причём составленный из них вектор β_1 имеет ковариационную матрицу $\sigma^2 B_1^{-1}$. В расчётах вместо σ^2 используется оценка этой величины

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{S_I}{n_0 - 3m - 8}, \quad S_I = \sum_{j=1}^m \left\| \psi^{(j)} - U_H^{(j)} \hat{\alpha}_H^{(j)} - U_{JP}^{(j)} \hat{\alpha}_{JP} \right\|^2,$$

где n_0 – общее число включённых в обработку измерений.

Рассмотрим теперь второй вариант второй модификации. В число оцениваемых величин включены инерционные параметры станции $J_2, J_3, J_{12}, J_{13}, J_{23}$, которые считаем одинаковыми для всех интервалов, включены значения компонент кинетического момента гироидов в начальных точках этих интервалов и включим ещё для каждого интервала свой набор аэродинамических параметров $\rho_1^{(j)}, \rho_2^{(j)}, \rho_3^{(j)}$, ($j = 1, \dots, m$).

В результате придём к линейной модели

$$\psi^{(j)} = U_H^{(j)} \alpha_H^{(j)} + U_J^{(j)} \alpha_J + U_P^{(j)} \alpha_P^{(j)} + \varepsilon^{(j)} \quad (j = 1, \dots, m). \quad (10)$$

Здесь векторы $\psi^{(j)}, \varepsilon^{(j)}, \alpha_H^{(j)}$ и матрицы $U_H^{(j)}$ имеют тот же смысл, что и в модели (8), $\alpha_J = (\alpha_4, \dots, \alpha_8)^T \in R^5$, $\alpha_P^{(j)} = (P_1^{(j)}, P_2^{(j)}, P_3^{(j)})^T \in R^3$ – вектор аэродинамических параметров станции на j – ом интервале, матрицы $U_J^{(j)}$ и $U_P^{(j)}$ образованы соответственно столбцами с номерами 4, 5, ..., 8 и 9, 10, 11, взятыми из матрицы U , вычисленной для j – ого интервала. Модель (10) является более детальной по сравнению с моделью (8): от (10) можно перейти к (8), положив $U_{JP}^{(j)} = \left(U_J^{(j)}, U_P^{(j)} \right)$, $\alpha_P^{(j)} = \alpha_P$ ($j = 1, \dots, m$) и $\alpha_{JP} = (\alpha_J^T, \alpha_P^T)^T$.

Если компоненты векторов ошибок $\varepsilon^{(j)}$ ($j = 1, \dots, m$) некоррелированы, имеют нулевое среднее значение и одинаковую дисперсию σ^2 , то в рамках метода наименьших квадратов отыскание оценок $\hat{\alpha}_H^{(j)}, \hat{\alpha}_J$ и $\hat{\alpha}_P^{(j)}$ векторов $\alpha_H^{(j)}, \alpha_J$ и $\alpha_P^{(j)}$ сводится к решению линейной системы

$$B_2 \beta_2 = b_2. \quad (11)$$

Здесь $\beta_2 = \left(\hat{\alpha}_H^{(1)T}, \dots, \hat{\alpha}_H^{(m)T}, \hat{\alpha}_J^T, \hat{\alpha}_P^{(1)T}, \dots, \hat{\alpha}_P^{(m)T} \right)^T \in R^{6m+5}$, симметричная матрица B_2 порядка $6m + 5$ и вектор $b_2 \in R^{6m+5}$ выражаются через матрицы $U_H^{(j)}, U_J^{(j)}, U_P^{(j)}$ и векторы $\psi^{(j)}$.

В общем случае при достаточно большом числе измерений каждой компоненты кинетического момента гироскопов на каждом интервале выписанная система невырождена. Определяемые этой системой оценки $\hat{\alpha}_H^{(j)}$, $\hat{\alpha}_J$ и $\hat{\alpha}_P^{(j)}$ ($j = 1, \dots, m$) – несмещённые, причём составленный из них вектор β_2 имеет ковариационную матрицу, приблизительно равную $\hat{\sigma}^2 B_2^{-1}$, где:

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{S_2}{n_0 - 6m - 5}, \quad S_2 = \sum_{j=1}^m \left\| \psi^{(j)} - U_H^{(j)} \hat{\alpha}_H^{(j)} - U_J^{(j)} \hat{\alpha}_J - U_P^{(j)} \hat{\alpha}_P^{(j)} \right\|^2.$$

Технология уточнения тензора инерции использовалась при управлении полётом ОК «Мир», совершенствовалась в период полёта Международной космической станции в рамках КЭ «Тензор», «Среда-МКС» [23] и использовалась при управлении полётом геостационарных спутников связи «Ямал» [24–26]. В математических моделях движения ГСС «Ямал» относительно центра масс вместо аэродинамического возмущающего момента учитывался момент от силы солнечного давления.

Управление ориентацией геостационарных спутников связи «Ямал-201» и «Ямал-202»

Космические аппараты «Ямал-200» № 1 и № 2 создавались в интересах ПАО «Газпром» для обеспечения связью вахтовых поселков рядом с газонефтяными месторождениями России, а также для ретрансляции телевизионных сигналов, организации каналов связи с мест событий с участием первых лиц государства, проведения видеоконференций, доступа в интернет. Спутники были выведены 24.11.2003 г. ракетоносителем «Протон» на промежуточную орбиту, а затем с помощью собственных двигательных установок приведены в рабочие позиции 49° в.д. (КА «Ямал-202») и 90° в.д. (КА «Ямал-201») на геостационарной орбите.

Выход из строя гироскопических измерителей вектора угловой скорости (основных датчиков кинематического контура), ограничения в работе звёздных датчиков при воздействии потока заряженных частиц во время солнечных вспышек, датчиков определения координат центра Земли в окрестности местной полуночи привели к необходимости разработки резервных режимов ориентации спутников.

Для управления ориентацией спутников «Ямал-200» в условиях отсутствия измерений штатных датчиков ориентации был разработан режим «Прогноз», в котором управление осуществляется по прогнозу изменения кинетического момента КА [24 – 26]. Длительность поддержания штатной ориентации в этом режиме зависит от точности определения различных параметров – точности определения начальных значений суммарного кинетического момента спутника, величин действующих на него возмущающих моментов, неточности установки маховиков и их моментов инерции. Наиболее существенное влияние оказывают первые две погрешности. По-

грешность определения суммарного кинетического момента спутника приводит к появлению постоянной и периодической ошибок определения углов ориентации. Величина ошибки вокруг каждой оси пропорциональна величине кинетического момента по этой оси.

Опыт эксплуатации спутников свидетельствует о том, что, как правило, после 4 часов управления в режиме «Прогноз» погрешность ориентации превышала максимально допустимую ($0,3^\circ$). Для управления в окрестности местной полуночи, интервалах кратковременного отсутствия измерений звёздных датчиков из-за «нераспознавания» звёзд, прохождения теневых участков орбиты указанной длительности достаточно.

Но отсутствие измерений от звёздных датчиков могло длиться и более суток. Для управления в этом случае был разработан режим «Корректируемый прогноз» с периодической коррекцией ориентации по информации от всех доступных датчиков, включая информацию от специально разработанного аппаратно-программного комплекса (АПК) определения ориентации КА по измерениям сигналов бортового ретрансляционного комплекса (БРК), передаваемых от земных станций спутниковой связи (ЗССС) пользователей частотного ресурса. Ниже описывается состав и основные алгоритмы работы АПК.

АПК представляет собой совокупность технических и программных средств, позволяющих решать задачи определения и управления ориентацией космических аппаратов без использования штатных датчиков ориентации системы управления движением и навигацией (СУДН).

АПК решает задачу управления ориентацией спутника по прогнозу изменения суммарного кинетического момента КА (режим «Прогноз»). Разработано два варианта решения задачи управления ориентацией:

1) Управление без коррекции ориентации с использованием информации от внешних источников. В этом режиме выполняется задача оценки начальных значений кинематических параметров и последующее управление ориентацией по изменению кинетического момента маховиков;

2) Управление с регулярной коррекцией ориентации по показаниям штатных датчиков СУДН (звездного датчика (БОКЗ), датчика определения координат центра Земли (БОКЦ), солнечного датчика (БОКС)) или системы определения ориентации по сигналам БРК.

В первом варианте измерения ориентации от штатных датчиков ориентации и маховиков используются для начальной выставки ориентации и угловой скорости спутника. Последующее управление ориентацией выполняется БЦВМ по прогнозу изменения кинетического момента спутника, т.е. БЦВМ управляет изменением угловой скорости маховиков таким образом, чтобы суммарный кинетический момент спутника в абсолютной системе координат оставался неизменным – таким, каким он был сформирован по результатам начальной выставки. В ходе решения указанной задачи выполняется:

- определение внешних возмущающих моментов, действующих на спутник;
- определение начальной ориентации КА с использованием оптических датчиков;
- определение кинетического момента КА;
- фильтрация значений кинетического момента;
- моделирование кинетического момента КА в реальном времени с учётом внешних возмущающих моментов;
- расчёт вектора требуемого управляющего момента;
- передача значений требуемого управляющего момента в бортовую цифровую вычислительную машину для последующего формирования ею команды на силовые гироскопы (маховики) с целью коррекции ориентации КА.

Во втором варианте решения управление ориентацией спутника также выполняется в режиме «Прогноз», но при этом в процессе управления выполняется регулярная корректировка ориентации и угловой скорости спутника из центра управления полетом по измерениям указанных величин штатными датчиками СУДН или по оценкам углов ориентации и угловых скоростей, рассчитанных после соответствующей обработки принимаемых от бортового ретрансляционного комплекса сигналов. При этом решаются следующие задачи:

- приём сигналов БРК КА;
- сканирование заданного частотного диапазона для определения уровней сигналов потребителей;
- обработка полученных значений и расчёт углов ориентации КА;
- передача значений рассчитанных углов ориентации в бортовую цифровую вычислительную машину для последующего формирования ею команды на маховики с целью коррекции ориентации и угловой скорости КА;
- контроль управления ориентацией КА.

Для реализации описываемого способа управления ориентацией используются:

- передающие земные станции спутниковой связи (ЗССС), выбираемые на основании критериев, описанных далее;
- бортовой радиотехнический комплекс КА, ретранслирующий сигналы ЗССС;
- приёмная центральная земная станция спутниковой связи (ЦЗССС), которая принимает сигналы от БРК;
- земная станция служебного канала управления (ЗС СКУ), предназначенная для получения необходимой для расчётов телеметрической информации от спутника и передачи на борт управляющих сигналов;
- программно-аппаратный комплекс, предназначенный для обработки принятых ЦЗССС сигналов, расчёта кинематических параметров КА и управляющих воздействий.

Схема АПК показана на рис. 1.

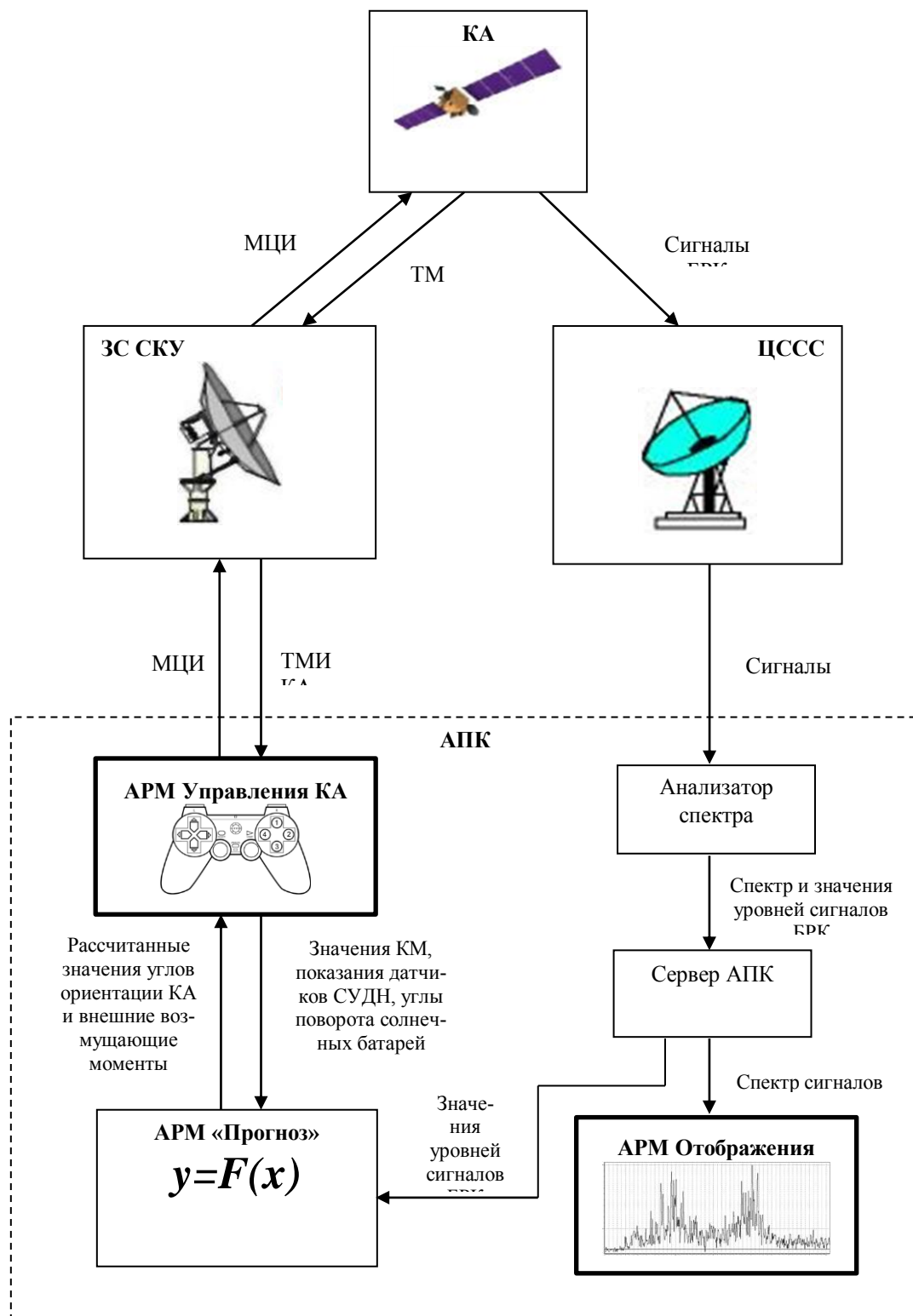


Рисунок 1 - Схема АПК

Принимаемая земной станцией служебного канала управления телеметрическая информация от спутника через автоматизированное рабочее место

(АРМ управления) поступает в АРМ определения кинематических параметров спутника (АРМ КП), где она обрабатывается специально разработанным программным обеспечением. Через центральную земную станцию спутниковой связи (ЦЗССС) принимаются ретранслированные БРК сигналы, которые сканируются анализатором сигналов. После предварительной обработки эта информация передаётся в АРМ КП, где проходит дополнительную обработку, и выполняется оценка кинематических параметров спутника и управляющих моментов, которые должны быть реализованы маховиками с целью поддержания требуемой ориентации.

В качестве ЗССС могут использовать штатные станции потребителей радиочастотного ресурса КА, поднимающие на спутник сигнал. Доработка станций, изменение характеристик сигнала не требуется. Единственное условие – отсутствие автоматической регулировки мощности сигнала.

Взаимосвязь между передающими земными станциями, бортовым радиотехническим комплексом космического аппарата и приёмной центральной земной станцией спутниковой связи иллюстрируется на рис. 2.

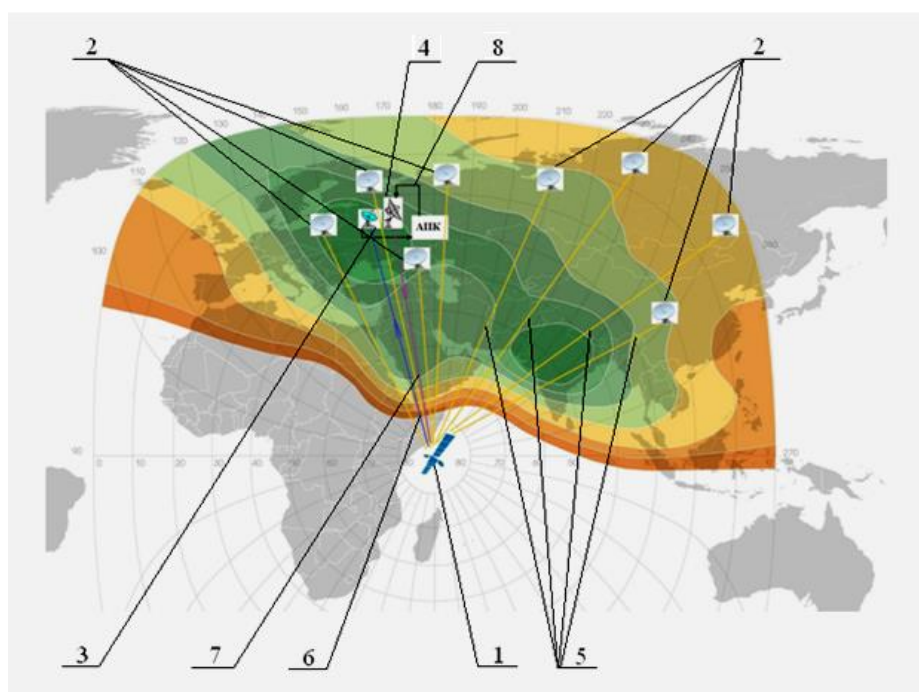


Рисунок 2 - Схема взаимосвязи космического аппарата и наземных средств: 1 – КА; 2 – ЗССС; 3 – ЦЗССС; 4 – ЗС СКУ, которая организует командную радиолинию, приём телеметрической информации и проведение траекторных измерений орбиты КА; 5 – сигналы, поднимаемые на КА, передающими ЗССС; 6 – ретранслированные сигналы, принимаемые ЦЗССС; 7 – сигналы командной радиолинии (канал передачи массивов цифровой информации из центра управления полётом на КА); 8 – углы ориентации (или управляющие моменты), рассчитанные АПК, подготовленные для передачи на КА через командную радиолинию

На начальном этапе выбираются передающие ЗССС потребителей частотного ресурса, расположенные как можно ближе к краю диаграммы направленности антенн БРК КА (рис. 2). Сигналы потребителей частотного ресурса передаются на КА для последующей их ретрансляции. В ЦУП установлена ЦЗССС, принимающая ретранслированные сигналы передающих ЗССС. Сигналы, принятые ЦЗССС, передаются в аппаратно-программный комплекс, основным элементом которого является анализатор спектра. Работая по сформированному для него заданию, АПК выбирает из всего спектра сигналов, ретранслируемых БРК, только те, которые были выбраны на подготовительном этапе, передаёт их характеристики на сервер, где осуществляется окончательная обработка, их архивирование и передача величин мощности каждого выбранного сигнала на автоматизированное рабочее место для расчётов кинематических параметров, в котором производится расчёт ориентации КА и управляющие моменты для парирования отклонений от штатной ориентации. Рассчитанные углы ориентации (или управляющие моменты) передаются на АРМ управления КА для передачи их на КА через земную станцию служебного канала управления.

Определение ориентации спутника выполняется по анализу изменения мощности принимаемых сигналов. Основные требования к сигналам передающих станций следующие:

- стабильность: на больших временных интервалах сигнал меняется несущественно при штатной ориентации спутника или его изменение предсказуемо и, следовательно, может быть описано с помощью каких-либо математических функций;

- изменение сигнала, вызванное разворотом КА, можно описать линейной функцией (по крайней мере, при разворотах в пределах $0,5^\circ$, что более чем достаточно, учитывая требования по точности ориентации);

- сигналы, выбираемые для оценки углов ориентации по крену, должны меняться больше при развороте по крену и в меньшей степени по тангажу и рысканию. Аналогично сигналы, выбираемые для оценки угла тангажа, должны меняться больше при развороте по тангажу и в меньшей степени по крену и рысканию и т.д.

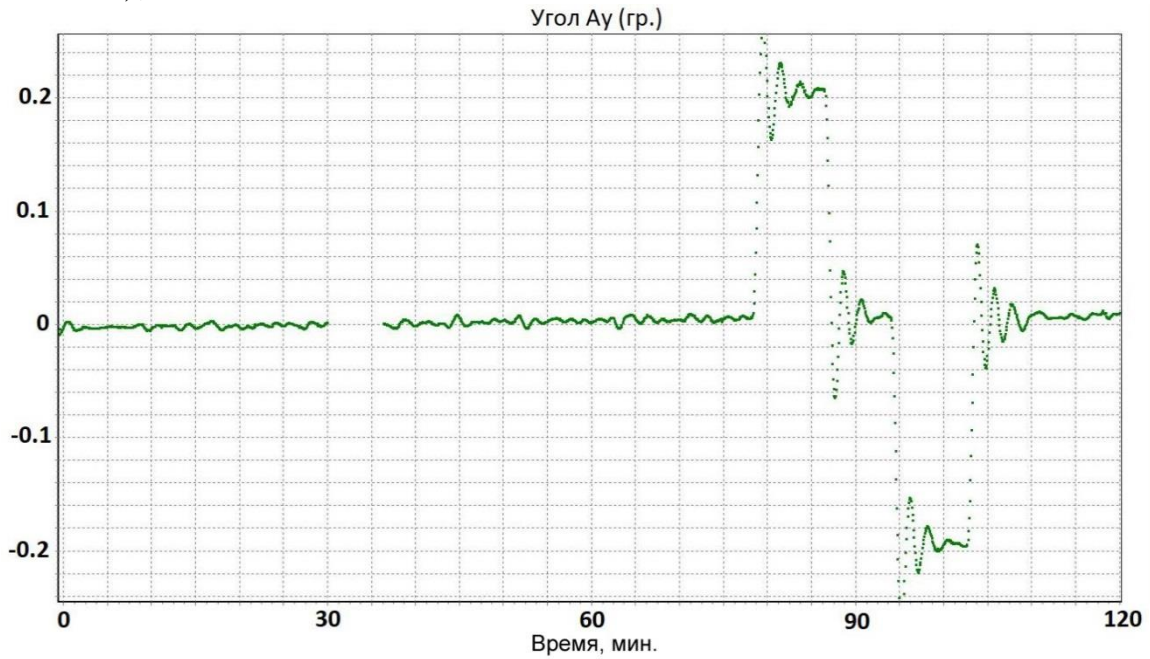
Для поиска сигналов, удовлетворяющих перечисленным выше требованиям, последовательно выполнялись развороты КА по каналам крена, тангажа и рыскания.

На рис. 3 и 4 показано влияние изменения уровней выбранных сигналов на отклонение от штатной ориентации КА по осям Y (крен) и Z (тангаж) соответственно.

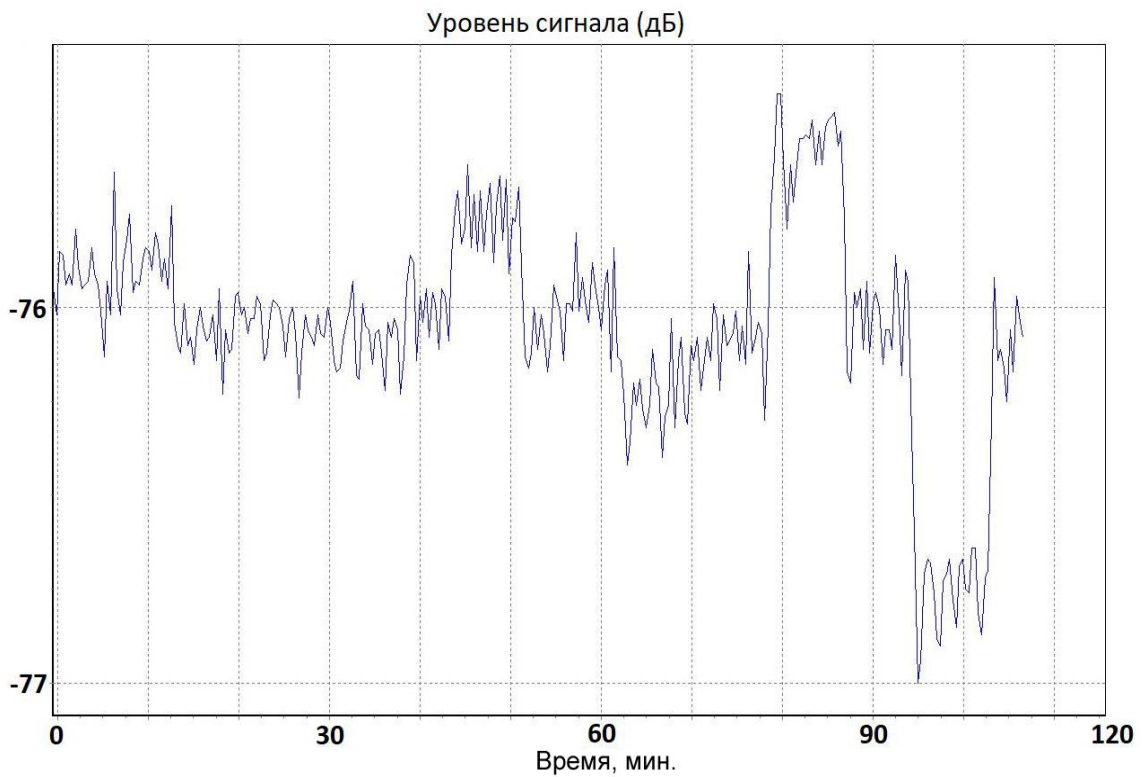
По результатам разворотов для выбранных сигналов определяются функциональные зависимости, описывающие их изменение в зависимости от углов ориентации спутника:

$$\Delta P_i = a_{i1}\lambda_x + a_{i2}\lambda_y + a_{i3}\lambda_z, \quad (12)$$

где i – номер сигнала; $i = 1, \dots, N$; N – количество используемых ЗССС ($N = 20 - 30$);

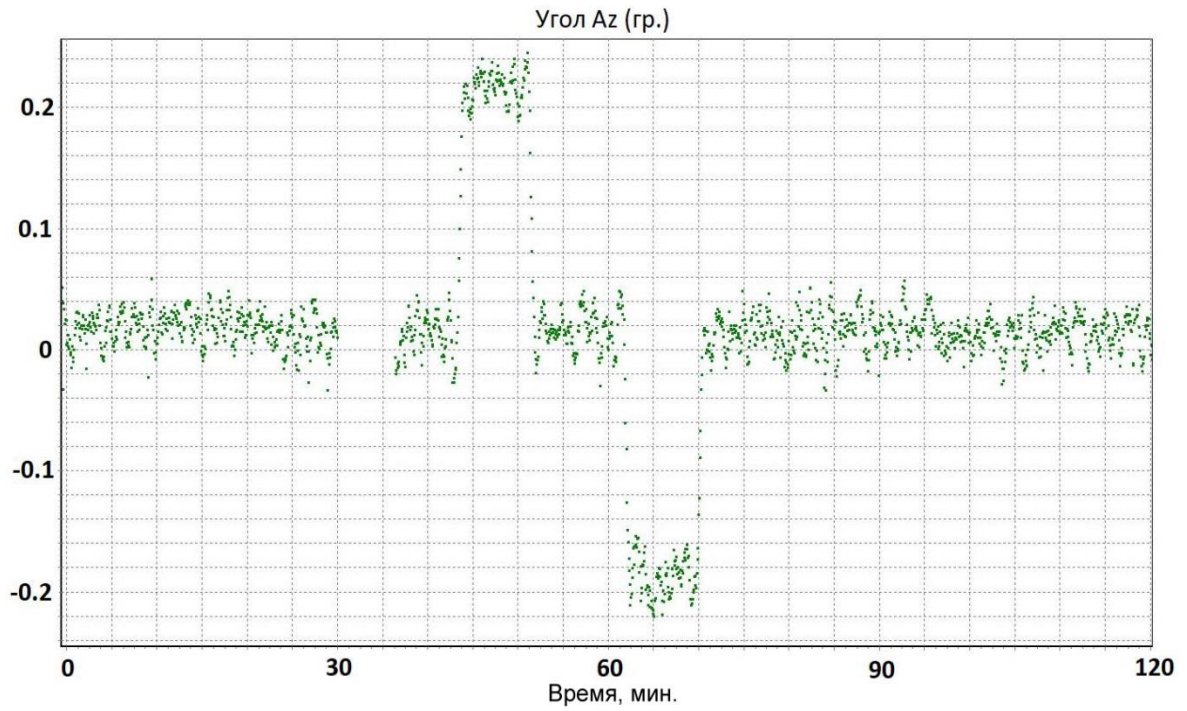


а)

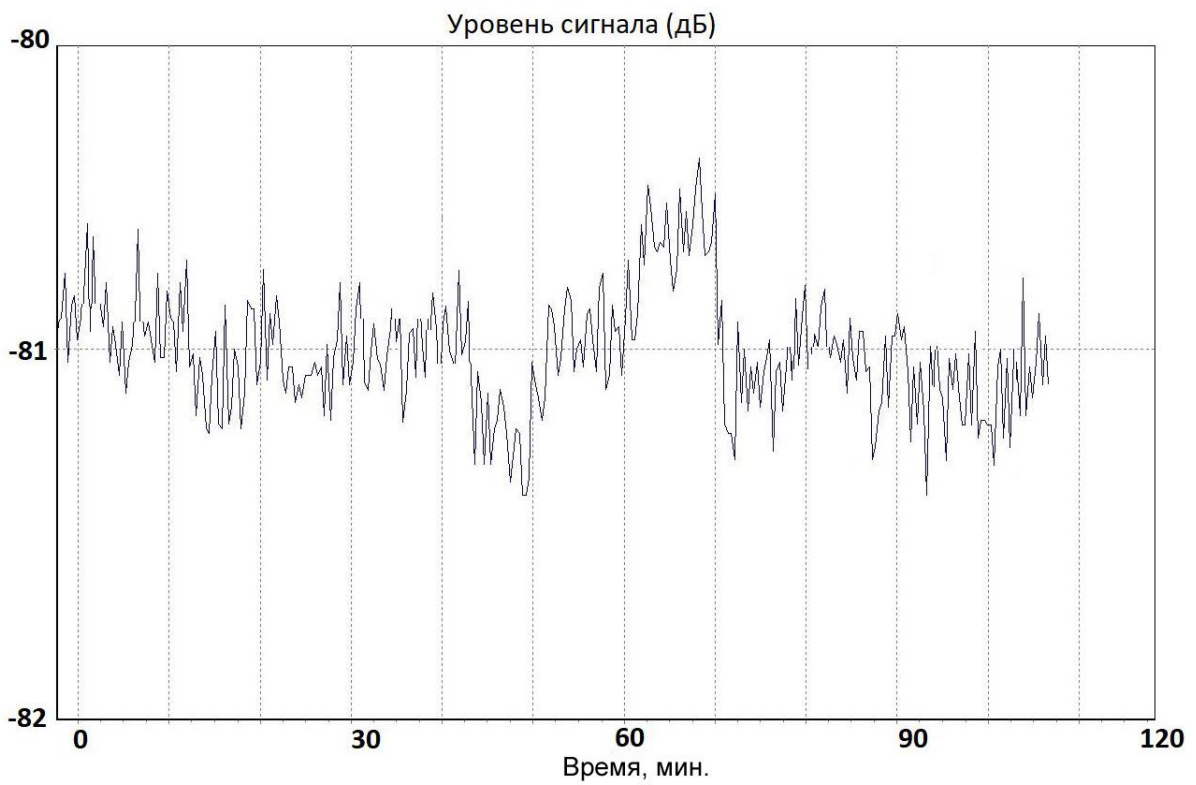


б)

Рисунок 3 - Графики изменений угла крена и уровня сигнала: а) угол Ау (гр.); б) уровень сигнала (дБ)



а)



б)

Рисунок 4 - Графики изменений угла тангажа и уровня сигнала: а) угол Az (гр.); б) уровень сигнала (дБ)

a_{i1}, a_{i2}, a_{i3} – коэффициенты, характеризующие изменение i -го сигнала при развороте КА вокруг осей рыскания, крена, тангажа соответственно;

$\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z$ – углы разворота спутника вокруг осей рыскания, крена, тангажа соответственно.

В общем случае коэффициенты a_{i1}, a_{i2}, a_{i3} имеют разные значения при развороте КА в положительном и отрицательном направлении и являются функциями углов разворота. Поэтому первый шаг решения – определение наиболее вероятного направления разворота по каждому из каналов управления. Таким образом, выполняется определение области поиска решения и определяются коэффициенты уравнения (12), которые являются функциями углов, но при малых углах разворота их можно считать константами.

В матричном виде система уравнений, описывающих изменение сигналов при развороте спутника, примет вид

$$A\Lambda = \Delta P, \quad (13)$$

$$A = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{N1} & a_{N2} & a_{N3} \end{pmatrix},$$

$$\Lambda = (\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z), \quad \Delta P = (\Delta p_1, \Delta p_2, \dots, \Delta p_N)^T,$$

где A – матрица коэффициентов системы уравнений;

Λ – искомый вектор углов разворота спутника;

N – количество сигналов;

ΔP – вектор изменения сигналов БРК, элементы которого получаются из сравнения текущего значения мощности сигнала с его эталонным значением, которое было определено в начале оценки как осреднённое значение мощности каждого сигнала при штатной ориентации спутника (значения углов ориентации близки к нулю).

При решении задачи вводятся следующие ограничения:

- ориентация спутника в начале решения задачи, оценки углов крена, тангажа и рыскания соответствует штатной ориентации;

- управление ориентацией строится таким образом, чтобы обеспечить величины углов менее $0,4^\circ$, что позволит оставаться в линейной части зависимости изменения мощности от углов разворота спутника и, тем самым повысить точность получаемых оценок.

В процессе исследований была выявлена зависимость мощности сигналов от положения КА на орбите.

Степень зависимости для разных сигналов различна, но некоторые довольно чувствительны даже к небольшому движению спутника относительно рабочей точки, не более $0,05^\circ$ (рис. 5).

Рис. 6 иллюстрирует зависимость мощности сигнала от наклона орбиты. Средняя амплитуда колебаний составляет $0,35$ дБ, что для этого сигнала соответствует развороту КА на $0,3^\circ$.

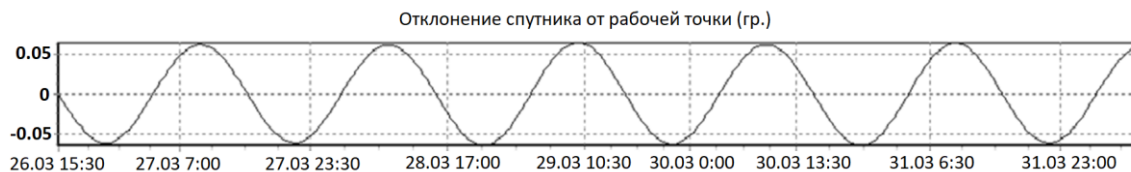


Рисунок 5 - График отклонения спутника от рабочей точки

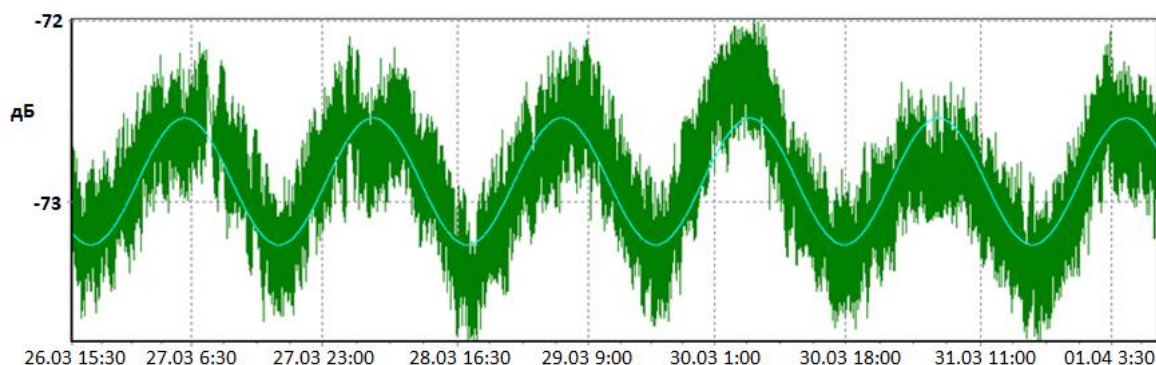


Рисунок 6 - График изменений мощности сигнала

Для исключения ошибки определения ориентации спутника, вызванной изменением сигнала в результате орбитального движения, формируют функции, учитывающие это изменение. Приближение к сигналам БРК производится для гармонической функции:

$$F = A \cos(\omega t + \varphi) + h, \quad (14)$$

где A – амплитуда сигнала;

ω – круговая частота; $\omega = 2\pi/p$, где p – период, определяемый по баллистической информации;

φ – начальная фаза;

h – смещение сигнала.

Определяемые параметры: A , φ , h .

Функция (14) эквивалентна следующей функции:

$$F = a_1 \cos(\omega t) + a_2 \sin(\omega t) + h \quad (15)$$

В отличие от (14) определяемые параметры (h , a_1 , a_2) входят в (15) линейно, поэтому функциональное приближение выполняется для (4) и затем определяются параметры A и φ :

$$A = \sqrt{a_1^2 + a_2^2},$$

$$\cos(\varphi) = \frac{a_1}{A}, \quad \sin(\varphi) = \frac{a_2}{A}.$$

Поиск параметров осуществляется по методу наименьших квадратов, для чего минимизируется невязка:

$$\delta(h, a_1, a_2) = \sum (F_i - S_i)^2, \quad (16)$$

где S_i – сигнал БРК в момент времени t_i , $F_i = F(t_i)$.

Раскрытие (16) приводит к системе из трёх уравнений, линейных относительно определяемых параметров:

$$\begin{pmatrix} N & \sum \cos(\omega t_i) & \sum \sin(\omega t_i) \\ \sum \cos(\omega t_i) & \sum \cos^2(\omega t_i) & \sum \cos(\omega t_i) \sin(\omega t_i) \\ \sum \sin(\omega t_i) & \sum \cos(\omega t_i) \sin(\omega t_i) & \sum \sin^2(\omega t_i) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} h \\ a_1 \\ a_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum S_i \\ \sum S_i \cos(\omega t_i) \\ \sum S_i \sin(\omega t_i) \end{pmatrix}, \quad (17)$$

где N – количество обрабатываемых S_i . Суммирование в (17) ведётся по i , от $i = 1$ до $i = N$.

В (17) под знак \sum входят только те S_i , t_i , которые прошли через процедуру отбраковки:

$$|F_i - S_i| < 3\sigma,$$

где σ – среднеквадратичное отклонение измерений, $\sigma^2 = \sum (F_i - S_i)^2 / N$.

Анализ графиков на рис. 5 и 6 позволяет сделать вывод, что для получения в любой момент времени величины изменения сигнала, вызванной орбитальным движением КА, можно это изменение рассчитать в зависимости от времени прохождения восходящего узла орбиты, т.е. отсчитывать от восходящего узла фазу φ . Поэтому везде подразумевается, что t_i – это $t_i - t_0$, где t_0 – время прохождения восходящего узла орбиты.

Полученное описанным способом решение представлено на рис. 6 в виде кривой светло-зелёного цвета.

Расчётные величины равны: $A=0,3489$, $\varphi=-0,6178$, $h=-72,8866$, $СКО=0,1857$, период = 23,98 час.

Для учёта указанного изменения сигнала необходимо в (12) вместо ΔP использовать $\Delta P - F$, полагая $h=0$.

Результаты расчёта ориентации спутника предлагаемым способом приведены на рис. 7, 8 и 9 маркерами тёмно-серого цвета.

Маркеры зелёного, красного и синего цвета отображают углы ориентации, измеренные бортовыми датчиками.

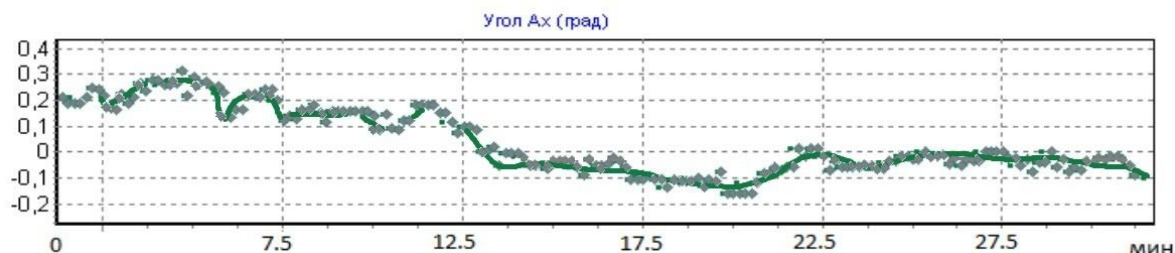


Рисунок 7 - Графики расчётных и измеренных значений угла рыскания

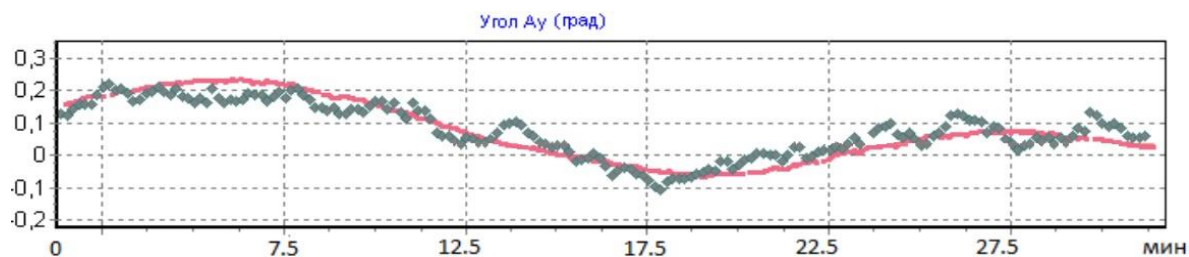


Рисунок 8 - Графики расчётных и измеренных значений угла крена

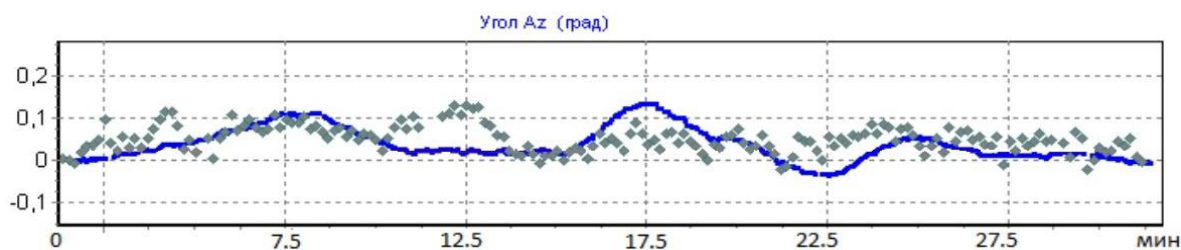


Рисунок 9 - Графики расчётных и измеренных значений угла тангажа

Как правило, среднее значение углов отличается от указанных на величину, не превышающую $0,1^\circ$. Большие отличия могут быть при возникновении на пути сигнала помехи, например, сильного дождя. Если помехи действуют на пути сигнала к спутнику, то с помощью разработанных фильтров такой сигнал отбраковывается и в расчётах углов не участвует. Несколько сложнее задача при возникновении помехи на пути сигналов от КА к приёмной станции. В этом случае изменение всех сигналов имеет один знак и близкие амплитуды, что позволяет построить фильтр и вовремя прекратить управление ориентацией по углам.

На этот же момент времени определяются значения мощности каждого сигнала, используемого для оценки ориентации. После начальной выставки внешняя информация об ориентации спутника больше не используется. Расчёт ориентации осуществляется в ЦУП на АРМ «Прогноз» с последующей выдачей на КА.

Для начала использования метода необходимы (в целях коррекции) достоверные измерения углов ориентации, полученные от каких-либо датчиков ориентации, например, звёздных. По этим углам выполняется начальная выставка режима, которая схематично показана на рис. 10.

Расчёт углов ориентации в процессе управления выполнялся по всем трём каналам. Однако, управление по каналу рыскания отличалось от управления по каналам тангажа и крена. Разворот спутника по рысканию существенно в меньшей степени влияет на изменение принимаемых земными станциями сигналов.

Анализ влияния показал, что разворот КА на $1,5^\circ$ приводил к изменению сигналов на величину около (0,4 – 0,5) дБ. Поэтому расчёты при малых значениях углов разворота спутника могли приводить к ошибкам в опреде-

лении угла рыскания, вплоть до знака направления разворота. С учётом этого обстоятельства управление выполнялось прежде всего по каналам крена и тангажа.

Только при достижении расчётных углов рыскания величин близких к 1° выполнялось управление по этому каналу для изменения направления разворота.

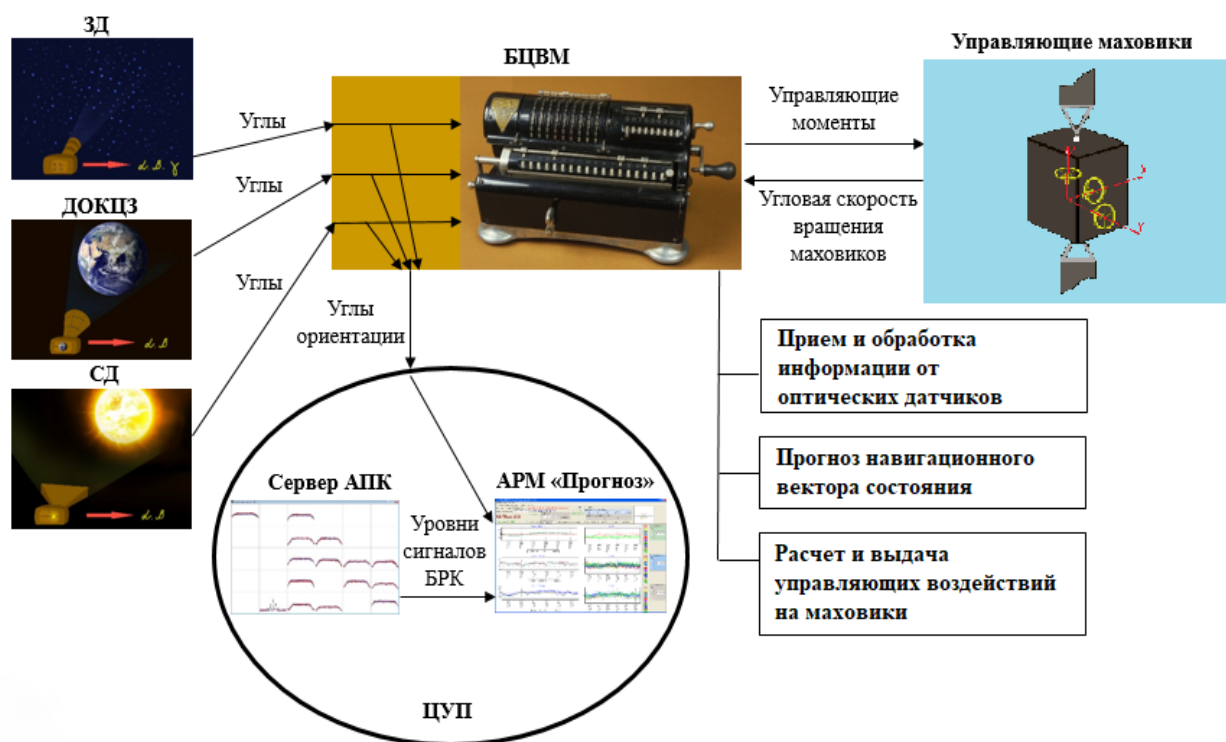


Рисунок 10 - Схема управления ориентацией спутников разработанным методом

Описанное решение задачи управления ориентацией спутников было реализовано как в полуавтоматическом режиме, т.е. когда расчёт и выдача на борт управляющих сигналов выполнялась с АРМ оператора ЦУП, так и в автоматическом режиме, когда на борт передавались рассчитанные значения параметров углового движения спутника, по которым БЦВС рассчитывала необходимые управляющие воздействия для управления угловым движением КА.

Использование режима «Прогноз» позволило обеспечить выполнение целевой функции КА «Ямал-201» и «Ямал-202», обеспечив длительные сроки их эксплуатации. Благодаря совместным разработкам РКК «Энергия» и АО «Газпром космические системы» КА «Ямал-202» продолжает успешно, в полном объёме выполнять задачи обеспечения космической связью потребителей в России и за рубежом более двадцати лет, что является высоким результатом для космонавтики.

Литература

1. Беляев М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. М.: Изд-во Машиностроение, 1984. 264 с.
2. Белецкий В.В. и др. Определение ориентации искусственных спутников по данным измерений. М.: Изд-во Ин-та прикл. матем. АН СССР, 1967. 196 с.
3. Беляев М.Ю. От ракеты Р-7 и первого полёта человека в космос до постоянной пилотируемой орбитальной станции // Гироскопия и навигация. Том 29. № 3 (114), 2021. С. 96–121.
4. Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Манжелей А.И., Рулев Д.Н., Стажков В.М., Тесленко В.П. Математическое обеспечение автоматизированного планирования исследований на орбитальном комплексе «Мир» // Космические исследования, т. 27, вып. 1, 1989. С. 126–134.
5. Ryumin V.V., Belyaev M.Yu. Problems of control arised during the implementation of scientific research program onboard the multipurpose orbital station // Acta Astronautica. Vol. 15. September 1987, pp. 739–746.
6. Беляев М.Ю. Об одном способе описания возмущённого движения спутника // Учёные записки ЦАГИ, № 6, 1974. С. 48–54.
7. Беляев М.Ю., Семенко В.П. Об одном способе численного интегрирования дифференциальных уравнений // Космические исследования, № 2, 1976. С. 300-301.
8. Беляев М.Ю. Определение углового положения космического аппарата по данным телеметрических измерений // Учёные записки ЦАГИ, № 4, 1978. С. 115-121.
9. Беляев М.Ю., Тянь Т.Н. Применение режима гравитационной стабилизации при выполнении экспериментов // Космические исследования, 1984, № 2. С. 181-188.
10. Беляев М.Ю., Сарычев В.А., Сазонов В.В., Тянь Т.Н. Определение движения орбитальных комплексов «Салют-6» и «Салют-7» относительно центра масс в гравитационной ориентации по данным измерений // Космические исследования, т. 23, 1985, № 6. С. 829–842.
11. Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Кузьмин С.П. и др. Определение движения орбитальных станций «Салют-6» и «Салют-7» относительно центра масс в режиме медленной закрутки по данным измерений // Космические исследования, 1988, т. 26, № 3. С. 390–405.
12. Беляев М.Ю., Сарычев В.А., Сазонов В.В., Ефимов Н.И., Тянь Т.Н., Шеффер Е.К., Склянкин В.А. Уточнение вращательного движения орбитальной станции «Салют-7» по показаниям звёздного фотометра // Космические исследования, 1989, т. 27, вып. 4. С. 528–544.
13. Belyaev M.Yu., Efimov N.I., Sazonov V.V. Determination of the attitude of the MIR orbital complex from indications of an optical star sensor // Космические исследования, 1995, т. 33, № 4. Р. 395–402.

14. Энеев Т.М., Платонов А.К., Казакова Р.К. Определение параметров орбиты искусственного спутника по данным наземных измерений // Искусственные спутники Земли, 1960, вып. 4. С. 43–55.
15. Энеев Т.М. Некоторые вопросы применения метода наискорейшего спуска // Препринт Ин-та прикл. матем. АН СССР. 1970. № 17.
16. Farrel J.L., Stuelpnagel J.C. et al. A Least Squares Estimate of Satellite Attitude // SIAM Review. 1966. V. 8. № 3. P. 384–386.
17. Голубков В.В. Определение локальной ориентации космических аппаратов // Космические исследования, 1970, т. 8, № 6. С. 811–822.
18. Катаргин М.Ю. Алгоритм среднеквадратичной оценки ориентации космических аппаратов и его погрешности // Космические исследования, 1986, т. 24, № 6. С. 826–830.
19. Навигационное обеспечение полёта орбитального комплекса «Салют-6»-«Союз»-«Прогресс». М.: Изд-во Наука, 1985.
20. Сарычев В.А., Сазонов В.В., Беляев М.Ю. и др. Определение пассивного вращательного движения орбитальной станции «Мир» по измерениям напряжённости геомагнитного поля // Космические исследования, 1995, т. 33, № 1. С. 12-19.
21. Сарычев В.А., Сазонов В.В., Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Чебукова Е.Ю. Оценка тензора инерции орбитальной станции «Мир» по данным измерений кинетического момента гироскопов // Космические исследования, 1994, т. 32, вып. 4, 5. С. 22–42.
22. Сазонов В.В., Беляев М.Ю., Зыков С.Г. Исследование задачи оценивания тензора инерции орбитальной станции «Мир» по данным измерений кинетического момента гироскопов // Космические исследования, 1994, т. 32, № 3. С. 3-16.
23. Банит Ю.Р., Беляев М.Ю., Добринская Т.А. и др. Определение тензора инерции Международной космической станции по телеметрической информации // Космические исследования, 2005, т. 43, № 2. С. 135–146.
24. Sevastianov N.N., Branets V.N., Belyaev M.Yu., Zavalishin D.A., Platonov V.N., Banit Yu.R., Sazonov V.V. Analysis of possibilities of the Jamal-200 control using motion mathematical model // 14th Saint Petersburg international conference of integrated navigation systems, 28-30 May 2007, Saint Petersburg, Russia, pp 196-203.
25. Банит Ю.Р. Способ управления ориентацией космического аппарата, снабжённого бортовым ретрансляционным комплексом // Патент на изобретение № 2761363, заявка № 2021106683, приоритет изобретения 15.03.2021 г., дата государственной регистрации 07.12.2021, срок действия исключительного права на изобретение истекает 15.03.2041 г. Страна – Россия.
26. Севастьянов Д.Н., Банит Ю.Р., Беляев М.Ю. Уточнение динамических характеристик космических аппаратов в экспериментах на МКС и применение данной технологии при управлении полётом КА «Ямал-200» // Космическая техника и технологии, № 4 (43), 2023. С. 100–114.

УДК 303.732

eLIBRARY.RU: 28.29.51

М.Ю. Беляев¹, С.Б. Пичугин¹, М.А. Харчиков¹, Г.М. Тертицкий²

¹ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, Моск. обл.

²ГБУН ИГ РАН

**ЭКСПЕРИМЕНТ «УРАГАН» НА БАЗЕ АППАРАТУРЫ «ИКАРУС»
И ОБРАБОТКА ДАННЫХ, ПОЛУЧЕННЫХ
В ПРОЦЕССЕ ЕГО ВЫПОЛНЕНИЯ
EXPERIMENT «URAGAN» BASED ON «ICARUS» EQUIPMENT AND
PROCESSING OF DATA OBTAINED DURING ITS IMPLEMENTATION**

Аннотация: Приводится описание космического эксперимента «Ураган», связанного с изучением миграционных потоков животных и птиц, а также процесс получения исследовательских данных в ходе эксперимента, статистическая обработка полученных с борта Международной космической станции массивов информации и результаты этой обработки с интерпретацией полученных результатов.

Ключевые слова: космический эксперимент, миграции животных и птиц, статистическая обработка массива данных.

Abstract: Description of a space investigation named «Uragan» («Hurricane»), related to study of migration flows of animals and birds is presented, as well as process of obtaining of research data during investigation, statistical processing of the datasets received from international space station and results of the processing together with explanation of the results.

Keywords: space investigation, migrations of animals and birds, statistical processing of dataset.

Введение

В настоящее время на борту российского сегмента МКС продолжается выполнение эксперимента «Ураган», использующего комплекс научной аппаратуры «Икарус», включающей аппаратно-программный комплекс, расположенной на борту станции, а также набор многочисленных датчиков, называемых тегами, которые закрепляют на различных биологических объектах – животных и птицах [1].

Цель эксперимента – произвести экспериментальную отработку наземно-космической системы мониторинга с РС МКС глобальной миграции животных и птиц.

Задачами эксперимента являются отработка в реальных условиях технологии и аппаратуры на борту РС МКС для дальнейшего использования на автоматических КА, получение и изучение данных о глобальной миграции животных и птиц, определение путей миграций потенциальных переносчиков ин-

фекции, исследование перемещения животных и птиц для мониторинга экологической ситуации, определение путей миграции птиц для обеспечения безопасности воздушного движения и иных целей.

Бортовой комплекс аппаратуры «Икарус» включает закреплённый на внешней поверхности станции антенный комплекс (рис. 1) и управляющий компьютер, размещённый в гермоотсеке МКС.

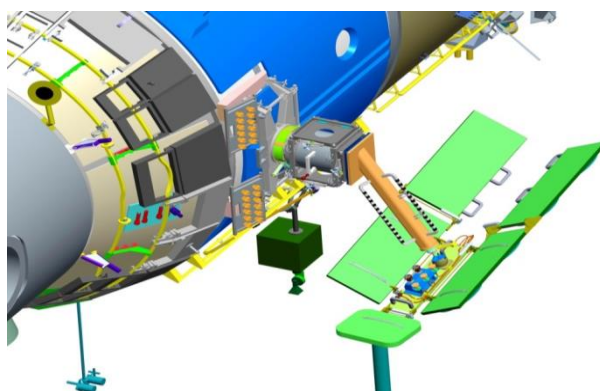


Рисунок 1 - Бортовой комплекс аппаратуры «Икарус»

Следует отметить, что размещение антенного комплекса на внешней поверхности станции потребовалось для того, чтобы не только осуществить выход космонавта в открытый космос и расположить приёмо-передатчик и антенну на внешней поверхности корпуса станции так, чтобы обеспечить требуемую диаграмму, но дополнительно решить целый ряд сопутствующих задач, в частности, дооснастить приёмо-передатчик ICARUS экранно-вакуумной теплоизоляцией (ЭВТИ) и набором поручней для перемещения аппаратуры к месту монтажа на наружной поверхности РС МКС и её раскрытия, разработать электрическую схему сопряжения НА «Икарус» со служебными системами РС МКС, разработать специальное оборудование для фиксации космонавта во время работы в космосе, и, наконец, разработать средства крепления управляющего компьютера (получившего наименование ОВС-1) для размещения в отсеке РС МКС. Внешний вид тега, который закрепляют на теле животного или птицы приведен на рис. 2.

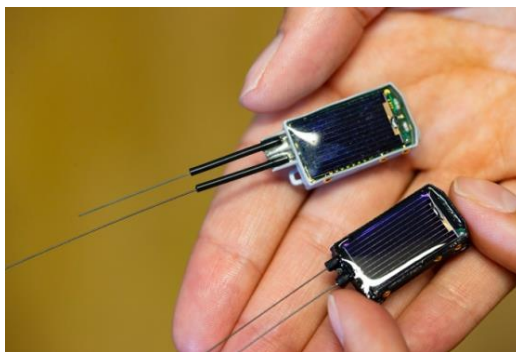


Рисунок 2 - Внешний вид тега, закрепляемого на теле животного или птицы

В состав тега входят электронная плата с антеннами, аккумулятор и фотоэлемент. Теги периодически выходят на связь с бортовым комплексом МКС, чтобы отследить местонахождение животного или птицы, а также осуществить регистрацию ряда биологических параметров, связанных с их жизнедеятельностью. При этом задача оценки точности местоопределения выходит на первый план. Для оценки точности местоопределения тега и влияния на процесс измерений различных факторов окружающей среды был получен массив данных, характеризующих погрешность измерений и соответствующие им по времени погодные условия, местоположение МКС, солнечная активность и другие факторы, влияющие на точность измерений.

Измерения проводились на базе полигона на Курской биосферной станции ИГ РАН (рис. 3), где и были получены данные о проведении многократных измерений широты и долготы мест размещения тегов-датчиков.



Рисунок 3 - Курская биосферная станция ИГ РАН и точки размещения тегов

Статистическая обработка полученных данных

Исходные данные включали массив информации о погрешностях измерений при оценке местоположений датчиков. Погрешности оценивались для проведенных измерений из 129 отсчётов.

Для каждого измерения были указаны следующие параметры:

- идентификатор, id, безразмерная величина;
- время в секундах от эпохи GPS: 6 января 1980 года;
- дата (на момент измерений);
- время (на момент измерений);
- широта (град);
- долгота (град);
- реальная широта (град);
- реальная долгота (град);

- давление (Па);
- реальное давление (Па);
- влажность (%);
- реальная влажность (%);
- температура (°C);
- реальная температура (°C);
- облачность (идентификатор);
- помехи (идентификатор);
- скорость ветра (м/с);
- положение антенны (только на запад);
- угол возвышения (рад);
- статус (идентификатор);
- значение заряда батареи, В;
- дельта широты (град);
- дельта долготы (град);
- электрическое поле атмосферы (В/м);
- индекс геомагнитной активности (идентификатор);
- магнитное поле Земли (H) (тл);
- магнитное поле Земли (T) (тл);
- магнитное поле Земли (Z) (тл);
- поток радиоизлучения солнца (Вт/м²).

Требовалось оценить точность измерений и определить влияние факторов внешней среды на точность измерений.

Для статистической обработки данных, полученных в ходе подготовки к проведению эксперимента, был принят алгоритм, состоящий из 18 шагов:

1. Произведен отсев измерений, признанных недостоверными.
2. Погрешности долготы и широты преобразованы из градусов в метры и найдена погрешность определения местоположения в метрах.
3. Заданы ранги для качественных показателей и введены в анализ данные с ранжированием качественных показателей.
4. Определены интервалы для группировки данных и произведена группировка данных.
5. Определён закон распределения значений погрешностей измерения местоположения.
6. Произведена сортировка данных по возрастанию погрешностей измерения местоположения с упорядочением данных других показателей.
7. Определены интервалы для группировки данных и произведена группировка данных.
8. Для всей выборки и для каждой из заданных групп данных рассчитаны следующие статистические показатели:

- коэффициенты корреляции факторов или рангов факторов по отношению к вычисленным значениям погрешностей долготы, широты и местоположения;
 - размах значений показателя, медианное значение, мода, математическое ожидание, дисперсия, среднее квадратическое отклонение и эксцесс;
 - эластичность и значение коэффициентов линейной зависимости погрешности измерения местоположения от значений показателя.
9. Рассчитаны взаимные коэффициенты корреляции показателей.
 10. Рассчитаны коэффициенты Пирсона и Спирмена для определения пороговых значений взаимных зависимостей показателей, для количественных и качественных показателей соответственно.
 11. Для каждой из заданных групп определены показатели с коэффициентом корреляции, превышающим порог, заданный коэффициентом Пирсона или Спирмена. Для данных показателей предложено отобразить графически их влияние на ошибку определения местоположения.
 12. Предложена первоначальная линейная регрессионная модель прогноза погрешности измерения местоположения.
 13. Построены графические зависимости ошибки измерения местоположения. Определены и удалены статистические выбросы погрешностей измерения местоположения.
 14. Определена окончательная линейная регрессионная модель прогноза погрешности измерения местоположения.
 15. Проведен анализ графических и численных зависимостей ошибок определения местоположения от заданных факторов.
 16. Определены и удалены статистические выбросы погрешностей измерения местоположения предложенной регрессионной модели.
 17. Уточнена предложенная регрессионная модель, определены её характеристики достоверности.
 18. Сформулированы основные гипотезы, выводы и предложения по текущей ситуации и по ведению дальнейших исследований.

Аналитические соотношения и результаты расчётов

При обработке выборки полученных данных были получены значения следующих статистических показателей:

- минимальное значение показателя в блоке выборки;
- максимальное значение показателя в блоке выборки;
- медиана;
- мода;
- математическое ожидание;
- среднее квадратическое отклонение;
- эксцесс;
- дисперсия;

- множитель линейной зависимости;
- постоянная линейной зависимости;
- эластичность.

Для расчёта указанных статистических показателей применялись следующие соотношения [2–8], которые приведены в табл. 1.

Таблица 1 - Расчётные формулы для статистических характеристик

| № | Показатель | Расчётная формула | Функция ПО MS Excel |
|---|-----------------------------------|---|-----------------------------------|
| 1 | Минимальное значение | | =МИН($x_1 \dots x_N$) |
| 2 | Максимальное значение | | =МАКС($x_1 \dots x_N$) |
| 3 | Медиана | $M_e = x_e + h_{M_e} \frac{\sum_{j=1}^K f_j - S_{(M_e-1)}}{f_{M_e}}$ | =МЕДИАНА($x_1 \dots x_N$) |
| 4 | Мода | $M_o = x_o + h_{M_o} \frac{f_{M_o} - f_{(M_o-1)}}{[f_{M_o} - f_{(M_o-1)}] + [f_{M_o} - f_{(M_o+1)}]}$ | =МОДА.ОДН($x_1 \dots x_N$) |
| 5 | Математическое ожидание | $\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^N x_i}{N}$ | =СРЗНАЧ($x_1 \dots x_N$) |
| 6 | Среднее квадратическое отклонение | $\sigma^* = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2}{N - 1}}$ | =СТАНДОТКЛОН.В($x_1 \dots x_N$) |
| 7 | Экцесс | $E_x = \frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^4}{N(\sigma^*)^4} - 3$ | =ЭКЦЕСС($x_1 \dots x_N$) |
| 8 | Дисперсия | $(\sigma^*)^2 = \frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2}{N - 1}$ | =ДИСП.В($x_1 \dots x_N$) |
| 9 | Число интервалов | $K = 1 + \log_2 N$ | |

Примечания: M_e – медиана;

x_e – нижняя граница медианного интервала;

h_{M_e} – шаг медианного интервала;

$\sum_{j=1}^K f_j$ – сумма частот выборки статистического ряда;

K – число интервалов в выборке;

$S_{(M_e-1)}$ – кумулятивная частота интервала, предшествующая медианному;

f_{M_e} – частота медианного интервала (не кумулятивная);

M_o – мода;

h_{M_o} – шаг модального интервала;

f_{M_o} – частота модального интервала;

$f_{(M_o-1)}$ – частота интервала, предшествующая модальному;

$f_{(M_o+1)}$ – частота интервала, следующего за модальным;

\bar{x} – выборочное среднее (оценка математического ожидания);

N – объём выборки;

i – порядковый номер измерения в выборке, $i = 1 \dots N$;

x_i – величина измерения с порядковым номером i в выборке;

σ^* – выборочное среднее квадратическое отклонение (СКО);

E_x – эксцесс;

$(\sigma^*)^2$ – выборочная дисперсия

Частота интервала f определяется как отношение $f = \frac{n}{N}$, где n – число измерений в интервале (медианном или модальном). Интервал определяется шагом. Шаг определяется как отношение размаха выборки (разница между минимальной и максимальной величиной измерения в выборке) к числу шагов или числу интервалов в выборке K . Число интервалов K в выборке определялась по формуле Стерджесса как наиболее простой, но обеспечивающей удовлетворительную точность расчётов [6, 7]. Множитель и постоянная линейной зависимости для определения параметров линейной регрессии по каждому факторному признаку, а также показатель «эластичность», определялись в соответствии с выражениями, приведенными в табл. 2.

Таблица 2 - Расчётные формулы к однофакторным линейным уравнениям регрессии для измерений выборки и эластичности

| № | Показатель | Расчётная формула | Функция ПО MS Excel |
|---|--------------------------------------|---|---|
| 1 | Уравнение регрессии | $\hat{y} = a + bx_i$ | $= a + b \cdot x_i$ |
| 2 | Множитель линейной зависимости, b | $b = \frac{\overline{xy} - \bar{x} \cdot \bar{y}}{\sigma_x^2} = r_{xy} \frac{\sigma_y}{\sigma_x}$ | $= \text{КОРРЕЛ}(x_1 \dots x_N; y_1 \dots y_N) \cdot \frac{\text{СТАНДОТКЛОН.В}(y_1 \dots y_N)}{\text{СТАНДОТКЛОН.В}(x_1 \dots x_N)}$ |
| 3 | Постоянная линейной зависимости, a | $a = \bar{y} - b\bar{x}$ | $= \text{СРЗНАЧ}(y_1 \dots y_N) - b \cdot \text{СРЗНАЧ}(x_1 \dots x_N)$ |
| 4 | Эластичность | $\varepsilon = b \cdot \frac{\bar{y}}{\bar{x}}$ | $= b \cdot \frac{\text{СРЗНАЧ}(x_1 \dots x_N)}{\text{СРЗНАЧ}(y_1 \dots y_N)}$ |

Примечания: \hat{y} – регрессионная оценка результативного признака;

i – порядковый номер измерения в выборке, $i = 1 \dots N$;

x_i – факторный признак измерения с номером i в выборке;

\bar{y} – среднее результативного признака;

\bar{x} – среднее факторного признака;

\overline{xy} – среднее произведений пар отсчётов результативного и факторного признаков;

r_{xy} – коэффициент корреляции результативного и факторного признака;

a – постоянная величина, характеризующая значение результативного признака при нулевом значении факторного признака;

b – показатель изменения результативного признака при изменении факторного признака на единицу.

По результатам расчётов из табл. 1 и 2 получены следующие наиболее важные характеристики проведенных измерений:

- средняя погрешность определения местоположения составляет 3,98 м;
- с вероятностью 0,997 погрешность определения местоположения не превысит 10,1 м.

Далее были определены взаимные влияния факторов друг на друга (их корреляция) и, по результатам сравнения соответствующих значений корреляции с назначенными пороговыми значениями, по критериям Пирсона и Спирмена, сформирован перечень признаков для создания модели в виде многофакторного регрессионного уравнения. Критерии Пирсона использовались для количественных и качественных факторов соответственно. Для получения многофакторного регрессионного уравнения использовалась стандартная функция ПО MS Excel «Регрессия» [9], доступ к которой осуществлялся в окне «Данные», разделе «Анализ» через пакет ПО «Анализ данных», который был заранее активирован для ПО MS Excel вып. 10. Многофакторное регрессионное уравнение при моделировании было получено методом итераций, когда на каждом очередном шаге оценивается показатель достоверности модели и производится фильтрация (удаление) выбросов. Достоверность оценивалась показателем «Нормированный R2» как наиболее адекватно отражающим реальное качество модели [2]. Предполагалось довести значение показателя «Нормированный R2» до величины в диапазоне от 0,8 до 0,95, что соответствует удовлетворительной аппроксимации (модель в целом адекватна описываемому явлению).

Удаление выбросов производилось графическим методом, как показано на рис. 4.

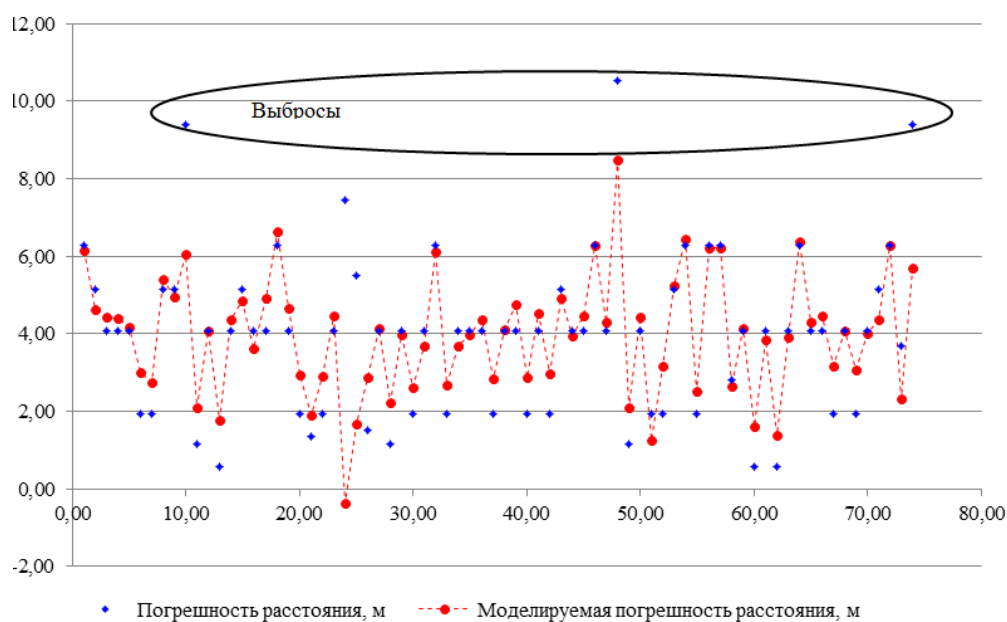


Рисунок 4 - График зависимости регрессионной модели и расчётных значений погрешности дальности от времени измерения

Запланированный уровень достоверности удалось достичь за два цикла итераций.

Показатель «Нормированный R2» для полученной модели составляет величину, равную 0,805.

Полученная модель в виде многофакторного регрессионного уравнения имеет следующий вид:

$$\Delta Y = 3947600,531 - 51547,5657 \cdot L - 35768,93448 \cdot D + 0,016790324 \cdot G_H, \quad (1)$$

где ΔY – погрешность определения дальности от тега до реперной точки;

L – широта места, где располагались теги, град.;

D – долгота места, где располагались теги, град.;

G_H – величина индукции магнитного поля Земли (по вектору H), Тл.

Выводы

Таким образом, в данной работе приведено описание космического эксперимента «Ураган», связанного с изучением миграционных потоков животных и птиц. Кратко рассмотрены состав и функциональное назначение составных частей комплекса научной аппаратуры, процесс получения соответствующих исследовательских данных, отмечена роль экипажа российского сегмента Международной космической станции в реализации эксперимента.

Указано, что в ходе выполнения эксперимента важное значение имеет точность местоопределения биологического объекта, на котором закреплён датчик-тег, позволяющий получать данные о его местоположении.

Показано, какие именно факторы внешней среды имеют наибольшее влияние на данный показатель и построена математическая модель, в аналитическом виде позволяющая оценить погрешность местоопределения при воздействии наиболее значимых факторов окружающей среды.

На базе полученной модели и данных, полученных с борта Международной космической станции, были получены следующие результаты:

- наибольшее влияние на погрешность оценки местоположения объекта имеют взаимное расположение станции и объекта, а также индукция магнитного поля Земли по компоненте (вектору) H ;

- средняя погрешность определения местоположения составляет 3,98 м;

- с вероятностью 0,997 погрешность определения местоположения не превысит 10,1 м;

- регрессионная модель имеет вид (1), а достоверность модели составляет 0,805 по показателю «Нормированный R2».

Литература

1. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Соломина О.Н., Тertiцкий Г.М. Исследование миграций животных с помощью научной аппаратуры «ИКАРУС» в космиче-

ском эксперименте «УРАГАН» в РС МКС // Гироскопия и навигация, том 30, № 3(118), с. 3–19. DOI 10.17285/0869-7035.009.

2. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. М.: Издательство «Академия», 2018. 451 с.
3. ГОСТ Р 8.736-2011 Государственная система обеспечения единства измерений (ГСИ). Измерения прямые многократные. Методы обработки результатов измерений. Основные положения. М.: Изд-во Стандартиформ, 2019. 21с.
4. ГОСТ Р 56257-2014 Характеристика факторов внешнего природного воздействия. Общая классификация. М.: Изд-во Стандартиформ, 2015. 55 с.
5. ГОСТ Р ИСО 16269-4-2017 Статистические методы. Статистическое представление данных. Часть 4. Выявление и обработка выбросов. М.: Изд-во Стандартиформ, 2015. 55 с.
6. ГОСТ Р ИСО 16269-8-2005 Статистические методы. Статистическое представление данных. Определение предикционных интервалов. М.: Изд-во Стандартиформ, 2006. 76 с.
7. ГОСТ Р 50779.29-2017 (ИСО 16269-6:2014) Статистические методы. Статистическое представление данных. Часть 6. Определение статистических толерантных интервалов. М.: Изд-во Стандартиформ, 2017. 34 с.
8. ГОСТ Р 50779.10-2000 (ИСО 3534.1-93) Статистические методы. Вероятность и основы статистики. Термины и определения. М.: Изд-во Стандартиформ, 2001. 64 с.
9. Функции в Excel. Справочник пользователя / Минько А.А. / М.: Издательство «Эксмо», 2017. 512 с.

УДК 629.786.2

eLIBRARY.RU: 55.49.29

М.И. Монахов¹, Д.М. Аюкаева¹, М.Ю. Беляев^{1,2}, Т.В. Матвеева¹

¹*ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, Моск. обл.*

²*МФ МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Мытищи, Моск. обл.*

**НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ КЭ «ИЗГИБ» НА МКС
SOME RESULTS OF THE «IZGIB» SPACE EXPERIMENT
ON BOARD THE ISS**

Аннотация: Представлены результаты, полученные при проведении космического эксперимента «Изгиб» на российском сегменте (РС) МКС. Эксперимент заключался в исследовании микрогравитационной обстановки на борту МКС, определении условий полёта и режимов работы штатного и научного оборудования МКС, обеспечивающих выполнение требований, предъявляемых к уровням микрогравитации, и определении возможностей проведения экспериментов с помощью РС МКС. В эксперименте были отработаны также новые технологии проведения экспериментальных работ на борту транспортных грузовых кораблей (ТГК) «Прогресс», входящих в состав РС МКС.

Ключевые слова: микрогравитационная обстановка, возмущения, акселерометр, закрутка, ориентация, датчик конвекции, тросовая система.

Abstract. The article presents the results obtained during the «Izgib» space experiment on board the Russian segment (RS) of the ISS. The experiment was to study the microgravity environment on board the ISS, to determine flight conditions and operational modes of the ISS nominal and scientific equipment, which ensure the compliance with the requirements to the microgravity levels, and to determine the feasibility to carry out experiments using the ISS RS. New technologies for experimental work on board «Progress» spaceships as part of the ISS RS were also verified during the experiment.

Keywords: microgravity environment, disturbances, accelerometer, spinning, orientation, convection sensor, tether system.

Эксперимент «Изгиб» был организован с целью изучения условий для проведения экспериментов на МКС и ТГК «Прогресс» и отработки новых технологий, обеспечивающих лучшие условия выполнения исследований.

Для исследований микрогравитационной обстановки на МКС в эксперименте использовались данные, получаемые от штатных бортовых датчиков угловых скоростей и акселерометров, размещённых на борту РС МКС, а также от акселерометров MAMS (Microgravity Acceleration Measurement System) и SAMS (Space Acceleration Measurement System), находящихся в зоне американского сегмента (АС МКС).

Для выполнения задач эксперимента «Изгиб» в части изучения процессов конвекции использовалась научная аппаратура «Дакон-М», разработанная для исследований конвективных течений, вызванных малыми инерционными силами на РС МКС. При проведении исследований на борту ТГК «Прогресс» использовалась информация от бортовых датчиков угловых скоростей и датчиков тока от солнечных батарей ТГК.

Эксперимент проводился с 2000 по 2021 год, за это время было выполнено более тысячи сеансов измерений на борту РС МКС и ТГК «Прогресс». В процессе выполнения эксперимента менялись его приоритеты в соответствии с модификацией объектов исследований, изменением целей и задач эксперимента, появлением новых возможностей для исследований.

На начальных этапах эксперимента «Изгиб» основной задачей было исследование микрогравитационной обстановки на борту РС МКС при стыковках и расстыковках с МКС космических аппаратов различных типов, при изменениях конфигурации и состава станции, проведении коррекций её орбиты [1].

Постоянно действующими источниками вибровозмущений на Российском сегменте МКС являются агрегаты системы терморегулирования, компрессоры бортовых кондиционеров, насосы и вентиляторы системы жизнеобеспечения, размещённые за панелями обитаемых отсеков, вентиляторы воздухопроводов и систем охлаждения научной аппаратуры, а также жизнедеятельность экипажа, в частности, проведение физических упражнений.

Знание уровней микроускорений, их спектрального состава и пространственного распределения – необходимое условие эффективного использования пилотируемых комплексов для решения научных и прикладных задач, уточнения математических моделей и динамических характеристик различных сборок Международной космической станции, а также для контроля остаточного ресурса конструкции.

Требования к условиям микрогравитации в исследовательских модулях МКС являются своего рода компромиссом между требованиями постановщиков научных экспериментов и возможностями проектных организаций – разработчиков систем и модулей МКС.

Они сводятся к следующему:

- квазистатические ускорения должны быть не более $1 \mu\text{g}$;
- среднеквадратичные значения в $1/3$ октавных поддиапазонах, осреднённые по интервалам 100 секунд, не должны превышать:

| | | |
|-----------------------|-----|-------------------------------|
| $1,6 \mu\text{g}$ | при | $0,01 < f < 0,1 \text{ Гц}$, |
| $1,6 * f \mu\text{g}$ | при | $0,1 < f < 100 \text{ Гц}$, |
| $1600 \mu\text{g}$ | при | $100 < f < 300 \text{ Гц}$. |

Для анализа результатов бортовых измерений применяются специально разработанные алгоритмы и программы спектрально-корреляционного анализа следующих параметров вибропроцессов:

- Среднее значение – оценка математического ожидания вибропроцесса $m [\mu\text{g}]$,

$$\hat{m}_x = \frac{1}{L} * \sum_{k=0}^{L-1} x_k. \quad (1)$$

- Средняя мощность процесса W , [μg^2],

$$\hat{W} = \frac{1}{L} * \sum_{k=0}^{L-1} x_k^2. \quad (2)$$

- Оценка среднеквадратического отклонения вибропроцесса, [μg];

$$\hat{\sigma} = \sqrt{\hat{W} - \hat{m}_x^2}.$$

Микрогравитационная обстановка на МКС формируется в основном тремя составляющими: проведением динамических операций (стыковки, коррекции орбиты, изменения ориентации и др.), фоновыми возмущениями, связанными с функционированием штатного оборудования МКС и возмущениями, создаваемыми экипажем станции при проведении запланированных работ (случайные импульсные воздействия) и физических упражнений.

Исследования микрогравитационной обстановки на борту РС МКС выполнялись на протяжении всего времени проведения эксперимента.

По результатам проведенных сеансов КЭ можно сделать следующие выводы:

- Интегральные параметры «дневной» (время активной деятельности экипажа) фоновой обстановки на МКС в основном составляют (15 – 20) μg и в 3–5 раз превышают соответствующие параметры «ночного» (время отдыха экипажа) фона.

- При работе двигателей ориентации РС во время построения ориентации для стыковки экстремальные амплитуды в поперечной плоскости МКС и суммарные среднеквадратичные ускорения увеличиваются на порядок по сравнению с «дневным» фоном и изменяются в интервале (100 – 200) μg .

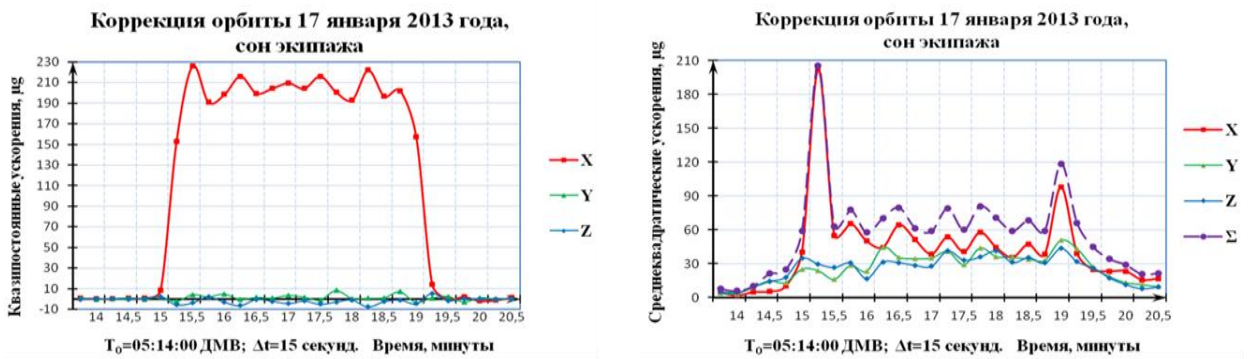
- При управлении МКС двигателями Российского сегмента квазипостоянные и среднеквадратические ускорения существенно превышают соответствующие параметры при управлении МКС гиродинами американского сегмента, в том числе и на фоне проведения экипажем штатных работ и физических упражнений.

- При работе корректирующих двигателей ТГК «Прогресс» суммарные среднеквадратические ускорения низкочастотных возмущений могут достигать 150 μg .

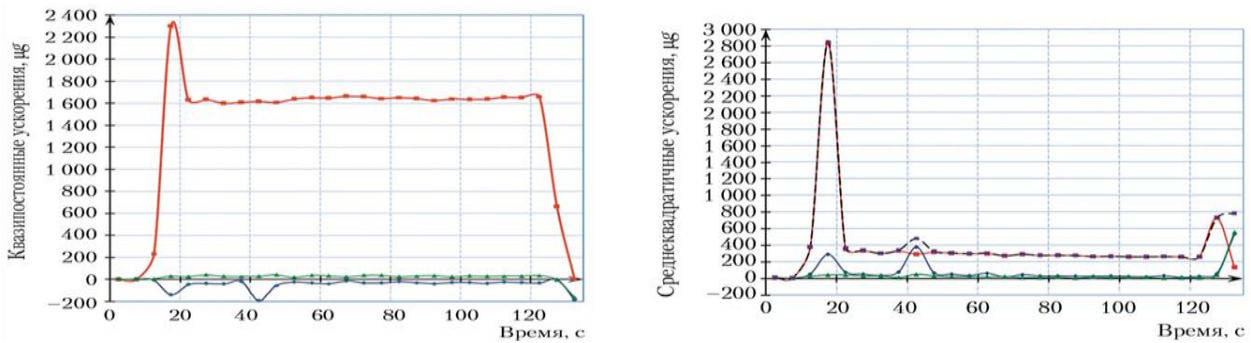
- При стыковке ТПК к агрегатному отсеку служебного модуля пики квазипостоянных ускорений вдоль продольной оси МКС примерно в 4–5 раз меньше ускорений режима коррекции и в 2–3 раза меньше импульсных возмущений при работе двигателей ориентации служебного модуля.

- При коррекции орбиты МКС для ухода от «осколков» квазипостоянные возмущения вдоль продольной оси МКС более чем на два порядка превышают соответствующие параметры фоновой обстановки.

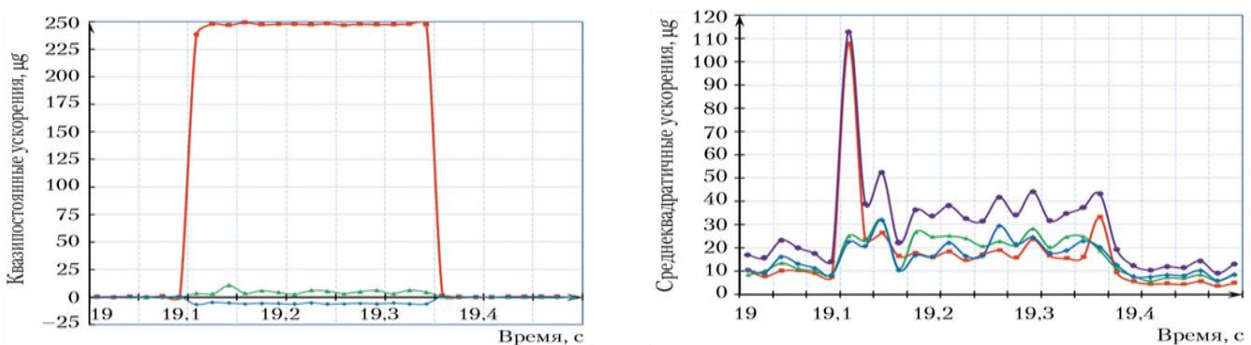
Примеры обработки измерений микроускорений, возникающих при различных режимах функционирования станции, приведены на рис. 1–4.



ДПО ТК «Прогресс»: $\Delta T=230.3$ сек; $\Delta V_{\Sigma} \sim 0,47$ м/с.



Двигатели СМ РС: $\Delta T=114.0$ сек; $\Delta V_{\Sigma} \sim 1,70$ м/с.



Двигатели европейского ТК ATV-3: $\Delta T \sim 900$ сек; $\Delta V_{\Sigma} \sim 2,50$ м/с.

а)

б)

Рисунок 1 - Микроускорения на МКС при коррекции орбиты различными средствами: а) квазипостоянные ускорения; б) среднеквадратичные ускорения

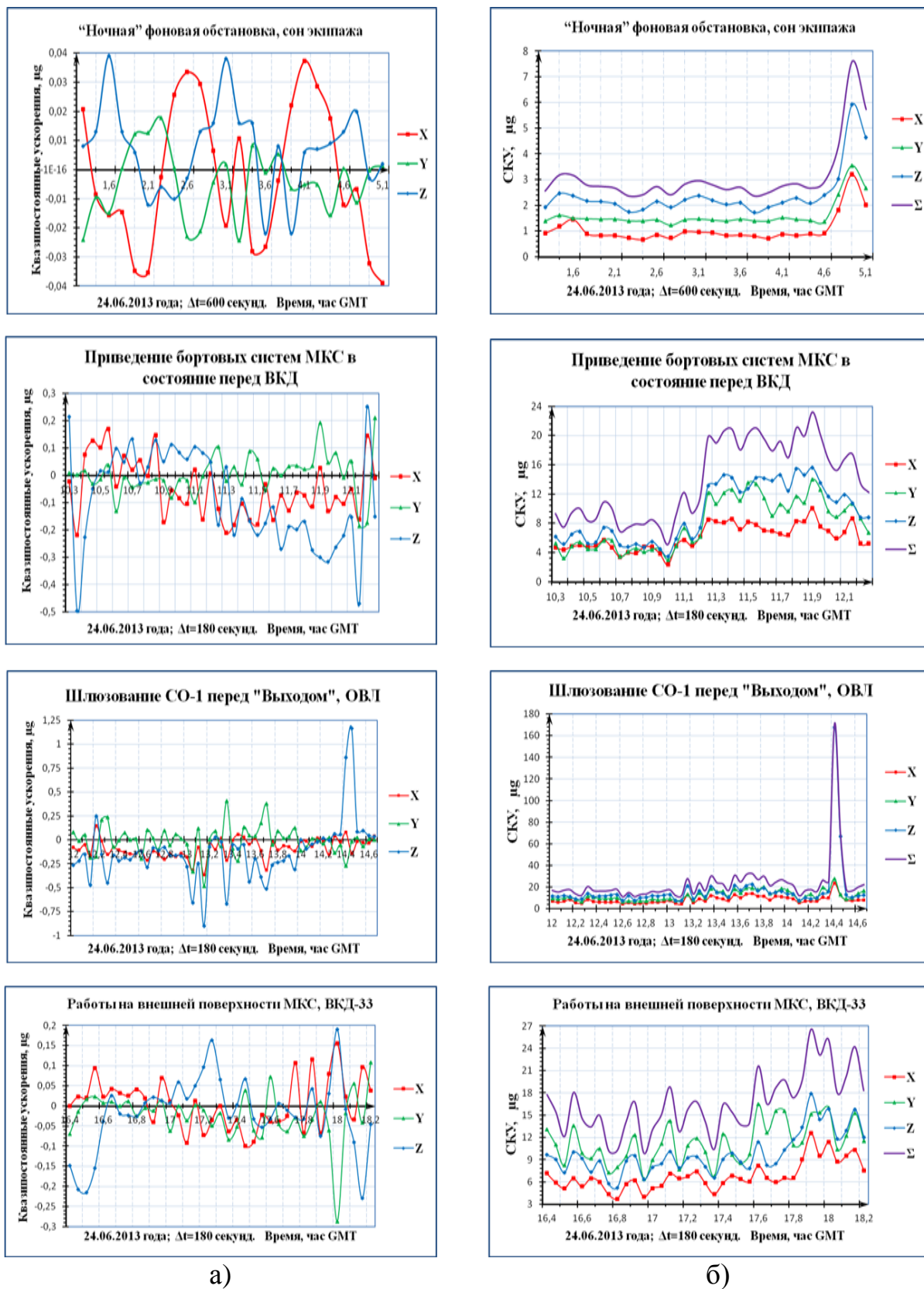
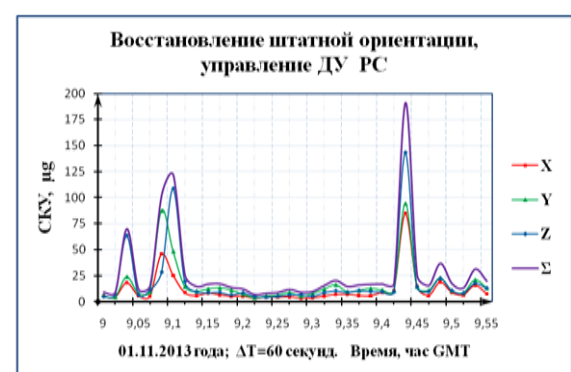
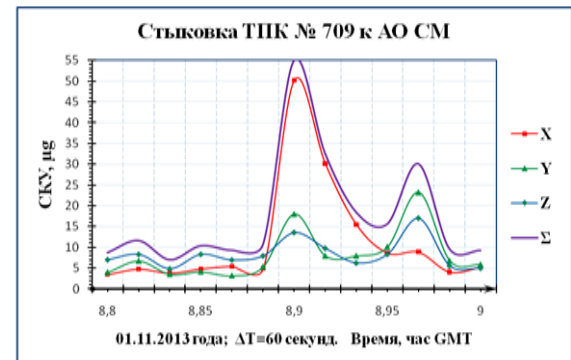
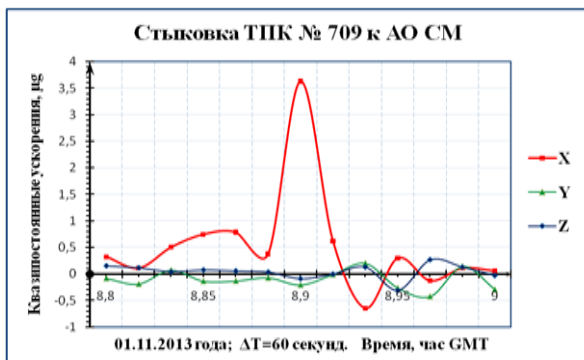
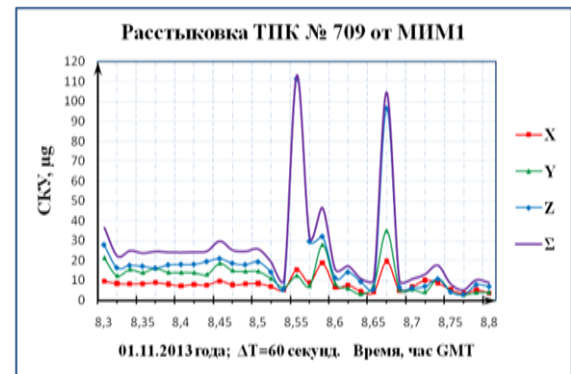
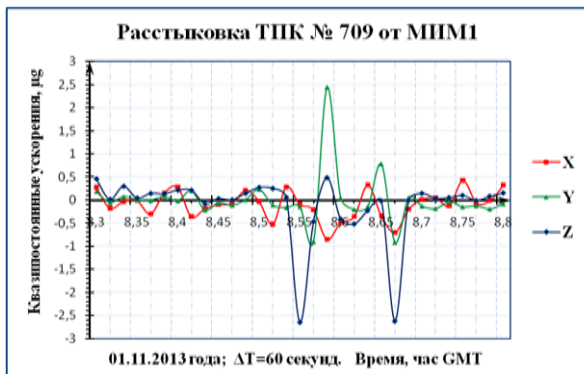
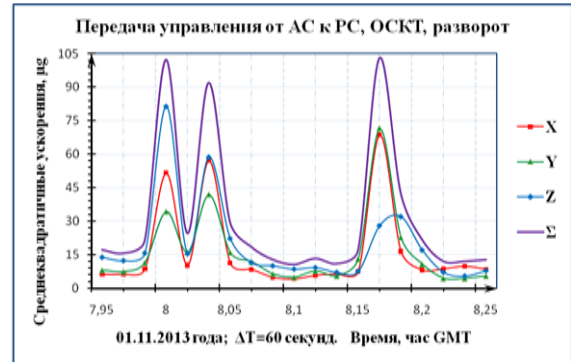


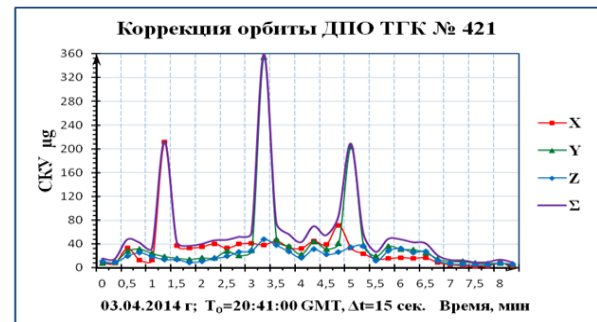
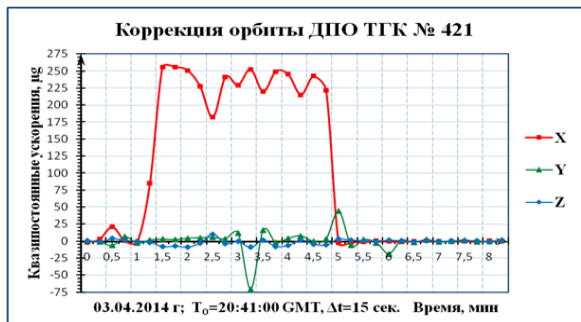
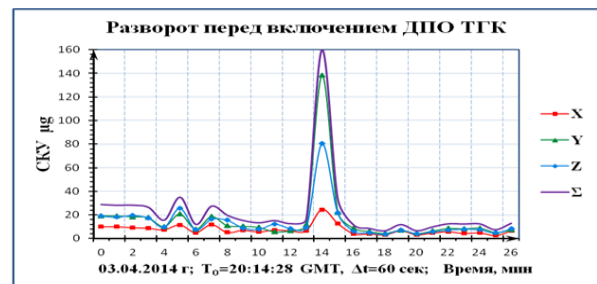
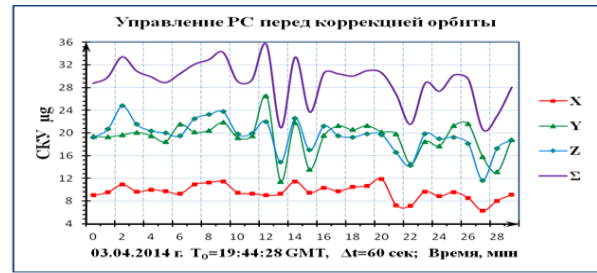
Рисунок 2 - Микроускорения при выполнении операции «Выход» из стыковочного отсека (СО)-1 РС МКС: а) квазипостоянные ускорения; б) среднеквадратические ускорения



а)

б)

Рисунок 3 - Характер микроускорений при операциях по перестыковке ТПК «Прогресс»: а) квазипостоянные ускорения; б) среднеквадратические ускорения



а)

б)

Рисунок 4 - Внеплановая коррекция орбиты с целью увода МКС от «осколков»: а) квазипостоянные ускорения; б) среднеквадратические ускорения

В период времени с февраля 2009 года по август 2011 на борту РС МКС находилась научная аппаратура «Дакон-М» (рис. 5), являющаяся усовершенствованным вариантом аппаратуры «Дакон», успешно прошедшей лётные испытания на станции «Мир» [2, 3].

Введение научной аппаратуры «Дакон-М» в состав оборудования, обеспечивающего выполнение задач эксперимента «Изгиб», позволило дополнительно решать следующие задачи:

- исследование тепловой конвекции в условиях микрогравитации при различных параметрах среды, граничных условиях и геометрии исследуемых объектов;

- регистрация и измерение конвективного теплообмена в жидких средах, вызванного воздействием квазипостоянных и низкочастотных микрогравитационных возмущений на борту РС МКС;

- осуществление мониторинга эффективных параметров микроускорений на РС МКС совместно со штатным оборудованием, используемым для измерения микроускорений, в том числе и в реальном масштабе времени;
- определение критических уровней микроускорений, существенных для формирования конвективных потоков и температурных полей в газовых средах, растворах, расплавах и др., влияющих на качество материалов, получаемых в условиях микрогравитации;
- использование в анализе и взаимном тестировании математических моделей исследуемых объектов и измерительных систем.



Рисунок 5 - М. Сураев за работой с НА «Дакон-М» в СО1

С использованием НА «Дакон-М» были выполнены измерения микроускорений на МКС в местах установки НА в следующих случаях:

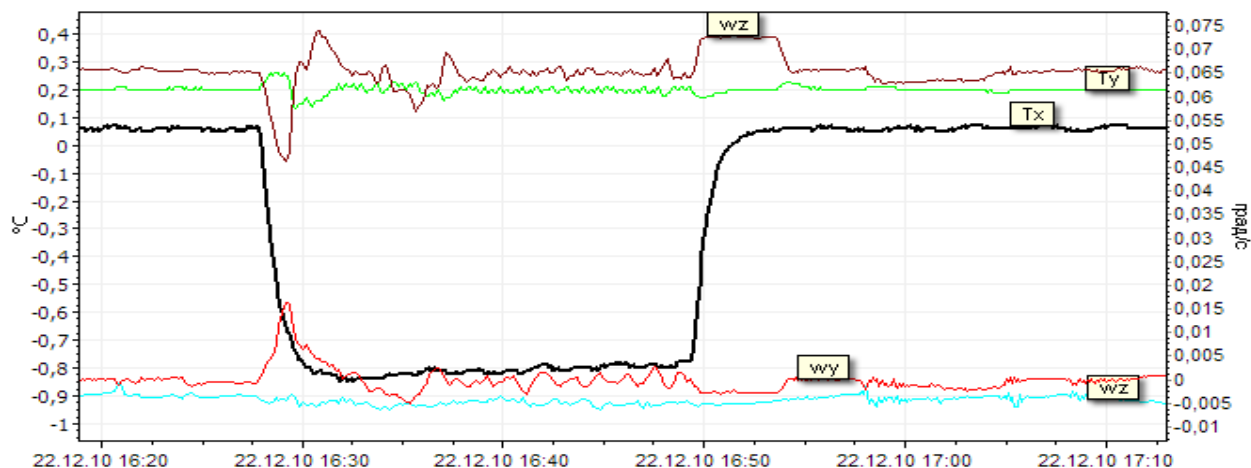
- при работе бортового оборудования, имеющего вращающиеся части (гиродины, мощные вентиляторы);
- во время построения и поддержания различных режимов ориентации МКС;
- при выполнении экипажем физических упражнений.

Эксперименты с аппаратурой «Дакон-М» показали, что во время выполнения динамических операций на МКС, таких как стыковка и расстыковка КА с МКС, изменения ориентации станции, подъём орбиты и др., в рабочей камере датчика конвекции возникают конвективные течения, фиксируемые научной аппаратурой «Дакон-М».

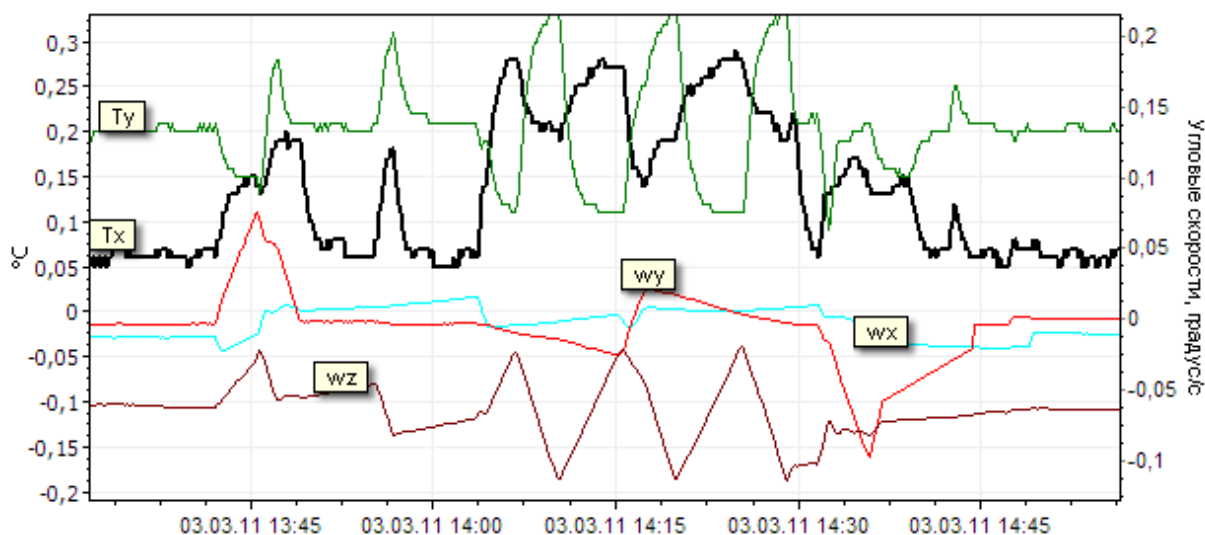
Анализ информации, зафиксированной аппаратурой «Дакон-М» показал, что микроускорения, возникающие на МКС на фоне изменения динамических

режимов, способны возбуждать в неоднородно нагретой газовой среде рабочей камеры датчика конвективные течения (см. рис. 6, 7).

Выполнено важное фундаментальное исследование – в условиях микрогравитации зафиксирована конвекция.

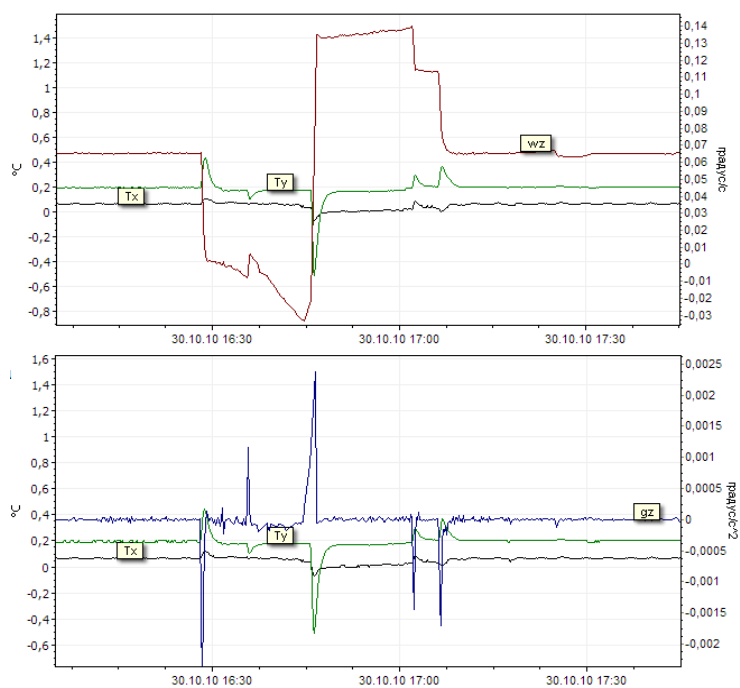


а)

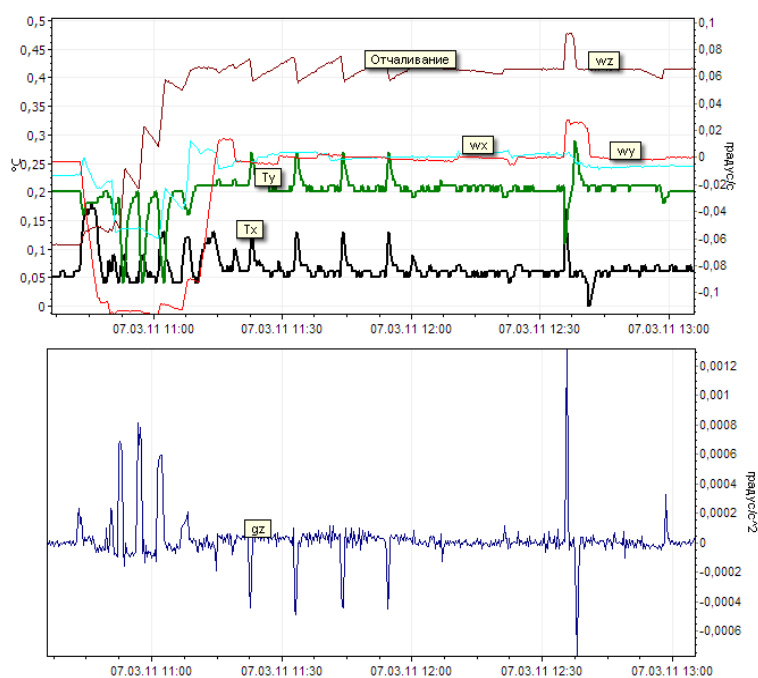


б)

Рисунок 6 - Генерация конвективного течения в процессе коррекции орбиты:
 а) сигналы T_x и T_y и угловые скорости w_x , w_y , w_z МКС при воздействии на НА «Дакон-М» линейных постоянных ускорений во время коррекции орбиты двигателями ТГК «Прогресс»; б) отклики датчика конвекции на работу двигателей ОК «Шаттл» во время коррекции орбиты



а)



б)

Рисунок 7 - Генерация конвективного течения при стыковочных операциях:
 а) реакция датчика конвекции на изменение угловой скорости и углового ускорения станции при стыковке с ТГК «Прогресс»; б) реакция датчика конвекции на угловые ускорения МКС при расстыковке с ОК «Шаттл»

При сравнении измерений, проведенных аппаратурой «Дакон-М» с данными, полученными датчиками угловых скоростей (рис. 8), выяснены непосредственные причины, вызывающие конвективные течения:

- ускоренное вращение станции при изменении динамической ситуации создаёт в точке расположения датчика конвекции тангенциальное ускорение, которое, в свою очередь, вызывает конвективное течение в рабочей камере датчика.

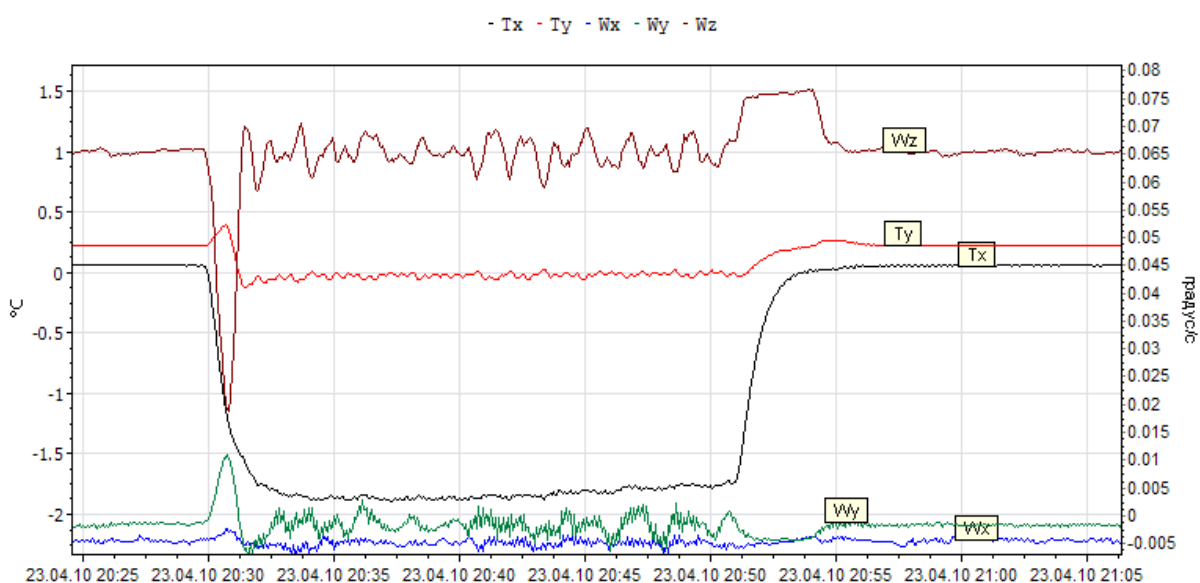
Наиболее заметный вклад в возникновение механизма генерации течения вносит вращение вокруг оси Z станции, которое создаёт тангенциальное ускорение вдоль оси Y .

При этом датчик конвекции установлен на максимально возможном по оси X расстоянии от центра масс станции (примерно 30 м). X и Y ;

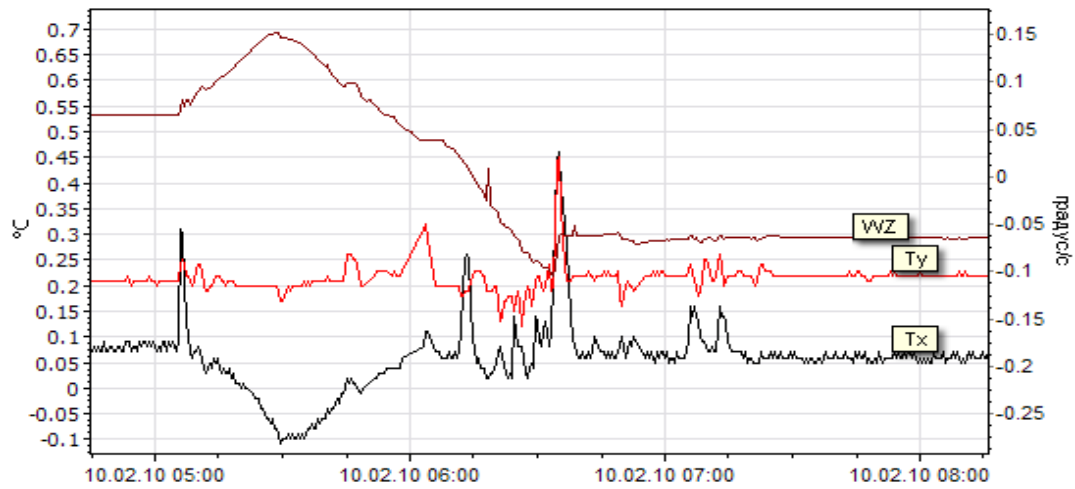
- компоненты угловых скоростей также вызывают тангенциальные ускорения, однако их величина, при прочих равных условиях, заметно меньше, так как расстояние от центра масс станции до места установки датчика по этим осям на порядок меньше ((2,5 – 3) м);

- при постоянном по времени длительном (5–20 минут) линейном движении станции в процессе коррекции орбиты, если проекция ускорения станции на направление оси чувствительности датчика конвекции имеет достаточное большое значение, датчик откликается постоянным сигналом;

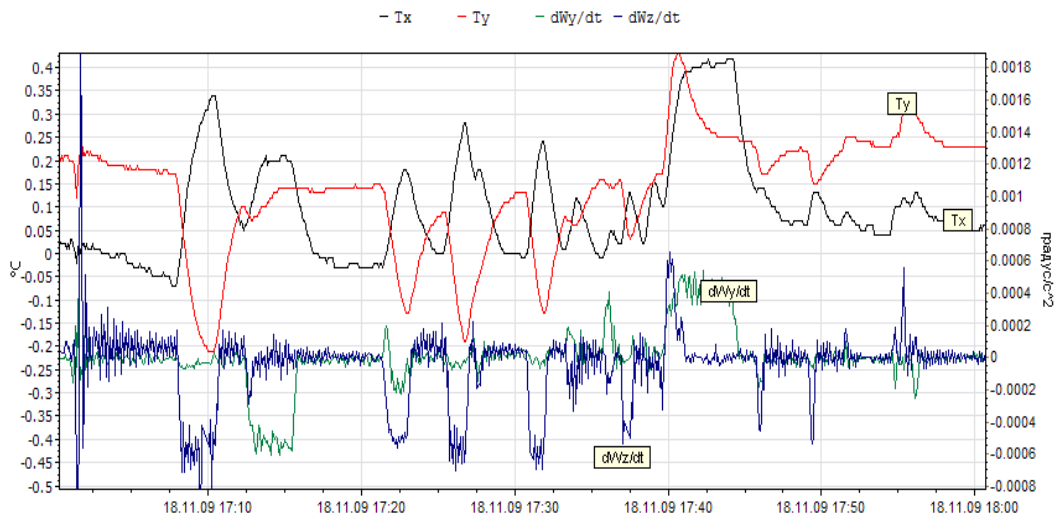
- динамические кратковременные воздействия на станцию в момент стыковки ТГК и ТПК со станцией вызывают отклик датчика конвекции на подобные воздействия коротким (~ 1 мин) всплеском сигналов T_x и T_y .



a)



б)



в)

Рисунок 8 - Сравнение показаний датчиков НА «Дакон-М» с данными бортовой аппаратуры при динамических операциях МКС: а) Сигналы T_x и T_y при воздействии на «Дакон-М» постоянных ускорений во время коррекции орбиты двигателями ТКГ «Прогресс»; б) Сигналы T_x , T_y и Z-компонента угловой скорости во время разворота станции при помощи ОК «Шаттл»; в) сравнение сигналов НА «Дакон-М» по каналам «X» и «Y» с угловыми ускорениями во время стыковки ОК «Шаттл» с МКС

Анализируя эти причины, можно сделать вывод, что при проведении различных технологических экспериментов в условиях микрогравитации следует учитывать возможность конвективного перемешивания неоднородно нагретых газообразных или жидких сред. Нельзя не учитывать также возможность иска-

жения температурных или концентрационных полей в таких средах за счёт конвективного течения.

Целесообразно провести численные расчёты конвективных течений в камере датчика, сравнить их с экспериментальными результатами, полученными в условиях микрогравитации и новые перспективные технологические эксперименты и эксперименты по физике жидкостей и газов проводить с учётом сравнительного анализа полученных данных.

Сравнение информации, полученной от аппаратуры «Дакон-М», данных датчиков угловых скоростей и бортовых акселерометров, показывает перспективность дальнейшего развития идеи конвективного датчика микроускорений как акселерометра. Главное преимущество такого датчика – его ориентация на сверхнизкие частоты (квазистатические микроускорения).

Выполненные в рамках КЭ «Среда МКС» исследования показали, что микрогравитационная обстановка на борту РС МКС не является благоприятной для проведения работ и исследований, чувствительных к микроускорениям. Это связано с тем, что центр масс МКС находится на американском сегменте, а многие бортовые системы, создающие микроперегрузки, размещены на РС МКС.

Поэтому для проведения исследований в области микрогравитации в рамках КЭ «Изгиб» было предложено использовать ТГК «Прогресс» после выполнения ими своих основных функций [4–9], поскольку они обладают ещё значительными ресурсами и могут быть использованы для выполнения экспериментов после отстыковки от МКС. В эксперименте «Изгиб» исследовались параметры движения ТГК «Прогресс» в различных режимах автономного полёта ТГК с целью определения и оптимизации условий выполнения исследований на его борту. Задавая различные режимы полёта (определённые ориентации и закрутки ТГК), можно получать микроперегрузки задаваемой величины и направленности, что необходимо для выполнения конкретных технологических процессов [10–13].

Поскольку на ТГК отсутствует экипаж и бортовые системы жизнеобеспечения, микроперегрузки на нём оказываются значительно ниже, чем на РС МКС. Особенно благоприятными для выполнения КЭ в области микрогравитации оказываются пассивные режимы ориентации ТГК, не требующие энергетических затрат для их поддержания. Однако их практическое использование потребовало разработки способов управления, позволяющих обеспечить устойчивый неуправляемый полёт ТГК и достаточный приход электроэнергии [14–17].

В развитие КЭ «Изгиб» и на основе полученного опыта были инициированы работы по созданию следующей версии датчика конвекции – «Дакон-П» для проведения экспериментов на ТГК «Прогресс» с использованием режимов закрутки ТГК на Солнце в автономном полёте, что позволяет обеспечить необходимый приход электроэнергии и требуемые значения микроускорений для изучения процесса конвекции.

Грузовые корабли «Прогресс» позволяют также выполнить много других уникальных исследований и экспериментов [2, 6, 9, 10] – это, например, исследования с научной аппаратурой «Космический трал», которая может быть размещена в отделяемой на тросе от ТГК «Прогресс» капсуле [12, 18]. С помощью НА «Космический трал» предполагается исследовать верхние слои атмосферы и получить данные о её ионном составе, провести мониторинг электромагнитных излучений, выполнить измерения температуры и электронной концентрации плазмы. При отделении спускаемого модуля от ТГК на кабель-тросе могут быть исследованы маятниковые, поперечные и продольные колебания кабель-троса, темп снижения орбиты спускаемого модуля. При изучении верхних слоев атмосферы и ионосферы с помощью тросовой системы возможна отработка технологии развёртывания тросовой системы и передача информации с помощью оптического волокна, обеспечивающего наибольшую защиту передаваемой информации от внешних электромагнитных полей.

Полученные в процессе выполнения КЭ «Изгиб» результаты могут быть использованы, кроме того, для перспективного модуля, на котором будет возможно выполнять технологические процессы в автономном полёте с многократными стыковками со станцией.

Эффективность обрабатываемых в КЭ «Изгиб» технологий, применяемых научных методов и научной аппаратуры подтверждается большим количеством патентов, успешными обсуждениями результатов КЭ на представительных форумах и публикациями в научных и научно-технических изданиях (около ста публикаций).

Литература

1. Беляев М.Ю., Брюханов Н.А., Рябуха С.Б., Стажков В.М., Лукьященко А.В., Обыденников С.С. Микровозмущения, возникающие в процессе эксплуатации Российского сегмента МКС // Космонавтика и ракетостроение, № 1 (46), 2007. Изд-во ЦНИИМаш. С. 121–129.
2. Аюкаева Д.М., Бабушкин И.А., Беляев М.Ю., Зильберман Е.А., Матвеева Т.В., Сидоров А.С. Эксперименты по изучению конвективных течений с аппаратурой «Дакон-М» на транспортном грузовом корабле «Прогресс» // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 7–17. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-7-17.
3. Babushkin I.A., Belyaev M.Yu., Glukhov A.F., Zavalishin D.A., Ivanov A.I., Maksimova M.M., Putin G.F., Sazonov V.V. Experiments with the DAKON-M Convection Sensor // ISSN 0010-9525, Cosmic Research, 2017, Vol. 55, No. 4. Pp. 263–269.
4. Matveeva T.V., Belyaev M.Yu., Tsvetkov V.V. Challenges and Perspectives of Transport Cargo Vehicles Utilization for Performing Research in Free Flight // Acta Astronautica 94 (2014). Pp. 139–144.

5. Matveeva T.V., Belyaev M.Yu., Sazonov V.V. Utilization of the Progress transport cargo vehicle capabilities to perform microgravity experiments // IAC-13-A2.5.6.
6. Беляев М.Ю., Легостаев В.П., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В. Отработка методов проведения экспериментов в области микрогравитации в автономном полёте грузового корабля «Прогресс М-20М» // Космическая техника и технологии, № 3, 2014. С. 22–32.
7. Матвеева Т.В., Беляев М.Ю. Управление транспортными грузовыми кораблями «Прогресс» при проведении экспериментов // XXIV Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам, 29–31 мая 2017. С. 52–55.
8. Belyaev M.Yu., Matveeva T.V., Monakhov M.I., Rulev D.N., Sazonov V.V. Modes of Uncontrolled Rotational Motion of the Progress M-29M Spacecraft // Cosmic Research, 2018, Vol. 56, No. 1. Pp. 54–67.
9. Беляев М.Ю., Карасёв Д.В., Матвеева Т.В., Рулев Д.Н. Грузовые корабли «Прогресс» в программах орбитальных станций (к 40-летию первого в мире полёта грузового корабля к орбитальной станции) // Космическая техника и технологии, № 1, 2018. С. 85–101.
10. Беляев М.Ю., Карасев Д.В., Матвеева Т.В. Использование грузовых кораблей «Прогресс» для проведения экспериментов // Труды LI Научных чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во Казан. Ун-та, 2017. С. 30–41.
11. Матвеева Т.В., Беляев М.Ю. Управление транспортными грузовыми кораблями «Прогресс» при проведении экспериментов // XXIV Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам, 29-31 мая 2017. С. 52–55.
12. Беляев М.Ю. Способ зондирования верхней атмосферы // Патент № 2655645 от 29.05.2018. Заявка на изобретение № 2016148759 от 12.12.2016.
13. Belyaev M.Yu., Matveeva T.V., Monakhov M.I., Rulev D.N., Sazonov V.V. Reconstruction of Rotational Motion of the Progress Spacecraft in the Mode of One-Axis Solar Orientation According to Solar Array Current Measurements // Cosmic Research, 2021, Vol. 59, No. 2. Pp. 126–141.
14. Беляев М.Ю., Брюханов Н.А., Бабкин Е.В., Матвеева Т.В., Сазонов В.В., Цветков В.В. Способ управления ориентацией космического аппарата с неподвижными панелями солнечных батарей при выполнении экспериментов на орбитах с максимальной длительностью теневого участка // Патент на изобретение № 2457158, № заявки 2010139068 от 22.09.2010.
15. Беляев М.Ю., Матвеева Т.В. Способ управления ориентацией космического аппарата при проведении экспериментов с научной аппаратурой по изучению конвекции // Патент на изобретение № 2581281, № заявки 2014112742 от 01.04.2014.

16. Беляев М.Ю., Матвеева Т.В. Способ определения тензора инерции космического аппарата в полете // Патент на изобретение №2587764, № заявки 2014129427 от 18.07.2014.
17. Матвеева Т.В., Беляев М.Ю., Сазонов В.В. Способ определения тензора инерции космического аппарата // Патент на изобретение № 2587663, № заявки 2014143692 от 30.10.2014.
18. Беляев М.Ю., Матвеева Т.В. Способ зондирования верхней атмосферы // Патент на изобретение № 2567998, № заявки 2014112734 от 01.04.2014.

УДК 629.78
eLIBRARY.RU 55.49.07

Л.А. Смоленцева

ПАО РСК «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королев, Моск. обл.

**НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ ПОДДЕРЖКА ЭКСПЕРИМЕНТОВ
ПАО «РСК «ЭНЕРГИЯ» С ПОМОЩЬЮ НАЗЕМНОГО СЕГМЕНТА
ПЛАНИРОВАНИЯ И ЭКСПРЕСС-АНАЛИЗА
РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ
SCIENTIFIC AND TECHNICAL SUPPORT EXPERIMENTS
OF THE PJSC RSC «ENERGIA» USING THE GROUND SEGMENT
OF PLANNING AND EXPRESS ANALYSIS OF RESEARCH RESULTS**

Аннотация: Рассмотрены аспекты наземной обработки результатов, полученных в процессе выполнения ряда экспериментов на МКС, в том числе при исследовании Земли в рамках космического эксперимента «Ураган» на российском сегменте МКС.

Ключевые слова: МКС, дистанционное зондирование Земли, спектр, обработка информации, наземные исследования, автоматизация.

Abstract: The report examined the aspects of ground processing of the results obtained during the number of experiments on the ISS, including the research of the Earth of the space experiment "Uragan" from onboard ISS Russian segment.

Keywords: ISS, Earth remote sensing, spectrum, information processing, ground research, automation, remote sensing of the Earth.

В настоящее время на Российском сегменте Международной космической станции (РС МКС) проводится значительное количество различных исследований по изучению космического пространства, изучению Земли из космоса. В 2023 году исполнилось 25 лет Международной космической станции. Она представляет собой протяжённую конструкцию с большой массой и большим количеством сложных бортовых систем, при этом конфигурация и масса станции в процессе её развертывания меняется, что необходимо учитывать при проведении исследований как внутри, так и снаружи станции.

В результате анализа многолетнего опыта проведения исследований на орбите можно сделать вывод, что важной частью проведения любого космического исследования является предварительное тщательное наземное планирование, моделирование условий и результатов проведения эксперимента, а также экспресс-анализ полученных данных и оперативная корректировка условий проведения исследований по результатам экспресс-обработки [1 - 4].

Первый опыт оперативного управления космическими экспериментами был получен на долговременной орбитальной станции (ДОС) «Салют-4», которая была выведена на орбиту 26 декабря 1974 года.

На станции было установлено новое научное оборудование, в том числе рентгеновский телескоп-спектрометр «Филин», зеркальный рентгеновский телескоп РТ-4, инфракрасный телескоп-спектрометр ИТС-К и другие.

Также на станции была установлена система ориентации и управления движением для решения служебных задач полёта и выполнения экспериментов. Она обеспечивала автоматическую и ручную ориентацию станции, ее разворот и ориентацию осей станции в заданные точки небесной сферы.

Для наведения научной аппаратуры и разворота станции баллистическим Центром министерства обороны проводились расчёты моментов времени перехода станции в инерциальную ориентацию и требуемых для выполнения экспериментов углов разворотов. ДОС «Салют-4» не имела возможности дозаправки топливом, поэтому для дополнительной возможности изучения небесной сферы телескопами были предложены и разработаны специальные методы выполнения наблюдений в режимах закрутки станции и оперативно создано специальное математическое обеспечение [4 - 9].

Приём и обработка информации проходили в Центре управления полётами рядом с г. Евпатория (ЦУП-Е), который был оснащён электронной вычислительной машиной ЭВМ М-220.

В процессе полёта станции «Салют-4» были разработаны новые способы описания возмущённого движения космического аппарата, методы интегрирования, алгоритмы определения ориентации, которые позволили ускорить процесс оперативной обработки получаемой информации и минимизировать используемый объём оперативной памяти ЭВМ.

На станциях «Салют» второго и третьего поколения «Салют-6», -7 для контроля ориентации были установлены датчики контроля ориентации (солнечный датчик и магнитометр), которые позволяли оперативно получать телеметрическую информацию.

После 1975 г. расчёт ориентации для теневой части орбиты требовал более сложного решения. Управление полётом было решено перенести в г. Королёв в новый Центр управления полётом (ЦУП-М), который был создан для выполнения программы «Союз-Аполлон».

Конструкция станций третьего поколения позволяла пристыковывать два корабля: 2 корабля «Союз» или 1 «Союз» и 1 грузовой корабль «Прогресс». Использование «Прогрессов» за счёт доставки топлива и новой научной аппаратуры позволило расширить возможности проведения научных исследований в космосе.

Автоматизированный контроль функционирования научной аппаратуры и экспресс-анализ научных данных позволяли оперативно принимать решения по управлению ходом экспериментов.

По инициативе А.С. Елисеева для обеспечения и управления экспериментами в главной группе управления (ГОГУ), начиная с полёта ОС «Салют-6», была создана группа анализа и обеспечения экспериментов (ГОАЭ). Управле-

ние полётами орбитальных станций «Салют-6» и всех последующих станций осуществлялось из ЦУП-М в г. Королёв.

Опыт проведения экспериментов на станциях «Салют» позволил создать и отработать технологию проведения космических исследований, наземный комплекс управления экспериментами.

Научно-техническая поддержка экспериментов проводилась в ЦУП-М и параллельно в вычислительном центре в РКК «Энергия».

Опыт полётов на станциях «Салют» позволил модернизировать многие системы и тем самым расширил возможности следующей станции, а точнее орбитального комплекса (ОК) «МИР». Полёт ОК «МИР» занял 15 лет с 20.02.1986 по 23.03.2001 г.

Для управления движением применялись гиросиловые стабилизаторы (гиродины), что позволяло обеспечивать постоянно ориентированный полёт ОК, требуемый для выполнения программы экспериментов, но и накладывало ряд ограничений на управление полётом:

- возникало насыщение гиродинов и необходимость их разгрузки;
- при постоянном ориентированном полёте и работе НА возникал дефицит электроэнергии;
- необходимость поддерживать непрерывную радиосвязь ЦУП и ОК через спутник-ретранслятор для приёма телеметрической, телевизионной и другой информации во время проведения некоторых экспериментов.

Для обеспечения ориентации, «благоприятной» для гиродинов и достаточной для освещённости солнечных батарей, возможности непрерывной связи через ретранслятор, а также наведения жёстко закрепленной на корпусе ОК научной аппаратуры на исследуемый объект была реализована специальная программа обеспечения полётом ОК «МИР», разработан и внедрён комплекс специальных математических программ. Во время полёта ОК «МИР» был создан центр обработки информации в РКК «Энергия», который располагался в г. Мытищи [8-11].

После полёта орбитального комплекса «Мир» научные эксперименты продолжились на МКС. Благодаря развитию вычислительной техники, современным каналам связи появились новые возможности проведения исследований на МКС и обработки данных экспериментов.

Постановщиком достаточно большого количества экспериментов, реализуемых сегодня на МКС, является ПАО «РКК «Энергия» [12–18].

Часть экспериментов, научным руководителем которых является профессор, доктор технических наук, Беляев М.Ю., проводится на МКС уже много лет:

- эксперимент «Среда МКС» предназначен для изучения характеристик МКС как среды для проведения исследований;
- эксперимент «Таймер» предназначен для комплексного изучения МКС как среды обитания и деятельности операторов;

- эксперимент «Изгиб» предназначен для отработки технологии использования транспортных грузовых кораблей (ТГК) «Прогресс» для проведения экспериментов;

- эксперимент «Вектор-Т» предназначен для разработки методов высокоточного прогнозирования движения МКС;

- эксперимент «Ураган» предназначен для отработки научной аппаратуры и методов наблюдения потенциально опасных и катастрофических явлений на поверхности Земли;

- эксперимент «Дубрава» предназначен для отработки научной аппаратуры и методов экологического мониторинга лесных массивов;

- эксперимент «Сценарий» предназначен для методов отработки прогнозирования развития потенциально опасных и катастрофических явлений, телеуправления и другие.

Важной частью проведения любого космического эксперимента является наземная научно-техническая поддержка исследований [4].

В ходе многолетнего опыта проведения научных исследований на орбитальных станциях были выделены основные задачи научно-технической поддержки экспериментов:

- планирование экспериментов – выбор оптимальных зон и построение оптимальных программ проведения экспериментов;

- построение рациональных схем выполнения экспериментов;

- создание математических моделей;

- автоматизированный контроль состояния станции и научной аппаратуры;

- экспресс-анализ научных данных;

- проведение расчётов для интерпретации результатов экспериментов, различной информации, получаемой от станции и научной аппаратуры.

Для оперативного наземного моделирования условий проведения экспериментов, выбора объектов и схемы исследования, проведения экспресс-анализа и предварительной обработки полученных данных в ПАО РКК «Энергия» для указанных выше экспериментов создаются автоматизированные рабочие места (АРМ):

- АРМ «ВСС»;

- АРМ «СОВА»;

- АРМ «Икарус»;

- АРМ «Прогресс»;

- АРМ «Фото Ураган»;

- АРМ «Среда-МКС»;

- АРМ «Вектор-Т»;

- АРМ «Моделирование космических экспериментов/целевых работ и полётных операций».

Указанные АРМ, связанные между собой и с ЦУП-М через сетевое хранилище, были объединены в единый комплекс сопровождения полётов косми-

ческих аппаратов (КСП КА) (рис. 1) для научно-технической поддержки экспериментов ПАО «РКК «Энергия».



Рисунок 1 - Схема наземного комплекса сопровождения полётов космических аппаратов

Сетевое хранилище информации обеспечивает хранение исходных данных (баллистических, навигационных и др.) о полёте МКС и результатов проведения сеансов космических исследований.

Научная информация по экспериментам приходит по каналам связи в ЦУП, а затем поступает в ПАО «РКК «Энергия».

Для каждого эксперимента необходимо решить почти весь набор указанных выше задач. Рассмотрим некоторые задачи на примере АРМ «ВСС». Очередной экземпляр научной аппаратуры видеоспектральной съёмки (НА «ВСС»), созданной НИИ ПФП им. А.Н. Севченко БГУ по техническому заданию ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева, был доставлен на борт РС МКС в мае 2023 года. Эта НА предназначена для проведения измерений характеристик отражённого излучения подстилающих поверхностей в диапазоне длин волн от 400 до 950 нм при выполнении мониторинга земной поверхности. Мониторинг реализуется через покадровую съёмку с регистрацией сопутствующих спектров высокого разрешения в каждой точке трёх пространственных полос, расположенных в разных местах поперек кадра изображения. Съёмка научной аппаратурой «ВСС» может проводиться вручную, с помощью установочного кронштейна (рис. 2) или с помощью платформы наведения «СОВА» [18-20]. Платформы наведения позволяют расширить возможности наблюдения Земли с МКС. За счёт автоматизации

наведения научной аппаратуры, установленной на платформе наведения, можно проводить наведение на объекты в определённые моменты времени с оптимальной программой наблюдения объектов; наведение с помощью телеуправления; возможность наблюдения объектов несколькими приборами.



Рисунок 2 - Проведение съёмки с НА «ВСС», установленной на кронштейн

АРМ «ВСС» включает в себя программы для моделирования условий проведения эксперимента и для экспресс-обработки данных. В результате моделирования условий проведения видеоспектральной съёмки земной поверхности в радиограмму выдаются координаты объекта, время пролёта, настройки аппаратуры, а также изображение объекта на карте с указанием трассы и направления полёта МКС.

Особенность получения спектральных данных с помощью НА «ВСС» состоит в том, что спектральные данные доступны только в узких диапазонах щелей спектрометров. Также на качество полученных данных влияет угол проведения съёмки; идеально, если съёмка проводится в надир. Поэтому планирование съёмки небольших по размерам с высоты МКС объектов требует особой тщательности. В настройках НА «ВСС» есть возможность выбора характеристик фотосъёмки, в том числе и серийности съёмки. В ходе тестовых включений было выявлено, что для получения большего объёма информации и возможности попадания исследуемого объекта в зону спектрального измерения необходимо проводить серийную съёмку во время пролёта над объектом. Время пролёта над объектом обычно составляет около 1 минуты. Количество

кадров рассчитывается с учётом особенности ВСС по накоплению информации и сохранению пакета данных, времени пролёта над конкретным объектом.

С помощью программного обеспечения для экспресс-обработки оператор формирует исходные данные на планирование эксперимента с выполнением спектрометрирования при съёмке земной поверхности, архивирует и анализирует полученные спектральные данные, оперативно принимает решения о целесообразности планирования последующих сеансов измерений, корректирует содержание исходных данных в части оптимизации настроек научной аппаратуры с целью повышения эффективности выполняемых целевых работ на РС МКС и использования ресурсов и полётного времени станции. Программное обеспечение позволяет проводить атмосферную коррекцию и получать функции спектральных альбедо поверхности на основе спектральной базы данных коэффициентов спектральной яркости (КСЯ), приведенных к поверхности Земли. НА «ВСС» возможно использовать и для изучения атмосферы Земли.

С НА «ВСС» приходит по каждому снимку пакет данных, состоящий из снимка с видеоискателя, снимка с фотоаппарата Hasselblat, информации в трёх видах по каждому спектрометру, файл с метаданными, также по результатам всего сеанса приходит лог-файл.

В программе экспресс-обработки на снимке с объектива Hasselblat выделены 3 зоны спектрометров (рис. 3), по каждой точке этих зон можно получить спектральные данные в виде графика (рис. 4).

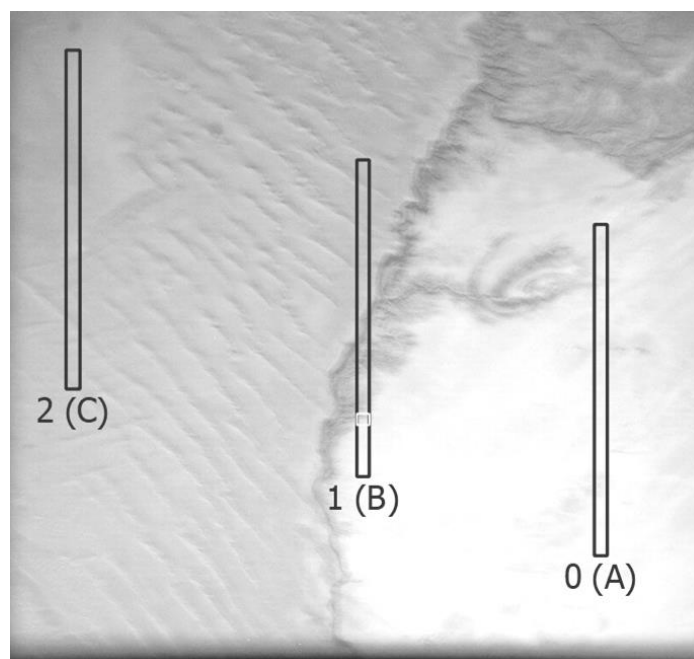


Рисунок 3 - Снимок, полученный НА «ВСС» основным объективом. Объект – международный полигон Гобабеб из сети полигонов RedCalNet

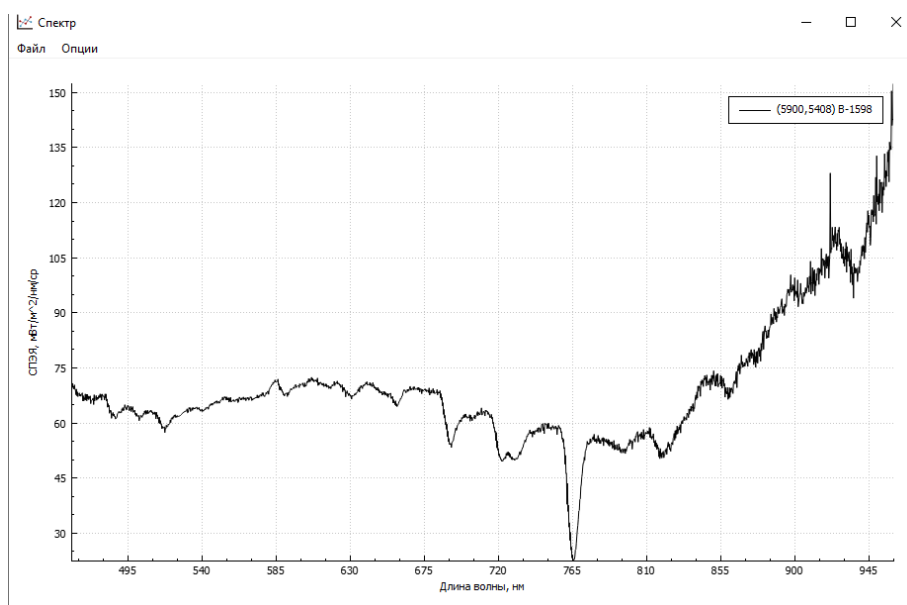


Рисунок 4 - Спектральная кривая в точке спектрометра 1(B)

Спектральные данные по каждому спектрометру представлены в виде массива данных в Excel и черно-белого рисунка в формате «bmp» можно использовать для обработки. НА «ВСС» измеряет спектральную плотность энергетической яркости на верхней границе атмосферы.

По международным полигонам информация доступна в открытом доступе, но она предоставляется в виде коэффициента спектральной яркости самого полигона и синхронные измерения атмосферы.

Для сравнения данных НА «ВСС» и полигонов необходимо делать пересчёты данных НА «ВСС», учитывать угол съёмки с полигона с НА «ВСС». Для более точной верификации данных необходимо проводить синхронные спектральные измерения.

Выводы

Методы планирования, математические модели, автоматизация контроля состояния научной аппаратуры МКС, а также методы экспресс-анализа и технические средства для проведения исследования земной поверхности помогают проводить исследования с большей точностью и более эффективно. Отработанные на МКС методы, математические модели и алгоритмы проведения космических исследований могут быть использованы в дальнейшем при исследовании земной поверхности с помощью автоматизированных спутниковых систем и решении других новых задач.

Литература

1. Беляев М.Ю. Автоматизация оперативного анализа телеметрической информации при проведении научных исследований на космических аппаратах // Измерения, контроль, автоматизация, 1979. № 6. С. 57-62.

2. Беляев М.Ю. Основные задачи и принципы построения наземно-бортового комплекса управления экспериментами, проводимыми с помощью космических аппаратов // Управляющие системы и машины. 1980. № 4. С. 103–107.
3. Беляев М.Ю. Автоматизация обработки результатов научных измерений при оперативном управлении экспериментами на космических аппаратах // Измерения, контроль, автоматизация, 1981. № 6. С. 43-47.
4. Беляев М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях // М.: Изд-во Машиностроение, 1984. 264 с.
5. Беляев М.Ю., Семенко В.П. Об одном способе численного интегрирования дифференциальных уравнений // Космические исследования, 1976. № 2. С. 300-301
6. Беляев М.Ю. Повышение точности прогнозирования движения КА // Труды VI Чтений Ф.А. Цандера. Секция «Астродинамика». 1980. С. 52-59.
7. Беляев М.Ю. Способ ориентации космического аппарата при сканировании участков // Авторское свидетельство № 197911 (приоритет от 02.09.1982.), 1984.
8. Беляев М.Ю. От ракеты Р-7 и первого полёта человека в космос до постоянной пилотируемой орбитальной станции // Гироскопия и навигация, 2021. Т. 29. № 3 (114). С. 96–121.
9. Belyaev M.Y., Ryumin V.V. Problems of control arised during the implementation of scientific research program onboard the multipurpose orbital station // Acta Astronautica. 1987. Vol. 15. Pp. 739–746.
10. Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Манжелей А.И., Рулев Д.Н., Стажков В.М., Тесленко В.П. Математическое обеспечение автоматизированного планирования исследований на орбитальном комплексе «Мир» // Космические исследования, 1989. Т. 27, вып. 1. С. 126–134.
11. Буянова Е.К., Воронков В.Н., Самойлов В.В., Тяг Т.Н. Система обработки научной информации МОМС-2П // Труды XXX Чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». М.: Изд-во ИИЕТ РАН, 1998. С. 44–48.
12. Беляев М.Ю. Научная аппаратура и методы изучения Земли в космическом эксперименте «Ураган» на Международной космической станции // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 3. С. 92–107.
13. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Сармин Э.Э., Юрина О.А. Аппаратура и программно-математическое обеспечение для изучения земной поверхности с борта российского сегмента Международной космической станции по программе «Ураган» // Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 1. С. 63–70.
14. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Сармин Э.Э., Юрина О.А. Изучение с борта российского сегмента Международной космической станции в рамках программы «Ураган» катастрофических явлений, вызывающих

- экологические проблемы // Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 1. С.71-79.
15. Belyaev M.Yu., Cheremisin M.V. Esakov A.M. Integrated monitoring of earth surface from onboard ISS Russian segment // 69th International Astronautical Congress (IAC), Bremen, Germany, 1-5 October 2018. Copyright ©2018 by the International Astronautical Federation (IAF). IAC-18-F1.2.3. Pp. 1–9.
 16. Беляев М.Ю., Виноградов П.В., Десинов Л.В., Кумакшев С.К., Секерж-Зенькович С.Я. Идентификация источника океанских кольцевых волн около острова Дарвин по фотоснимкам из космоса // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2011. № 1. С. 70–81.
 17. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Легостаев В.П. Использование съёмки земной поверхности с МКС в интересах топливно-энергетического комплекса // Известия РАН «Энергетика». 2013. № 4. С. 75–90.
 18. Беляев М.Ю., Беляев Б.И., Боровихин П.А., Голубев Ю.В., Ломако А.А., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Сосенко В.А. Система автоматической ориентации научной аппаратуры в эксперименте «Ураган» на Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2018. № 4 (23). С. 69-78.
 19. Беляев М.Ю., Беляев Б.И., Иванов Д.А., Катковский Л.В., Мартинов А.О., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Силюк О.О., Шукайло В.Г. Атмосферная коррекция данных, регистрируемых с борта МКС. Часть I. Методика для спектров // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 213–222.
 20. Беляев М.Ю., Беляев Б.И., Иванов Д.А., Катковский Л.В., Мартинов А.О., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Силюк О.О., Шукайло В.Г. Атмосферная коррекция данных, регистрируемых с борта МКС. Часть II. Методика для изображений и результаты применения // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6. С. 223–234.

УДК629.78

eLIBRARY.RU: 55.49.07; 81.93.01

С.В. Бронников*ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королев, Моск. обл.*

**ПОДГОТОВКА ОПЕРАТОРОВ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ
КОНТРОЛЯ ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
THE MANNED SPACE VEHICLE AUTOMATED CONTROL SYSTEM
OPERATORS TRAINING**

Аннотация: Деятельность операторов автоматизированной системы контроля пилотируемого космического аппарата является сложной и ответственной. Для обеспечения требуемой оперативности и надёжности системы контроля требуется сформировать у операторов определённые знания, навыки и умения. Приводятся основные требования к подготовке операторов. На основе анализа существующих средств и методов подготовки предлагается расширить состав тренажных средств за счёт разработки индивидуального тренажёра, основой которого являются ситуационно-динамические модели КА. Ситуационно-динамические модели разрабатываются на основе экспериментально-статистического подхода. Для тренажёра необходимо разработать множество моделей полётных операций и множество моделей нештатных ситуаций. Предлагается технология автоматизированной разработки ситуационно-динамических моделей. Применение индивидуального тренажёра позволяет снизить затраты и сроки подготовки операторов.

Ключевые слова: автоматизированная система контроля, пилотируемый космический аппарат, группа анализа, тренажёр, ситуационно-динамическая модель.

Annotation. The activities of a manned spacecraft automated control system operators are complex and responsible. To ensure the required efficiency and reliability of the control system, it is necessary to develop certain knowledge, skills and abilities among operators. The basic requirements for operator training are given. Based on an analysis of existing training tools and methods, it is proposed to expand the composition of training facilities through the development of an individual simulator, the basis of which is situational dynamic spacecraft models. Situational-dynamic models are developed on the basis of an experimental-statistical approach. For the simulator, it is necessary to develop a set models of flight operations and a set models of emergency situations. A technology for automated development of situational dynamic models is proposed. The individual simulator implementation makes it possible to reduce costs and operators training time.

Keywords: automated monitoring system, manned spacecraft, analysis group, simulator, situational-dynamic model.

Введение

Под автоматизированной системой контроля (АСК) понимается человеко-машинная система, осуществляющая процесс контроля полёта КА и включающая в себя персонал-группу операторов и техническую часть, включающую аппаратно-программные комплексы ЦУП, предназначенные для обработки и представления различной информации, поступающей с КА, конструкторскую документацию КА и АСК [1].

АСК является подсистемой автоматизированной системы управления полётом (АСУ КА) [2].

Персонал АСК, выполняющий контроль полёта, называется группой анализа (ГА) бортовых систем [3]. Целью АСК ПКА является контроль состояния ПКА и текущей обстановки и выработка предложений по дальнейшей эксплуатации КА.

В настоящее время за счёт совершенствования информационно-вычислительного комплекса и программного обеспечения обработки информации ЦУП, системы связи и передачи данных, командно-измерительных систем НКУ, автоматизации распознавания расчётных нештатных ситуаций достигнуты хорошие результаты в развитии технической части АСК.

При этом, значительно исчерпаны резервы той составляющей общей эффективности и надёжности процесса контроля КА, которая связана с совершенствованием технической части АСУ КА.

Автоматизация не исключает оперативный персонал из процесса контроля, а переводит его функции на более высокие уровни.

Для дальнейшего увеличения эффективности и надёжности АСК необходимо уделять особое внимание вопросам повышения эффективности профессиональной подготовки операторов ГА, взаимной приспособленности персонала и технической части АСК. Совершенствование процесса подготовки операторов ГА является актуальной задачей.

Средства подготовки операторов

Процесс контроля КА операторами ГА представляет собой сложную мыслительную деятельность, которая связана с формулированием цели и направлена на переработку информации.

Это сложная аналитико-синтетическая деятельность, которая включает восприятие и перекодирование поступающей с борта информации, моделирование функционирования КА, выбор оценочных или опознавательных мер, эталонов, выявление отклонений в состоянии и процессе функционирования КА, разработка предложений по дальнейшей эксплуатации КА.

Средства подготовки операторов ГА можно представить в виде двух множеств: учебные средства, предназначенные для теоретического обучения; тренажные средства, предназначенные для выработки необходимых навыков и умений.

Основными элементами средств обучения является конструкторская документация на КА, на АСК, а также специальные учебные пособия.

В составе тренажных средств операторов ГА в настоящее время имеется только одно средство – комплексный тренажёр (КТ), который используется для тренировок всего персонала управления полётом, в том числе операторов ГА. КТ представляет собой распределённый комплекс технических средств и персонала, располагаемых в нескольких организациях. Основными составными частями КТ является комплексный моделирующий стенд (КМС) [4] (рис. 1) и штатные технические средства ЦУП, соединённые каналами связи. Структура КТ приведена на рис. 2.

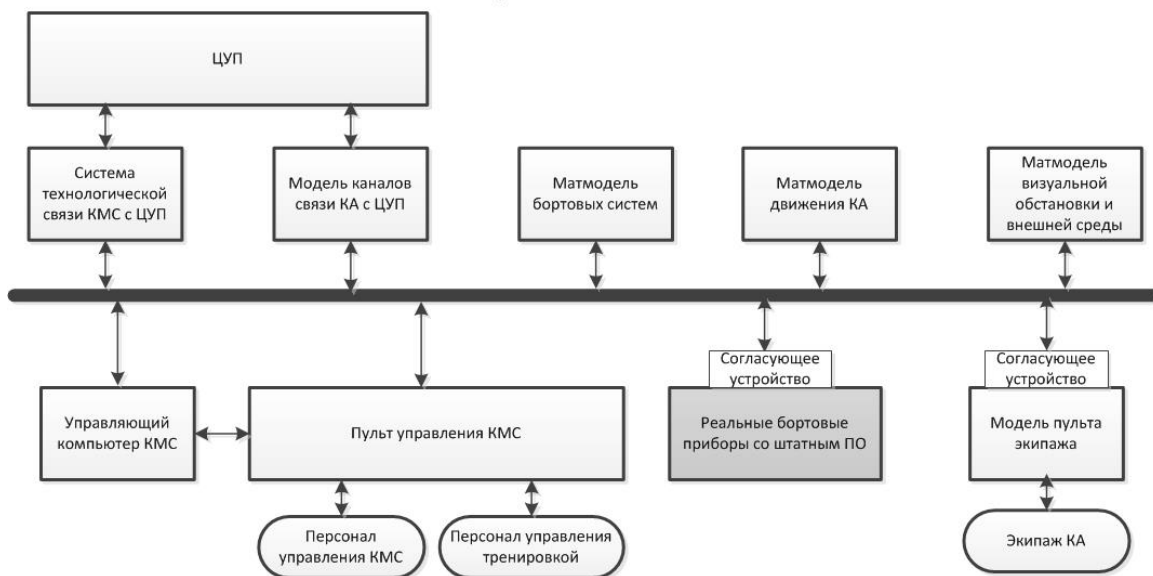


Рисунок 1 - Схема комплексного моделирующего стенда КА (прямоугольник – имитационные компьютеры с математическими моделями; затенённый прямоугольник – реальные бортовые аппаратно-программные средства; овал – персонал)

В КМС входят 2 группы основных средств:

- реальные бортовые приборы (затенённый прямоугольник) – в основном, бортовая вычислительная система со штатным программным обеспечением;
- имитационные компьютеры с математическими моделями бортовых систем, движения КА, окружающей обстановки, рабочего места экипажа, каналов связи ЦУП с КА, а также средства управления тренировкой.

КМС подключён к штатным интерфейсам ЦУП, с помощью которых ЦУП в процессе полёта подключён к командно-измерительным средствам НКУ, обеспечивающим обмен всеми видами информации с ПККА. Комплекс КМС-ЦУП даёт возможность в полном объёме моделировать программу полёта

ПКА и обеспечивать тренировку в реальном времени всех операторов ЦУП, включая операторов ГА. Во время тренировки участвуют все соответствующие программе полёта реальные технические средства ЦУП, которые работают в штатном режиме. Эти средства принимают потоки ТМИ, ведут её обработку и представление результатов на коллективных средствах отображения информации, на рабочих местах персонала управления полётом. Таким же образом, в соответствии с реальным процессом управления полётом, обрабатываются и формируются потоки информации других видов (телевизионная, голосовая и др.). Операторы во время тренировки работают на штатных рабочих местах.

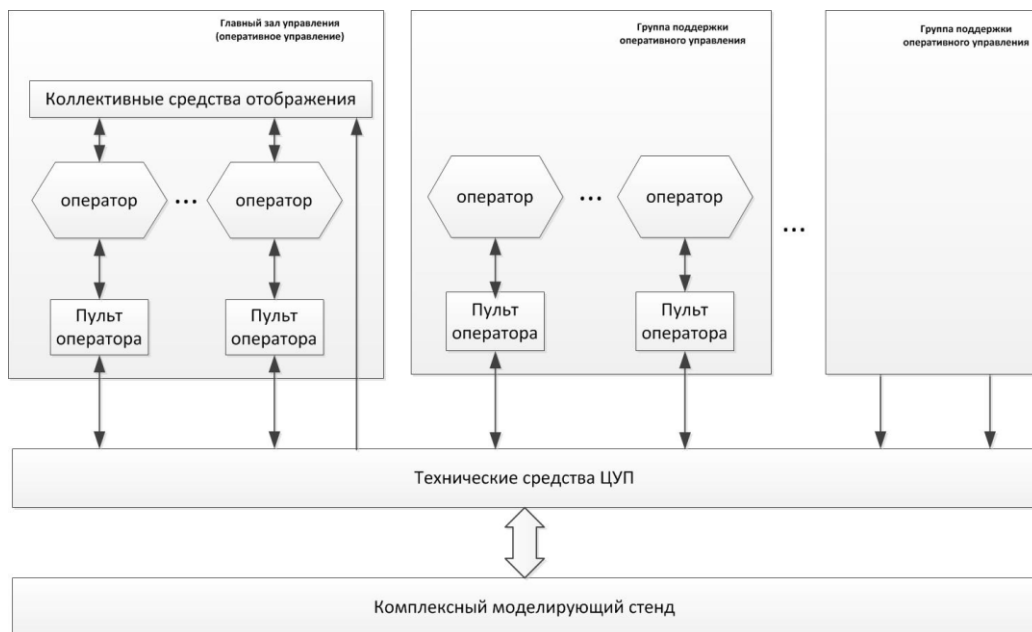


Рисунок 2 - Структурная схема комплексного тренажёра операторов АСУ КА

Проблемы подготовки операторов

Трудовая деятельность оператора ГА имеет циклический характер и складывается из следующих этапов: а) предварительной подготовки к работе перед началом рабочей смены, б) предсеансной подготовки, в) оперативного контроля в сеансе связи, г) выработки окончательного заключения по итогам проведенного сеанса связи.

Основной задачей ГА, которая выполняется при взаимодействии операторов ГА между собой и с другими операторами АСУ КА с использованием технической документации, специального программно-математического обеспечения АСК, средств деятельности своего рабочего места является контроль выполнения полётных операций и процесса полёта КА, включая распознавание в реальном масштабе времени отклонений и нештатных ситуаций [5].

Наиболее сложным навыком для оператора ГА является навык распознавания состояния ПКА по его информационной модели [6]. Этот навык формируется у оператора в процессе формирования концептуальной модели.

Под информационной моделью понимается множество сигналов, несущих оператору информацию о контролируемом объекте, системе управления, ходе управляемого процесса и внешней среде.

Концептуальная модель – это глобальный образ, формирующийся в голове оператора, который включает жизненный опыт оператора и знания, полученные при специальном обучении, а также сведения, поступающие в процессе деятельности.

Это некоторый комплексный динамический образ, в котором отражается совокупность представлений оператора об устройстве контролируемого объекта, номинальных и нештатных процессах его функционирования, о его рабочих задачах, состоянии и функционировании АСУ КА и способах контроля.

Образы и представления, составляющие содержание концептуальной модели, не являются только отражением реальности. Они включают обобщенные схемы деятельности, сформированные в процессе обучения и тренировок. Концептуальная модель характеризуется огромной информационной избыточностью, но актуализируются и осознаются в тот или иной момент лишь образы и схемы деятельности, связанные с непосредственно решаемой задачей [6, 7].

Для выработки концептуальной модели контролируемого объекта при первоначальной подготовке оператора ГА требуется достаточно большой объём тренировки на тренажере – (100 – 200) часов для одного оператора.

С точки зрения показателя его адекватности реальному КА, КТ в виде комплекса КМС-ЦУП можно считать идеальным тренажёром, т.к. на нём может в полном объёме моделироваться в реальном масштабе времени процесс управления полётом.

Однако в работе КТ имеется ряд ограничений: отсутствует возможность одновременно проводить тренировку и выполнять управление полётом; отсутствует возможность параллельно тренировать нескольких операторов ГА по независимым индивидуальным программам путём ввода им различных нештатных ситуаций, т.к. это приведет к срыву моделируемой полётной операции. Кроме того, стоимость эксплуатации комплекса КМС-ЦУП очень велика.

ГА ПКА может включать несколько десятков операторов. КТ не может обеспечить несколько тысяч часов тренировок.

Поэтому в настоящее время концептуальная модель у оператора ГА формируется, в основном, в процессе стажировки на рабочем месте в течение длительного времени.

Для повышения эффективности процесса выработки у операторов ГА навыка распознавания состояния КО по его информационной модели предлагается использовать компьютерный тренажёр для индивидуальных тренировок (ИТ), представляющий собой несколько персональных компьютеров, объединённых в локальную сеть со специальным программным обеспечением [8], рис. 3.

Стоимость создания и эксплуатации такого тренажёра на несколько порядков меньше по сравнению с КТ. Основной особенностью ИТ является тип

используемых моделей КО и технология их создания, а также возможность одновременно тренировать на ИТ нескольких операторов по индивидуальным независимым программам.

Тренажёр для индивидуальных тренировок операторов ГА

Учебная информационная модель КА на ИТ должна быть адекватна реальной. На тренажёре должна быть реализована возможность независимого функционирования входящих в тренажёр рабочих мест в одном из следующих режимов:

- Подготовка тренажёра к работе, формирование пакета данных для планируемой тренировки, выбор модели ПО и НС, формирование сценария тренировки, анализ и, при необходимости, корректировка моделей.
- Подготовка обучаемого к проведению учебного сеанса связи с космическим аппаратом (анализ обучаемым программы полёта предстоящего сеанса, изучение исходного состояния контролируемого объекта).
- Проведение тренировочного сеанса связи с КА в динамическом режиме (контролируемые параметры изменяются в соответствии с выбранной моделью) и в статическом режиме (контролируемые параметры не изменяются и соответствуют состоянию выбранной модели космического аппарата на заданный обучающим момент времени).
- Анализ результатов учебной деятельности операторов.
- Ввод и корректировка новых моделей полётных операций и нештатных ситуаций, сценариев, сопроводительной справочной информации.

Функциональная схема ИТ приведена на рис. 3.

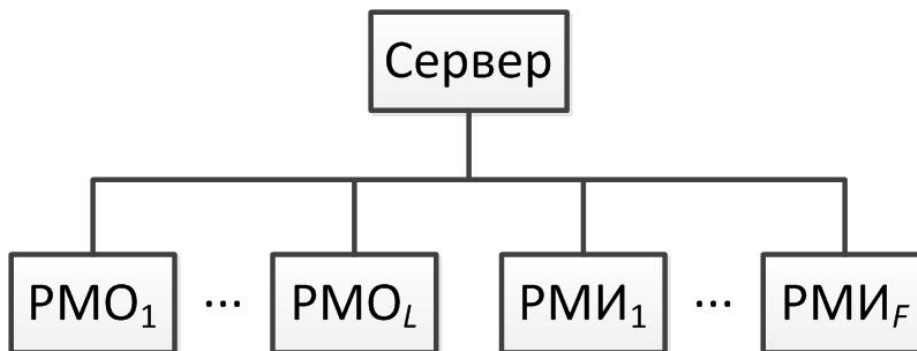


Рисунок 3 - Структура ИТ операторов ГА: РМО_{*i*} – рабочее место обучаемого; $i = \overline{1, L}$; РМИ_{*i*} – рабочее место инструктора; $i = \overline{1, F}$

Разработка модели КА для ИТ

В КМС используется всережимная модель КА, которая моделирует в реальном масштабе времени любую полётную операцию КА, любой режим его функционирования при любом управляющем воздействии. Для ИТ предлагается использовать ситуационно-динамическую модель (СДМ), которая, в отличие от всережимной модели, моделирует состояние КА только для конкретной ре-

лизации полётной операции, для конкретной последовательности управляющих воздействий.

СДМ можно уподобить фильму, демонстрирующему состояния КА в реальном масштабе времени. СДМ представляет собой множество функций поведения телеметрических (ТМ) параметров КА в конкретной обстановке на определённом временном интервале (сеансе связи).

Для моделирования ТМ параметров в СДМ могут применяться различные математические функции. Однако, с точки зрения эффективности процесса подготовки, предлагается, в основном, использовать временные независимые функции по каждому ТМ параметру в виде полинома нулевого порядка.

Главная задача ИТ – представить обучаемому конкретную полётную операцию и конкретную нештатную ситуацию в форме информационной модели КА в реальном масштабе времени.

В начале обучаемому производится демонстрация информационной модели КА, какие элементы (форматы) информационной модели и в какой последовательности необходимо контролировать для данной полётной операции. Затем, в результате нескольких предъявлений каждой полётной операции с различными нештатными ситуациями, у обучаемого оператора вырабатывается навык распознавания, т.е. в памяти оператора формируется соответствующая концептуальная модель.

Благоприятным обстоятельством, приводящим к снижению затрат на создание СДМ является то, что в процессе управления полётом значения ТМ параметров представляются операторам в виде потока так называемых существенных значений [4].

Это делается для снижения потока информации, предотвращения перегрузки операторов. Поэтому комплект СДМ для различных полётных операций может быть записан в ЦУП в автоматическом режиме в процессе обработки ТМИ, поступающей с КМС во время тренировок или с реального КА во время полёта.

Входной массив телеметрического параметра, поступающий с борта КА, можно представить в виде $X = \{x_j, t_j\}$, где x_j – значение параметра в момент времени $t_j, j = \overline{1, M}$; M – количество значений параметра во входном потоке в конкретном сеансе связи.

Поток существенных значений параметра – это массив $P = \{p_\alpha, t_\alpha\}$, где p_α – существенное значение параметра в момент времени $t_\alpha, \alpha = \overline{1, N}$, N – количество существенных значений параметра в этом сеансе связи.

Алгоритм циклического процесса формирования массива существенных значений параметра на основании значений этого параметра, поступающих с КА в составе полного потока телеметрической информации, приведен на рис 4.

На рис. 4 обозначено: p_T – текущее существенное значение параметра в процессе формирования потока $\{p_\alpha, t_\alpha\}$, используемое в алгоритме для технологической цели; Δ_c – критерий (ценз) существенности параметра [4].

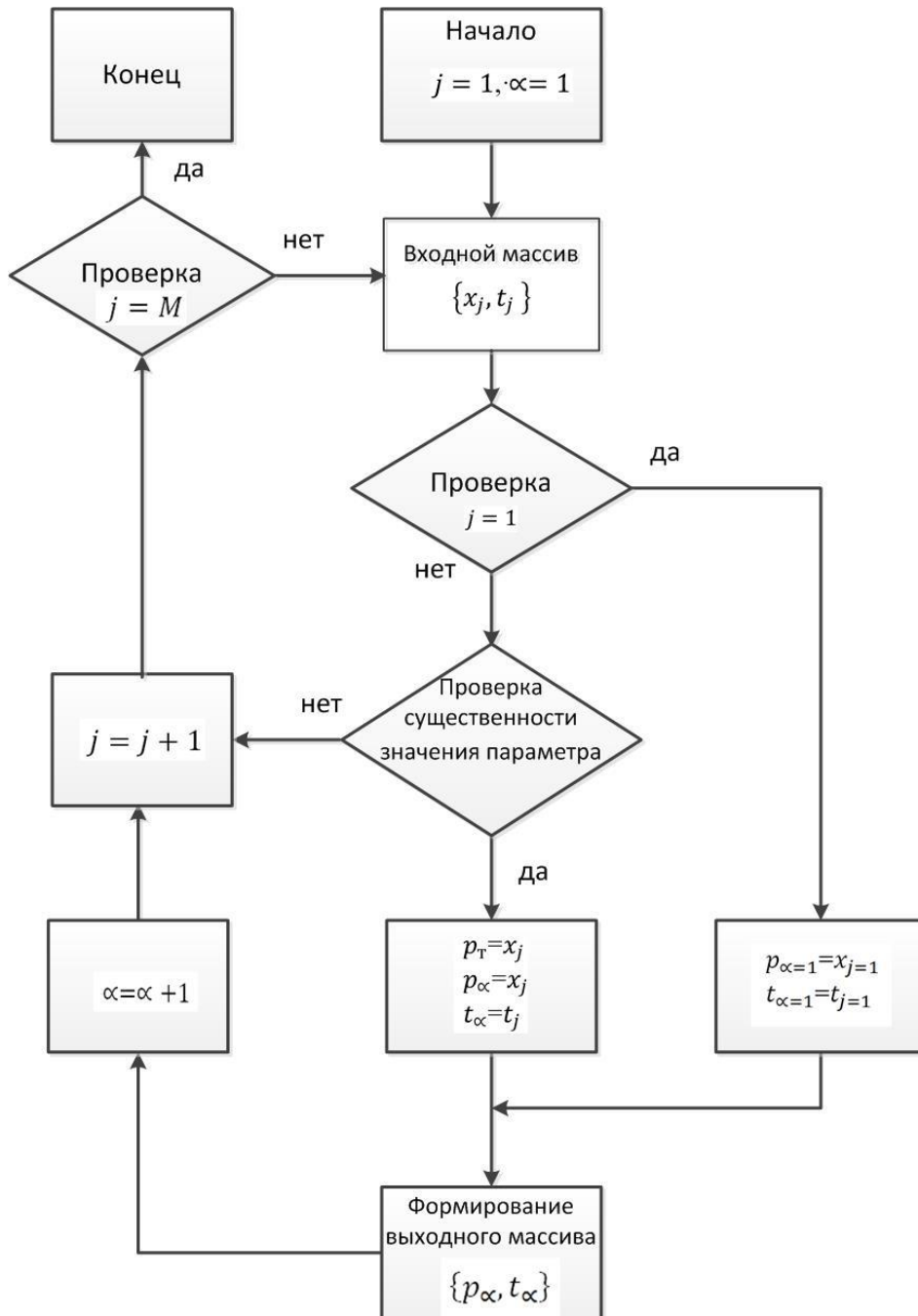


Рисунок 4 - Формирование потока существенных значений параметра

Ценз существенности параметра выбирается на основе анализа рабочей задачи оператора, в которой используется этот параметр.

Для непрерывного параметра ценз существенности должен быть равен или больше требуемой точности этого параметра.

Проверка существенности значения параметра для непрерывного параметра имеет значение «да» в случае:

$$|x_j - p_T| \geq \Delta_c.$$

Для сигнального параметра – в случае:

$$x_j \neq p_T.$$

Функционирование алгоритма осуществляется следующим образом. В первом цикле формируется первое существенное значение параметра $(p_{\alpha=1}, t_{\alpha=1}) = (x_{j=1}, t_{j=1})$.

В каждом цикле при формировании нового существенного значения p_{α} также обновляется текущее существенное значение p_T .

Если условие существенности не выполняется, то новое существенное значение не формируются, текущее существенное значение p_T не изменяется.

Цикл заканчивается после обработки последнего значения параметра входного потока $(x_{j=M}, t_{j=M})$.

График потока существенных значений непрерывного параметра в виде полинома нулевого порядка, или ступенчатой функции, для иллюстрации приведен на рис. 5.

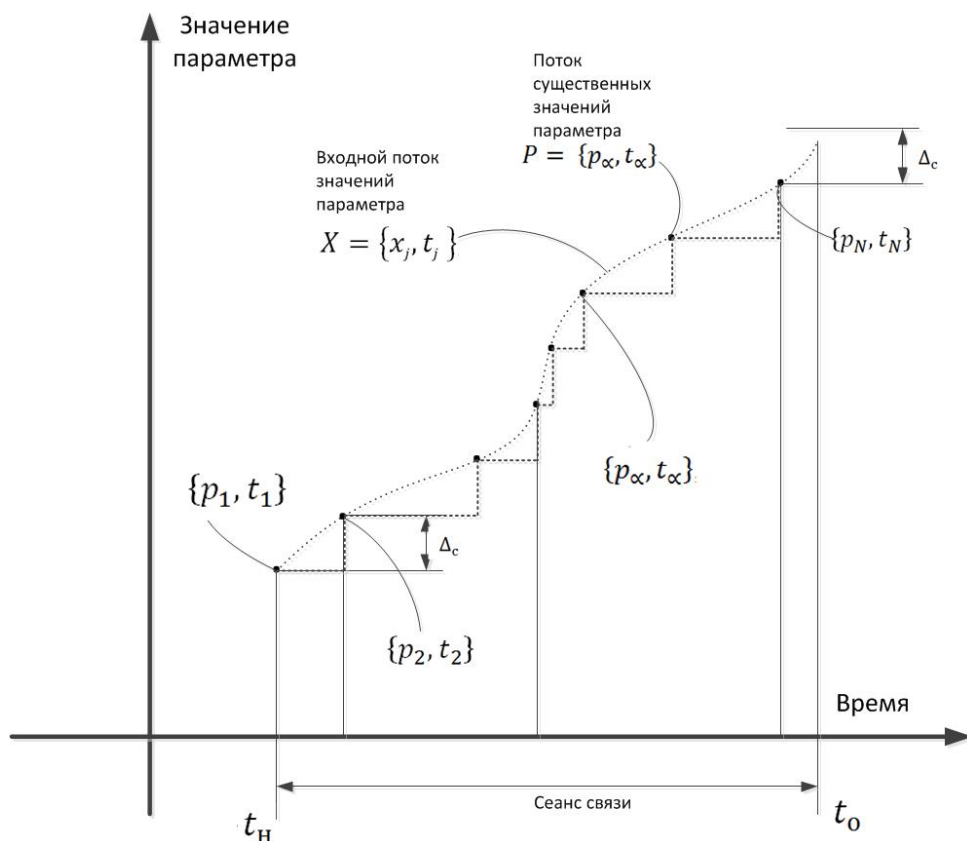


Рисунок 5 - График потока существенных значений непрерывного параметра

Структура базы данных ИТ

Введём обозначения:

γ – номер полётной операции; $\gamma = \overline{1, N^{\text{ПО}}}$;

$N^{\text{ПО}}$ – количество полётных операций данного КА.

Входной массив ТМ параметров, поступающий в НКУ с борта во время выполнения γ -й полётной операции:

$$\{x_{ij\gamma}, t_{ij\gamma}\},$$

где x – значение параметра во входном потоке ТМИ;

t – момент времени, в который данный параметр принял указанное значение;

i – номер параметра в общем списке параметров данного КА; $i = \overline{1, N^{KA}}$; N^{KA} – количество параметров данного КА

j – номер значения i -го параметра во входном потоке ТМИ для γ -й полётной операции; $j = \overline{1, N_{i\gamma}^{3H}}$; $N_{i\gamma}^{3H}$ – количество значений i -го параметра во входном потоке ТМИ для γ -й полётной операции.

Массив существенных значений ТМ параметров, формируемый в процессе предварительной обработки ТМИ [4] представляет множество пар существенных значений параметров и момента времени формирования данного существенного значения в полёте:

$$\{p_{i\gamma\alpha}, t_{i\gamma\alpha}\},$$

где p – значение параметра в потоке существенных значений ТМИ;

i – номер параметра в общем списке параметров данного КА; $i = \overline{1, N^{KA}}$; N^{KA} – количество параметров данного КА

α – номер значения i -го параметра в потоке его существенных значений ТМИ для γ -й полётной операции; $\alpha = \overline{1, N_{i\gamma}^{Суц}}$; $N_{i\gamma}^{Суц}$ – количество существенных значений i -го параметра в потоке существенных значений ТМИ для γ -й полётной операции;

В случае построения СДМ полётной операции на базе полиномов нулевого порядка модель γ -й полётной операции можно представить в виде массива:

$$M_{\gamma}^{ПО} = \{p_{i\gamma\alpha}, t_{i\gamma\alpha}\}.$$

Каждой γ -й полётной операции соответствует список из $N_{\gamma}^{НС}$ возможных нештатных ситуаций, которые могут произойти в процессе её выполнения.

Обозначим β – номер нештатной ситуации, относящейся к γ -й полётной операции; $\beta = \overline{1, N_{\gamma}^{НС}}$. Тогда каждая нештатная ситуация, используемая на тренажёре, характеризуется двумя индексами $\beta\gamma$.

В случае построения СДМ нештатной ситуации на базе полиномов нулевого порядка модель β – нештатной ситуации, относящейся к γ -й полётной операции можно представить в виде массива:

$$M_{\gamma\beta}^{НС} = \{p_{\delta\gamma\alpha\beta}, t_{\delta\gamma\alpha\beta}\},$$

где δ – номер ТМ параметра списка параметров, характеризующих γ -ю нештатную ситуацию; $\delta = 1, N_{\beta\gamma}^{\text{ПН}}$; $N_{\beta\gamma}^{\text{ПН}}$ – количество ТМ параметров, описывающих $\beta\gamma$ -ю нештатную ситуацию.

Комплект СДМ для данного КА включает $N^{\text{ПО}}$ моделей полётных операций и $\sum_{\gamma=1}^{N^{\text{ПО}}} N_{\gamma}^{\text{НС}}$ моделей нештатных ситуаций.

Каждой модели γ -й полётной операции и каждой $\beta\gamma$ -й модели нештатной ситуации должен соответствовать текстовый файл с описанием модели, соответственно $D_{\gamma}^{\text{ПО}}$ и $D_{\beta\gamma}^{\text{НС}}$. Файл создаётся при создании модели и корректируется инструкторами в ходе эксплуатации тренажёра с целью накопления опыта, методических рекомендаций. Основное назначение этих файлов – помощь инструктору при разработке сценария тренировки, который включает перечень используемых в данной тренировке моделей, временной график их введения в процесс тренировки.

Необходимость большого количества СДМ компенсируется тем, что имеется автоматизированный способ их разработки, не требующий больших затрат.

Инструктор перед началом тренировочного сеанса связи задаёт: моменты времени начала и окончания тренировки, идентификатор выбранных моделей полётной операции и нештатной ситуации, сценарий (график) запуска моделей.

Тренировка включает в себя три этапа:

- 1) подготовка к тренировке, включающая изучение текущей программы полёта и разработка плана деятельности оператора во время сеанса связи;
- 2) анализ состояния КО в сеансе, выдачу оперативных рекомендаций по голосовой связи;
- 3) анализ функционирования КО с привлечением необходимой дополнительной информации после сеанса и выдача окончательного заключения.

Схема процесса тренировки приведена на рис.6. При тренировке на отображение оператору в форме штатной информационной модели (штатных форматов отображения) выдается текущее состояние КА, которое формируется на основе моделей параметров из множеств $(P_{\gamma\alpha})$ и $(P-P_{\gamma\alpha})$, где P – множество всех ТМ параметров данного КА, а $P_{\gamma\alpha}$ – множество ТМ параметров, описывающих γ -ю нештатную ситуацию γ -й полётной операции (блок 4 на рис. 6).

Результаты тренировки, включающие длительность этапов тренировки, решения обучаемого, длительность процесса принятия решения, идентификаторы учебных заданий должны фиксироваться в базе данных (блок 11 на рис. 6).

На схеме прямоугольниками обозначены программные средства; параллелограммами – массивы данных; трапециями – пользователи.

Основными задачами, которые могут возлагаться на ИТ являются:

- начальное обучение операторов группы анализа;
- переподготовка операторов;

- поддержание необходимого уровня готовности операторов в процессе реальной работы;
- отработка методик и программ обучения операторов.

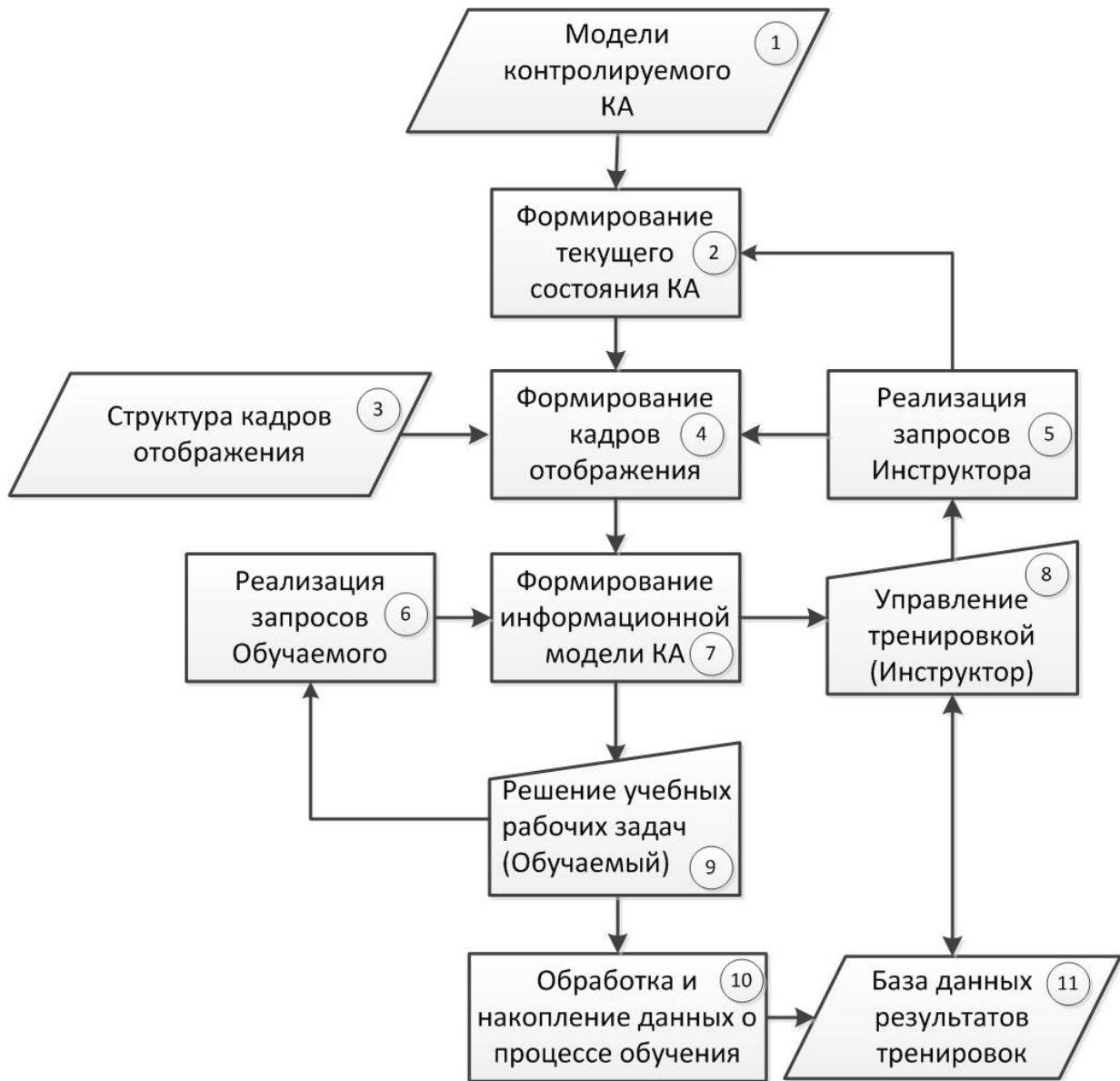


Рисунок 6 - Схема процесса тренировки

Тренажёры могут быть также использованы для решения задач проектирования информационных моделей, профессионального отбора операторов ГА.

Литература

1. Бронников С.В. Проектирование системы контроля полёта пилотируемого космического аппарата // Материалы 56-х Научных чтений К.Э. Циолковского. Часть 1. Калуга: Изд-во «Эйдос», 2021. С. 197–201.

2. ГОСТ Р 53802-2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения. М.: Изд-во Стандартиформ, 2011. 28 с.
3. Соловьёв В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полётами (в 2-х ч.): Учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. Часть 1 – 476 с. Часть 2 – 426 с.
4. Кравец В.Г. Автоматизированные системы управления космическими полётами. М.: Изд-во Машиностроение, 1995. 236 с.
5. Бронников С.В. Психологический анализ деятельности операторов автоматизированной системы контроля пилотируемого космического аппарата // Современные проблемы ракетной и космической техники. Сборник статей 2023. Казань: Изд-во РИЦ «Школа», 2023. С. 92–100.
6. Справочник по инженерной психологии / Под ред. Б.Ф. Ломова. / М.: Изд-во Машиностроение, 1982. 368 с.
7. Мунипов В.М., Зинченко В.П. Эргономика: человекоориентированное проектирование техники, программных средств и среды: Учебник. М.: Изд-во Логос, 2001. 356 с.
8. Бронников С.В. Тренажёрная система для непрерывного контроля и управления уровнем подготовленности операторов (на примере операторов группы анализа АСУ КА). Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. М.: Изд-во Ин-та психологии РАН, 1988. 140 с.

УДК 523.34
eLIBRARY.RU: 41.19.25

А.В. Гусев¹, Ж. Менг², З. Пинг³

¹*Казанский федеральный университет, г. Казань*

²*Цилинский университет, г. Чанчунь, Китай*

³*Национальная астрономическая обсерватория Академии наук Китая,
г. Пекин, Китай*

ЛУННОЕ ВРЕМЯ И ЛУННАЯ НАВИГАЦИЯ LUNAR TIME AND LUNAR NAVIGATION

Аннотация: Обсуждаются научные, координатно-временные и навигационные проблемы лунных зондов на поверхности Луны и в окололунном пространстве.

Ключевые слова: Луна, селенодезия, лунное время и навигация.

Abstract. The review discusses the scientific, coordinate-time and navigational problems of lunar probes on the lunar surface and in the circumlunar space of the Moon.

Keywords: Moon, selenodesy, lunar time and lunar navigation.

Введение

За последние 25 лет мощные, глубокие и комплексные исследования спин-орбитального вращения и внутреннего строения многослойной Луны подготовили новую эру научного, прикладного и промышленного освоения Луны; и на ближайшее десятилетие уже запланированы десятки лунных миссий различных космических агентств и с различными целями [1-16].

В настоящее время учёные и инженеры Китая работают над следующей серией лунных миссий: корабль «Чанъэ-6» заберёт первые образцы лунного грунта с обратной стороны Луны в 2025 году, многоцелевой космический корабль «Чанъэ-7», который планируется запустить в 2026 году, среди других задач будет искать водяной лёд в затенённых кратерах Луны.

Корабль «Чанъэ-8», который должен приземлиться на Луне примерно в 2028 году, заложит основу для более крупного проекта «International Lunar Research Station» (ILRS), который Китай и Россия планируют осуществить в 2030-2035-х годах (рис. 1).

ILRS будет состоять из посадочного модуля, обитаемого бункера, орбитального аппарата и лунохода и будет проводить испытание первых технологий использования лунных ресурсов на поверхности Луны.

Также китайские коллеги рассматривают возможность 3D-печати лунных кирпичей с использованием материалов с лунной поверхности [16].

Для энергоснабжения китайской лунной базы будет использоваться ядерная установка. 3D-печать для космической деятельности на Луне рассматрива-

лась и тестировалась в течение последних лет. Европейское космическое агентство (ЕКА) работает над изготовлением лунных кирпичей с имитацией лунного реголита.



Рисунок 1 - Совместное изучение Луны Китаем и Россией

Программа объединённой пространственно-временной системы отсчёта на Луне

После быстрого прогресса человеческой деятельности в лунном пространстве и на лунной поверхности запрос на получение локальных данных лунного пространства для привязки пространства-времени стал насущным и необходимым.

Для привязки к пространству лунной поверхности предлагается установить ключевой селенодезический участок с несколькими пространственно-геодезическими дисплеями, такими как астрономия, лунная лазерная локация (LLR), космическая геодезия, радиомаяки и GNSS для построения лунной динамической системы отсчёта или эфемериды и лунная фиксированная система отсчёта [9] (рис. 2).

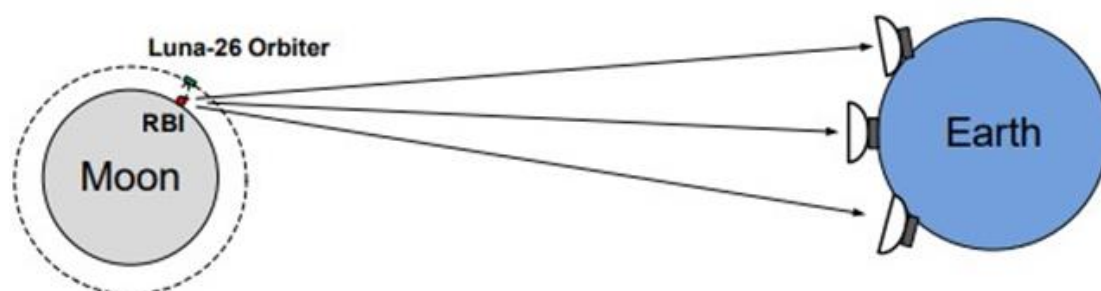


Fig.1 – Navigation measurements for Luna-26 Orbiter and Luna-27 Lander.

Рисунок 2 - РСДБ поддержка навигации на Луне

В то же время для реализации местного стандарта времени в лунном пространстве в качестве эталона времени и частоты предлагается использовать атомные часы с поддержкой радиосвязи и калибровкой между спутником GNSS и часами на лунной поверхности [14].

Эта база может быть использована в качестве ключевой станции для обслуживания в лунном пространстве и на поверхности Луны, и соответствующий метод RVI тщательно рассмотрен учёными [15]. Лунную систему отсчёта можно тесно связать с ITRF и различными ICRF [9]. Простая комбинация радиомаяка S/X-диапазона с транспондером PLL, приёмником GNSS, CCR и чипом Rb часов с USO станет новой технологией для предлагаемого аппаратного обеспечения пространственно-временных данных на лунной поверхности.

При сохранении этой базы данных её можно использовать для изучения эволюции Луны и планет. Наблюдение физической либрации Луны (LPhL) или вращения по долготе и широте, а также колебания лунного полюса играет ключевую роль в изучении внутренней структуры Луны и многослойной динамической эволюции [9].

За последние 50 лет был разработан метод лунной лазерной локации путём измерения изменения расстояния между лазерными ретро-рефлекторами лунной поверхности и наземными станциями [9].

Большой прогресс достигнут в исследовании двух- и многослойной Луны. LLR и предлагаемые космические методы также могут способствовать проверке общей теории относительности в пространстве Земля-Луна при различных лунных измерениях [1-14].

Европейское космическое агентство

В ноябре 2022 г. представители космических агентств и научно-исследовательских институтов всех континентов встретились в Европейском центре космических исследований и технологий ЕКА в Нордвейке (Нидерланды). Цель совместных научных обсуждений заключалась в поисках оптимальных решений до того момента времени, когда отдельные космические агентства будут принимать собственные решения по селенодезическому обеспечению Луны [14].

Определение стандарта времени и частоты — это только часть глобального проекта по практическому и коммерческому освоению ресурсов Луны. ЕКА также находится на переднем крае лунных исследований, внося свой вклад в строительство лунной станции Gateway и космического корабля Orion, предназначенных для полёта людей на Луну, а также в разработку своего большого логистического лунного посадочного модуля, известного как Argonaut [15].

В ЕКА разрабатывают новое научно-техническое понятие - «лунное время», чтобы облегчить частным компаниям установку систем телекоммуникаций на Луне.

Единое время отсчёта на Луне также должно способствовать развёртыванию навигационной системы для передвижений по её поверхности.

Поскольку десятки лунных миссий будут работать на поверхности Луны и в её ближайшем космическом пространстве одновременно, они должны будут тесно общаться друг с другом, в целях безопасности координировать свои пространственные перемещения около Луны с высокой точностью, независимо от центров управления на Земле; новая лунная эра потребует новых подходов и новых принципиальных решений для лунной навигации и безопасности астронавтов. Международные космические организации также начали обсуждать проблему оперативного слежения и корректировки течения временем на Луне [8, 15]. (Рис. 3, 4).

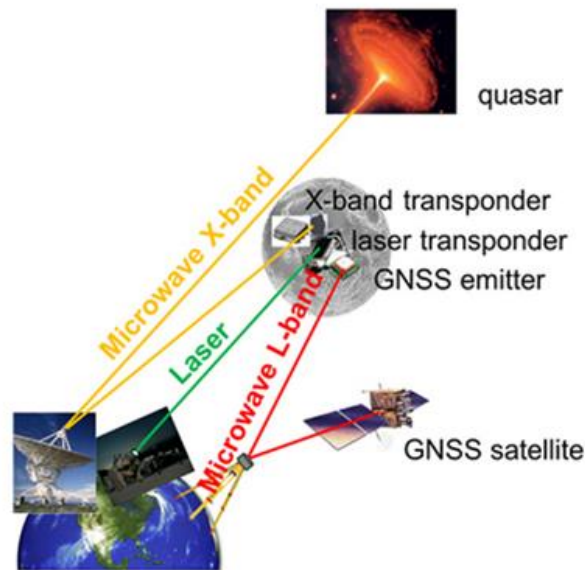


Рисунок 3 - Лунное, земное и мировое времена и связи

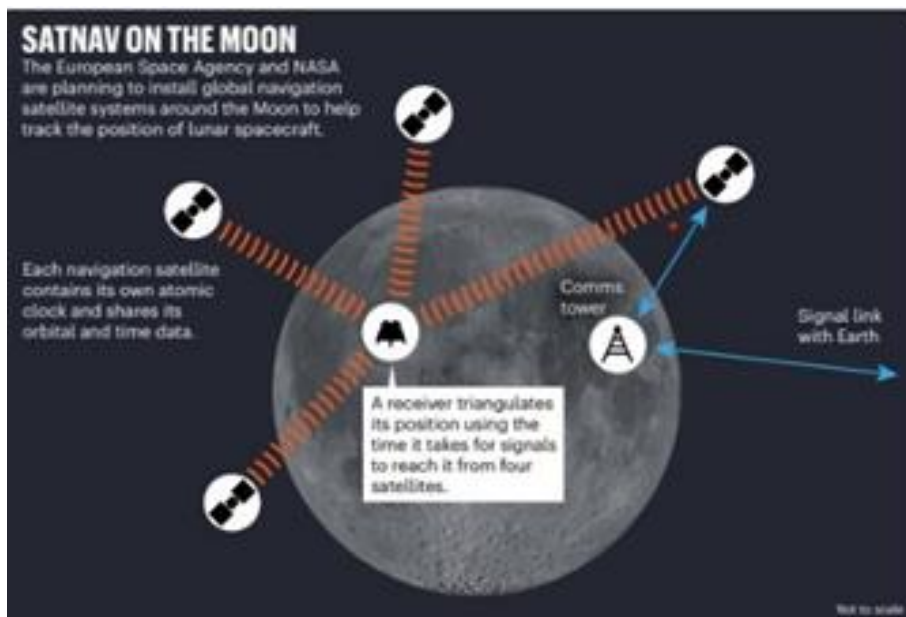


Рисунок 4 - Обеспечение лунной навигации

До сих пор каждая новая миссия на Луну выполнялась со своей собственной шкалой времени, экспортируемой с Земли, а антенны для дальнего космоса использовались для синхронизации бортовых хронометров с земным временем, в то же время антенны облегчали двустороннюю связь. Однако этот способ работы не будет надёжным и устойчивым для работы при экстремальных лунных условиях.

После завершения строительства станция Gateway будет открыта для прибывающих астронавтов, пополнения запасов посредством регулярных запусков NASA Artemis [15], вплоть до возвращения человека на поверхность Луны, кульминацией которого станет база с экипажем возле южного полюса Луны.

В то же время будут выполняться и многочисленные беспилотные миссии — каждая миссия Artemis сама по себе будет выпускать множество лунных спутников CubeSat, и ЕКА запустит свой большой логистический посадочный модуль Argonaut European Large Logistics Lander.

Эти лунные миссии будут не только находиться на Луне или вокруг неё в одно и то же время (рис. 5) [15], но также часто будут обмениваться информацией друг с другом, передавая сообщения между собой, выполняя совместные наблюдения или выполняя операции по сближению лунных зондов.

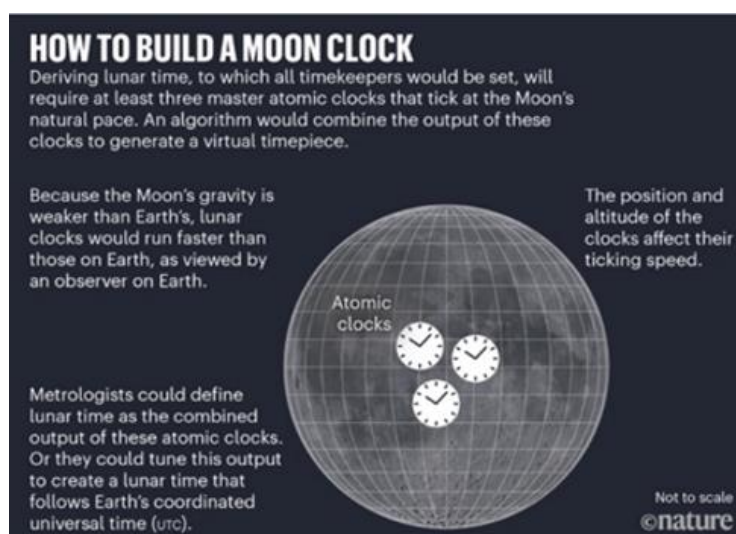


Рисунок 5 - Лунное время

Навигация лунных миссий

ЕКА и НАСА совместно разрабатывают платформу LunaNet [15]. В её основе будет лежать широкий набор правил, предназначенных для того, чтобы все спутниковые навигационные, коммуникационные и вычислительные системы на Луне могли образовывать общую согласованную сеть, подобную Интернету на Земле. LunaNet — это система взаимно согласованных стандартов, протоколов и требований к интерфейсу, позволяющая будущим лунным миссиям работать вместе, концептуально аналогично тому, что делается на Земле для

совместного использования GPS и Galileo. К Moonlight на лунной орбите присоединится эквивалентная служба Lunar Communications Relay and Navigation System.

Чтобы максимизировать совместимость, эти две системы должны использовать одинаковые шкалы времени, наряду со многими другими миссиями с экипажем или без экипажа, которые будут поддерживаться с Земли [15].

Ход времени на Земле и Луне

Гравитационные поля Земли и Луны [9] различно влияют на скорость течения времени на них (рис. 6) [9]. Спутники GPS, вращающиеся вокруг земного шара на высоте 20 186 км, учитывают тот факт, что их часы идут на 45,7 микросекунды быстрее, чем часы на поверхности Земли, за земные сутки в 24 часа [15].

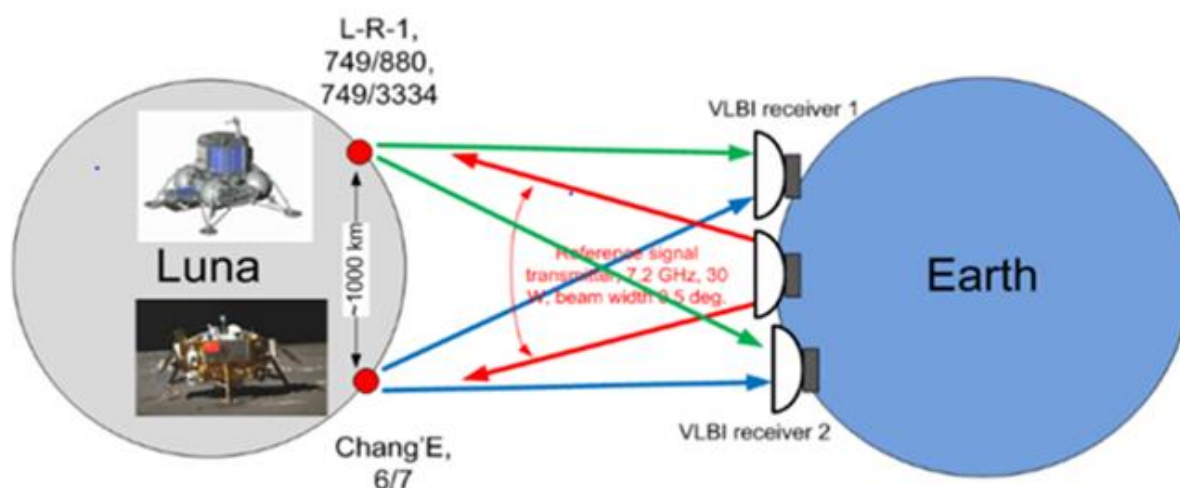


Рисунок 6 - Лунное время течёт быстрее земного времени

Гравитация Луны составляет примерно 1/6 от земной гравитации, и поэтому часы на поверхности Луны будут идти быстрее на 56 микросекунд ежедневно, чем на поверхности Земли.

Чтобы работать на Земле и Луне одновременно, совместно и согласованно, международное сообщество также должно установить общую «селеноцентрическую систему отсчёта», аналогичную той роли, которую играет на Земле Международная земная система отсчёта, позволяющая последовательно измерять точные расстояния между точками на нашей планете.

Правильно настроенные системы отсчёта являются важными компонентами современных систем GNSS. Точная навигация требует строгого учёта течения времени на Земле, Луне, в космическом пространстве между ними и их отличия.

Приемники спутниковой навигации определяют свое местоположение, преобразовывая время, за которое несколько спутниковых сигналов достигают его, в расстояния — умножая время на скорость света [9, 15].

Навигационные системы на Земле и Луне

Все наземные спутниковые навигационные системы, такие как европейская Galileo или американская GPS, работают по своим собственным системам синхронизации, но при этом имеют фиксированные смещения относительно друг друга вплоть до нескольких миллиардных долей секунды, а также относительно системы мирового времени UTC Universal.

Замена времени по Гринвичу на UTC является частью нашей повседневной жизни: это время, используемое для Интернета, авиационных стандартов, а также для точных научных экспериментов, поддерживаемых парижским Международным бюро мер и весов (BIPM).

BIPM вычисляет UTC на основе входных данных из коллекций атомных часов, поддерживаемых учреждениями по всему миру, включая технический центр ESTEC EKA в Нордвейке, Нидерланды, и центр управления полётами ESOC в Дармштадте, Германия.

Программа объединенной пространственно-временной системы отсчета на Луне

После существенного прогресса человечества в лунном пространстве и на лунной поверхности острый запрос на получение локальных данных лунного пространства для привязки пространства-времени стал насущным и необходимым [14].

За последние 55 лет был разработан метод лунной лазерной локации (ЛЛЛ) путём измерения изменения расстояния между лазерными ретрорефлекторами лунной поверхности и наземными станциями.

Большой прогресс достигнут в научных исследованиях моделей многослойной Луны. ЛЛЛ и предлагаемые космические методы также могут способствовать проверке общей теории относительности в пространстве Земля-Луна при различных лунных измерениях.

Для привязки к пространству лунной поверхности предлагается установить ключевой селенодезический участок с несколькими пространственно-геодезическими дисплеями, такими как астрономия, лунная лазерная локация, космическая геодезия, радиомаяк и GNSS, для построения лунной динамической системы отсчёта или эфемериды и лунная фиксированная система отсчёта [4].

В то же время для реализации местного стандарта времени в лунном пространстве в качестве эталона времени и частоты предлагается использовать атомные часы с поддержкой радиосвязи и калибровкой между спутником GNSS и часами на лунной поверхности.

Эта база может быть использована в качестве ключевой станции для обслуживания PLL в лунном пространстве и на поверхности Луны; соответствующий метод также был тщательно рассмотрен.

Эту лунную систему отсчёта можно тесно связать с ITRF и различными ICRF.

Простая комбинация радиомаяка S/X-диапазона с транспондером PLL, приёмником GNSS, CCR и чипом Rb часов с USO станет зрелой технологией для предлагаемого аппаратного обеспечения пространственно-временных данных на лунной поверхности.

При сохранении этой базы данных её можно использовать для изучения эволюции Луны и планет.

Наблюдение физической либрации Луны или вращения по долготе и широте, а также колебания лунного полюса играют ключевую роль в изучении внутренней структуры Луны и её многослойной динамической эволюции [8, 14].

Лунный навигационный альманах

Лунный навигационный альманах необходим для проведения любых наблюдений с поверхности Луны. Альманах должен содержать точную и подробную информацию о положении звезд, Солнца, планет, переходе от лунного времени к всемирному времени и наоборот, программу отправки сигналов времени.

Лунная навигация для наблюдений с лунной поверхности требует высокоточных теорий вращения и внутреннего строения Луны [1, 4, 5, 7, 8].

Время:

Переход от лунного времени к всемирному времени и обратно.

Программа отправки сигналов времени. Средняя долгота восходящего узла. Физическая либрация по долготе, представленная во времени.

Поправка за неточность истинного тропического времени.

Звезды:

Видимые селеноэкваториальные координаты ярчайшей звезды. Карты полярных областей лунного неба; видимые места полярных звёзд.

Высоты и азимуты полярных звёзд. Выбор навигационных звёзд.

Земля: Селенографические координаты. Моменты восхода и заката Луны. Прохождение точек поверхности Земли через наблюдаемый терминатор.

Заключение

Вблизи любого гравитационного небесного объекта, обладающего массой, «пространство-время» искажается, что приводит к искривлению пространства и замедлению времени.

В ближайшие несколько лет многие космические агентства отправят на Луну множество спутников.

Цель состоит в том, чтобы использовать эти спутники для создания лунного аналога GPS, так чтобы астронавты и луноходы могли мгновенно и с высокой точностью определять свое местоположение на Луне и в окололунном пространстве.

Но для того, чтобы система Lunar GPS работала, лунные спутники должны иметь своё очень точное собственное время.

Литература

1. Petrova N., Gusev A., New Trends in the Development of the Lunar Physical Libration Theory // *Celestial Mechanics & Dynamical Astronomy*, 2001, V. 80, Issue 3/4. P. 215–225. Cited by 17.
2. Gusev A., Nutations and liquid core of the Moon // *Bulletin of NAOJ, Mitaka, Tokyo*, 2004, No. 134. P. 13–14 (in Japanese).
3. Barkin, Yu., Gusev, A., Petrova, N., The study of the spin-orbit and inner dynamics of the Moon: Lunar mission applications // 2006, *Advance in Space Research*, V. 37. P. 72–79.
4. Kopeikin S., Pavlis E., Pavlis D., Brumberg V., Efroimsky M, Escape A, Getino J., Gusev A., Muller J., Petrova N., Prospects in the orbital and rotational dynamics of the Moon with the advent of sub-centimeter lunar laser ranging//*Advances in Space Research*, 2008, V. 42. P. 1378–1390. Cited by 20.
5. Gusev A., Petrova N., The Moon-2012+: Spin-orbit evolution, geophysics and Selenodesy of the Moon. // *Advances in Space Research*, 2008, V. 42. P. 289–293.
6. Petrova N., Gusev A., Hanada H., Kawano N., Free librations of the two-layer Moon and the possibilities of their detection. // *Advances in Space Research*, 2008, V. 42. P. 1398–1404. Cited by 30.
7. Китиашвили И.Н., Гусев А.В., Вращательная эволюция планетных систем под действием гравитационных и магнитных возмущений // *Космические исследования*, 2010, Наука, Т. 48, N. 4. С .335–345.
8. Dehant V., J. Oberst, R. Nadalini, U. Schreiber, N. Rambaux., Geodesy instrument package on the Moon for improving our knowledge of the Moon and the realization of reference frames. // *Planetary and Space Science*. 2012, V. 68. P. 94–104
9. Gusev A.V, Hanada H., Petrova N., Rotation, physical librations and interior structure of the active and multi-layer Moon // 2015, Monograph, Kazan University Publishing Co., Kazan, 328 pp. (Russian+English).
10. Meng J.G, Yang G., Ping J.S., Cai Zh., Gusev A., Osei E., Influence of (FeO+TiO₂) Abundance on the Microwave Thermal Emissions of Lunar Regolith // *Science, China Earth Sciences*, 2016, V.59, Issue 7, P. 1498–1507. doi: 10.1007/s11430-016-5280-1. Cited by 37.
11. Hanada H., S.Tsuruta, K.Asari, H.Araki, H.Noda, S.Tazawa, S.Kashima, K.Funazaki, A.Satoh, H.Taniguchi, H.Kato, M.Kikuchi, H.Sasaki, T. Hasegawa, T.Yano, N.Gouda, Y.Kobayashi, A. Gusev., Development of a Small Telescope like PZT and Results of Experiments on the Ground // *Gyroscopy and Navigation*, 2017, V. 8(4). P. 304–319.
12. Tang T, Meng Z.G, Lian Y, Wei Xh, Dong X, Wang Y, Cai Zh, Zhang X.P., Gusev A.V., Zhang Y.Z., Extracting Mare-like Cryptomare Deposits in Cryptomare Regions Based on CE-2 MRM Data Using SVM Method // *Remote Sensing*, 2023, V. 15, N. 2010. <https://doi.org/10.3390/rs15082010>.

13. Meng Z.G, Tang T.Q, Dong X.G, Gusev A.V. Analyzing the microwave thermal emission features of lunar regolith in Chang'E landing sites and its geologic significance. // SCIENTIA SINICA Physica, Mechanica & Astronomica, 2023, V. 53, Issue 3, 239609. P. 1–17. (in Chinese).
14. Гусев А.В., Менг Ж., Пинг Цз. Геологическое освоение Луны IV: Вода и загадка теплового бюджета ранней Луны // Сб. научных статей: «Современные проблемы ракетной и космической техники». 57 Научные чтения памяти К.Э. Циолковского, секция «Проблемы ракетной и космической техники». (г. Калуга, 20-22 сентября 2022 г.). Казань: РИЦ «Школа», с. 233–248.
15. Telling the time on the Moon. // ESA article, Feb 27, 2023, [https://www.esa.int/Applications/Navigation/Telling time on the Moon](https://www.esa.int/Applications/Navigation/Telling_time_on_the_Moon).
16. Meng Z., Hanning Sun H., Gusev A.V. et al. Thermophysical properties of surface deposits in Tsiolkovskiy crater and its geologic significance revealed by CE-2 MRM data. Icarus, V. 408, 15 January 2024. P. 115808, <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2023.115808>.

УДК 621.454.2

eLIBRARY.RU: 55.42.49+55.49.07+61.51.59

**В.А. Алтунин¹, Е.Н. Платонов¹, М.Р. Абдуллин¹, К.А. Пронин¹,
А.А. Юсупов¹, И.М. Мусина¹, А.Е. Жилиякова¹, М.Л. Яновская²**

¹*ФГБОУ ВО Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань*

²*ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва*

**НЕКОТОРЫЕ ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ЖИДКОСТНЫХ
РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ (100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ
АКАДЕМИКА В.Е. АЛЕМАСОВА – ПОСВЯЩАЕТСЯ)
SOME WAYS TO IMPROVE LIQUID MISSILE ENGINES
(100TH ANNIVERSARY OF BIRTH OF ACADEMICIAN
V.E. ALEMASOV - DEDICATED)**

Аннотация: В докладе рассмотрены проблемы существующих жидкостных ракетных двигателей на жидких и газообразных углеводородных горючих и охладителях. На основе проведённых экспериментальных исследований разработаны пути их совершенствования – для увеличения их ресурса, надёжности и эффективности. Доклад посвящается 100-летию со дня рождения академика В.Е. Алемасова.

Ключевые слова: жидкостные ракетные двигатели, жидкие и газообразные углеводородные горючие и охладители, рубашка регенеративного охлаждения, осадкообразование, термоакустические автоколебания давления.

Abstract: The report discusses the problems of existing liquid missile engines on liquid and gaseous hydrocarbon -burned combustible and cooler. Based on the experimental studies, ways to improve them have been developed - to increase their resource, reliability and effectiveness. The report is dedicated to the 100-th anniversary of the birth of Academician V.E. Alemasova.

Keywords: liquid missile engines, liquid and gaseous hydrocarbon -burning and cooler, regenerative cooling shirt, sedimentation, thermoacoustic autocoling of pressure.

11 июля 2023 года исполнилось 100 лет со дня рождения академика РАН Вячеслава Евгеньевича Алемасова. В докладе довольно полно освещена его трудная, но очень интересная жизнь.

Главным его научным наследием являются учебник «Теория ракетных двигателей» (рис. 1) и 10-ти томный справочник по ракетным двигателям (рис. 2), которые были созданы под руководством академика В.П. Глушко [1, 2].

Он много лет возглавлял кафедру специальных (ракетных) двигателей, которую в 1945 году в КАИ в Казани создали В.П. Глушко и С.П. Королёв (рис. 3-5).



Рисунок 1 – Учебник «Теория ракетных двигателей»

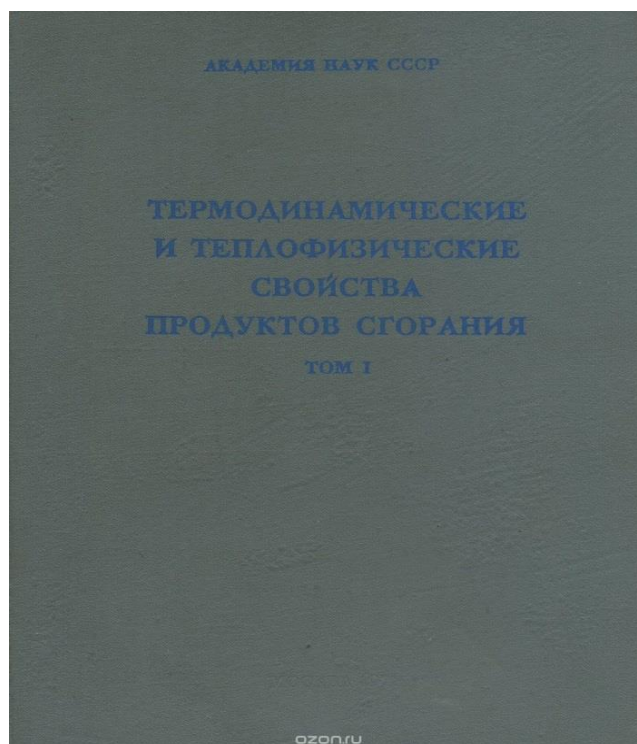


Рисунок 2 – Справочник «Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания»

Им была создана Казанская научно-педагогическая школа по тепловым процессам в двигателях летательных аппаратов, которая развивается и в наши дни [3-7].



«Трое в одной книге». А.Ф. Дрегалин, В.Е. Алемасов, А.П. Тишин.

Рисунок 3 – Авторы учебника «Теория ракетных двигателей» (слева – направо: А.Ф. Дрегалин, В.Е. Алемасов, А.П. Тишин)



Посещение кафедры делегацией Академии наук СССР. Второй слева – вице-президент академик В.А. Котельников, третий слева – лауреат Нобелевской премии академик А.М. Прохоров. 1985

Рисунок 4 – Посещение кафедры ракетных двигателей делегацией АН СССР

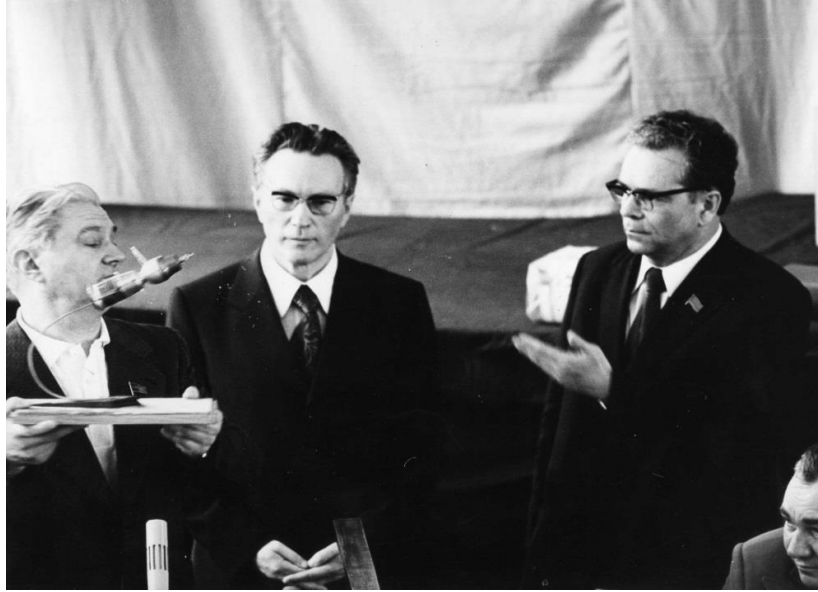


Рисунок 5 - На 30-летию кафедры «Ракетных двигателей» в КАИ В.П. Глушко вручает подарок В.Е. Алемасову

В 1987 г. член-корр. В.Е. Алемасов переходит работать в Академию наук СССР, возглавив Казанский филиал, а затем – Казанский научный центр и Отдел энергетики, но связь с кафедрой не прекращает. Этот период связан не только с ракетно-космической техникой, но и с разработкой новых систем и способов добычи тяжёлой битумной нефти при помощи конверсионных ракетных и авиационных двигателей.

В 2014 году указом Президента Татарстана Рустама Минниханова была учреждена ежегодная Государственная премия РТ имени академика Российской академии наук, почетного члена Академии наук РТ Вячеслава Евгеньевича Алемасова, где молодые лауреаты проходят конкурсный отбор с вручением Диплома и медали им. академика В.Е. Алемасова (рис. 6).



Рисунок 6 – Медаль им. академика В.Е. Алемасова

Ученики В.Е. Алемасова один раз в два года организуют и проводят в Казани Международную школу-семинар молодых учёных и специалистов им. академика В.Е. Алемасова. О жизненном пути В.Е. Алемасова можно ознакомиться в изданиях (рис. 7-8).



Рисунок 7 – Обложка журнала «Казань»

По прошествии почти пятидесяти лет совместной жизни задаю себе вопрос: что помогло нашему союзу сохраниться, преодолеть разного рода житейские трудности, перенести внезапно обрушившиеся тяжёлые утраты? Откуда брались силы, чтобы выдержать все испытания судьбы и с оптимизмом смотреть в будущее? Что помогло нам с мужем все эти нелёгкие годы?

*Если не любовь,
то что же?*

*Память удерживает
много жизненных
моментов,
подтверждающих
эту мысль,
но все не опишешь.
Попробую
рассказать
о главном.*



Надежда АЛЕМАСОВА

ПОЛВЕКА ВМЕСТЕ

ВЕНИИ БУРОВ

Рисунок 8 – В.Е. Алемасов с супругой Надеждой Алемасовой

В цикле «Жизнь замечательных людей» (ЖЗЛ) в КНИТУ-КАИ выпущена книга, посвящённая В.Е. Алемасову (рис. 9) [3-7].



Рисунок 9 – Книга о жизни и деятельности В.Е. Алемасова (Из цикла книг КАИ «Жизнь замечательных людей»)

В докладе подробно показаны проблемы, возникающие при эксплуатации и создании жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) с наружной рубашкой регенеративного охлаждения [8-12]:

- негативный процесс осадкообразования;
- термоакустические автоколебания (ТААК) давления;
- проблемы при использовании сжиженного метана и др.

На основе результатов экспериментальных исследований авторами доклада разработаны пути увеличения ресурса, надёжности и эффективности перспективных ЖРД одно- и многократного использования на жидких и газообразных углеводородных горючих и охладителях [8-12].

В докладе показаны новые и запатентованные конструктивные схемы рубашек охлаждения, форсунок и каналов, в которых внедрены новые и перспективные способы борьбы с осадкообразованием, с ТААК давления, с частичной конверсией сжиженного метана.

Почетный академик РАЕН, д.т.н., действительный член РАН и Международной академии астронавтики, профессор, Лауреат Государственной премии СССР (1984, 1991), Заслуженный деятель науки и техники Республики Татарстан и Российской Федерации В.Е. Алемасов – навсегда останется в нашей памяти, как великий Учёный, Педагог, Человек планеты Земля [1-7].

Литература

1. Алемасов В.Е., Дрегаллин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. Учебник для вузов / Под ред. Глушко В.П. / М.: Изд-во «Машиностроение», 1989. 464 с.
2. Алемасов В.Е., Дрегаллин А.Ф., Тишин А.П. и др. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Справочник / Под ред. акад. В.П. Глушко / М.: Изд-во АН СССР, 1971. 10 томов.
3. Иллюстрированный общественно-политический, историко - публицистический и литературно-художественный журнал «Казань». Специальный выпуск: «Вячеслав Алемасов. И космос, и недра земные...». № 7, 2003.
4. Кретов А.С., Молочников В.М. Вячеслав Евгеньевич Алемасов. О жизни и деятельности Заслуженного профессора КГТУ (КАИ), академика РАН (пятая книга из серии «Жизнь замечательных людей (ЖЗЛ) КАИ). Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2007. 274 с.
5. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Демиденко В.П., Обухова Л.А., Платонов Е.Н., Яновская М.Л. Некоторые пути развития жидкостных ракетных двигателей многократного использования (90 – летию со дня рождения акад. В.Е. Алемасова – посвящается) // Сб. матер. докл. Международ. научно-техн. конф. «Шестые Уткинские чтения, посвящённые 90-летию со дня рождения академика В.Ф. Уткина». Санкт-Петербург: Изд-во БГТУ им. Д.Ф. Устинова («ВОЕНМЕХ»), 2013. С. 51-53.
6. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Демиденко В.П., Обухова Л.А., Платонов Е.Н., Яновская М.Л. Некоторые проблемы развития жидкостных ракетных двигателей многократного использования (90-летию со дня рождения академика В.Е. Алемасова – посвящается) // Тр. 48 чтений, посвящ. разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Сек. №2: «Проблемы ракетной и космической техники». (г. Калуга, 17-19 сентября 2013 г.). РАН. РАКЦ. Казань: Изд-во Казанского университета. 2014. С. 86-94.
7. Алтунин В.А. Памяти академика В.Е. Алемасова – посвящается // Труды 53 научных чтений, посвящённых памяти К.Э. Циолковского. (Доклад о 95-летию В.Е. Алемасова был сделан на Пленарном заседании). Сек. №2: «Проблемы ракетной и космической техники». (Калуга, 18-19 сентября 2018 г.). РАН. РАКЦ. Казань: Изд-во Казанского университета, 2019. С. 5-22.
8. Алтунин В.А. Способ повышения надёжности ЖРД одно – и многократного использования // Патент на изобретение РФ № 2287715. Бюлл. № 32 от 20.11.2006 г.

9. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Платонов Е.Н., Коханова С.Я., Яновская М.Л. Разработка способов борьбы с термоакустическими автоколебаниями давления в топливно-охлаждающих каналах двигателей и энергоустановок летательных аппаратов наземного, воздушного, аэрокосмического и космического применения // Известия вузов. Машиностроение. 2017. № 10 (691). С. 77 – 90.
10. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Абдуллин М.Р., Давлатов Н.Б., Платонов Е.Н., Яновская М.Л. Некоторые пути повышения эффективности жидких и газообразных углеводородных и азотосодержащих горючих для двигателей летательных аппаратов // Тепловые процессы в технике. 2019. Т. 11. № 10. С. 453-479.
11. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Гортышов Ю.Ф., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Керножицкий В.А., Колычев А.В., Разносчиков В.В., Сафаров М.М., Яновский Л.С., Яновская М.Л. Некоторые пути повышения эффективности жидкостных реактивных двигателей летательных аппаратов на углеводородных и азотосодержащих горючих и охладителях / Под общ. ред. доктора технических наук, проф. Л.С. Яновского. Монография. Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2020. 148 с.
12. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Чигарёв М.Р., Баданов Н.С., Яновская М.Л. Разработка конструктивных схем метановых жидкостных ракетных двигателей // Современные проблемы ракетной и космической техники: сб. научных статей (полных докладов) 56 научных чтений памяти К.Э. Циолковского по секции № 2: «Проблемы ракетной и космической техники». (Калуга, 21-22 сентября 2021 г.). РАН. РАКЦ. Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2022. С. 87-98.

УДК 621.45.00.11.030

eLIBRARY.RU: 89.25.00+55.42.49+55.42.47

**В.А. Алтунин¹, М.В. Львов¹, А.А. Щиголев¹, А.А. Юсупов¹,
Е.П. Кореев¹, М.Л. Яновская²**

¹*ФГБОУ ВО Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань*

²*ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва*

**АНАЛИЗ МЕТОДИК РАСЧЁТА КОЭФФИЦИЕНТА
ТЕПЛООТДАЧИ К МОТОРНОМУ АВИАЦИОННОМУ МАСЛУ
В СЛОЖНЫХ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ
АВИАЦИОННЫХ И АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ДВИГАТЕЛЕЙ
ANALYSIS OF THE METHODS FOR CALCULATING
THE HEAT TRANSFER COEFFICIENT TO MOTOR AVIATION OIL
IN DIFFICULT THERMODYNAMIC CONDITIONS
OF AVIATION AND AEROSPACE ENGINES**

Аннотация: На основе результатов проведенных экспериментальных исследований тепловых процессов в моторном авиационном масле марки МС-20 разработана методика и формула расчёта коэффициента теплоотдачи в сложных термодинамических условиях, которые создаются в системах смазки авиационных и аэрокосмических двигателей одно- и многократного использования. Показаны и проанализированы формулы расчёта теплоотдачи к моторным маслам других авторов. Сделаны рекомендации по выбору и применению данных формул. Правильный и точный расчёт коэффициента теплоотдачи к моторным авиационным маслам будет способствовать повышению ресурса, надёжности, эффективности, безопасности и экономичности новых и перспективных двигателей летательных аппаратов различного базирования и назначения.

Ключевые слова: системы смазки воздушно-реактивных двигателей, моторные авиационные масла, теплофизические свойства, сложные термодинамические условия, осадкообразование, методики расчёта коэффициента теплоотдачи, ресурс, надёжность, эффективность, безопасность, экономичность.

Abstract: Based on the results of the experimental studies of thermal processes in the MS-20 motor oil, the methodology and the calculation formula for the heat transfer coefficient in complex thermodynamic conditions, which are created in the lubrication systems of aviation and aerospace engines, are developed. The formulas for calculating the heat transfer to motor oils of other authors are shown and analyzed. Recommendations have been made on the selection and application of these formulas. The correct and accurate calculation of the heat transfer coefficient to motor aviation oils will help increase the resource, reliability, efficiency, safety and efficiency of new and promising engines of various basing and purpose.

Keywords: Lubrication systems of air-reactive engines, motor aviation oils, thermophysical properties, complex thermodynamic conditions, sedimentation, the methodology for calculating the heat transfer coefficient, resource, reliability, efficiency, safety, efficiency.

Введение

При создании систем смазки воздушно-реактивных двигателей (ВРД) и энергоустановок (ЭУ) воздушных и аэрокосмических летательных аппаратов (ЛА) одно- и многоразового использования проводятся гидравлические и тепловые расчёты масляных каналов, теплообменных аппаратов, фильтров и форсунок [1–19].

Для таких расчётов при проектировании систем смазки используются теплофизические свойства (ТФС) масел, которые можно найти в различных справочниках, но в ограниченном диапазоне по давлению и температуре, где, как правило, представляемые разными авторами данные, отличаются друг от друга [1–15].

Самые точные значения ТФС масел возможно получить только при проведении экспериментальных исследований [6, 14–19].

Одной из важных величин при расчётах является коэффициент теплоотдачи к моторному авиационному маслу, который возможно получить путём теоретических вычислений, используя значения ТФС этого конкретного масла, но самыми точными значениями будут являться только экспериментальные значения [18, 19].

Ранее авторами доклада была создана экспериментальная база, проведены экспериментальные исследования и показаны полученные результаты с реальными значениями коэффициента теплоотдачи, для примера, к моторному авиационному маслу марки МС-20 [17].

Данный доклад посвящён сравнительному анализу значений коэффициента теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20, полученными авторами доклада в эксперименте и рассчитанными ими по созданной новой экспериментальной формуле, а также рассчитанными по различным формулам других авторов.

Далее рассмотрены исходные данные при проведении экспериментальных исследований.

Исходные данные

Экспериментальные исследования теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 проводились при следующих параметрах [17]:

- рабочая жидкость: авиационное моторное масло марки МС-20;
- скорость прокачки (потока) рабочей жидкости: $W = (1-4)$ м/с;
- давление в системе: $p = (0,5-1,0)$ МПа;
- температура жидкости: $T_{ж} = 313$ К;
- температура нагреваемой поверхности: $T_{ст} = (313-433)$ К.

Рабочий участок экспериментальной установки представлял собой кольцевой канал с внешней трубкой из оргстекла и внутренней металлической трубкой, нагреваемой с помощью Джоулева тепла.

Внутри металлической трубки располагалась подвижная термопара, позволяющая измерять $T_{ст}$ по центру и по всей длине рабочего участка. В кольцевом канале прокачивалась рабочая жидкость с температурой $T_{ж}$, скоростью течения W и давлением p . При анализе экспериментальных данных и теоретических методик расчёта в качестве определяющей температуры для ТФС рабочей жидкости использовалась (там, где не оговорено отдельно) температура жидкости $T_{ж}$, в качестве характерного размера – эквивалентный диаметр кольцевого канала $d_3 = 0,008$ м.

Анализ формул различных авторов

Далее рассмотрим известные критериальные уравнения подобия для расчёта теплоотдачи при ламинарном течении в каналах различного сечения, в том числе и в каналах с кольцевым сечением. По представленным формулам (1–9) рассчитаны значения числа Нуссельта (Nu), откуда были найдены значения коэффициента теплоотдачи, исходя из полученных в эксперименте значений температур $T_{ст}$ и $T_{ж}$, скоростей W , давления p и соответствующих теплофизических параметров рабочей жидкости.

Экспериментальные значения коэффициента теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 были получены сразу по рабочим параметрам в ходе экспериментов по известной формуле Ньютона-Рихмана, т.е. без расчёта числа Nu . По результатам расчёта для визуального сравнения построены графики зависимости коэффициентов теплоотдачи α_0 по формулам (1–8) и экспериментальным значениям $\alpha_{экс.0}$ от плотности потока q (рис. 1–5). В табл. 1 даны максимальные относительные отклонения рассчитанных по формулам (1–8) коэффициентов теплоотдачи от экспериментальных значений в данном диапазоне параметров эксперимента.

Проведём рассмотрение и анализ формул различных авторов.

1) Теплоотдача при ламинарном течении в вязкостно-гравитационном режиме [7]:

$$Nu = 0,15 Re^{0,33} Pr^{0,43} Gr^{0,1} \left(\frac{Pr_{ж}}{Pr_{ст}} \right)^{0,25}. \quad (1)$$

Данная формула справедлива при $GrPr > 8 \cdot 10^5$, т.е. когда влиянием свободной конвекции пренебречь нельзя. В рассматриваемом в экспериментах диапазоне ТФС рабочей жидкости произведение $GrPr$ на порядок меньше значения $5 \cdot 10^5$, однако отклонение коэффициента теплоотдачи, рассчитанного по формуле (1), от экспериментальных значений $\alpha_{экс.0}$ меньше отклонения α_0 от $\alpha_{экс.0}$, рассчитанного по формуле (5) для вязкостного режима. Максимальное отклонение от экспериментальных данных составляет 22,92 % (табл. 1).

2) Теплоотдача при ламинарном течении [8]:

$$Nu = 1,4 \left(Re \frac{d}{l} \right)^{0,4} Pr^{0,33} \left(\frac{Pr_{ж}}{Pr_{ст}} \right)^{0,25} . \quad (2)$$

Данная формула применима при $Re \frac{d}{l} Pr^{\frac{5}{6}} > 15$, $\frac{l}{d} > 10$, $Re > 10$. Максимальное относительное отклонение значений коэффициента теплоотдачи, рассчитанного по формуле (2), составляет 58,43 % (табл. 1). Согласно рис. 1–5, значения коэффициента теплоотдачи α_0 , полученные по формуле (2), находятся выше остальных и имеют максимальное положительное отклонение от экспериментальных значений.

Таблица 1 - Относительные отклонения значений α_0 , полученных по формулам (1 – 8), от экспериментальных значений $\alpha_{\text{эксп.0}}$ при $p = (0,5 - 1,0)$ МПа, $q = (1 - 8) \cdot 10^4$ Вт/м²

| Формула | Относительное отклонение δ , % | | | | | $\delta_{\text{макс}}$, % |
|---------|---------------------------------------|----------------|--------------|--------------|--------------|----------------------------|
| | W = 1 м/с | W = 1,5 м/с | W = 2 м/с | W = 3 м/с | W = 4 м/с | |
| (1) | 18,56 | 13,56 | 14,91 | 13,61 | 22,92 | 22,92 |
| (2) | 32,90 | 25,22 | 29,77 | 43,51 | 58,43 | 58,43 |
| (3) | 67,68 | 63,89 | 60,50 | 49,81 | 38,22 | 67,68 |
| (4) | 18,56 | 13,56 | 14,91 | 13,61 | 22,92 | 22,92 |
| (5) | 21,38 | 25,35 | 26,96 | 38,65 | 47,11 | 47,11 |
| (6) | 16,85 | 20,68 | 22,22 | 33,48 | 41,62 | 41,62 |
| (7) | 31,20 | 33,53 | 31,25 | 24,73 | 29,73 | 33,53 |
| (8) | 13,98 | 8,40 | 14,39 | 13,18 | 11,84 | 14,39 |

3) Теплоотдача при течении среды в кольцевом канале между гладкими трубками [7, 9, 10]:

$$Nu = 0,017 Re^{0,8} Pr^{0,4} \left(\frac{d_2}{d_1} \right)^{0,18} \left(\frac{Pr_{ж}}{Pr_{ст}} \right)^{0,25} . \quad (3)$$

Максимальное относительное отклонение значений коэффициента теплоотдачи, рассчитанного по формуле (3), от экспериментальных данных составило 67,5 % (табл. 1) при $W = 1$ м/с. Согласно рис. 1–5 значения коэффициента теплоотдачи α_0 , вычисленные по формуле (3), являются минимальными среди всех представленных и имеют максимальное отрицательное отклонение от экспериментальных значений.

4) Теплоотдача при ламинарном течении в вязкостно-гравитационном режиме в межтрубном пространстве двухтрубного теплообменника [9, 11]:

$$Nu = 0,15Re^{0,33}Pr^{0,33}(GrPr)^{0,1}\left(\frac{Pr_{ж}}{Pr_{ст}}\right)^{0,25}. \quad (4)$$

Данная формула справедлива при $GrPr > 5 \cdot 10^5$, т.е. когда влиянием свободной конвекции пренебречь нельзя. В рассматриваемом в экспериментах диапазоне ТФС рабочей жидкости произведение $GrPr$ на порядок меньше значения $5 \cdot 10^5$, однако отклонение коэффициента теплоотдачи, рассчитанного по формуле (4), от экспериментальных значений $\alpha_{\text{эксп.0}}$ меньше отклонения α_0 от $\alpha_{\text{эксп.0}}$, рассчитанного по формуле (5) для вязкостного режима.

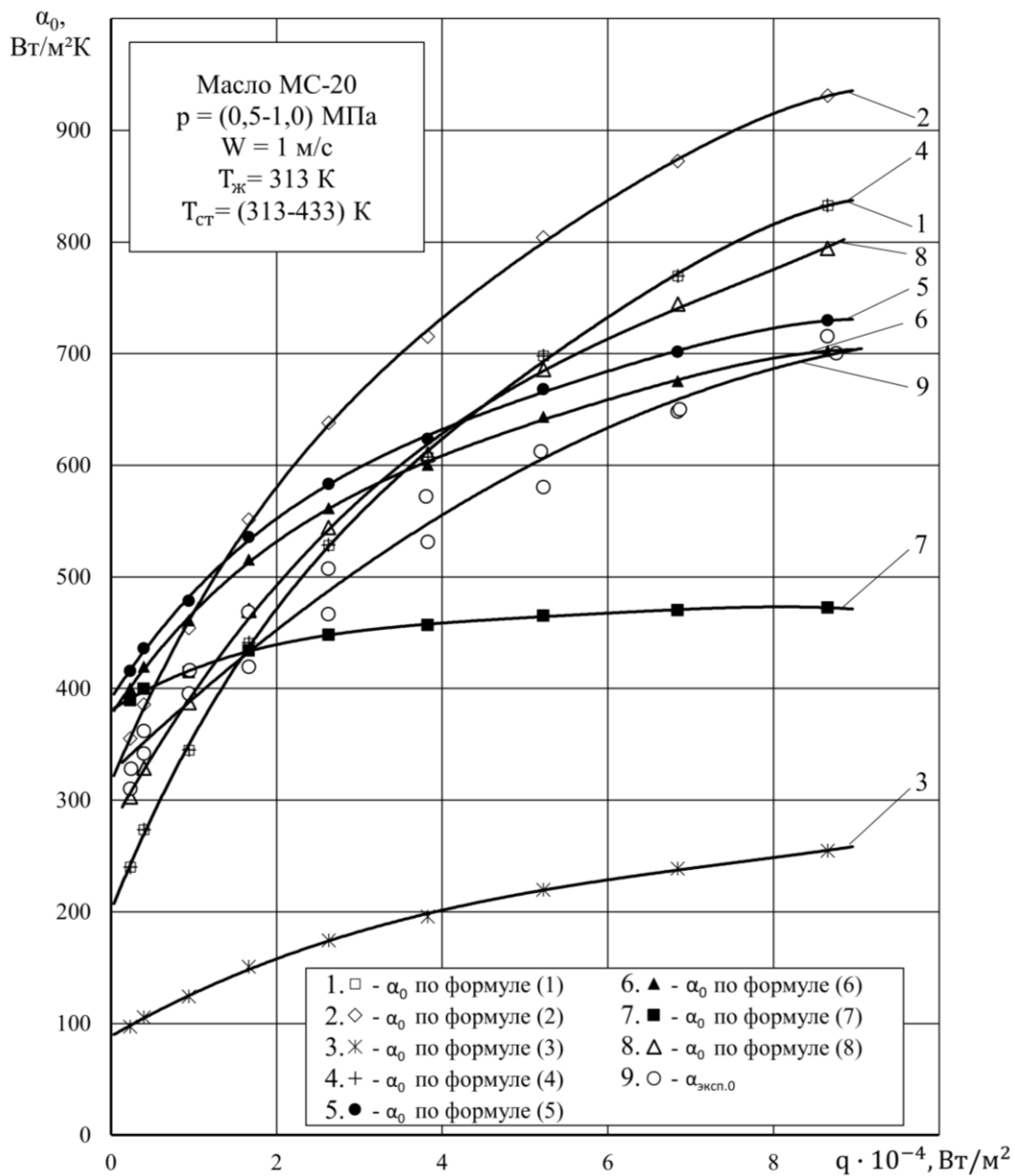


Рисунок 1 - Коэффициент теплоотдачи α_0 по формулам (1 – 8) и экспериментальные значения $\alpha_{\text{эксп.0}}$ в зависимости от плотности потока q при скорости течения $W = 1$ м/с

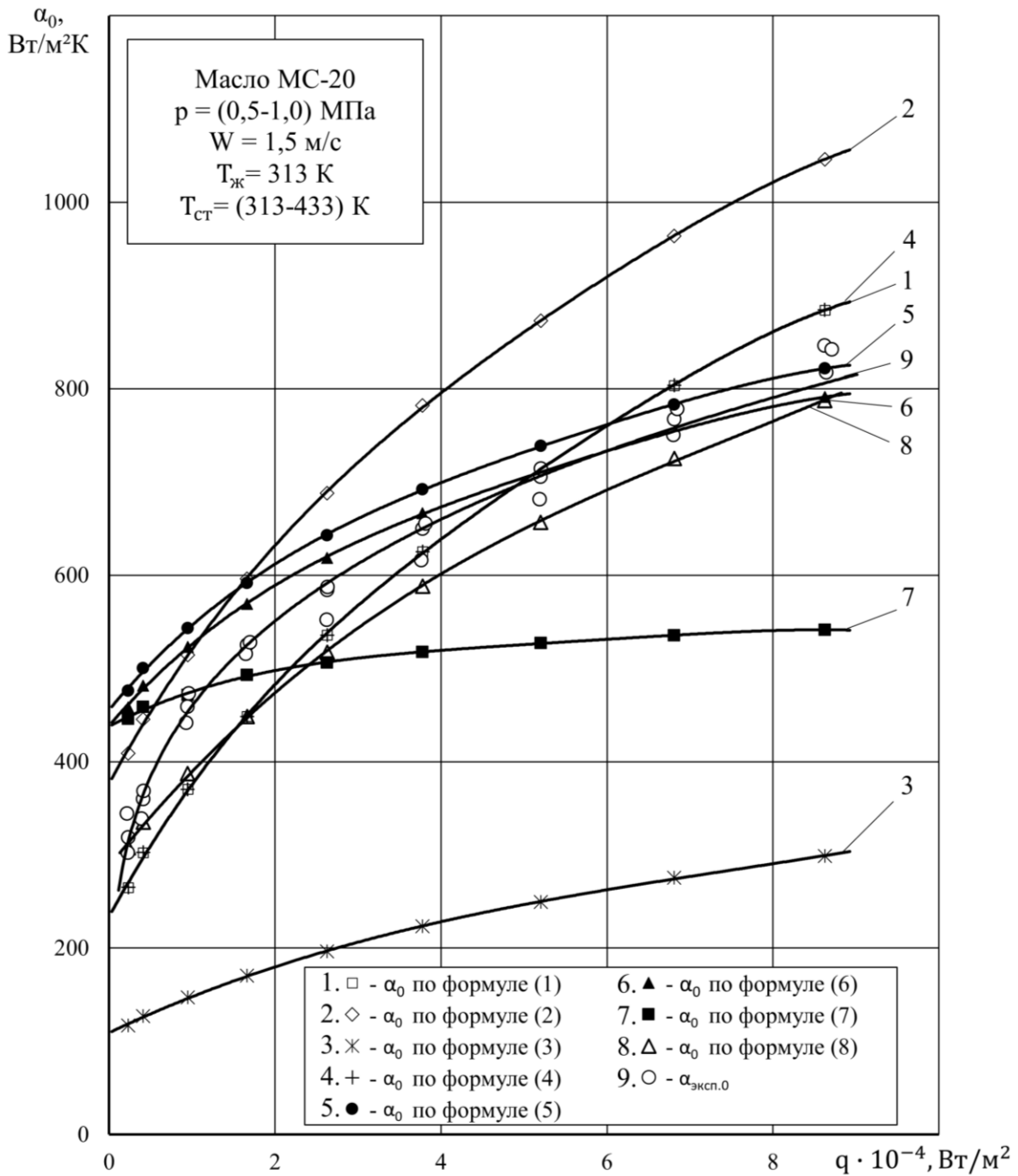


Рисунок 2 - Коэффициент теплоотдачи α_0 по формулам (1–8) и экспериментальные значения $\alpha_{\text{экср.0}}$ в зависимости от плотности потока q при скорости течения $W = 1,5$ м/с

Максимальное отклонение от экспериментальных данных составляет 22,92 % (табл. 1). В ходе расчётов выяснилось, что формула (4) является видоизменённой записью формулы (1).

5) Теплоотдача при ламинарном течении теплоносителя в межтрубном пространстве двухтрубного теплообменника при вязкостном режиме [11]:

$$Nu = 1,61 \left(RePr \frac{d}{l} \right)^{\frac{1}{3}} \left(\frac{\mu_{ж}}{\mu_{ст}} \right)^{0,14}. \quad (5)$$

Данная формула справедлива при $RePr \frac{d}{l} \geq 12$ и $GrPr \leq 5 \cdot 10^5$, т. е. когда влиянием свободной конвекции можно пренебречь.

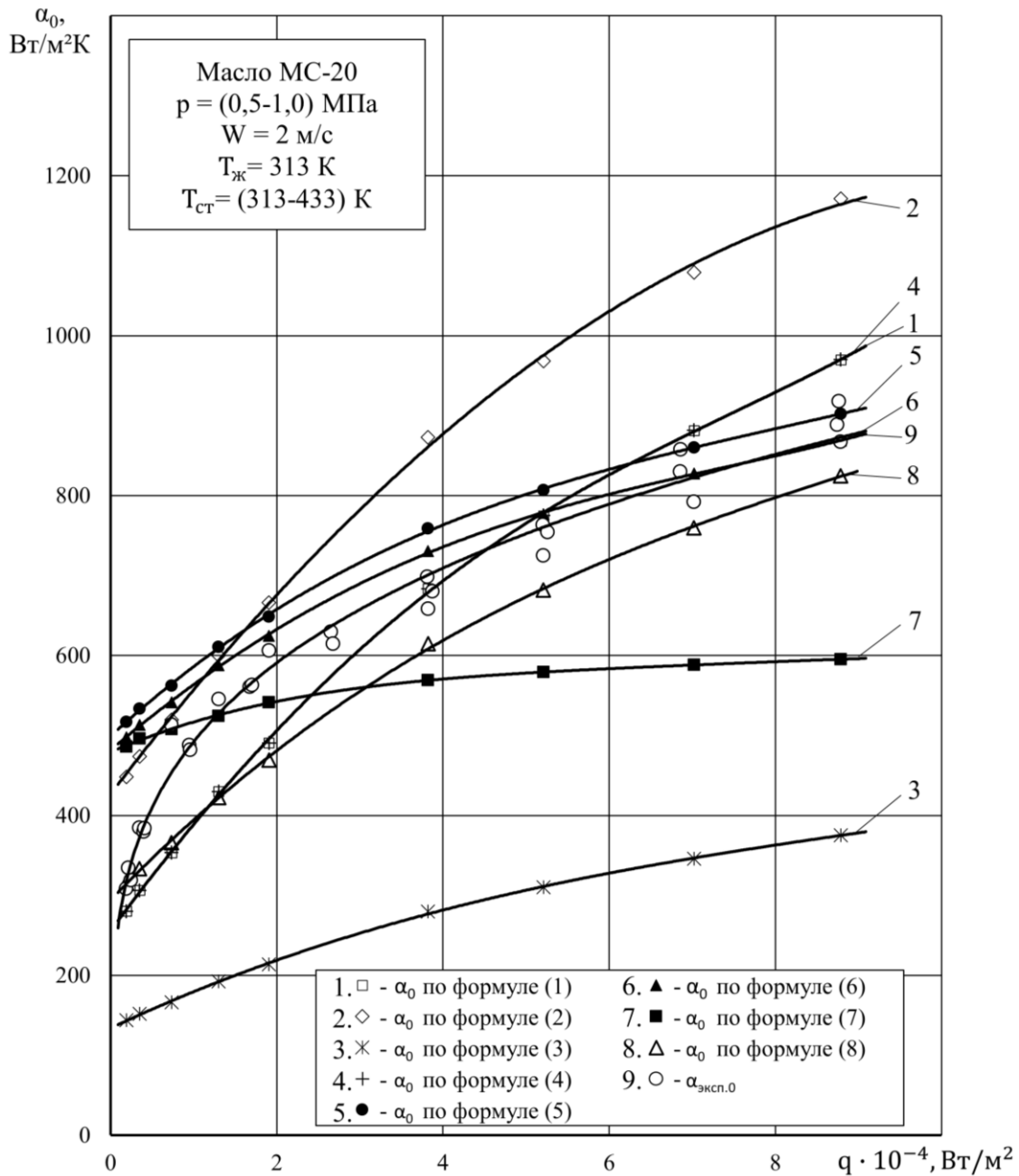


Рисунок 3 - Коэффициент теплоотдачи α_0 по формулам (1–8) и экспериментальные значения $\alpha_{эксп.0}$ в зависимости от плотности потока q при скорости течения $W = 2$ м/с

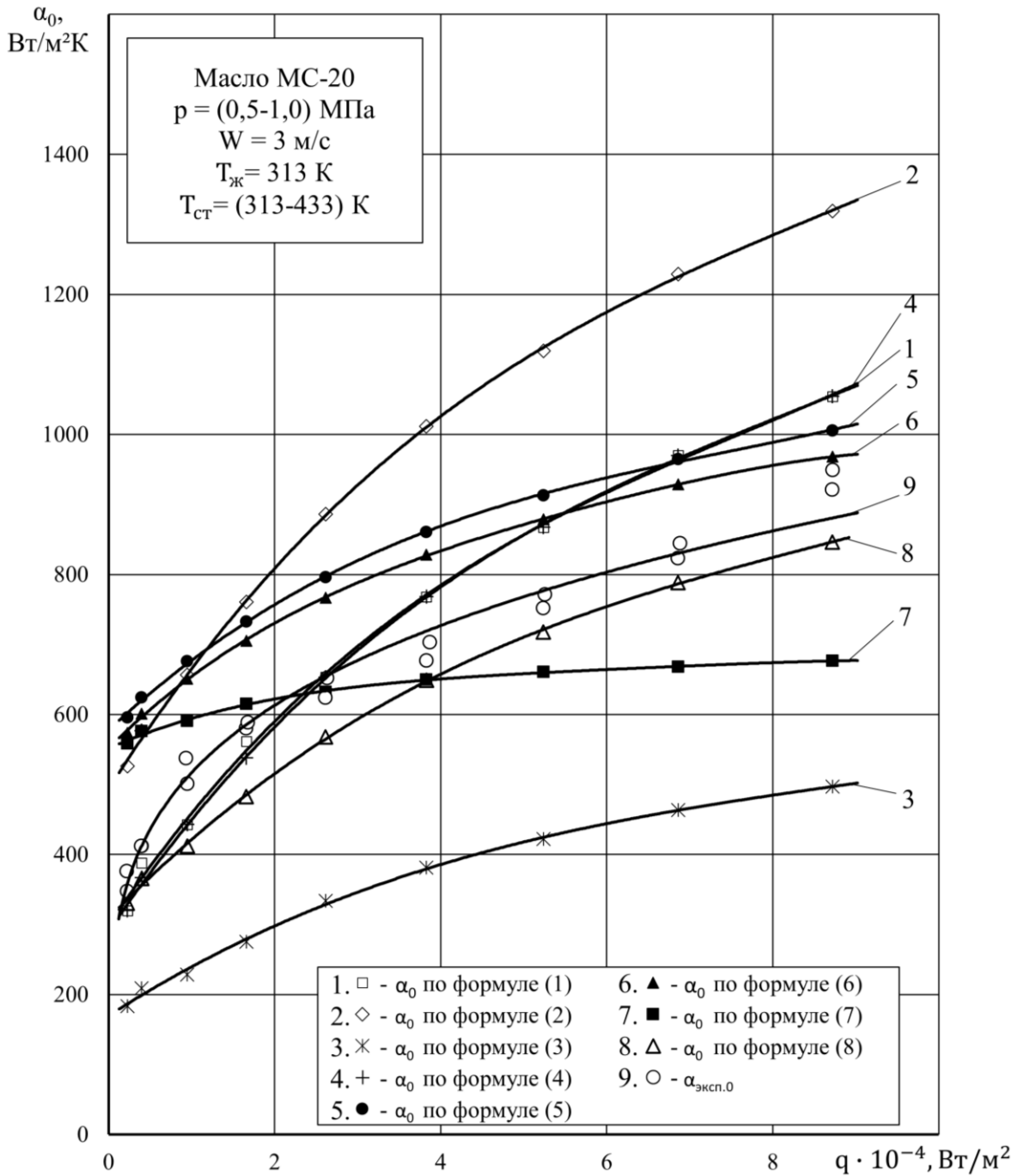


Рисунок 4 - Коэффициент теплоотдачи α_0 по формулам (1–8) и экспериментальные значения $\alpha_{эксп.0}$ в зависимости от плотности потока q при скорости течения $W = 3$ м/с

Максимальное относительное отклонение значений коэффициента теплоотдачи, рассчитанного по формуле (5), от экспериментальных данных составило 47,11 % (табл. 1) при $W = 4$ м/с.

Согласно графикам (рис. 1–5), отклонение от экспериментальных данных непрерывно снижается с увеличением плотности теплового потока q и увеличивается при возрастании скорости W .

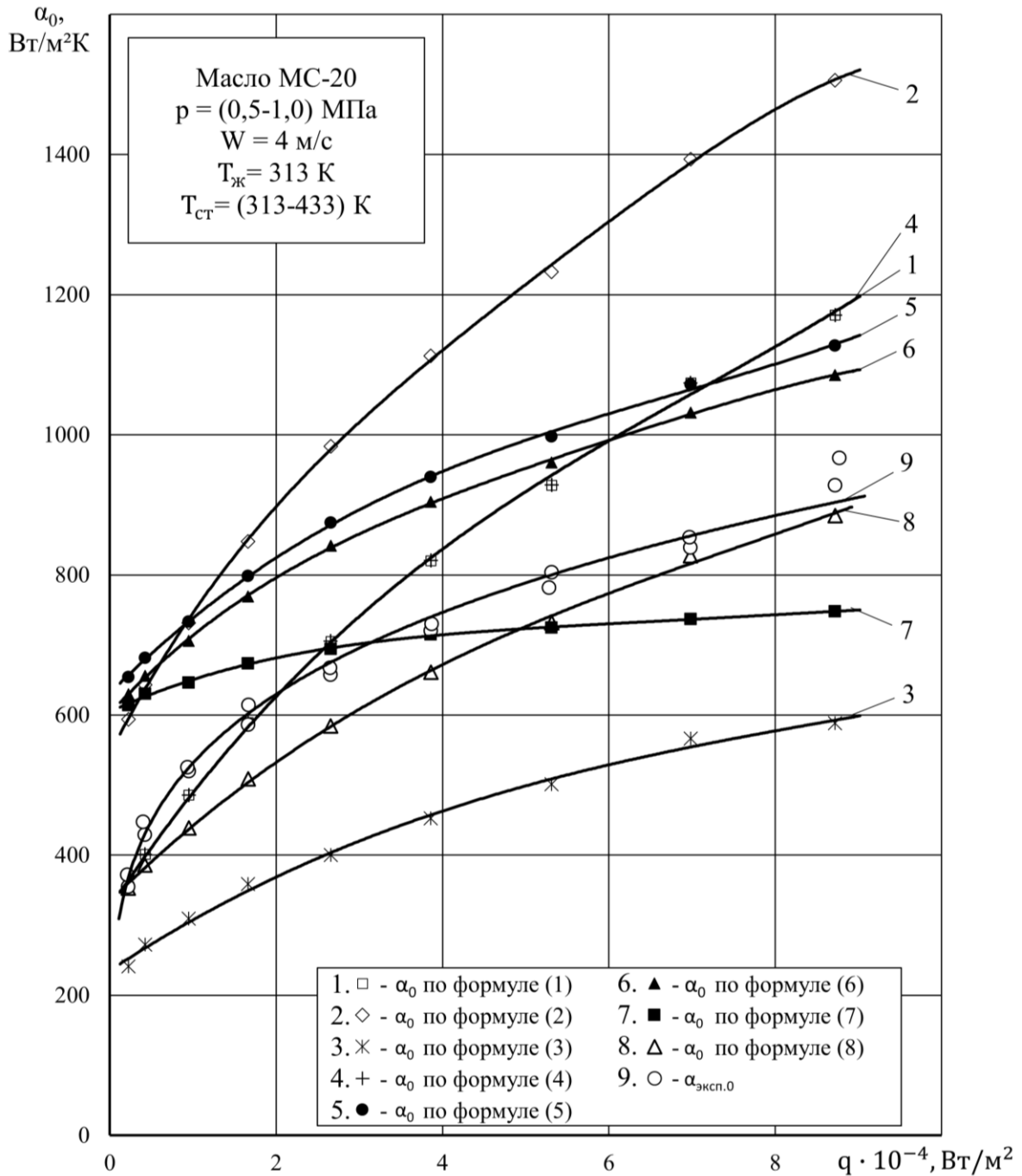


Рисунок 5 - Коэффициент теплоотдачи α_0 по формулам (1–8) и экспериментальные значения $\alpha_{эксп.0}$ в зависимости от плотности потока q при скорости течения $W = 4$ м/с

б) Теплоотдача при ламинарном течении в вязкостном режиме [7]:

$$Nu = 1,55 \left(RePr \frac{d}{l} \right)^{\frac{1}{3}} \left(\frac{\mu_{ст}}{\mu_{ж}} \right)^{-0,14} \varepsilon_l. \quad (6)$$

При $\left(\frac{1}{Re} \frac{l}{d}\right) \geq 0,1$ поправочный коэффициент не учитывается, $\varepsilon_l = 1$. Максимальное относительное отклонение α_0 от экспериментальных значений $\alpha_{\text{эксп.0}}$ (табл. 1) составляет 41,62 % при скорости $W = 4$ м/с.

Согласно графикам (рис. 1–5) отклонение от экспериментальных данных непрерывно снижается с увеличением плотности теплового потока q и увеличивается при возрастании скорости W .

7) Теплоотдача при ламинарном течении в вязкостном режиме [12]:

$$Nu = 1,55 \left(Re_{\text{ср}} Pr_{\text{ср}} \frac{d}{l} \right)^{\frac{1}{3}} \left(\frac{\mu_{\text{ср}}}{\mu_{\text{ст}}} \right)^{0,14} \varepsilon_l. \quad (7)$$

При $\frac{l}{d} \geq 50$ поправочный коэффициент не учитывается, $\varepsilon_l = 1$. Данная формула (7) соответствует формуле (6), за исключением того, что авторы [12] предлагают использовать в качестве определяющей температуры, при которой находят физические свойства среды, не температуру рабочей жидкости $T_{\text{ж}}$, а среднюю температуру теплового пограничного слоя $T_{\text{ср}} = 0,5(T_{\text{ж}} + T_{\text{ст}})$.

Максимальное относительное отклонение α_0 от экспериментальных значений $\alpha_{\text{эксп.0}}$ (табл. 1) составляет 33,53 %, что меньше максимального отклонения значений, вычисленных по формуле (6), но на рис. 1–5 видно, что график значений α_0 по формуле (7) также не коррелирует с графиком экспериментальных значений, т.е. он расположен также очень далеко от графика экспериментальных значений.

8) На основе экспериментальных данных соавтором доклада Львовым М.В., была разработана обобщающая формула расчёта числа Nu при ламинарном течении в кольцевом канале (8) для моторного масла МС-20:

$$Nu = 9,79 Re^{0,17} Pr^{0,01} \left(\frac{Pr_{\text{ж}}}{Pr_{\text{ст}}} \right)^{0,25}. \quad (8)$$

Относительные отклонения значений коэффициента теплоотдачи α_0 , рассчитанного по формуле (8), от экспериментальных значений $\alpha_{\text{эксп.0}}$ показаны в табл. 1.

Данная формула даёт наименьшее отклонение среди представленных формул (1–9) от экспериментальных данных и составляет 14,39 % при скорости $W = 2$ м/с.

Для более подробного исследования формулы (8) при различных плотностях теплового потока были проведены углублённые расчёты, результаты которых показаны в табл. 2.

Согласно табл. 2, максимальное относительное отклонение от экспериментальных данных (по формуле (8)) составляет 14,39 % при скорости прокачки масла $W = 2$ м/с и при плотности теплового потока $q = 2 \cdot 10^4$ Вт/м², а минимальное – при $W = 1$ м/с и $q = 1 \cdot 10^4$ Вт/м².

Таблица 2 - Относительные отклонения значений α_0 , полученные по формуле (8), от экспериментальных значений $\alpha_{\text{эксп.0}}$ при $p = (0,5-1,0)$ МПа, $q = (1-8) \cdot 10^4$, Вт/м²

| $q \cdot 10^{-4}$, Вт/м ² | Относительное отклонение δ , % | | | | |
|--|---------------------------------------|---------------|-------------|-------------|-------------|
| | $W = 1$ м/с | $W = 1,5$ м/с | $W = 2$ м/с | $W = 3$ м/с | $W = 4$ м/с |
| 1 | 0,64 | 8,40 | 13,74 | 13,18 | 11,84 |
| 2 | 5,02 | 8,40 | 14,39 | 10,81 | 10,75 |
| 3 | 8,71 | 8,17 | 14,32 | 9,37 | 9,84 |
| 4 | 11,15 | 7,77 | 13,78 | 8,52 | 9,02 |
| 5 | 12,70 | 7,23 | 12,87 | 8,06 | 8,24 |
| 6 | 13,60 | 6,55 | 11,62 | 7,91 | 7,44 |
| 7 | 13,98 | 5,74 | 10,05 | 8,00 | 6,61 |
| 8 | 13,91 | 4,78 | 8,11 | 8,30 | 5,72 |

9) Теплоотдача при наружном обтекании труб при $Re < 1000$ [13]:

$$Nu = 0,56Re^{0,5}Pr^{0,36} \left(\frac{Pr_{\text{ж}}}{Pr_{\text{ст}}} \right)^{0,25} \varepsilon_{\varphi}. \quad (9)$$

Данная формула применяется для расчёта теплообменных аппаратов при наружном обтекании труб. Поправочный коэффициент ε_{φ} учитывает влияние угла между осью трубы и направлением потока теплоносителя, при продольном обтекании трубки (кожухотрубный теплообменник без перегородок) коэффициент $\varepsilon_{\varphi} = 1$.

В результате расчёта по формуле (9) коэффициент теплоотдачи α_0 получается в 3–5 раз больше экспериментального коэффициента теплоотдачи $\alpha_{\text{эксп.0}}$ (на графиках рис. 1–5 и в табл. 1 результаты по формуле (9) не показаны).

Поэтому считаем, что использовать формулу (9) для расчёта теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 не следует.

Заключение

Проанализированы методики расчёта теплоотдачи в кольцевых каналах при ламинарном режиме течения рабочей жидкости – моторного авиационного масла марки МС-20.

Проведено сравнение полученных результатов расчёта коэффициента теплоотдачи по формулам (1 – 9) с экспериментальными данными и между собой.

Результаты экспериментального и теоретического исследования показали, что все рассматриваемые формул расчёта дают значительные отклонения от экспериментальных данных.

Т.о., среди рассмотренных методик расчёта теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 в кольцевых каналах при указанных диапазонах термодинамических параметров ни одна из рассматриваемых формул различных авторов не даёт достоверного результата.

Однако, новая экспериментальная формула (8), разработанная авторами доклада, показала более близкие результаты к экспериментальным рабочим точкам, чем формулы других авторов.

Используя эту формулу (8), можно более точно рассчитать теплоотдачу в масляных системах авиационных двигателей и ЭУ для масла МС-20.

Материалы данного доклада могут стать фундаментальным примером экспериментальных исследований и с другими моторными авиационными маслами или с их смесями – для получения реальных значений коэффициентов теплоотдачи, для создания наиболее точных экспериментальных формул расчёта.

Применение материалов данного доклада позволит рассчитывать, проектировать и создавать масляные системы для отечественных воздушных и аэрокосмических ЛА одно- и многоразового использования повышенных характеристик по ресурсу, надёжности, безопасности, эффективности, выживаемости, неустойчивости, экономичности и экологичности.

Литература

1. Бабкин В.И., Алексахин А.А., Яновский Л.С., Дунаев С.В., Хурумова А.Ф. Отечественные смазочные масла для авиационных газотурбинных двигателей: проблемы и перспективы // Двигатель. 2012. № 5 (83). С. 8–11.
2. Яновский Л. С., Харин А.А., Бабкин В.И. Основы химмотологии: учебник. М. - Берлин: Директ - Медиа, 2016. 482 с.
3. Трянов А.Е. Конструкция масляных систем авиационных двигателей. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 81 с.
4. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Щиголев А.А., Платонов Е.Н. Разработка способов увеличения ресурса и надёжности систем смазки двигателей внутреннего сгорания наземного транспорта // Известия вузов. Машиностроение. 2015. № 10 (667). С. 47–57.
5. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Львов М.В., Щиголев А.А., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Проблемы систем смазки авиационных двигателей // Тепловые процессы в технике. 2021. Т. 13. № 8. С. 357–384.
6. Алтунин В.А., Львов М.В., Щиголев А.А., Юсупов А.А., Яновская М.Л. Расчёт плотности моторного авиационного масла марки МС-20 при различных температурах и давлениях. // Инженерный журнал: наука и инновации, 2023, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-2-2252>.
7. Коновалова Л.С. Расчёт термодинамических процессов и циклов: уч. пос. Томск: Томский политехнический институт им. С. М. Кирова, 1985. 94 с.
8. Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. 2-е изд. М.: Из-во «Энергия», 1977. 343 с.

9. Карапузова Н.Ю., Фокин В.М. Расчёт теплообменных аппаратов: методич. указания к курсовому и дипломному проектированию. Волгоград: ВолгГА - СУ, 2013. 64 с.
10. Иванов А.Н., Белоусов В.Н., Смородин С.Н. Теплообменное оборудование предприятий: уч. пос. СПб.: Изд-во ВШТЭ СПб ГУПТД, 2016. 184 с.
11. Виноградов С.Н., Таранцев К.В., Виноградов О.С. Выбор и расчёт теплообменников: уч. пос. Пенза: Изд-во Пенз. гос. ун-та, 2002. 111 с.
12. Бухмиров В.В., Ракутина Д.В., Родионова М.В., Гасько А.К. Тепловой и гидравлический расчёт рекуперативного теплообменного аппарата: уч. пос. Иваново: Изд-во ФГБОУ ВО «Ивановский государственный энергетический университет им. В. И. Ленина». 2021. 163 с.
13. Булыгин Ю.А., Баранов С.С. Теплообменные аппараты в нефтегазовой промышленности: курсовое проектирование: учебное пособие. Воронеж: Изд-во ФГБОУ ВПО «Воронежский гос. технический ун-т», 2015. 100 с.
14. Алтунин В.А., Львов М.В., Каськов А.С., Щиголев А.А., Яновская М.Л. Проблемы осадкообразования в системах смазки двигателей летательных аппаратов // Современные проблемы ракетной и космической техники: сб. научных статей (полных докладов) 56 научных чтений памяти К.Э. Циолковского по секции № 2: «Проблемы ракетной и космической техники». (Калуга, 21, 22 сентября 2021 г.). РАН. РАКЦ. Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2022. С. 99–113.
15. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Львов М.В., Каськов А.С., Щиголев А.А., Демиденко В.П., Яновская М.Л. Исследование тепловых процессов в моторных авиационных маслах и системах смазки двигателей летательных аппаратов // Матер. докл. 43 Академ. чтений по космонавтике, посвящённых памяти ак. С.П. Королёва и др. выдающихся отечественных учёных – пионеров освоения космического пространства. Сек. № 7: «Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы газодинамики, горения и теплообмена». (Москва, 29 января – 1 февраля 2019 г.). РАН. РАКЦ. РОСКОСМОС. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. Т. 1. С. 158–160.
16. Алтунин В.А., Львов М., Щиголев А.А., Юсупов А.А., Кореев Е.П., Яновская М.Л. Экспериментальное исследование тепловых процессов при вынужденной конвекции авиационных моторных масел // Матер. докл. 57-ых научных чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Сек. № 2: «Проблемы ракетной и космической техники». РАН. РАКЦ. Калуга: Изд-во «Эйдос». 2022. С. 233–236.
17. Алтунин В.А., Львов М.В., Щиголев А.А., Юсупов А.А., Яновская М.Л. Экспериментальная установка для исследования влияния электростатических полей на теплообмен и процесс осадкообразования в моторном авиационном масле при его вынужденной конвекции. // Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2023, № 7, с. 113–123, doi: 10.18698/0536 - 1044-2023-7-113–123.

18. Алтунин В.А., Львов М.В., Щиголев А.А., Юсупов А.А., Кореев Е.П., Яновская М.Л. Анализ методик расчёта коэффициента теплоотдачи к моторному авиационному маслу в сложных термодинамических условиях авиационных и аэрокосмических двигателей // Матер. 58-ых Научных чтений, посвящ. разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Сек. № 2: «Проблемы ракетной и космической техники». (19-20 сентября 2023 г., г. Калуга, ГМИК им. К.Э. Циолковского). РАН, РАКЦ. Калуга: Изд-во «Наша полиграфия», Ч. 1. С. 206-208.
19. Алтунин В.А., Львов М.В., Юсупов А.А., Щиголев А.А., Яновская М.Л. Результаты экспериментального исследования тепловых процессов в системах смазки двигателей летательных аппаратов // Сб. тез. докл. Международ. научно-технич. конф. «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества», посвящ. 100-летию отечественной гражданской авиации. (18-19 мая 2023 г., МГТУ ГА, г. Москва). М.: ИД Академии им. Н.Е. Жуковского. 2023. С. 51-52.

УДК 536+537; 621.452+621.454; 621.4+629.7+662.767+665.723
 eLIBRARY.RU: 89.25.00+55.42.47+55.42.49+55.49.01+ +55.49.05+61.51.29

**В.А. Алтунин¹, Н.Б. Давлатов^{1,2}, М.А. Зарипова²,
 М.М. Сафаров², Е.П. Кореев¹, М.Л. Яновская³**

¹*ФГБОУ ВО Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань*

²*Таджикский технический университет им. акад. М.С. Осими, г. Душанбе*

³*ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва*

**РАЗРАБОТКА СПОСОБА ИЗМЕНЕНИЯ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ
 СВОЙСТВ ЧИСТОГО ГИДРАЗИНА ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ
 ЭФФЕКТИВНОСТИ ДВИГАТЕЛЕЙ ВОЗДУШНЫХ,
 АЭРОКОСМИЧЕСКИХ, ГИПЕРЗВУКОВЫХ И КОСМИЧЕСКИХ
 ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ОДНО- И МНОГОРАЗОВОГО
 ИСПОЛЬЗОВАНИЯ
 DEVELOPMENT OF A METHOD OF CHANGING
 THE THERMOPHYSICAL PROPERTIES OF PURE HYDRAZINE
 TO INCREASE THE EFFICIENCY OF AIR, AEROSPACE HYPERSONIC
 AND SPACE AIRCRAFT, ONE - AND REUSABLE USE**

Аннотация: Рассмотрены различные способы изменения теплофизических и других свойств жидких горючих для двигателей летательных аппаратов воздушного, аэрокосмического, гиперзвукового и космического базирования одно- и многоразового использования. На основе экспериментальных исследований разработан способ изменения теплофизических свойств жидкого чистого гидразина – путём внедрения в него чистых сухих фуллеренов. Создана база экспериментальных данных, разработаны методики расчёта теплофизических свойств жидкого чистого гидразина без внедрения фуллеренов и с их внедрением.

Ключевые слова: жидкий чистый гидразин, внедрение фуллеренов, теплофизические свойства, давление, плотность, повышение эффективности двигателей летательных аппаратов.

Abstract: Various ways of changing thermophysical and other properties of liquid combustibles for engines of aircraft, aerospace, hypersonic and cosmic basing are considered the same - one - and reusable use. Based on experimental studies, a method of changing the thermophysical properties of liquid pure hydrazine was developed - by introducing pure dry full -line in it. The basis of experimental data has been created, the methods of calculating the thermophysical properties of liquid pure hydrazine without the introduction of fullerenes and with their implementation were developed.

Keywords: liquid pure hydrazine, the introduction of fullerenes, thermophysical properties, pressure, density, increase the efficiency of engines of aircraft.

Введение

Изменение теплофизических свойств (ТФС) жидких горючих осуществляют для повышения их эксплуатационных свойств – путём введения в них различных неметаллических и металлических присадок [1]. Доклад посвящён разработке способа изменения ТФС жидкого чистого гидразина – путём внедрения в него чистых сухих фуллеренов. Изменение ТФС жидкого чистого гидразина – это очень сложная задача, решение которой будет способствовать не только повышению эксплуатационных характеристик данного горючего, но и увеличению характеристик летательных аппаратов (ЛА) воздушного, аэрокосмического, гиперзвукового и космического базирования.

Рассмотрены различные способы увеличения эффективности жидких горючих для двигателей авиационных, аэрокосмических, гиперзвуковых и космических ЛА [1–10].

Одним из перспективных способов является способ изменения и увеличения их теплофизических свойств (ТФС) [1–15].

Проведены проверочные расчёты существующих формул и методик расчёта ТФС жидкого чистого гидразина различных авторов, найдены и показаны ошибки, на графиках и в таблицах введено обозначение зон начала разложения гидразина при различных давлениях и температурах [11–15]. Проведены различные экспериментальные исследования.

Результаты экспериментальных исследований

Первый этап экспериментальных исследований был проведен с жидким чистым гидразином при различных температурах и давлениях в условиях его естественной конвекции. Создан экспериментальный банк данных ТФС жидкого чистого гидразина в широком диапазоне давлений и температур, разработаны новые методики расчёта ТФС, проведено сравнение новых формул с существующими формулами других авторов, найдены коэффициенты корреляции (для применения формул других авторов).

Второй этап экспериментальных исследований был проведен при внедрении в гидразин чистых сухих фуллеренов.

Рассмотрены результаты экспериментальных исследований с жидким чистым гидразином при внедрении в него нано-материалов – чистых сухих фуллеренов марок C_{60} , C_{70} , C_{84} при различных температурах и давлениях.

Экспериментально было установлено, что через 10 минут после внедрения фуллеренов этих марок в жидкий чистый гидразин они полностью растворялись в нём, увеличивая его плотность и другие ТФС.

Экспериментально установлено, что при добавлении в жидкий чистый гидразин фуллеренов марки C_{60} , C_{70} , C_{84} плотность гидразина может быть увеличена на 2,5 %.

Такой способ увеличения ТФС жидкого чистого гидразина, например, его плотности, возможно применять для увеличения массы заправки гидразинового горючего в штатные баки различных ЛА, что будет увеличивать дальность и

время полёта, а также увеличивать ресурс базовых и вспомогательных двигателей и энергоустановок (например, космических разгонных блоков), а также число их включений [3].

Создана и показана в виде таблиц и графиков экспериментальная база данных по новым значениям ТФС жидкого чистого гидразина при внедрении в него фуллеренов при различных концентрациях [2–15].

Разработаны новые методики расчёта ТФС жидкого чистого гидразина и системы «гидразин + фуллерены», введён новый коэффициент их эффективности для ТФС, разработана новая методика увеличения дальности полёта ЛА при введении различных фуллеренов в жидкий чистый гидразин перед полётом, в ходе воздушного или космического полёта [2–15].

Заключение

Данную экспериментальную базу, новые методики расчёта и патенты на изобретения авторов доклада могут плодотворно использовать в своей работе учёные, конструкторы, разработчики и создатели новой и перспективной отечественной техники повышенных характеристик различного базирования и назначения.

Материалы доклада будут способствовать повышению ресурса и эффективности различных перспективных отечественных ЛА одно- и многоразового использования.

Литература

1. Бакулин В.Н., Дубовкин Н.Ф., Котова В.Н. и др. Энергоёмкие горючие для авиационных и ракетных двигателей / Под ред. Л.С. Яновского / М.: Изд-во «ФИЗМАТЛИТ», 2009, 400 с.
2. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Абдуллин М.Р., Давлатов Н.Б., Платонов Е.Н., Яновская М.Л. Некоторые пути повышения эффективности жидких и газообразных углеводородных и азотосодержащих горючих для двигателей летательных аппаратов // Тепловые процессы в технике. 2019. Т. 11. № 10. С. 453–479.
3. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Сафаров М.М., Гортышов Ю.Ф., Алиев И.Н., Яновский Л.С., Яновская М.Л. Способ повышения эффективности воздушных, гиперзвуковых, аэрокосмических и космических летательных аппаратов одно- и многоразового использования на жидком азотосодержащем горючем // Патент на изобретение РФ № 2738300. Бюлл. № 35 от 11.12.2020 г.
4. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Гортышов Ю.Ф., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Керножицкий В.А., Колычев А.В., Разносчиков В.В., Сафаров М.М., Яновский Л.С., Яновская М.Л. Некоторые пути повышения эффективности жидкостных реактивных двигателей летательных аппаратов на углеводородных и азотосодержащих горючих и охладителях / Под общ. ред.

- доктора технических наук, профессора Л.С. Яновского. Монография. Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2020. 148 с.
5. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Кореев Е.П., Яновская М.Л. Разработка способа увеличения дальности полёта воздушных, аэрокосмических, гиперзвуковых и космических летательных аппаратов // Матер. докл. 57-ых научных чтений, посвящ. разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Сек. № 2 «Проблемы ракетной и космической техники». РАН. РАКЦ. Калуга: Изд-во «Эйдос». 2022. С. 239–243.
 6. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Сафаров М.М., Платонов Е.Н., Яновская М.Л. Способы повышения эффективности теплофизических и термодинамических свойств жидких углеводородных и азотосодержащих горючих для двигателей и энергоустановок космического применения // Матер. 53-их Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Сек. № 2 «Проблемы ракетной и космической техники». (г. Калуга, 17–20 сентября 2018 г.). РАН. РАКЦ. Калуга: Изд-во АКФ «Политоп», 2018. С. 121–122.
 7. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А. Некоторые пути увеличения теплофизических и термодинамических свойств жидкого азотосодержащего горючего и охладителя // Матер. докл. Международной научно-технич. конф. «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», посвящ. Ген. конструктору аэрокосмической техники акад. Н.Д. Кузнецову. Сек. № 5 «Ракетные двигатели. Космическая энергетика». (Самара, СНИУ им. акад. С.П. Королёва, 12–14 сентября 2018 г.). Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. С. 138.
 8. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А. Разработка способа повышения теплофизических свойств жидкого углеводородного горючего и охладителя // Тез. докл. 19 Международ. научно-технич. конф. и школы молодых учёных, аспирантов и студентов «Авиакосмические технологии» (АКТ – 2018). (7–8 июня 2018 г., г. Воронеж). Направление № 1 «Фундаментальные основы процессов создания и функционирования авиационных, космических и транспортных систем». Воронеж: Изд-во ООО фирма «Элист», 2018. С. 17-18.
 9. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А. Анализ путей повышения эффективности жидких горючих для космических двигателей и энергоустановок // Матер. докл. Всеросс. научно-практич. конф. с международным участием: «Новые технологии, материалы и оборудование Российской авиакосмической отрасли», посвящ. 130-летию со дня рождения выдающегося авиаконструктора А.Н. Туполева. («АКТО – 2018»). (8–10 августа 2018 г., г. Казань). Сек. № 2 «Рабочие процессы и технологии в Российском авиационном двигателестроении и энергоустановках». Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2018. Т. 1. С. 326–330.
 10. Алтунин В.А., Абдуллин М.Р., Платонов Е.Н., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Сафаров М.М., Яновская М.Л. Разработка способов повышения эффективности теплофизических и термодинамических свойств жидких уг-

леводородных и азотосодержащих горючих и охладителей для двигателей гиперзвуковых, аэрокосмических и космических летательных аппаратов // Матер. докл. 43 Академических чтений по космонавтике, посвящ. памяти акад. С.П. Королёва и др. выдающихся отечественных учёных – пионеров освоения космического пространства. Сек. №15 «Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов». (Москва, 29 января – 1 февраля 2019 г.). РАН. РАКЦ. РОСКОСМОС. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. Т. 2. С. 71-72.

11. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Экспериментальная база и методики проведения исследований теплофизических свойств жидкого чистого гидразина и его смесей с неметаллическими добавками – фуллеренами // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2019. № 3. С. 30–38.
12. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Результаты экспериментальных исследований и методика расчёта теплофизических свойств гидразина и его смесей с фуллеренами // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2019. № 3. С. 39–51.
13. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Сафаров М.М., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Экспериментальное исследование теплофизических свойств жидкого чистого гидразина при различных температурах и давлениях // Инженерный журнал: наука и инновации, 2019, вып. 10 (94). Электронный журнал. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-10-1922>. DOI [10.18698/2308-6033-2019-10](https://doi.org/10.18698/2308-6033-2019-10).
14. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Сафаров М.М., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Экспериментальное исследование плотности и теплоёмкости жидкого чистого гидразина // Инженерный журнал: наука и инновации, 2019, вып. 11 (95). Электронный журнал. DOI: 10.18698/2308-6033-2019-11-1934.
15. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Сафаров М.М., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Экспериментальное исследование плотности и теплоёмкости жидкого чистого гидразина при введении в него чистых сухих фуллеренов // Инженерный журнал: наука и инновации, 2020, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-2-1957>.

УДК 629.735.33.01

eLIBRARY.RU: 89.25.00+55.49.00+55.42.49+55.42.47+61.51.29

**В.А. Алтунин¹, К.В. Алтунин¹, М.Р. Абдуллин¹, К.А. Пронин¹,
Н.С. Баданов¹, А.Б. Фаррахов¹, А.Е. Жилиякова¹, М.Л. Яновская²**

¹*ФГБОУ ВО Казанский национальный исследовательский технический
университет им. А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань*

²*ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва*

**РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ ТОПЛИВНЫХ
ФОРСУНОК РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ВОЗДУШНЫХ
И АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
DEVELOPMENT OF STRUCTURAL SCHEMES
OF FUEL NOZZLES OF REACTIVE ENGINES
OF AIR AND AEROSPACE AIRCRAFT**

Аннотация: Рассмотрены проблемы существующих топливных форсунок воздушно-реактивных двигателей на жидких углеводородных горючих и охладителях для воздушных и аэрокосмических летательных аппаратов.

На основе результатов экспериментальных исследований разработаны новые способы борьбы с осадкообразованием, которые необходимо внедрять в новые топливные форсунки.

Показаны новые методики учёта осадкообразования при проектировании создания и эксплуатации перспективных форсунок повышенных характеристик по ресурсу, надёжности и эффективности.

Доклад сопровождается новыми запатентованными конструктивными схемами топливных форсунок для реактивных двигателей воздушных и аэрокосмических летательных аппаратов.

Ключевые слова: топливная форсунка, воздушно-реактивный двигатель, жидкое углеводородное горючее, осадкообразование и способы борьбы с ним, ресурс, надёжность, эффективность.

Abstract: The report discusses the problems of existing fuel nozzles of air-reactive engines on liquid hydrocarbon-burning combustible and cooler for air and aerospace aircraft. Based on the results of experimental studies, new ways to combat sedimentation have been developed, which must be introduced into new fuel nozzles. New methods for accounting for sedimentation in the design of the creation and operation of promising nozzles of increased characteristics by resource, reliability and efficiency are shown. The report is accompanied by new patented design schemes of fuel nozzles for reactive engines of air and aerospace aircraft.

Keywords: Fuel nozzle, air-reactive engine, liquid hydrocarbon fuel, sedimentation and methods of combating it, resource, reliability, efficiency.

Введение

Одной из проблем топливных форсунок воздушно-реактивных двигателей (ВРД) на жидких углеводородных горючих (УВГ) и охладителях (УВО) является негативный процесс осадкообразования [1–18].

Из-за осадкообразования штатная форсунка, например, ВРД марки НК-8-2У, полностью закоксовывается уже через 900 часов (циклов) работы. Частичное закоксовывание форсунок приводит к частичной потере тяги летательного аппарата (ЛА), полное закоксовывание – к полной потере тяги, с дальнейшим образованием течи, возникновением пожара и взрыва.

Частичное закоксовывание даже только одной форсунки может привести к нерасчётному струйному распылу жидкого УВГ, к прогару жаровой трубы, к пожару и взрыву двигателя и всего ЛА.

Результаты экспериментальных исследований

В докладе подробно рассмотрены существующие и перспективные способы борьбы с осадкообразованием в двигателях ЛА. Одним из перспективных способов предотвращения осадкообразования является применение электростатических полей (Е).

На основе проведенных экспериментальных исследований [1 – 18]:

- разработаны новые способы борьбы с осадкообразованием: по его предотвращению, уменьшению, ограничению и удалению (без применения (Е), с применением (Е), гибридно);

- создана методика учёта и расчёта осадкообразования при проектировании, расчёте и эксплуатации топливных форсунок;

- разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы топливных форсунок реактивных двигателей ЛА [9 – 13], ресурс которых может быть увеличен в два и более раз; наибольший ресурс будут иметь форсунки, в которых применён гибридный способ борьбы с осадкообразованием.

Заключение

Применение материалов доклада, патентов на изобретения, научных статей и монографий авторов доклада будет способствовать дальнейшему повышению ресурса, надёжности и эффективности отечественных реактивных двигателей воздушных и аэрокосмических ЛА одно- и многоразового использования.

Литература

1. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Гортышов Ю.Ф., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Керножицкий В.А., Колычев А.В., Разносчиков В.В., Сафаров М.М., Яновский Л.С., Яновская М.Л. Некоторые пути повышения эффективности жидкостных реактивных двигателей летательных аппаратов на углеводородных и азотосодержащих горючих и охладителях / Под общ. ред. доктора технических наук, профессора Л.С. Яновского. Монография. Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2020. 148 с.

2. Алтунин К.В. Функционально-стоимостной анализ горелочных устройств и форсунок: монография. Казань: Изд-во КНИТУ – КАИ, 2020. 156 с.
3. Алтунин В.А. (науч. рук.), Шигапов Р.Р. Разработка новых топливных форсунок для воздушно-реактивных двигателей // Сб. тез. докл. 47-ой Международной молодёжной научной конф. «Гагаринские чтения – 2021». Направление № 2: «Авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки». (20–23 апреля 2021 г, Москва, МАИ). М.: Изд-во «Перо», 2021. С. 197.
4. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Ефимов Д.Е. Некоторые пути совершенствования двигателей и энергоустановок марки «НК» на жидких и газообразных углеводородных горючих // Тез. докл. 20-ой Международной конф. «Авиация и космонавтика». М.: Изд-во «Перо», 2021. С. 86–88. (Конференция проводится в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 16 ноября 2020 г. № 075-15-2020-924).
5. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Львов М.Л., Щиголев А.А., Платонов Е.Н., Юсупов А.А., Алиев И.Н., Яновский Л.С., Яновская М.Л. Некоторые пути совершенствования двигателей и энергоустановок марки «НК». Часть 1. // Тепловые процессы в технике. 2021. Т. 13. № 12. С. 530-542.
6. Алтунин В.А. (науч. рук.), Абдуллин М.Р., Ефимов Д.Е., Чигарев М.Р. Некоторые пути совершенствования форсунок ВРД марки НК-8-2У (110-летию со дня рождения Н.Д. Кузнецова – посвящается) // Сб. матер. докл. Международ. молодёжной научной конф. «25 Туполевские чтения», посвящ. 60-летию со дня осуществления Первого полёта человека в космическое пространство Казань: Изд-во КНИТУ-КАИ. 2021. Т. 2. С. 4–10.
7. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Львов М.Л., Щиголев А.А., Платонов Е.Н., Юсупов А.А., Алиев И.Н., Яновский Л.С., Яновская М.Л. Некоторые пути совершенствования двигателей и энергоустановок марки «НК». Часть 2. // Тепловые процессы в технике. 2022. Т. 14. № 1. С. 9–21.
8. Алтунин К.В. Разработка методики расчёта температуры внутренней стенки мультитопливной форсунки с целью предотвращения осадкообразования и перегрева // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. № 6 (735). 2021. С. 37–47.
9. Алтунин В.А. Форсунка // Патент на изобретение РФ № 2155910. Бюл. № 25 от 10.09.2000 г.
10. Алтунин К.В. Форсунка // Патент РФ на изобретение № 2388966. Бюл. № 13 от 10.05.2010.
11. Алтунин К.В. Форсунка // Патент РФ на изобретение № 2447362. Бюл. № 10 от 10.04.2012 г.
12. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Абдуллин М.Р., Гортышов Ю.Ф., Пронин К.А., Яновский Л.С., Яновская М.Л. Форсунка с эффективной ру-

- башкой охлаждения // Патент на изобретение РФ № 2806710. Бюл. № 31 от 03.11.2023 г.
13. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Абдуллин М.Р., Гортышов Ю.Ф., Яновский Л.С., Яновская М.Л. Форсунка с наружной рубашкой охлаждения // Патент на изобретение РФ № 2810865. Бюл. № 1 от 28.12.2023 г.
 14. Абдулин М.Р., Алтунин В.А., Алтунин К.В., Пронин К.А., Кореев Е.П., Жилиякова А.Е., Яновская М.Л. Разработка охлаждающих форсунок для воздушно-реактивных двигателей одно- и многоразового использования // Сб. тез. докл. 47-х Академических чтений по космонавтике, посвящ. памяти акад. С.П. Королёва и др. выдающихся отечественных учёных – пионеров освоения космического пространства (Москва, 24–27 января 2023 г.). Сек. № 15: «Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов». РАН, РАКЦ. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023. Т. 3. С. 134–136.
 15. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Пронин К.А., Баданов Н.С., Фаррахов А.Б., Жилиякова А.Е., Яновская М.Л. Разработка конструктивных схем топливных форсунок реактивных двигателей воздушных и аэрокосмических летательных аппаратов // Матер. 58-ых Научных чтений, посвящ. разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Сек. № 2: «Проблемы ракетной и космической техники». (19–20 сентября 2023 г., г. Калуга, ГМИК им. К.Э. Циолковского). РАН, РАКЦ. Калуга: Изд-во «Наша полиграфия», 2023. Ч. 1. С. 211–215.
 16. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Пронин К.А., Жилиякова А.Е., Мусина И.М., Яновская М.Л. Разработка топливных форсунок ВРД // Сб. тез. докл. Международ. научно-технич. конф. «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества», посвящ. 100-летию отечественной гражданской авиации. (18–19 мая 2023 г., МГТУ ГА, г. Москва). М.: ИД Академии им. Н.Е. Жуковского. 2023. С. 48–50.
 17. Пронин К.А., Абдуллин М.Р., Жилиякова А.Е., Алтунин В.А. (Научный руководитель В.А. Алтунин). Применение результатов исследования для разработки топливных форсунок ВРД // Матер. Всеросс. молодёжной научной конф. с международ. участием «17 Королёвские чтения», посвящ. 35-летию со дня первого полёта МКТС «Энергия - Буран» (3–5 октября 2023 г., г. Самара). Самара: Изд-во Самарского университета. 2023. Т. 1. С. 217–218.
 18. Абдуллин М.Р., Жилиякова А.Е., Пронин К.А. (Научный руководитель В.А. Алтунин). Применение способов борьбы с осадкообразованием при разработке новых топливных форсунок реактивных двигателей летательных аппаратов // Сб. докл. Международ. молодёжной научной конф. «XXVI Туполевские чтения (школа молодых учёных)» (9–10 ноября 2023 года, г. Казань). Сек. № 8: «Теплотехника и энергетическое машиностроение». Казань: Изд-во «ИП Сагиев А.Р.», 2023. Электронное издание. С. 933–937.

УДК 536+537+665.74+621.31:621.319.7

eLIBRARY.RU:45.53.43+45.01.81+45.31.29+61.51.29+89.15.45+90.27(34+37)

**В.А. Алтунин¹, К.В. Алтунин, К.А. Пронин¹, А.А. Юсупов¹,
А.Б. Фаррахов, А.Е. Жиликова¹, И.М. Мусина¹, М.Л. Яновская²**

¹*ФГБОУ ВО Казанский национальный исследовательский технический
университет им. А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань*

²*ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва*

**РАЗРАБОТКА СПОСОБОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК
ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ ПРИ СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОДОВ
ТИПА «ИГЛА – ИГЛА» В ЖИДКОМ УГЛЕВОДОРОДНОМ
ГОРЮЧЕМ В ЗЕМНЫХ И КОСМИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ
DEVELOPMENT OF WAYS TO DETERMINE
CHARACTERISTICS OF ELECTROSTATIC FIELDS
WITH A SYSTEM OF ELECTRODE TYPE «NEEDLE – NEEDLE»
IN LIQUID HYDROCARBON FUEL IN THE EARTH
AND COSMIC CONDITIONS**

Аннотация: Показаны результаты экспериментального исследования электростатических полей в жидком углеводородном горючем в условиях его естественной конвекции.

На базе полученных результатов разработаны и запатентованы новые способы определения характеристик высоковольтных электростатических полей в объёме жидкого углеводородного горючего.

Данные способы можно применять в различных техносистемах в земных и космических условиях.

Ключевые слова: жидкое углеводородное горючее, естественная конвекция, электростатические поля, система электродов типа «Игла – игла», электрический ветер, осадкообразование, силовые линии электростатического поля, граница зоны насыщения электростатическими полями, величина подаваемого напряжения.

Abstract: The report shows the results of an experimental study of electrostatic fields in a liquid hydrocarbon fuel under its natural convection. On the basis of the results obtained, new methods of determining the characteristics of high -voltage electrostatic fields in the volume of liquid hydrocarbon fuel are developed and patented. These methods can be used in various technological systems in earthly and space conditions.

Keywords: Liquid hydrocarbon fuel, natural convection, electrostatic fields, system of electrodes type “needle - needle”, electric wind, sedimentation, power lines of the electrostatic field, the boundary of the saturation zone with electrostatic fields, the value of the applied voltage.

Введение

Экспериментальные исследования [1–3] с системой электродов типа «Игла – игла» в условиях естественной конвекции жидких углеводородных горючих для воздушно-реактивных двигателей (ВРД) и жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) в объёме экспериментальной бомбы высокого давления в составе оптической установки Теплера показали, что открывается возможность беззондового определения:

- конфигурации распространения силовых линий электростатических полей;
- величины подаваемого на отдающую иглу высоковольтного электростатического напряжения;
- границы начала зоны насыщения электростатическими полями.

Эти характеристики электростатических полей (Е) являются важными, особенно при создании и эксплуатации новой наземной, воздушной, аэрокосмической и космической техники одно- и многоразового использования на жидких углеводородных горючих (УВГ) и охладителях (УВО).

Например, знание условий, зон и областей эффективного применения (Е) в жидких УВГ и УВО при их сложных термодинамических условиях является необходимым, чтобы правильно и эффективно организовывать при помощи (Е):

- борьбу с осадкообразованием в топливно-охлаждающих системах двигателей различных летательных аппаратов (ЛА);
- борьбу с термоакустическими автоколебаниями (ТААК) давления в рубашках охлаждения ЖРД одно- и многоразового использования;
- интенсификацию теплоотдачи к жидким УВГ и УВО;
- обеспечение вынужденной конвекции жидких УВГ и УВО (в аварийных ситуациях);
- работу систем контроля за аномальными тепловыми процессами в топливно-охлаждающих и подающих каналах и др.

Кроме того, полученная авторами доклада экспериментальная база данных позволяет правильно и эффективно располагать рабочие соосные иглы (и другие рабочие электроды) в топливно-охлаждающих системах ВРД, ЖРД, а также правильно организовывать подачу высоковольтного электростатического напряжения на рабочие электроды без проведения специальных и трудоёмких экспериментальных исследований.

Результаты экспериментальных исследований

Экспериментально было обнаружено, что [1 – 3]:

- 1) на металлической сетке, расположенной между соосными рабочими иглами, в зоне прохождения силовых линий электростатического поля углеродистый осадок не образуется, а площадь без осадка представляла собой круг определённого диаметра [1]. Дополнительные эксперименты с электродами других форм и систем, например «треугольник – треугольник», «квадрат –

квадрат» и др. показали такой же эффект. Если между соосными рабочими иглами расположить не одну, а несколько сеток на фиксированных расстояниях между собой, то в результате на сетках можно получить окружности различных диаметров, где наибольший диаметр будет по центру между иглами, а остальные диаметры будут уменьшаться по мере приближения к остриям рабочих игл. Если соединить все окружности линиями от отдающей иглы к принимающей игле, то мы получим внешние (граничные) силовые линии электростатического поля; также было установлено, что изменение давления в закрытом объёме экспериментальной установки с жидким УВГ (УВО) не влияет на форму распространения силовых линий; знание геометрических характеристик силовых линий, образующихся между рабочими соосными иглами, необходимо для правильных расчётов и конструкторских решений при организации борьбы с осадкообразованием, с ТААК давления в новых и перспективных ВРД, ЖРД различного назначения и базирования;

2) при подаче высоковольтного электростатического напряжения на отдающую иглу при любых давлениях жидкого УВГ (УВО) образуется завихрение в виде кроны дерева, внутри которой содержатся гидравлические шарики определённого диаметра, размер которых зависит от величины подаваемого напряжения; при увеличении подаваемого на отдающую иглу электростатического напряжения размер гидравлических шариков уменьшается; этот эффект был взят за основу при разработке нового беззондового способа определения величины подаваемого высоковольтного электростатического напряжения на отдающую иглу в системе электродов типа «игла – игла» в условиях естественной конвекции в замкнутом объёме при докритических, критических и сверхкритических давлениях жидких УВГ и УВО [2]; знание величины подаваемого электростатического напряжения на рабочие электроды в ходе работы различных ВРД, ЖРД необходимо для обеспечения способов борьбы с аномальными тепловыми процессами, для организации контроля за выполнением способов борьбы с аномальными тепловыми процессами, а также для обеспечения необходимой скорости прокачки жидкого УВГ (УВО) в земных и космических условиях;

3) при подаче высоковольтного электростатического напряжения на отдающую иглу в объёме жидкого УВГ (УВО) при различных давлениях образуется завихрение в виде кроны дерева, высота которой увеличивается с увеличением подаваемого напряжения, но при каком-то увеличенном напряжении эта высота кроны становится постоянной, это означает, что данное напряжение находится на границе зоны насыщения электростатическими полями; данный эффект был взят за основу при разработке нового беззондового способа определения границы начала зоны насыщения электростатическими полями при системе электродов типа «игла – игла» в замкнутом объёме в среде жидких УВГ (УВО) [3]; определение такой границы является очень важным, т.к. разработчики новой техники должны знать, что в зоне насыщения дальнейшее увеличение подаваемого электростатического напряжения:

- а) не способствует дальнейшему увеличению теплоотдачи к жидкому УВГ;
- б) не способствует дальнейшему увеличению расстояния между внешними силовыми линиями электростатического поля, а это, в свою очередь, означает, что не будет происходить дальнейшее увеличение площади нагреваемой металлической поверхности, предотвращённой от осадкообразования;
- в) не способствует увеличению скорости прокачки жидкого УВГ (УВО) при помощи (Е).

Заключение

Данные изобретения [1–3] возможно реализовывать как в земных, так и в космических условиях, т.е. при различных значениях гравитационных сил, в ручном, или автоматическом режимах, применяя современные видеокомпьютерные и лазерные измерительные технологии, электронную эталонную базу, выводя итоговые проверочные данные в наземный и космический бортовой компьютер, а также на информационное табло наземного оператора и лётчика-космонавта.

Созданная авторами доклада экспериментальная база данных будет обеспечивать учёных, конструкторов и разработчиков необходимой информацией, благодаря которой им не нужно будет проводить трудоёмкие и дорогие экспериментальные исследования.

Материалы доклада будут способствовать созданию новой и перспективной отечественной техники повышенных характеристик наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования двойного назначения.

Литература

1. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Гортышов Ю.Ф., Дресвянников Ф.Н., Обухова Л.А., Платонов Е.Н., Тарасевич С.Э., Яновская М.Л. Способ определения конфигурации распространения силовых линий электростатических полей в жидких углеводородных средах // Патент РФ на изобретение № 2504843. Бюл. № 2 от 20.01.2014.
2. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Гортышов Ю.Ф., Керножицкий В.А., Колычев А.В., Яновский Л.С., Яновская М.Л. Способ определения величины подаваемого электростатического напряжения на отдающую иглу в системе электродов типа «игла – игла» в замкнутом объёме с жидким углеводородным горючим (охладителем). // Патент на изобретение РФ № 2785251. Бюл. № 34 от 05.12.2022.
3. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Гортышов Ю.Ф., Керножицкий В.А., Колычев А.В., Яновский Л.С., Яновская М.Л. Способ определения границы начала зоны насыщения электростатическими полями при системе электродов типа «игла – игла» в замкнутом объёме в среде жидких углеводородных горючих (охладителей) // Патент на изобретение РФ № 2785830. Бюл. № 35 от 14.12.2022 г.

УДК 621.45.015

eLIBRARY.RU: 55.42.43

А.Г. Саттаров¹, А.Р. Бикмучев², А.В. Сочнев¹, Б.Р. Зиганшин¹

¹ФГБОУ ВО Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань

²НИИ ЦПК им. Ю.А. Гагарина, г. Москва

**СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ, СТАБИЛИЗАЦИИ И КОРРЕКЦИИ
КЛА С МАЛОЙ МАССОЙ НА ОСНОВЕ ИМПУЛЬСНЫХ
ЛАЗЕРНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
SYSTEM FOR ORIENTATION, STABILIZATION
AND CORRECTION OF SPACECRAFT WITH LOW MASS
BASED ON PULSED LASER ROCKET ENGINES**

Аннотация: Представлены результаты исследования системы ориентации, стабилизации и коррекции характеристик КЛА с малой массой с импульсными лазерными ракетными двигателями.

Ключевые слова: КЛА с малой массой, импульсный лазерный ракетный двигатель, приповерхностный импульсный оптический разряд, лазерное излучение, оптический пробой.

Abstract: The paper presents the results of a study of the characteristics of a spacecraft with a low mass with an orientation and stabilization and correction system based on pulsed laser rocket engines.

Keywords: spacecraft with low mass, pulse laser rocket engine, urface pulsed optical discharge, laser radiation, optical breakdown

Введение

В данной работе проведены исследования применения импульсного лазерного ракетного двигателя в системе ориентации стабилизации и коррекции в космическом летательном аппарате (КЛА) с малой массой [1–6].

Эксперимент

Разработан и изготовлен рабочий макет КЛА с малой массой (рис. 1).

При использовании импульсного лазерного ракетного двигателя в системе ориентации, стабилизации и коррекции масса системы подачи $m_{с.п.}=0,4$ кг, масса камер $m_k=0,070$ кг (применяется 1 камера), масса агрегатов автоматики m_a , равна массе бака, т.е. $m_a=0,032$ кг, масса аккумулятора $m_{ак}=0,978$ кг, масса лазера $m_л=1,128$ кг, масса бака $m_б=0,032$ кг.

Тогда сухая масса $m_{сух}=2,64$ кг.

Масса топлива рассчитывалась умножением количества включений и массы рабочего вещества внутри камеры в единичном импульсе, в предполо-

жении, что суммарный ресурс работы ДУ данного типа КЛА составляет 10^6 включений.

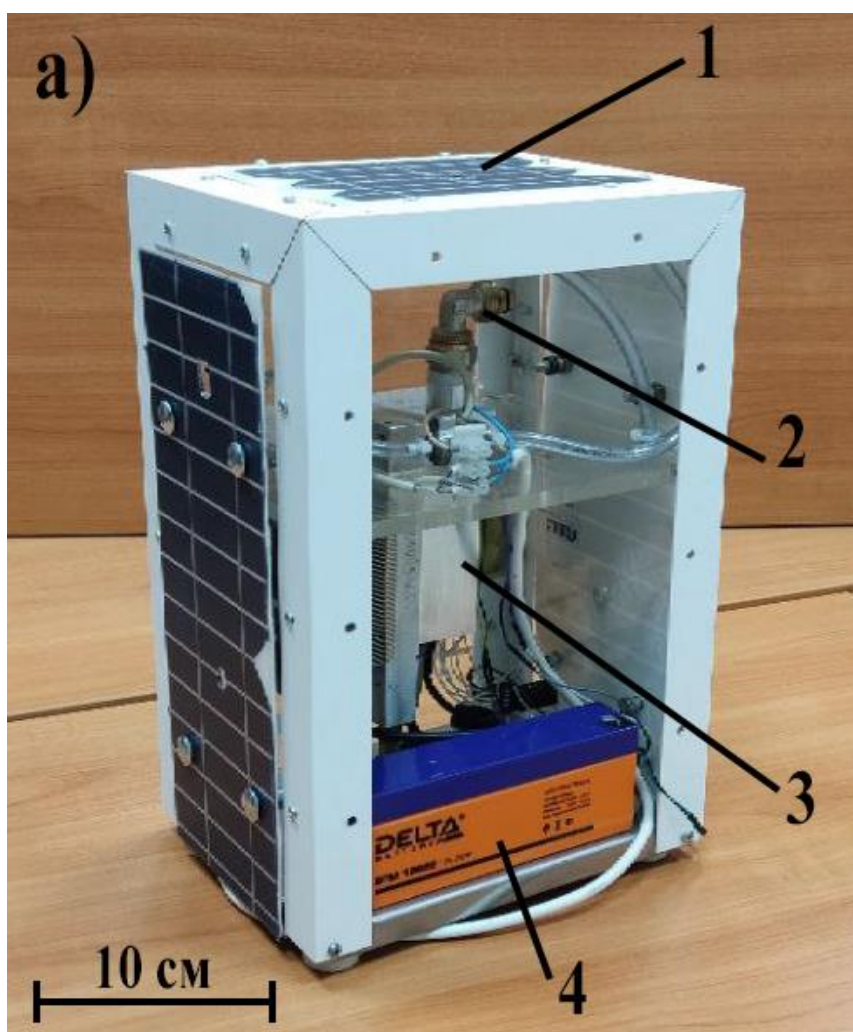


Рисунок 1 - Макет КЛА типа «Нано» с разработанным импульсным лазерным ракетным двигателем ориентации и стабилизации: 1 – солнечные панели, 2 - ИЛРД, 3 – лазер, 4 – аккумулятор

Ввиду малых размеров КЛА, была выбрана форма бака в виде тора, обеспечивающая максимально плотную компоновку внутри аппарата. Как показали экспериментальные исследования, пороговые значения интенсивности лазерного излучения для возникновения импульсного оптического разряда в воздухе составили 80 ГВт/см^2 .

При создании импульсного приповерхностного оптического разряда в камере ИЛРД (рис. 2) при тех же условиях интенсивность лазерного излучения для получения оптического разряда составляет $2,9 \text{ ГВт/см}^2$, что в 27 раз меньше.

Разработанная двигательная установка (рис. 1) состоит из источника лазерного излучения, создающего лазерные импульсы, фокусирующей линзы, че-

рез которую проходят лазерные импульсы и фокусируются на задней стенке цилиндрической камеры, предварительной камеры, электроклапана, бака для рабочего тела, цилиндрической камеры, канала произвольного сечения и задней стенки цилиндрической камеры (рис. 2).

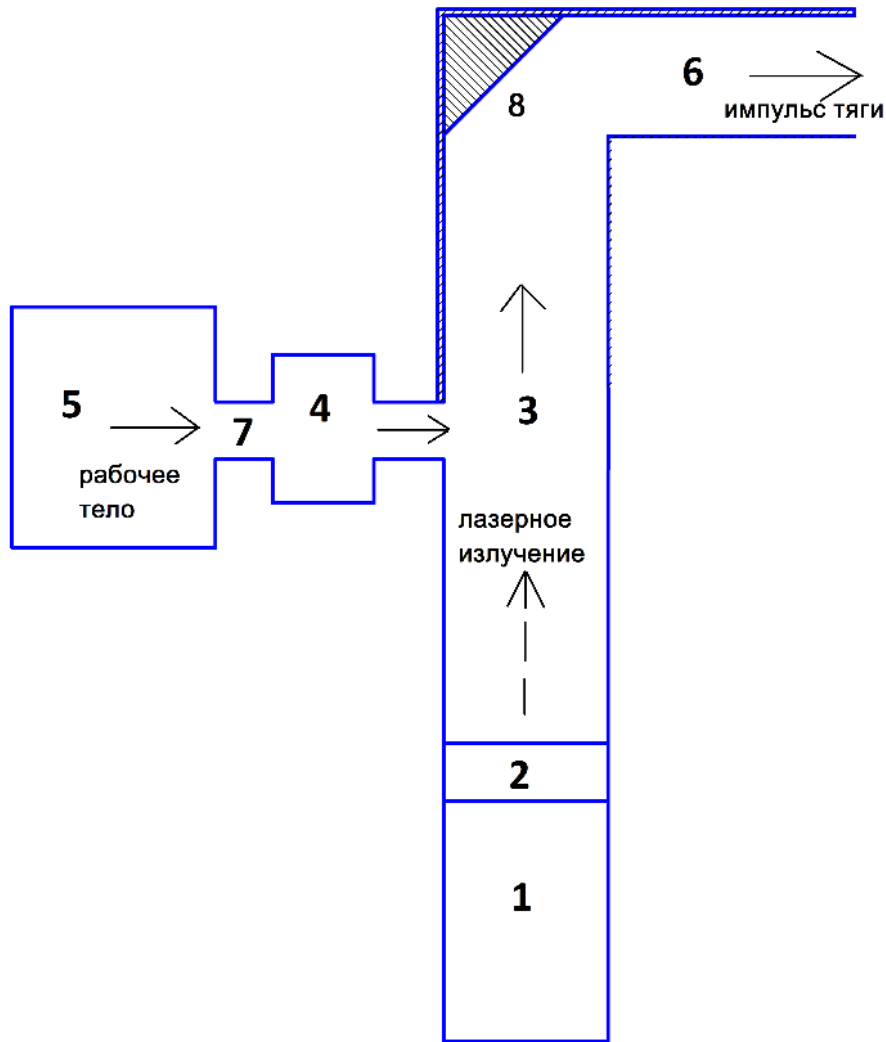


Рисунок 2 - Схема работы ИЛРД: 1 – источник лазерного излучения; 2 – фокусирующая линза; 3 – предварительная камера; 4 – электроклапан; 5 – бак для рабочего тела; 6 – цилиндрическая камера; 7 – канал произвольного сечения; 8 – задняя стенка цилиндрической камеры

В баке (5) хранится рабочее тело под давлением, которое через канал произвольного сечения (7) поступает в электроклапан (4), регулирующий подачу рабочего тела в предварительную камеру (3).

Рабочее тело из предварительной камеры за счёт высокого давления истекает в окружающую среду через цилиндрическую камеру (6), создавая область внутри цилиндрической камеры, заполненной рабочим телом.

В момент заполнения цилиндрической камеры рабочим телом при помощи источника лазерного излучения и фокусирующей линзы создается импульсный приповерхностный оптический разряд на поверхности задней стенки (8), расположенной под углом к предварительной камере (3).

В момент возникновения импульсного оптического приповерхностного разряда в данной области у рабочего тела за счёт энергии лазерного излучения увеличивается внутренняя энергия и повышается температура, вследствие чего рабочее тело разгоняется и истекает из цилиндрического канала, создавая импульс тяги порядка нескольких десятков мкНс для стабилизации орбитального КЛА с малой массой.

Создаваемый лазерным источником и фокусирующийся при помощи линзы на задней стенке цилиндрической камеры импульсный приповерхностный оптический разряд обладает высокой температурой (в точке разряда температура достигает нескольких сотен тысяч градусов и быстро убывает до десятков тысяч на границе разряда с окружающей средой).

При возникновении на задней стенке цилиндрической камеры импульсного приповерхностного оптического разряда происходит нагрев рабочего тела до высоких температур.

Результаты исследования

Проводились исследования зависимости массы двигательной установки от суммарного импульса тяги [1–6].

Установлено, что в случае предлагаемого ресурса 10^6 включений масса двигательной установки на основе импульсного лазерного ракетного двигателя имеет меньшую массу по сравнению с другими типами двигателей ориентации, стабилизации и коррекции.

В ходе экспериментальных исследований по теме лазерных двигателей для малогабаритных орбитальных КЛА авторами доклада были получены следующие патенты на изобретения РФ: №№ 2626465, 2442019, 2439360, 2436991, 2458248, 2468543, 2484280.

Заключение

Исследования показали, что КЛА с малой массой на основе импульсного лазерного ракетного двигателя для выполнения задач ориентации, стабилизации и коррекции малогабаритных КЛА может применяться при высоте орбиты не менее 450 км.

В случае использования в импульсном ракетном двигателе приповерхностного оптического разряда пороговые значения интенсивности лазерного излучения для возникновения импульсного оптического разряда в воздухе снижаются в 27 раз.

Полученные результаты [1–6] позволяют утверждать, что в импульсном лазерном ракетном двигателе с использованием импульсного приповерхностного оптического разряда могут быть существенно снижены требуемые мощности

для источника питания лазера, что значительно снизит габаритно-массовые характеристики орбитальных КЛА с малой массой.

Литература

1. Бикмучев А.Р., Саттаров А.Г., Сочнев А.В. Лазерный тепловой ракетный двигатель // Материалы 52-ых Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» РАН. РАКЦ. Калуга: Изд. «Эйдос», 2017. С. 169–170.
2. Бикмучев А.Р., Саттаров А.Г., Сочнев А.В. Лазерный тепловой ракетный двигатель // Тр. 52-ых чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (Калуга, 19–21 сентября 2017 г.). Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2018. С. 117–121.
3. Саттаров А.Г., Сочнев А.В., Бикмучев А.Р., Зиганшин Б.Р. Оценка приращёния скорости космического летательного аппарата на лазерной тяге // Тр. 54-ых Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». РАН. РАКЦ. Казань: Изд-во Казанского ун-та, 2019. С. 145–148.
4. Саттаров А.Г., Бикмучев А.Р., Сочнев А.В., Зиганшин Б.Р. Исследование импульса тяги лазерного ракетного двигателя, предназначенного для систем ориентации и стабилизации космических аппаратов с малой массой // Сб. статей «Современные проблемы ракетной и космической техники». (Полные доклады 56-ых Научных чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». (22 сентября 2021 г., ГМИК, г. Калуга)). Казань: РИД «Школа», 2021. С. 176–190.
5. Саттаров А.Г., Бикмучев А.Р., Сочнев А.В., Зиганшин Б.Р. Физическая модель распространения множественных импульсных приповерхностных оптических разрядов в цилиндрической камере импульсного лазерного ракетного двигателя // Сб. статей «Современные проблемы ракетной и космической техники». (Полные доклады 57-ых Научных чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». (21 сентября 2022 г., ГМИК, г. Калуга)). Казань: РИД «Школа», 2023. С. 249–259.
6. Саттаров А.Г., Бикмучев А.Р., Сочнев А.В., Зиганшин Б.Р. Система ориентации, стабилизации и коррекции КЛА с малой массой на основе импульсных лазерных ракетных двигателей // Матер. докл. 58-ых Научных чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». (19–21 сентября 2023 г., ГМИК, г. Калуга). РАН. РАКЦ. Калуга: Изд-во «Эйдос», 2023. Ч. 1. С. 218–220.

УДК 629.78

eLIBRARY.RU:55.49.29;55.49.31

М.И. Кислицкий

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург*

**ОБ ОЦЕНИВАНИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ КОММЕРЧЕСКОГО МАЛОГО
КОСМИЧЕСКОГО РАЗГОННОГО БЛОКА И УСЛОВИЯХ
ЕГО ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ
ON EVALUATING THE EFFECTIVENESS OF A COMMERCIAL SMALL
SPACE TUG AND THE CONDITIONS FOR ITS ADDITIONAL USE**

Аннотация: Основными задачами разрабатываемого малого космического разгонного блока (МРБ) являются довыведение с опорной орбиты на рабочую малых космических аппаратов (МКА) и расстановка их в заданные орбитальные позиции. Представлены результаты исследований по методологии оценивания эффективности МРБ. После завершения своей транспортной миссии МРБ остаётся работоспособным и может длительное время функционировать в качестве МКА с решением целевых задач (дополнительное использование). Представлены результаты исследования необходимых условий и мероприятий для обеспечения возможности дополнительного использования МРБ.

Ключевые слова: коммерческий малый космический разгонный блок, малый космический аппарат, дополнительное использование, дополнительная целевая аппаратура, эффективность.

Abstract: The main tasks of the small space tug (SST) under development are to transfer small spacecraft (SS) from the reference orbit to the working one and place them in the specified orbital positions. The results of research on the methodology for evaluating the effectiveness of SST are presented. After completing its transport mission, the SST remains operational and can function for a long time as an SS with the solution of target tasks (additional use). The results of a study of the necessary conditions and measures to ensure the possibility of additional use of SST are presented.

Keywords: commercial small space tug, small spacecraft, additional use, additional target equipment, effectiveness.

Введение

В настоящее время в России ведутся разработки по созданию коммерческого малого космического разгонного блока. Его основной задачей является межорбитальная транспортировка МКА, главным образом, перевод МКА с опорной орбиты на рабочую и расстановка в заданные орбитальные позиции. МРБ является новым для ракетно-космической техники изделием, в связи с чем

многие вопросы, связанные с его целевым использованием, в настоящее время недостаточно исследованы.

Оценивание эффективности

коммерческого малого космического разгонного блока

Малый космический разгонный блок, как любое техническое средство, предназначен для получения определённого полезного эффекта от его функционирования, иначе говоря, выходного эффекта. Выходной эффект является результатом целенаправленного процесса функционирования системы. Выходной эффект нужно максимизировать.

Качество космического средства (КСр) – это одно или несколько важных положительных (с позиции надсистемы) свойств КСр, обеспечивающих его функционирование и пригодность к выполнению своего предназначения. Другими словами, качество – одно (или совокупность) из его свойств, обязательных при применении космического средства для достижения цели и обеспечения его работоспособности. Эффективность применения КСр – фактический (достигнутый) или будущий (ожидаемый) результат функционирования КСр на определённом интервале времени, служащий средством достижения цели надсистемы.

Для сравнения альтернативных вариантов МРБ с целью выбора наиболее предпочтительного, необходимо разработать критерий качества. Критерий качества выполнения целевой задачи в общем случае представляет собой совокупность условий, которым должен удовлетворять показатель качества проводимой операции [1–5].

Критерий качества включает в себя показатели выходного эффекта (результативности), затрат ресурсов (ресурсоёмкости) и затрат времени (оперативности).

Будем понимать под результативностью процесса функционирования МРБ получаемый выходной эффект \mathcal{E} , под ресурсоемкостью – расход ресурсов, потребный для функционирования МРБ и получения дополнительного целевого эффекта \mathcal{C} , под оперативностью – временной показатель T получения выходного эффекта.

Транспортная миссия МРБ представляет собой доставку полезной нагрузки (ПН) с опорной орбиты на рабочую. Выходной эффект этой миссии $\mathcal{E}_{\text{тр}}$ в общем случае

$$\mathcal{E}_{\text{тр}} = \mathcal{E}_{\text{тр}}(M_{\text{пн}}, \Delta H), \quad (1)$$

где $M_{\text{пн}}$ – масса транспортируемой полезной нагрузки;

ΔH – приращение высоты орбиты от начальной до конечной.

Принципиально возможно обеспечивать средствами МРБ также изменение наклона орбиты, однако, ввиду ограниченных энергетических возмож-

ностей МРБ и высоких затрат топлива, необходимых для этой операции, такие маневры нехарактерны для МРБ, и здесь они не рассматриваются.

Выходной эффект МРБ определяется имеющимися его энергетическими (в смысле тяговой энергетики) возможностями, которые зависят от располагаемого запаса (массы) топлива и удельного импульса маршевого двигателя. Отметим, что чем больше $M_{пн}$ тем меньше достижимое ΔH и наоборот.

Ресурсоёмкость C в рассматриваемой задаче следует рассматривать как стоимость реализации миссии.

Это важно, учитывая, что МРБ создаётся как коммерческое изделие для оказания коммерческих услуг по транспортировке ПН. Стоимость (точнее, себестоимость) реализации транспортной миссии МРБ $C_{тр}$

$$C_{тр} = C_{МРБ} + C_{подг\ МРБ} + C_{упр\ МРБ}, \quad (2)$$

где $C_{МРБ}$ – стоимость изготовления МРБ; $C_{подг}$ – стоимость подготовки МРБ к запуску (наземной эксплуатации); $C_{упр}$ – стоимость управления полётом МРБ (лётной эксплуатации), включая собственно управление, приём и анализ телеметрической информации.

Временной показатель миссии – это время $T_{тр}$ доставки ПН на заданную орбиту и/или в заданную орбитальную позицию. Рассматриваемый МРБ проектируется, исходя из требования минимизации времени межорбитального перехода, т.е. максимально быстрой доставки ПН с опорной орбиты на рабочую.

Параметры $\Delta_{тр}$ требуется максимизировать, а параметры $C_{тр}$ и $T_{тр}$ минимизировать.

МРБ представляет собой транспортное средство, решающее задачи межорбитальной транспортировки полезных грузов. Учитывая такие факторы, как:

- ограниченная продолжительность транспортной миссии МРБ (от 1 часа до 20 суток);

- имеющийся длительный ресурс бортовых систем МРБ, создаваемых на основе блоков и агрегатов МКА (а МКА имеют длительный срок активного существования);

- очевидно, что к моменту завершения транспортной миссии МРБ остается полностью работоспособным, при этом запас топлива ДУ полностью или частично израсходован.

В этом состоянии МРБ представляет собой фактически космическую платформу, которая, в том случае, если на ней будет размещена какая-либо целевая аппаратура (ЦА), способна решать на орбите в течение более или менее длительного времени соответствующую этой ЦА целевую задачу.

Таким образом, существует принципиальная возможность дополнительного использования МРБ после завершения его транспортной миссии.

Общая схема целевого применения МРБ приведена на рис. 1. Здесь учтено, что, в случае наличия у МРБ по завершении транспортной миссии остатков топлива, проводится перевод его на более низкую орбиту путём полной выработки этих остатков с целью сокращения загрязнения околоземного космического пространства. Если же реализуется дополнительное использование, то данная операция проводится после завершения этапа дополнительного использования.

При дополнительном использовании МРБ будет получен дополнительный выходной эффект $\mathcal{E}_{\text{доп}}$. В этом случае общий выходной эффект совокупной миссии МРБ \mathcal{E}_{Σ} будет суммой указанных выше выходных эффектов:

$$\mathcal{E}_{\Sigma} = \mathcal{E}_{\text{тр}} + \mathcal{E}_{\text{доп}} \quad (3)$$

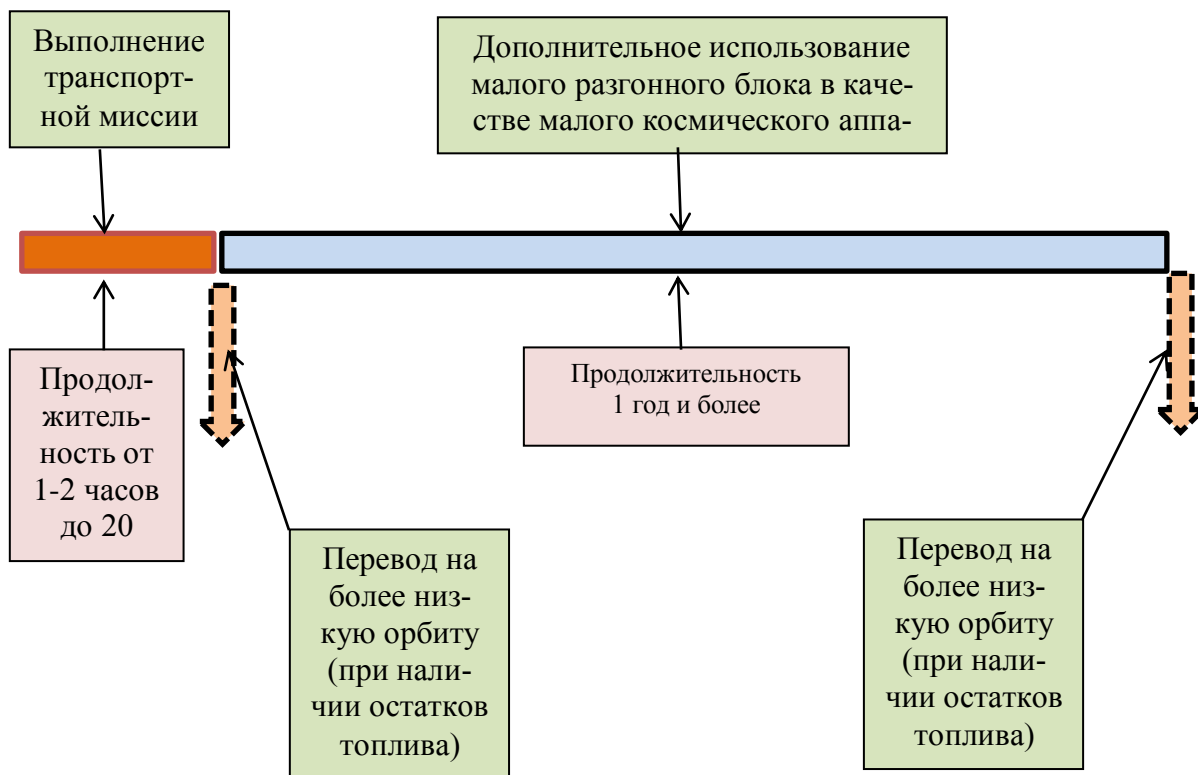


Рисунок 1 - Схема целевого применения малого космического разгонного блока

Определение величины $\mathcal{E}_{\text{доп}}$ в общем случае представляет собой нетривиальную задачу, так как задачи различных видов ЦА весьма разнообразны и отсутствует база для объективного сравнения ценности получаемых ими результатов космической деятельности (РКД). В данном случае правомерно ограничиться оценкой массовых характеристик ЦА, поскольку МРБ здесь играет роль космической платформы, обеспечивающей ресурсами функционирование ЦА.

Иначе говоря, принимается допущение, что чем больше масса размещённой на МРБ ЦА, тем больше получаемый от неё выходной эффект $\mathcal{E}_{\text{доп}}$.

При этом

$$\mathcal{E}_{\text{доп}} = \mathcal{E}_{\text{доп}}(M_{\text{ЦА}}, T_{\text{доп}}), \quad (4)$$

где $M_{\text{ЦА}}$ – масса ЦА; $T_{\text{доп}}$ – продолжительность дополнительного функционирования МРБ с решением задач ЦА.

Стоимость решения дополнительной задачи МРБ $C_{\text{доп}}$

$$C_{\text{доп}} = C_{\text{ЦА}} + C_{\text{подг ЦА}} + C_{\text{упр ЦА}} + C_{\text{пои ЦА}}, \quad (5)$$

где $C_{\text{ЦА}}$ – стоимость ЦА; $C_{\text{подг ЦА}}$ – стоимость подготовки ЦА к запуску (наземной эксплуатации); $C_{\text{упр ЦА}}$ – стоимость управления ЦА; $C_{\text{пои ЦА}}$ – стоимость приёма и обработки информации, поступающей от ЦА.

Но с позиции владельца МРБ, который предоставляет услугу, если ЦА поставяет заказчик услуги (а это наиболее распространённый вариант), для владельца МРБ стоимость ЦА не входит в стоимость оказываемой им услуги. Также во многих случаях владелец ЦА самостоятельно осуществляет приём и обработку информации, поступающей от ЦА. В этих случаях стоимость дополнительной услуги $C_{\text{доп.усл}}$.

$$C_{\text{доп.усл.}} = C_{\text{подг ЦА}} + C_{\text{упр ЦА}}. \quad (6)$$

Время функционирования МРБ в целом T_{Σ} есть сумма

$$T_{\Sigma} = T_{\text{тр}} + T_{\text{доп}}, \quad (7)$$

где $T_{\text{доп}}$ – продолжительность функционирования МРБ в режиме дополнительного использования с решением задач ЦА.

Итак, с позиции владельца МРБ:

- выходной эффект

$$\mathcal{E}_{\Sigma} = \mathcal{E}_{\text{тр}}(M_{\text{пн}}, \Delta H) + \mathcal{E}_{\text{доп}}(M_{\text{ЦА}}, T_{\text{доп}}); \quad (8)$$

- стоимость услуги в целом

$$C_{\Sigma} = C_{\text{мрб}} + C_{\text{подг МРБ}} + C_{\text{упр МРБ}} + C_{\text{подг ЦА}} + C_{\text{упр ЦА}}; \quad (9)$$

- затраты времени на миссию в целом

$$T_{\Sigma} = T_{\text{тр}} + T_{\text{доп}}. \quad (10)$$

Выше рассмотрен вопрос о так называемой проектной эффективности (ПЭ) МРБ. Она рассматривается на этапе проектирования МРБ и требует оптимизации проектных параметров изделия с целью максимизации его эффективности.

Большую практическую важность имеет также вопрос об эксплуатационной эффективности МРБ. В этом случае мы исходим из того, что МРБ уже создан и требуется определить, какова будет его реальная эффективность при эксплуатации, т.е. при оказании им предусмотренных услуг.

Эксплуатационная эффективность (ЭЭ) МРБ будет тем выше, чем в большей степени используются имеющиеся у него возможности. Практика показывает, что любое транспортное средство (а МРБ является транспортным средством) редко бывает загружено на 100 %, т.е. степень его загрузки, как правило, меньше 100 %. Причины этого следующие:

- поток заявок на использование транспортного средства от множества независимых потребителей услуг носит случайный характер;

- существуют требуемые сроки выполнения услуги межорбитальной транспортировки, поэтому, как правило, нет возможности ждать полной загрузки МРБ:

- полезные нагрузки (как правило, это МКА) имеют определённые массы и габариты; учитывая их дискретный характер, практически невозможно полностью использовать возможности МРБ.

Указанные обстоятельства приводят к тому, что с большой вероятностью некоторая доля возможностей МРБ останется неиспользованной. Это несколько снижает эксплуатационную эффективность МРБ. Но, с другой стороны, неиспользуемые возможности МРБ, т.е. избыточные ресурсы, могут служить базой для решения дополнительных задач, например, размещения дополнительной целевой аппаратуры, о чём говорилось выше.

Соотношение «эффект/стоимость» для МРБ при выполнении его основной функции – межорбитальной транспортировки полезных нагрузок $D^{осн.}$ имеет вид

$$D^{осн.} = \frac{W_{осн}}{C_{осн}} \quad (11)$$

где $W_{осн}$ – выходной эффект, получаемый при выполнении основной задачи МРБ; $C_{осн}$ – затраты на решение основной задачи.

В случае решения МРБ также дополнительной задачи соотношение «эффект/стоимость» для совокупной миссии $D_{ди}$ будет иметь вид:

$$D_{ди} = \frac{W_{осн} + W_{ди}}{C_{осн} + C_{ди}} \quad (12)$$

где $W_{ди}$ – выходной эффект, получаемый при решении дополнительной задачи; $C_{ди}$ – затраты на решение дополнительной задачи.

Используя (11) и (12), легко показать, что дополнительное использование обеспечивает увеличение соотношения «эффект/стоимость» МРБ ($D_{ди} > D^{осн.}$), если выполняется условие:

$$\frac{W_{ди}}{C_{ди}} > \frac{W_{осн}}{C_{осн}} . \quad (13)$$

Для решения дополнительной целевой задачи используется имеющаяся совокупность технических средств МРБ, их не требуется создавать заново и выводить на орбиту. Вследствие этого затраты на решение дополнительной задачи невелики. Очевидно, что потребуются некоторые дополнительные затраты на интеграцию дополнительной целевой аппаратуры (ДЦА) с МРБ, однако они многократно меньше стоимости создания и запуска специального космического аппарата для решения аналогичной целевой задачи. Таким образом, условие (13) при дополнительном использовании выполняется всегда, то есть дополнительное использование всегда повышает эффективность МРБ.

Многолетняя практика космической деятельности демонстрирует повсеместное наличие избытков ресурсов у изделий ракетно-космической техники (РКТ). Существует целый ряд причин появления этих избытков, в частности:

- на начальном этапе проектирования новых космических средств (КСр) закладываются запасы по ресурсам обеспечения ввиду высокой степени неопределённости их потребления;
- при проектировании КСр с целью снижения стоимости и повышения надёжности изделий широко применяются унифицированные, а также ранее созданные блоки и агрегаты, при этом выбираются блоки с ближайшими большими параметрами, так как при выборе блоков с меньшими параметрами не будет выполнено техническое задание.

Реальные величины доступных ресурсов обеспечения и их возможные избытки могут быть достоверно выявлены только по результатам лётных испытаний КСр.

На рис. 2 приведена схема использования ресурсов космических средств.

Примерами актуальных дополнительных целевых задач МРБ могут служить:

- дистанционное зондирование Земли;
- экспериментальная отработка новых устройств и элементов космической техники в условиях космического полёта;
- контроль околоземного космического пространства (ОКП).

Дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) предъявляет высокие требования к периодичности (частоте) обзора земной поверхности. Вследствие ограниченности зоны захвата бортовой аппаратуры наблюдения для обеспечения высокой периодичности обзора требуется большое количество КА в составе орбитальной группировки. Отработавшие МРБ, в случае размещения на них аппаратуры ДЗЗ, могут выступать в качестве дополнительных КА ДЗЗ, повышая периодичность обзора. При этом они будут решать задачу ДЗЗ при меньших затра-

тах, чем обычные КА ДЗЗ. В значительной степени подобная ситуация имеет место также в задаче наблюдения ОКП. Здесь также важна периодичность обзора ОКП, а она тем выше, чем больше число носителей ЦА.

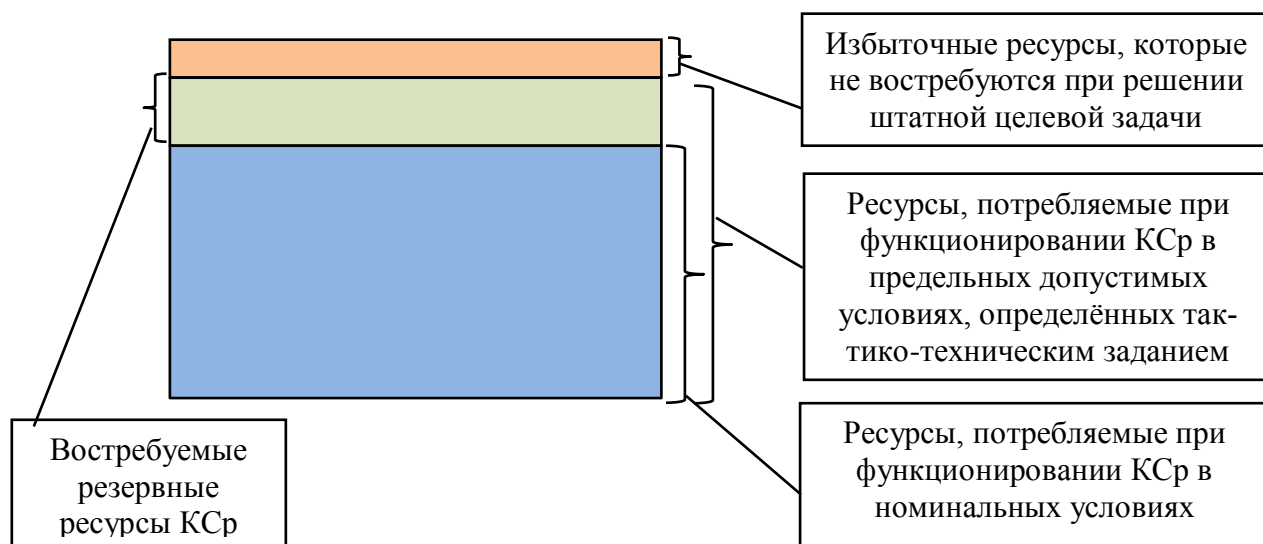


Рисунок 2 - Схема использования ресурсов космических средств

Экспериментальная отработка (ЭО) является необходимым этапом создания любых средств космической техники. ЭО является наиболее дорогостоящей частью любого космического проекта, т.к. требует изготовления экспериментальных образцов изделий и использования дорогостоящих стендов и оборудования. Несмотря на всю сложность последних, на Земле всё равно невозможно в полной мере воспроизвести условия космического полёта и их синергетическое воздействие на космические средства. В связи с этим оптимальной была бы отработка технических средств в реальных условиях космического полёта. В нашей стране и за рубежом неоднократно разрабатывались проекты КА для ЭО новых средств космической техники. Однако они так и не были реализованы ввиду слишком высоких потребных затрат. Поэтому использование избыточных возможностей МРБ для размещения и отработки в космосе новых элементов космической техники перспективно для замены наземной ЭО лётной, т.к. даёт возможность провести лётные испытания при существенно меньших затратах.

Задача максимизации эксплуатационной эффективности (ЭЭ) решается постоянно в ходе эксплуатации ракетно-космического комплекса, включающего в свой состав МРБ. Для этого для каждого пуска (заказа) должна проводиться работа по оптимизации загрузки МРБ, выбору рационального сочетания транспортной и дополнительной миссий с учётом всех имеющихся ограничений.

В целях повышения ПЭ и ЭЭ следует оптимизировать технический облик МРБ, имея в виду транспортную и дополнительную задачи. В частности, преду-

смотреть зону для размещения ДЦА и обеспечить возможность размещения и функционирования ДЦА без доработок МРБ. Учитывая динамичный характер подготовки и выполнения услуг МРБ, продолжительность комплектования ПН (основной и дополнительной) для каждого пуска должна быть сведена к минимуму. Отсюда следует, что должен быть организован «банк» ДЦА, ожидающей возможности выведения на орбиту. ДЦА должна находиться в определённой степени готовности, чтобы при получении информации о возможности доставки её на орбиту, её можно было в короткие сроки подготовить и установить на МРБ.

Условия и необходимые мероприятия для обеспечения дополнительного использования малого космического разгонного блока

В любом космическом аппарате, а в данном случае МРБ выступает в качестве КА, можно выделить две составные части:

- целевая часть – целевая аппаратура (ЦА) или, в более общей постановке, бортовой целевой комплекс (БЦК), который включает в себя, помимо ЦА, также запоминающее устройство и радиолинию передачи целевой информации;
- служебная часть – бортовые обеспечивающие системы (БОС) КА.

Бортовой целевой комплекс решает целевые задачи КА. Бортовые обеспечивающие системы КА, (включая также несущую конструкцию), предназначены для обеспечения условий, необходимых для функционирования БЦК.

В последнее время, как правило, совокупность БОС и несущей конструкции создаётся в виде унифицированного модуля (космической платформы), способного обеспечивать функционирование различных видов БЦК (в определённом диапазоне изменения параметров их обеспечения) без существенных изменений облика космической платформы.

Условия, необходимые для функционирования БЦК, описываются требованиями, предъявляемыми к БОС по параметрам обеспечения.

В рассматриваемом случае ДЦА выполняет роль целевой аппаратуры космического аппарата.

Результаты исследований [6] применительно к типовому космическому аппарату показали, что для функционирования любого вида ЦА комплекс служебных систем КА должен в общем случае реализовать следующий набор параметров обеспечения: параметры ориентации и стабилизации $a_{СОС}$; параметры электроснабжения $a_{СЭС}$; параметры обеспечения теплового режима $a_{СОТР}$; параметры комплекса приёма и передачи информации $a_{КПИ}$; масса обслуживаемого БЦК a_m ; габариты обслуживаемого БЦК $a_{l \times d}$; параметры орбиты $a_{орб.}$; параметры пространственной зоны, свободной от затенения элементами конструкции КА $a_{зат.}$; параметры управления функционированием БЦК $a_{упр.}$; параметры обеспечения информацией о текущем положении КА в пространстве и

текущем времени $a_{\text{коорд.}}$; параметры телеметрического контроля функционирования БЦК $a_{\text{тел.}}$.

Данная совокупность параметров исчерпывающе определяет типовые условия размещения и функционирования БЦК и текущее состояние условий её функционирования.

Потребность в увеличении совокупного выходного эффекта космических средств приводит к тому, что существуют или могут быть профинансированы и созданы различные виды целевой аппаратуры и можно рассматривать использование этой ЦА на КА в качестве дополнительной ЦА.

Дополнительное использование МРБ в полной мере соответствует этим положениям. Вместе с тем имеется определённая специфика. Рассмотрим конкретные параметры обеспечения.

1. Параметры ориентации и стабилизации $a_{\text{СОС}}$. Значение данного параметра определяется характеристиками системы ориентации и стабилизации МРБ.

МРБ постоянно функционирует в режиме ориентации в орбитальной системе координат. Поэтому, если ДЦА необходима какая-либо иная ориентация или более высокая точность, то это либо должно обеспечиваться дополнительными техническими средствами (ДТС), включаемыми в состав дополнительной полезной нагрузки, либо такая ДЦА неприемлема для использования на МРБ.

2. Параметры электроснабжения $a_{\text{СЭС}}$. Как правило, все виды ДЦА потребляют постоянный ток. Поэтому речь может идти лишь о мощности электроснабжения, выделяемой для питания ДЦА, которая определяется:

- имеющимся избытком энергии, генерируемой системой электроснабжения (СЭС) МРБ;
- величиной электропотребления двигательной установки МРБ, поскольку для функционирования ДЦА рассматривается период после завершения работы двигательной установки (ДУ) МРБ.

Отметим, что потребление ДУ относительно невелико. В связи с этим энергопотребление может оказаться наиболее дефицитным ресурсом для ДЦА на МРБ.

3. Параметры обеспечения теплового режима $a_{\text{СОТР}}$. Тепловой режим ДЦА, как правило, обеспечивается собственными средствами дополнительной полезной нагрузки (ДПН) без использования штатной системы обеспечения теплового режима (СОТР) МРБ.

4. Параметры комплекса приёма и передачи информации $a_{\text{КПИ}}$.

Передача целевой информации, полученной ДЦА, как правило, осуществляется собственными средствами ДПН. В отдельных (достаточно редких) случаях, когда поток информации на выходе ДЦА невелик, может быть использована штатная радиопередача командно-программной информации МРБ.

5. Масса обслуживаемого БЦК a_m . Как указано выше, масса ДПН (точнее, лимит массы) определяется величиной недогрузки МРБ и РН в конкретной миссии.

6. Габариты обслуживаемого БЦК $a_{l \times d}$. Габариты зоны, выделяемой для размещения ДПН, определяются габаритами зоны полезного груза обтекателя РН и габаритами МРБ и ПН в рассматриваемой миссии.

7. Параметры орбиты a_{orb} . Для использования ДЦА рассматривается орбита, на которой находится МРБ после завершения своей транспортной миссии. В отдельных случаях, если в этот период на борту осталось неиспользованное топливо, орбита МРБ при необходимости может быть изменена для более эффективной работы ДЦА.

8. Параметры пространственной зоны, свободной от затенения элементами конструкции КА $a_{зат}$. Они определяются конструкцией МРБ.

9. Параметры управления функционированием БЦК $a_{упр}$. Эти параметры определяются характеристиками системы управления (СУ) МРБ, т.к. команды и программы управления поступают на ДПН через СУ МРБ.

10. Параметры обеспечения информацией о текущем положении КА в пространстве и текущем времени $a_{коорд}$. На МРБ планируется применить аппаратуру автономной навигации по системе ГЛОНАСС. Она будет обеспечивать указанной информацией ДЦА.

11. Параметры телеметрического (ТМ) контроля функционирования БЦК $a_{тел}$. Задача телеметрического обеспечения работы ДПН может решаться двумя путями: либо использованием избыточных ресурсов системы ТМ контроля МРБ, либо использованием собственных средств ТМ обеспечения в составе ДТС ДПН.

Последний путь представляется предпочтительным.

Итак, для использования на МРБ ДЦА необходимы дополнительные технические средства, решающие задачи адаптации ДЦА к имеющимся ресурсным возможностям МРБ и интеграции ДЦА с МРБ. ДЦА и ДТС в совокупности образуют дополнительную полезную нагрузку МРБ.

Выводы

1. На основе анализа целенаправленного процесса функционирования МРБ предложена методика оценивания эффективности применения изделия с учётом возможности использования его для решения дополнительных целевых задач.

2. Возможность дополнительного использования МРБ возникает вследствие:

- его работоспособности после завершения транспортной миссии;
- вероятной недогрузки изделия вследствие стохастического характера потока заказов на его услуги;

- вероятного наличия неиспользуемых избытков технических ресурсов изделия.

3. Для обеспечения возможности дополнительного использования МРБ необходим комплекс организационно-технических мероприятий, включая введение определённых дополнительных технических средств.

Литература

1. Акофф Р.Л., Саснеки М. Основы исследований операций: Пер. с англ. М.: Изд-во Мир, 1971. 534 с.
2. Морозов Л.М., Петухов Г.Б., Сидоров В.Н. Методологические основы теории эффективности. Л.: Изд-во ВИКИ им. А.Ф. Можайского, 1982. 236 с.
3. Надёжность и эффективность в технике: Справочник: В 10 т. / Ред. совет: В.С. Авдуевский (предс.) и др. Т. 1: Методология. Организация. Терминология / Под ред. А.И. Рембезы / М.: Изд-во Машиностроение, 1988. 224 с.; Т. 3: Эффективность технических систем. / Под ред. Ю.В. Крючкова, В.Ф. Уткина / М.: Изд-во Машиностроение, 1988. 328 с.
4. Петухов Г.Б. Основы теории эффективности целенаправленных процессов. Часть 1. Методология, методы, модели. Л.: Изд-во МО СССР, 1989. 660 с.
5. Фендриков Н.М., Яковлев В.И. Методы расчёта боевой эффективности вооружения. М.: Изд-во Воениздат, 1971. 224 с.
6. Кислицкий М.И. Двойное использование космических аппаратов: концепция, технические и экономические аспекты. СПб.: Изд-во Политехника-сервис, 2012. 198 с.

УДК 629.786.2
eLIBRARY.RU: 89.25.00

С.Н. Худяков

*АО «Государственный ракетный центр им. академика В.П. Макеева»,
г. Миасс, Челябинская обл.*

**О ВОЗМОЖНОСТИ УСКОРЕННОЙ РЕАЛИЗАЦИИ
ПРОЕКТА ОРБИТАЛЬНОЙ РАЗГОННОЙ СТАНЦИИ
ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ «ЗЕМЛЯ-МАРС»
ON THE POSSIBILITY OF ACCELERATED IMPLEMENTATION
THE PROJECT OF THE ORBITAL ACCELERATING STATION
OF THE TRANSPORT SYSTEM «EARTH-MARS»**

Аннотация: Показана возможность реализации во второй половине XXI века проекта орбитальной разгонной станции (ОРС), осуществляющей катапультный разгон беспилотных космических летательных аппаратов (КЛА) марсианских экспедиционных комплексов. Ранний срок реализации проекта ОРС достигается за счёт использования материалов тросового разгонного устройства ОРС с низкой разрывной длиной (1000 км), использования ракетного разгонного блока для доразгона КЛА, использования для восстановления орбитальной скорости ОРС катапультного разгона второй ступени многоразовой двухступенчатой ракеты-носителя, доставляющей КЛА непосредственно к ОРС.

Ключевые слова: орбитальная разгонная станция.

Abstract: It is shown that it is possible of implementation in the second half of the XXI century the project of the orbital accelerating station (OAS), which performs catapult acceleration of unmanned SpaceCraft (SC) of the Martian expedition complexes. The early implementation of the OAS project is achieved through the use of materials of the OAS rope acceleration device with low breaking length (1000 km), the use of a rocket acceleration unit for additional acceleration of the SC, the use for restoring the orbital velocity of the OAS the catapult acceleration of the second stage of the reusable two-stage launch vehicle, which delivers the SC directly to the OAS.

Keywords: orbital accelerating station.

Введение

Одним из направлений уменьшения массовых затрат при выведении беспилотных космических летательных аппаратов на отлётные траектории является создание околоземной орбитальной разгонной станции.

В отличие от разгона КЛА с помощью ракетного разгонного блока (РБ), ОРС осуществляет катапультный разгон КЛА с помощью тросового разгонного устройства (ТРУ), связывающего ОРС и КЛА тросом и обеспечивающего при их разгоне встречное ускоренное движение КЛА и ОРС.

В качестве привода ТРУ выбран маховичный привод – единственный тип привода, сопоставимый по удельной мощности с ЖРД. Помимо высокой удельной мощности маховик, выполненный из материала с высокой удельной прочностью, обладает высокой удельной энергоёмкостью материала ротора маховика. В отличие от электрического и газотурбинного привода маховичный привод не создаёт реактивного крутящего момента, действующего на ОРС во время разгона КЛА. ТРУ содержит маховик и трос. В составе ТРУ маховик выполняет две функции – является аккумулятором механической энергии и исполнительным устройством для создания силы натяжения троса. Предварительно раскрученный маховик, вращаясь по инерции, в процессе разгона КЛА и ОРС наматывает на барабан маховика трос (см. рис. 1).

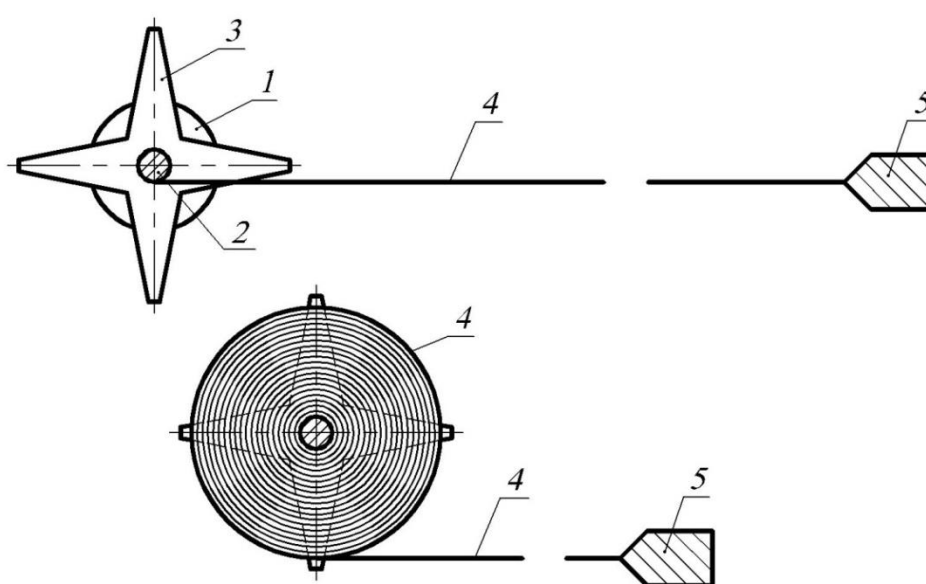


Рисунок 1 - Разрез по продольной плоскости симметрии тросового разгонного устройства на основе маховика в начале и в конце разгона: 1 – ротор маховика; 2 – барабан маховика; 3 – крыло маховика; 4 – трос; 5 – КЛА

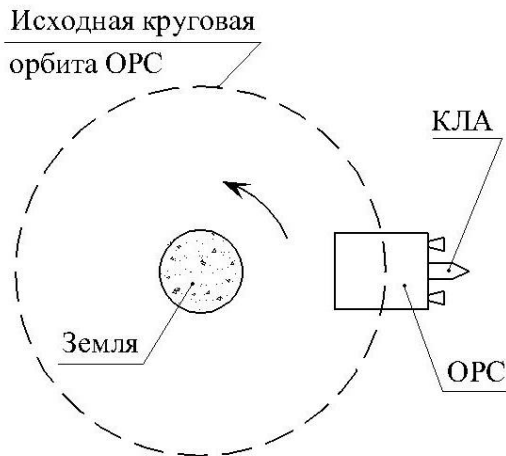
Работа представленного ТРУ основана на эффекте возрастания окружной скорости точек наружной поверхности мотка троса. Окружная скорость возрастает за счёт увеличения радиуса наружной поверхности мотка в процессе наматывания троса даже в условиях постепенного уменьшения угловой скорости вращения маховика. В результате имеет место ускоренное движение КЛА и ОРС навстречу друг другу.

ОРС с восстановлением орбитальной скорости ОРС с помощью ЖРДУ

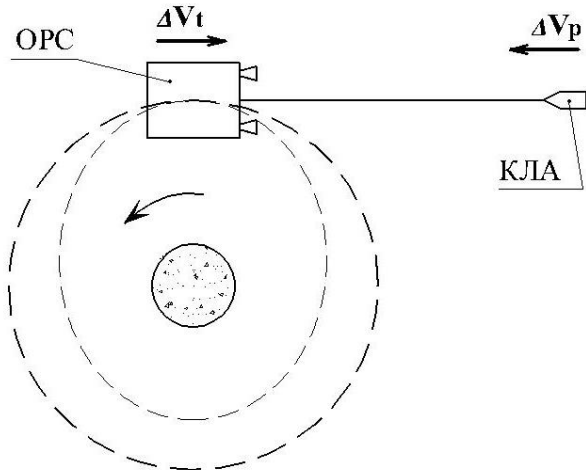
При разгоне КЛА орбитальная скорость ОРС уменьшается. Для компенсации потери орбитальной скорости ОРС может использоваться жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ), входящая в состав ОРС [1].

Функционирование ОРС в упрощённом виде осуществляется следующим образом (рис. 2).

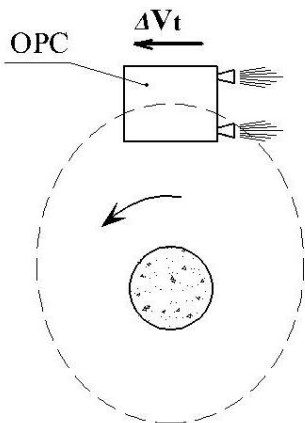
1 Движение ОРС с КЛА по исходной круговой орбите



2 Разгон КЛА и торможение ОРС с переходом ОРС на эллиптическую орбиту



3 Восстановление орбитальной скорости ОРС с помощью ЖРДУ



4 Движение ОРС без КЛА по исходной круговой орбите

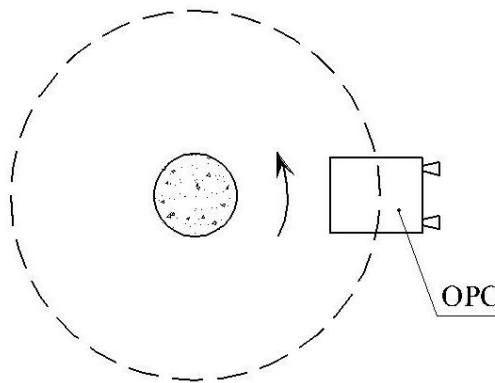


Рисунок 2 - Схема запуска КЛА на отлётные траектории с помощью ОРС с восстановлением орбитальной скорости ОРС при помощи ЖРДУ

ОРС обращается вокруг Земли по круговой орбите высотой порядка 450 км. С помощью ТРУ производится разгон КЛА в направлении движения ОРС. В процессе разгона КЛА ОРС получает тормозной импульс, вследствие которого орбитальная скорость ОРС уменьшается, и орбита ОРС становится эллиптической. Сразу же после разгона КЛА включаются маршевые двигатели ЖРДУ ОРС, восстанавливающие орбитальную скорость ОРС, то есть возвращающие орбиту ОРС к первоначальному виду.

ОРС представляет собой околоземную пилотируемую многофункциональную орбитальную станцию типа «МКС» массой порядка 500 тонн (рис. 3).

ОРС предназначена для выведения КЛА на отлётные траектории и для решения всех задач, решаемых «МКС», включая проведение научных, технологических и других экспериментов.

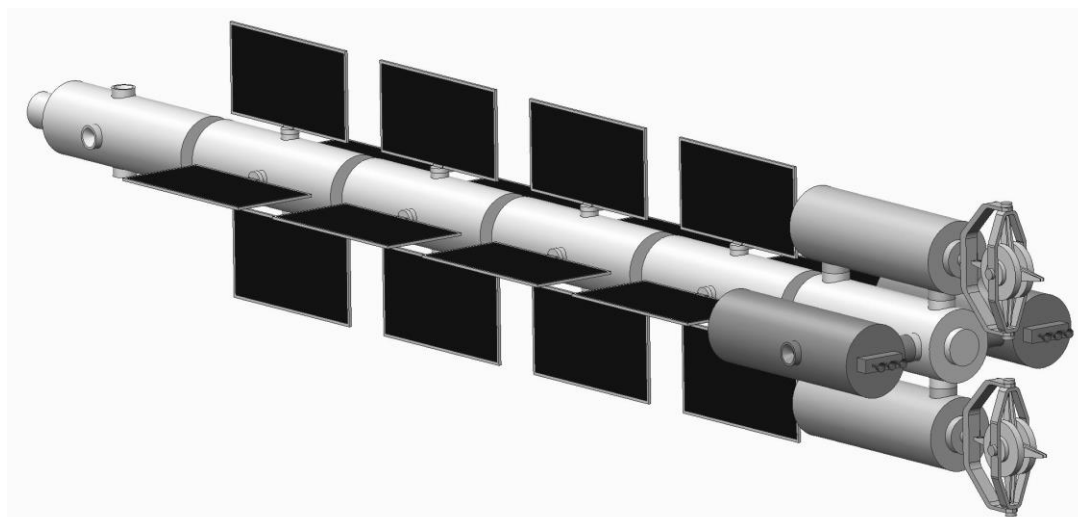


Рисунок 3 - Орбитальная разгонная станция с восстановлением орбитальной скорости ОРС с помощью ЖРДУ

В состав ОРС входят два разгонных модуля, каждый из которых имеет тросовое разгонное устройство на основе маховика. Для минимизации реактивных крутящих моментов, действующих на ОРС со стороны разгонных модулей при разгоне маховиков или при торможении барабанов с тросом (и маховиков при необходимости), запуск полезных нагрузок осуществляется парами КЛА (поочередно), имеющих одинаковые массы и конечные скорости. Маховики разгонных модулей вращаются в разные стороны. С учётом равенства массо-скоростных характеристик КЛА каждой пары это позволяет иметь нулевой кинетический момент ОРС при «подзарядке» (разгоне) маховиков и при торможении барабанов с тросом (и маховиков в случае необходимости) до нулевой скорости после разгона КЛА. ОРС оснащена ЖРДУ, использующей топливо «АТ + НДМГ».

ОРС с восстановлением орбитальной скорости ОРС за счёт торможения второй ступени многоразовой двухступенчатой ракеты-носителя

Для компенсации потери орбитальной скорости ОРС также может использоваться катапультный разгон второй ступени многоразовой двухступенчатой ракеты-носителя (РН) со всеми спасаемыми ступенями, доставляющей КЛА непосредственно к ОРС [2]. В этом случае ОРС сначала разгоняет вторую ступень РН, а затем – КЛА (рис. 4). Разгон КЛА осуществляется в направлении движения ОРС, а второй ступени – против движения ОРС, то есть ступень тормозится относительно Земли. При этом частично гасится орбитальная скорость

второй ступени РН, то есть существенно уменьшаются массовые затраты на спасение ступени. Общий вид ОРС представлен на рис. 5.

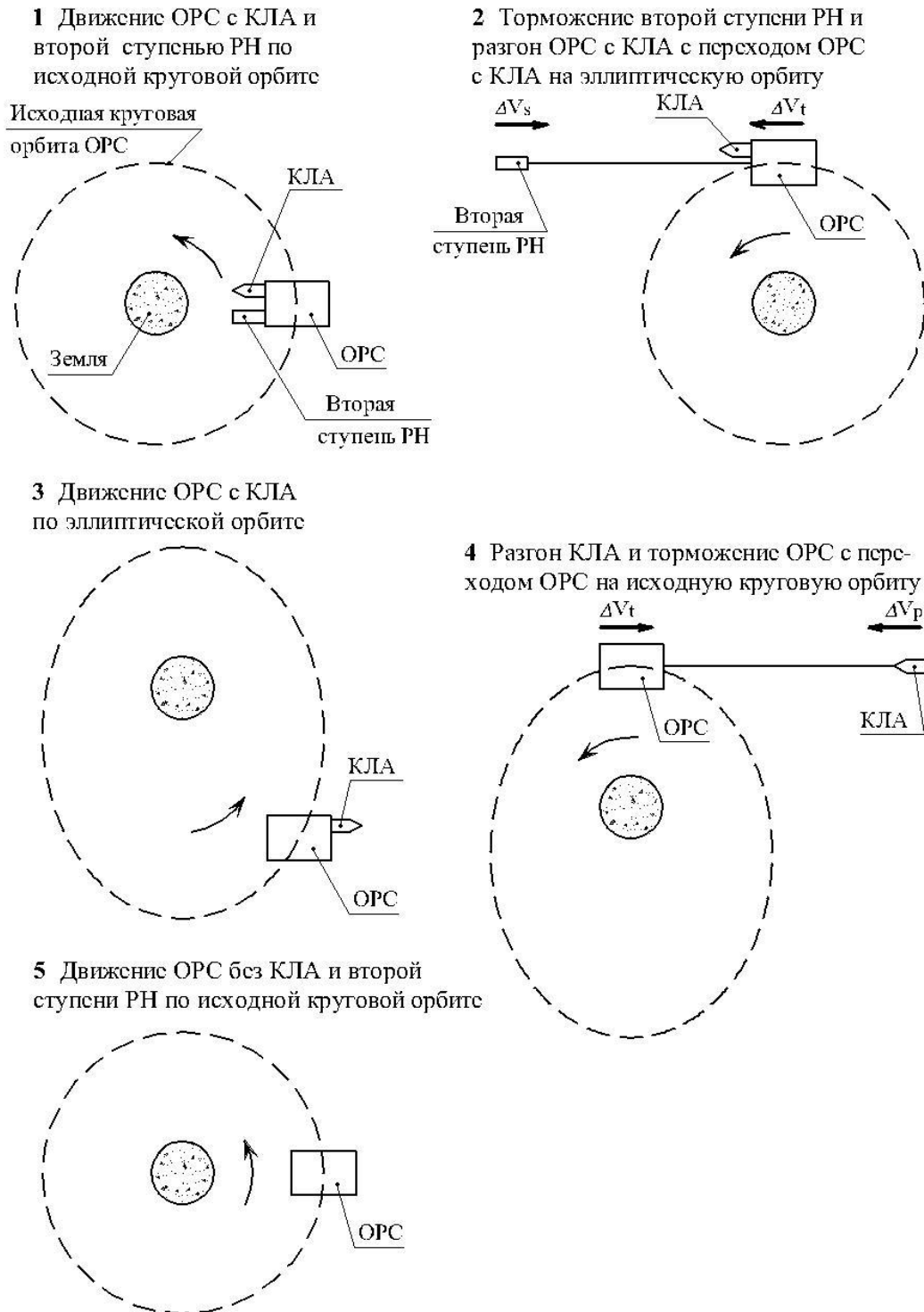


Рисунок 4 - Схема запуска КЛА на отлётные траектории с помощью ОРС с восстановлением орбитальной скорости ОРС за счёт торможения второй ступени РН

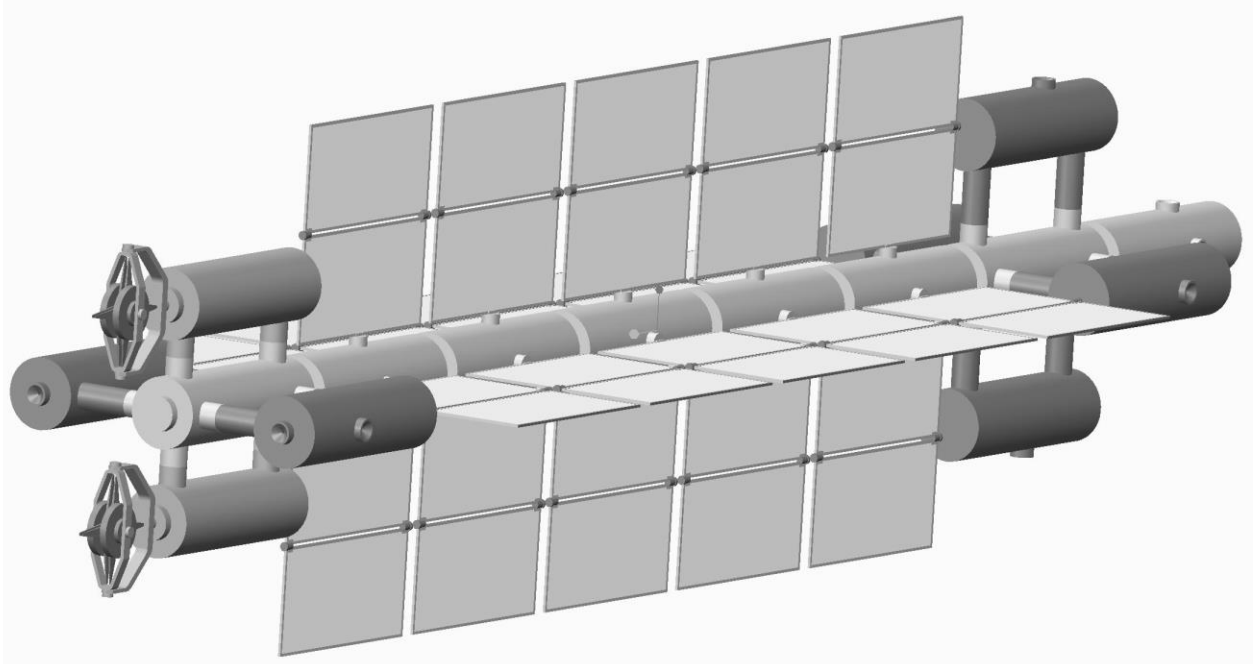


Рисунок 5 - Орбитальная разгонная станция с восстановлением орбитальной скорости ОРС за счёт торможения второй ступени РН

Для разгона КЛА и второй ступени РН используются одинаковые ТРУ. Это означает, что скорость разгона и масса второй ступени РН принимаются равными скорости разгона и массе разгоняемого КЛА.

Моделирование процесса разгона КЛА с помощью ОРС с восстановлением орбитальной скорости ОРС как за счёт работы ЖРДУ, так и за счёт торможения второй ступени РН проводилось при следующих условиях.

Разгон КЛА проводился до скорости 3680 м/с, соответствующей приращению скорости КЛА при старте с орбиты искусственного спутника Земли для полёта к Марсу в неоптимальные сроки [3].

ОРС, разгоняющую КЛА до скорости порядка 3,7 км/с, назовём орбитальной разгонной станцией марсианского экспедиционного комплекса (ОРС МЭК).

Характеристики материала троса и маховика ТРУ рассматриваемых ОРС МЭК приняты равными физико-механическим характеристикам гипотетического материала троса космического лифта с разрывной длиной (удельной прочностью) 10000 км и плотностью 1300 кг/м³ [4].

Толщина троса принята переменной по длине троса, что позволяет обеспечить высокую конечную скорость КЛА и сохранить целостность троса в период начального разгона, когда высокооборотный маховик начинает разгонять массивные модули, имеющие нулевые скорости.

Трос имеет постоянную площадь поперечного сечения по всей длине.

Исходя из ограничений по перегрузке, испытываемой при разгоне КЛА, длина троса рассматриваемых ОРС МЭК выбрана равной 200 км.

Одинаковыми для рассматриваемых ОРС МЭК являются следующие параметры:

$m_{tf} = 500000$ кг – масса ОРС МЭК без активного маховика и активного троса;

$r_f = 1$ км – конечная длина троса (в момент отсечения троса);

$m_b = 12000$ кг – масса маховика;

$I_b = 88000$ кг \times м² – начальный момент инерции маховика;

$\omega_0 = 21660$ об/мин – начальная угловая скорость вращения маховика;

$R_{co} = 0,05$ м – радиус барабана маховика;

$R_e = 3$ м – радиус ротора маховика;

$R_{rm} = 6$ м – длина крыла маховика;

$E_r = 2000$ ГПа – модуль упругости материала троса;

$\varepsilon = 0,06375$ – разрывное относительное удлинение материала троса;

$\varepsilon_r = 0,03$ – допустимое относительное удлинение материала троса;

$\sigma_b = 127,5$ ГПа – предел прочности материала троса при растяжении;

$\sigma_r = 60$ ГПа – допустимое напряжение растяжения материала троса;

$\rho_r = 1300$ кг/м³ – плотность материала троса.

Результаты моделирования процесса разгона КЛА массой 25000 кг с помощью рассматриваемых ОРС МЭК приведены в табл. 1 [1, 2]. Здесь же для сравнения приведены параметры одноступенчатого ракетного РБ, сообщаящего полезной нагрузке такую же конечную скорость, что и ОРС МЭК. При расчёте параметров ракетного РБ принято, что коэффициент массового совершенства (отношение массы конструкции к массе рабочего запаса топлива) его ЖРДУ равен 1/8, а удельный импульс тяги ЖРД равен 3300 м/с (топливо «АТ + НДМГ»).

При оценке массовых затрат ОРС МЭК было принято:

1) КПД электропривода маховика ТРУ равен 85 %;

2) масса системы электроснабжения ОРС МЭК, выделяемая на обеспечение функционирования ТРУ, равна 30000 кг, а её среднесуточная мощность – 100 кВт;

3) масса вспомогательных устройств ТРУ ОРС МЭК с ЖРДУ равна массе маховика, масса вспомогательных устройств ТРУ ОРС МЭК с торможением второй ступени РН равна тройной массе маховика;

4) коэффициент массового совершенства ЖРДУ ОРС равен 1/8, а удельный импульс тяги ЖРД – 3300 м/с (топливо «АТ + НДМГ»).

На рис. 6 представлен график зависимости массовых затрат ОРС МЭК на разгон КЛА массой 25000 кг от кратности использования ОРС МЭК. Из рис. 6 видно, что массовые затраты ОРС МЭК с восстановлением орбитальной скорости ОРС МЭК с помощью ЖРДУ при кратности использования ОРС МЭК более 30 примерно в 2,7 раза меньше аналогичных затрат обычного одноступенчатого ракетного РБ. Схема запуска КЛА с помощью ОРС МЭК с использованием торможения второй ступени РН относительно Земли отличается от обыч-

ной схемы запуска КЛА с помощью ракетного РБ крайне малыми массовыми затратами при высокой кратности использования ОРС МЭК.

Таблица 1 - Результаты моделирования процесса разгона КЛА с помощью ОРС МЭК с восстановлением орбитальной скорости ОРС МЭК при помощи ЖРДУ и при помощи торможения второй ступени РН

| Наименование параметра КЛА, ОРС МЭК, второй ступени РН и одноступенчатого ракетного РБ | ОРС МЭК с ЖРДУ | ОРС МЭК с торможением второй ступени РН |
|---|----------------|---|
| Масса маховика m_b , кг | 12000 | 12000 |
| Масса КЛА m_p , кг | 25000 | 25000 |
| Масса второй ступени РН, кг | - | 25000 |
| Масса ОРС МЭК без активного маховика и активного троса m_{tf} , кг | 500000 | 500000 |
| Площадь поперечного сечения троса, mm^2 | 55,0 | 55,0 |
| Масса троса m_f , кг | 14300 | 14300 |
| Конечная скорость КЛА, м/с | 3692 | 3692 |
| Конечная скорость второй ступени РН, м/с | - | 3692 |
| Конечная скорость ОРС МЭК, м/с | 176 | 176 |
| Масса топлива ЖРДУ ОРС МЭК для компенсации потери орбитальной скорости ОРС МЭК при разгоне КЛА, кг | 28066 | - |
| Максимальная перегрузка, испытываемая КЛА и второй ступенью РН, с учётом коэффициента динамичности | 9,545 | 9,545 |
| Максимальная перегрузка, испытываемая ОРС МЭК, с учётом коэффициента динамичности | 0,651 | 0,651 |
| Масса конструкции одноступенчатого ракетного РБ m_{tf1} , кг | 8675 | 8675 |
| Масса топлива одноступенчатого ракетного РБ m_{b1} , кг | 69403 | 69403 |
| Стартовая масса одноступенчатого ракетного РБ $M_{o1} = m_{tf1} + m_{b1} + m_p$, кг | 103078 | 103078 |
| Стартовая масса ОРС МЭК $m_{тро} = m_{tf} + m_b + m_f$, кг | 526300 | 526300 |
| Относительная стартовая масса ОРС МЭК $m_{тро} / m_p$ | 21,1 | 21,1 |
| Массовые затраты одноступенчатого ракетного РБ на разгон КЛА $M_{exp1} = m_{tf1} + m_{b1}$, кг | 78078 | 78078 |
| Массовые затраты ОРС МЭК с ЖРДУ на разгон КЛА при кратности использования $n > 30$ M_{exp2} , кг | 29167 | - |
| M_{exp1} / M_{exp2} | 2,68 | - |
| Массовые затраты ОРС МЭК с торможением второй ступени РН на разгон КЛА при кратности использования $n = 50$ M_{exp2} , кг | - | 3100 |
| M_{exp1} / M_{exp2} | - | 25,2 |

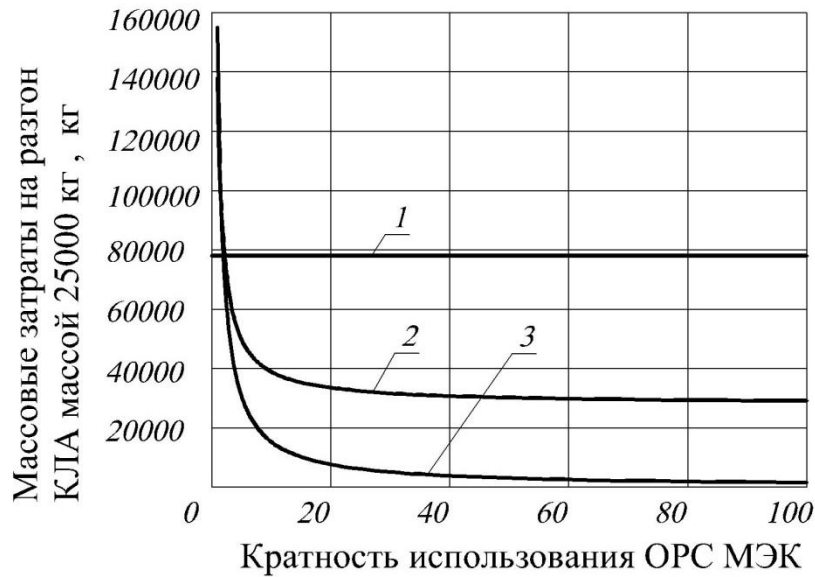


Рисунок 6 - Зависимость массовых затрат ОРС МЭК на разгон КЛА массой 25000 кг от кратности использования ОРС МЭК: 1 – ракетный одноступенчатый РБ; 2 – ОРС МЭК с восстановлением орбитальной скорости ОРС с помощью ЖРДУ; 3 – ОРС МЭК с восстановлением орбитальной скорости ОРС за счёт торможения второй ступени РН

Из рис. 6 видно, что массовые затраты ОРС МЭК с восстановлением орбитальной скорости ОРС МЭК за счёт торможения второй ступени РН при кратности использования, равной 20, более чем в 10 раз меньше аналогичных затрат обычного одноступенчатого ракетного РБ. При кратности 50 – меньше в 25 раз, при кратности 100 – меньше в 50 раз.

ОРС, созданные на основе материалов с низкой разрывной длиной

Оценка массового выигрыша для рассматриваемых ОРС МЭК [1, 2] проведена для ОРС МЭК, у которых в качестве материала троса и маховика ТРУ использовался гипотетический материал троса космического лифта с разрывной длиной (удельной прочностью) 10000 км. Создание материала с такими физико-механическими характеристиками представляется возможным предположительно к началу XXII века.

Вместе с тем, высокая массовая эффективность схемы запуска КЛА с помощью ОРС с использованием торможения второй ступени РН [2] позволяет при использовании этой схемы реализовать проект ОРС транспортной системы «Земля-Мартс» даже при использовании материалов с низкой разрывной длиной и при этом при высокой кратности использования ОРС МЭК обеспечить снижение массовых затрат на разгон КЛА по сравнению с разгоном только с помощью ракетного РБ. Существенное снижение массовых затрат на разгон КЛА возможно уже при использовании в конструкции ТРУ ОРС МЭК материала с меньшей на порядок разрывной длиной по сравнению с материалом троса кос-

мического лифта. Создание материалов с разрывной длиной порядка 1000 км можно ожидать предположительно во второй половине XXI века. Это могут быть, например, нити на основе углеродных нанотрубок или арамидные нити нового поколения. Использование ОРС МЭК первого этапа развёртывания, созданной на основе материалов с разрывной длиной порядка 1000 км, предусматривает включение в состав разгоняемой в сторону Марса массы не только КЛА, но и ракетного РБ, доразгоняющего КЛА до необходимой конечной скорости после разгона связки КЛА и РБ с помощью ОРС МЭК. ОРС МЭК первого этапа развёртывания обеспечит сравнительно высокую массовую эффективность при разгоне КЛА и позволит отработать технику и технологию разгона 25-тонных модулей с помощью ТРУ до скорости порядка 2,6 км/с.

ОРС МЭК второго этапа развёртывания, созданная на основе материалов с разрывной длиной порядка 2000 км, обеспечивает разгон КЛА массой 25000 кг до скорости 3,68 км/с уже без использования ракетного РБ.

В табл. 2 приведены физико-механические характеристики материалов троса и маховика ТРУ ОРС МЭК с разрывной длиной 1000 км и 2000 км.

Таблица 2 - Физико-механические характеристики материалов троса и маховика ТРУ ОРС МЭК с разрывной длиной 1000 км и 2000 км

| Характеристика материала троса и маховика ТРУ ОРС МЭК | ОРС МЭК с разрывной длиной материала 1000 км | ОРС МЭК с разрывной длиной материала 2000 км |
|---|--|--|
| Разрывная длина, км | 1000 | 2000 |
| Предел прочности при растяжении, ГПа | 12,753 | 25,0 |
| Допустимое напряжение при растяжении, ГПа | 9,810 | 19,214 |
| Модуль упругости, ГПа | 327 | 654 |
| Разрывное относительное удлинение | 0,039 | 0,039 |
| Допустимое относительное удлинение | 0,03 | 0,03 |
| Плотность, кг/м ³ | 1300 | 1300 |

Результаты моделирования процесса разгона КЛА массой 17000 кг с помощью ОРС МЭК и ракетного РБ доразгона КЛА, а также результаты моделирования процесса разгона КЛА массой 25000 кг только с помощью ОРС МЭК приведены в табл. 3. Здесь же для сравнения приведены параметры одноступенчатого ракетного РБ, разгоняющего КЛА до скорости 3680 м/с.

При расчёте параметров одноступенчатого ракетного РБ доразгона КЛА и одноступенчатого ракетного РБ, разгоняющего КЛА до скорости 3680 м/с, принято, что коэффициент массового совершенства (отношение массы конструкции к массе рабочего запаса топлива) их ЖРДУ равен 1/8, а удельный импульс тяги ЖРД равен 3300 м/с (топливо «АТ + НДМГ»).

Таблица 3 - Результаты моделирования процесса разгона КЛА массой 17000 кг с помощью ОРС МЭК и ракетного РБ доразгона КЛА. Результаты моделирования процесса разгона КЛА массой 25000 кг с помощью ОРС МЭК

| Наименование параметра КЛА, ОРС МЭК, второй ступени РН, ракетного РБ доразгона КЛА и одноступенчатого ракетного РБ, разгоняющего КЛА до скорости 3680 м/с | ОРС МЭК с разрывной длиной материала 1000 км | ОРС МЭК с разрывной длиной материала 2000 км |
|---|--|--|
| Разрывная длина материала троса и маховика, км | 1000 | 2000 |
| Масса КЛА m_p , кг | 17000 | 25000 |
| Масса ракетного РБ доразгона КЛА, кг | 8000 | - |
| Масса второй ступени РН m_s , кг | 25000 | 25000 |
| Масса маховика m_b , кг | 50000 | 50000 |
| Начальный момент инерции маховика, $кг \times м^2$ | 378000 | 378000 |
| Начальная угловая скорость вращения маховика, об/мин | 8752 | 12373 |
| Масса ОРС МЭК без активного маховика и активного троса m_{tf} , кг | 500000 | 500000 |
| Площадь поперечного сечения троса, $мм^2$ | 320 | 250 |
| Масса троса m_r , кг | 33280 | 32500 |
| Длина троса, км | 80 | 100 |
| Конечная скорость связки КЛА и ракетного РБ доразгона КЛА при разгоне с помощью ОРС МЭК, м/с | 2600 | - |
| Скорость КЛА в конце работы ракетного РБ доразгона КЛА, м/с | 3680 | - |
| Конечная скорость КЛА, м/с | - | 3680 |
| Конечная скорость второй ступени РН, м/с | 2600 | 3526 |
| Конечная скорость ОРС МЭК при разгоне второй ступени РН, м/с | 111 | 154 |
| Стартовая масса ОРС МЭК $m_{то} = m_{tf} + m_b + m_r$, кг | 583280 | 582500 |
| Максимальная перегрузка, испытываемая КЛА, с учётом коэффициента динамичности | 7,292 | 11,295 |
| Максимальная перегрузка, испытываемая ОРС МЭК, с учётом коэффициента динамичности | 0,582 | 0,893 |
| Масса конструкции одноступенчатого ракетного РБ, разгоняющего КЛА до скорости 3680 м/с, m_{f1} , кг | 5500 | 8675 |
| Масса топлива одноступенчатого ракетного РБ, разгоняющего КЛА до скорости 3680 м/с, m_{b1} , кг | 43900 | 69403 |
| Стартовая масса одноступенч. ракетного РБ, разгоняющего КЛА до скорости 3680 м/с, $M_{o1} = m_{f1} + m_{b1} + m_p$, кг | 66400 | 103078 |
| Массовые затраты одноступенчатого ракетного РБ, разгоняющего КЛА до скорости 3680 м/с, $M_{exp1} = m_{f1} + m_{b1}$, кг | 49400 | 78078 |
| Массовые затраты ОРС МЭК и ракетного РБ доразгона КЛА на разгон КЛА при кратности использования $n = 30$ M_{exp2} , кг | 16230 | - |
| Массовые затраты ОРС МЭК на разгон КЛА при кратности использования $n = 30$ M_{exp2} , кг | - | 8170 |
| M_{exp1} / M_{exp2} | 3,04 | 9,55 |

При оценке массовых затрат ОРС МЭЖ было принято:

- 1) КПД электропривода маховика ТРУ равен 85 %;
- 2) масса системы электроснабжения ОРС МЭЖ, выделяемая на обеспечение функционирования ТРУ, равна 30000 кг, а её среднесуточная мощность – 100 кВт;
- 3) масса вспомогательных устройств ТРУ ОРС МЭЖ равна массе маховика.

На рис. 7 представлен график зависимости суммарных массовых затрат ОРС МЭЖ первого этапа развёртывания, созданной на основе материала с разрывной длиной 1000 км, и ракетного РБ доразгона КЛА на разгон КЛА массой 17000 кг до скорости 3680 м/с от кратности использования ОРС МЭЖ.

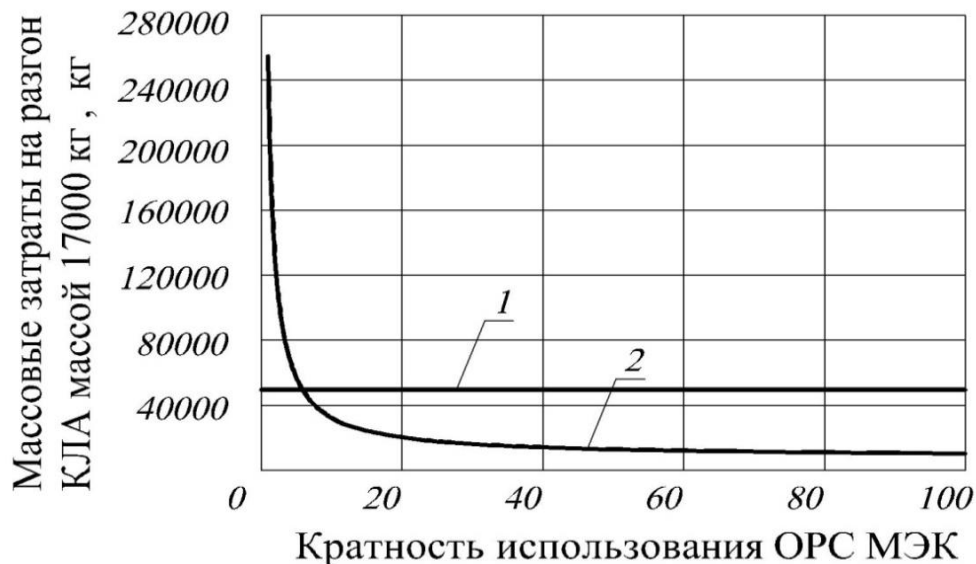


Рисунок 7 - Зависимость суммарных массовых затрат ОРС МЭЖ, созданной на основе материала с разрывной длиной 1000 км, и ракетного РБ доразгона КЛА на разгон КЛА массой 17000 кг от кратности использования ОРС МЭЖ: 1 – ракетный одноступенчатый РБ; 2 – ОРС МЭЖ с восстановлением орбитальной скорости ОРС за счёт торможения второй ступени РН и ракетный РБ доразгона КЛА массой 8000 кг

Из рис. 7 видно, что при кратности использования, равной 20, суммарные массовые затраты ОРС МЭЖ, созданной на основе материала с разрывной длиной 1000 км, и ракетного РБ доразгона КЛА на разгон КЛА массой 17000 кг примерно в 2,4 раза меньше аналогичных затрат обычного одноступенчатого ракетного РБ.

При кратности 30 – меньше в 3,0 раза, при кратности 50 – меньше в 3,8 раза.

На рис. 8 представлен график зависимости массовых затрат ОРС МЭЖ второго этапа развёртывания, созданной на основе материала с разрывной дли-

ной 2000 км, на разгон КЛА массой 25000 кг до скорости 3680 м/с от кратности использования ОРС МЭЖ.

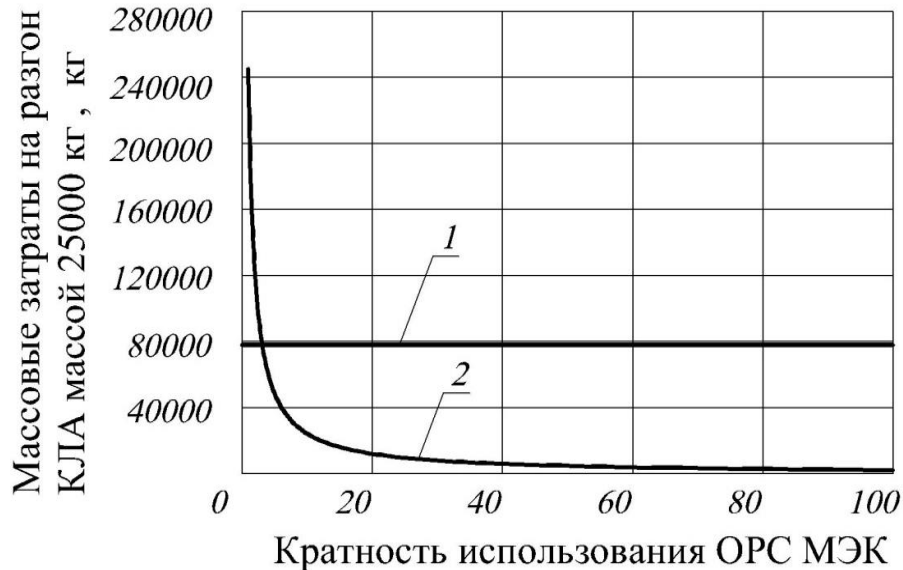


Рисунок 8 - Зависимость массовых затрат ОРС МЭЖ, созданной на основе материала с разрывной длиной 2000 км, на разгон КЛА массой 25000 кг от кратности использования ОРС МЭЖ: 1 – ракетный одноступенчатый РБ; 2 – ОРС МЭЖ с восстановлением орбитальной скорости ОРС за счёт торможения второй ступени РН

Из рис. 8 видно, что при кратности использования, равной 20, массовые затраты ОРС МЭЖ, созданной на основе материала с разрывной длиной 2000 км, на разгон КЛА массой 25000 кг примерно в 6,4 раза меньше аналогичных затрат обычного одноступенчатого ракетного РБ. При кратности 30 – меньше в 9,6 раза, при кратности 50 – меньше в 15,9 раза.

Выводы

1. Одним из направлений уменьшения массовых затрат на разгон беспилотных КЛА марсианских экспедиционных комплексов является создание околоземной орбитальной разгонной станции, осуществляющей катапультный разгон КЛА с помощью тросового разгонного устройства, связывающего ОРС и КЛА тросом и обеспечивающего при их разгоне встречное ускоренное движение КЛА и ОРС. В качестве привода ТРУ используется маховик.

2. Перспективным направлением уменьшения массовых затрат на разгон КЛА с помощью ОРС является использование схемы разгона КЛА, предусматривающей компенсацию потери орбитальной скорости ОРС, имеющей место при разгоне КЛА, за счёт катапультного разгона второй ступени многоразовой двухступенчатой ракеты-носителя со всеми спасаемыми ступенями, доставля-

ющей КЛА непосредственно к ОРС. Разгон второй ступени РН осуществляется против движения ОРС, то есть ступень тормозится относительно Земли.

3. Схема запуска КЛА с помощью ОРС с использованием торможения второй ступени РН отличается от обычной схемы запуска КЛА с помощью ракетного РБ крайне малыми массовыми затратами при высокой кратности использования ОРС.

Так, при применении в качестве материала троса и маховика ТРУ ОРС гипотетического материала троса космического лифта с разрывной длиной (удельной прочностью) 10000 км массовые затраты ОРС МЭК на разгон КЛА более чем в 10 раз меньше аналогичных затрат обычного одноступенчатого ракетного РБ при кратности использования ОРС МЭК, равной 20.

При кратности 50 соответствующие массовые затраты меньше в 25 раз, при кратности 100 – меньше в 50 раз. Создание материала с разрывной длиной порядка 10000 км представляется возможным предположительно к началу XXII века.

4. Высокая массовая эффективность схемы запуска КЛА с помощью ОРС с использованием торможения второй ступени РН позволяет при использовании этой схемы реализовать проект ОРС транспортной системы «Земля-Мартс» даже при использовании материалов с низкой разрывной длиной.

Существенное снижение массовых затрат на разгон КЛА возможно уже при использовании в конструкции ТРУ ОРС материала с меньшей на порядок разрывной длиной по сравнению с материалом троса космического лифта.

Создание материалов с разрывной длиной порядка 1000 км можно ожидать предположительно во второй половине XXI века.

5. ОРС МЭК первого этапа развёртывания, созданная на основе материалов с разрывной длиной порядка 1000 км и оснащённая двумя маховиками массой по 50000 кг, обеспечивает разгон связки КЛА массой 17000 кг и ракетного РБ доразгона КЛА массой 8000 кг до скорости 2,6 км/с.

Последующий доразгон КЛА до скорости 3,68 км/с осуществляется с помощью ракетного РБ доразгона КЛА. При кратности использования, равной 20, суммарные массовые затраты ОРС МЭК и ракетного РБ доразгона КЛА на разгон КЛА массой 17000 кг примерно в 2,4 раза меньше аналогичных затрат обычного одноступенчатого ракетного РБ. При кратности 30 – меньше в 3,0 раза, при кратности 50 – меньше в 3,8 раза.

6. ОРС МЭК второго этапа развёртывания, созданная на основе материалов с разрывной длиной порядка 2000 км и оснащённая двумя маховиками массой по 50000 кг, обеспечивает разгон КЛА массой 25000 кг до скорости 3,68 км/с уже без использования ракетного РБ доразгона КЛА.

При кратности использования, равной 20, массовые затраты ОРС МЭК на разгон КЛА массой 25000 кг примерно в 6,4 раза меньше аналогичных затрат обычного одноступенчатого ракетного РБ.

При кратности 30 – меньше в 9,6 раза, при кратности 50 – меньше в 15,9 раза.

Литература

1. Худяков С.Н. О перспективах реализации способа разгона космического летательного аппарата с использованием катапультно отбрасываемого много-разового разгонного блока // Материалы 54-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Часть 1. Калуга: Изд-во АКФ «Политоп», 2019. С. 357-359.
2. Худяков С.Н. О возможности уменьшения более чем на порядок массовых затрат на разгон беспилотных космических летательных аппаратов марсианских экспедиционных комплексов при использовании орбитальной разгонной станции // Материалы 56-х Научных чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Часть 1. Калуга: ИП Стрельцов И.А. (Изд-во «Эйдос»). 2021. С. 236–238.
3. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. Коротеева А.С. / М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006. 320 с.
4. Нуралиева А.Б. О динамике троса космического лифта // Диссертация на соискание учёной степени кандидата физико-математических наук. М.: Институт прикладной математики, 2012. 103 с.

УДК 629.7

eLIBRARY.RU: 55.49.09

А.В. Миловидов, С.А. Серебрянский

Московский авиационный институт

(национальный исследовательский университет), г. Москва

**ПРИМЕНЕНИЕ ПОДАТЛИВЫХ МЕХАНИЗМОВ
В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ
APPLICATION OF COMPLIANT MECHANISMS
IN THE AEROSPACE INDUSTRY**

Аннотация: при создании новых космических летательных аппаратов требуются новые материалы и механизмы. Они должны выполнять свою функцию, выдерживать действующие нагрузки и иметь достаточно низкую удельную массу. Снижение веса является первоочередной задачей проектирования космического летательного аппарата. Рассматривается возможность использования податливых механизмов в конструкции космических аппаратов.

Ключевые слова: конструкционные материалы, податливый механизм, жёсткость, долговечность, методы проектирования.

Abstract: when creating new spacecraft, new materials and mechanisms are required. They must perform their function, withstand the operating loads and have a sufficiently low specific gravity. Weight reduction is the primary task of designing a spacecraft. In this paper, the possibility of using malleable mechanisms in the design of spacecraft is considered.

Keywords: structural materials, compliant mechanism, rigidity, durability, design methods

Введение

Развитие космической техники требует постоянного развития технологий изготовления конструкционных материалов, которые позволят снизить массу летательных аппаратов, с требуемыми показателями жёсткости, надёжности в широком диапазоне температур, а также увеличат гарантийный срок [1].

Сегодня производство по-настоящему востребованного конкурентоспособного продукта немислимо без масштабной проектно-конструкторской, производственной и послепродажной кооперации посредством интегрированных ИТ-систем [2].

Более подробно рассмотрим основные особенности податливых механизмов, а затем перейдем к материалам.

Податливые механизмы – это механизмы, передающие движение с помощью деформации собственных частей.

Преимущества:

1. Уменьшение количества деталей

Так как при проектировании мы представляем механизм, как сплошную среду, заключенную в определённом объёме, то разделение конструкции на отдельные фрагменты будет производиться только в случае крайней необходимости, либо удобства при эксплуатации.

2. Простота изготовления и сборки

Отсутствие, в общем случае, каких-либо отдельных частей автоматически упрощает сборку, либо вовсе освобождает конструкцию от неё.

3. Уменьшение веса

Все части механизма возможно оптимизировать, в том числе те, что отвечают за кинематику, что в обычных механизмах практически недоступно [3, 4].

4. Уменьшение трения и износа

Так как конструкция представляет собой сплошную среду с минимальным количеством соединений, то и трения с износом удаётся избежать.

5. Сокращение расходов на техническое обслуживание

Отсутствие подшипников позволяет не смазывать их, и использовать податливый механизм до выхода из строя. Однако в таком случае приходится заменять весь механизм, так как он является цельной конструкцией [5, 6].

6. Накопление энергии и деформации

Так как любое изменение положения точки тела приводит к деформации, то будет возникать усилие, сопротивляющееся деформации. Такую закономерность можно использовать с пользой, создавая амортизационный эффект; также появляется возможность задавать более сложную динамику движения конструкции.

7. Высокая точность движения точек тела

Любое движение возникает за счёт деформации тела, также полное отсутствие люфта – все эти критерии говорят о том, что эти механизмы очень точны при воспроизведении движения. Это подтверждается на практике: податливые механизмы используются в электронике.

Ограничения:

1. Сложность проектирования и анализа конструкции

Так как любое движение приводит к деформации, то при работе механизма будет возникать множество взаимосвязанных явлений, которые придётся учитывать при проектировании такого рода конструкций [7, 8]. Всё усложняется, тем что сама по себе задача является нелинейной и требует более сложных методов расчёта.

2. Накопление энергии и деформации

В механизме возникают усилия, сопротивляющиеся движению, и из этого следуют не только плюсы, но и минусы: не в каждом механизме требуется накопление энергии, как и сопротивление движению.

3. Усталость

Ввиду того, что на конструкцию воздействуют переменные по времени нагрузки, происходит большая деформация в пределах упругости; поэтому необходимо учитывать усталость материала [9, 10].

4. Диапазон отклонения в среднем не превышает 10 %

Так как для предсказуемости работы конструкции необходимо удерживать возникающие напряжения ниже предела упругости, то и слишком большие деформации недопустимы.

Примеры применения

Пускай название таких конструкций и непривычно, однако появились они достаточно давно и сейчас активно используются. Однако их применение специфично, и имеет определённые ограничения.

Почти все пластиковые элементы, как-либо связанные с кинематикой, являются цельной конструкцией с тонкими элементами в местах изгиба. За счёт этих гибких элементов происходит относительное движение одной части конструкции относительно другой. На этом принципе основана большая часть пластиковых крышек (рис. 1), защёлков и прочих, пускай и не очень долговечных, но всё же удобных приспособлений.



Рисунок 1 - Пластиковая крышка с двумя стабильными положениями

Однако ответственные конструкции, рассчитанные на то, чтобы деформироваться при эксплуатации, также существуют и нашли свое применение, например, рессоры (рис. 2) и пружины. Эти элементы при проектировании рассчитывают не только на прочность, но и на необходимые перемещения при эксплуатации.

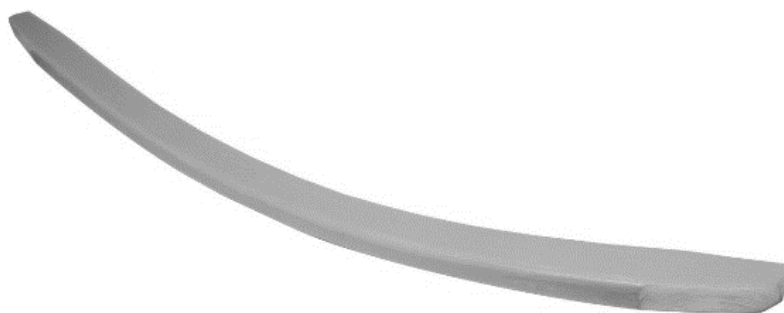


Рисунок 2 - Композитная рессора

Менее распространенное, но крайне интересное использование податливых механизмов в конструкции винта вертолѐта.

Для изменения угла атаки лопастей и их крепления к валу применяются пластинчатые торсионы (рис. 3), податливые при кручении; таким образом мы избегаем использования сложной шарнирной конструкции.

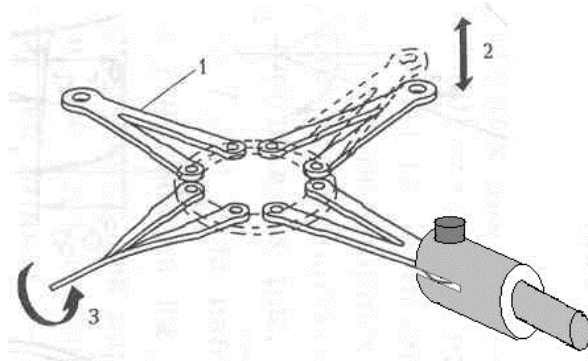


Рисунок 3 - Пластинчатый торсион в винте вертолѐта

Так как конструкция монолитна, её можно изготовить с помощью аддитивных технологий, избегая лишней сборки, и за счёт этого возникает возможность изготовления и ремонта деталей, например, податливых подшипников ограниченного поворота (рис. 4), сразу в космосе, без необходимости отправки определённых деталей, вышедших из строя. Единственное, что будет нужно – это установка, способная изготовить такие детали, и отправка материала необходимого для изготовления.

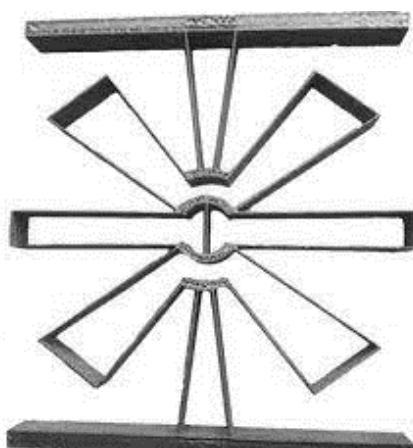


Рисунок 4 - Податливый подшипник ограниченного поворота

Принципы работы

Работа любого податливого механизма основана на трёх параметрах конструкции: топология, геометрия и материал.

Под топологией подразумевается взаимное расположение элементов, разновидности элементов (их типы) и их соединения. С помощью этих параметров можно контролировать основополагающие законы движения точек механизма, восприятие и распределение нагрузок по конструкции. Под геометрическими параметрами понимаются толщина, длина и ширина соединений, определённых топологией. С помощью этих параметров можно контролировать перемещения в соединении и воспринимаемые ими нагрузки. Самым важным свойством, которое учитывается при проектировании гибких механизмов, является модуль упругости. Стоит уточнить, что важной является величина, обратная упругости, а именно податливость. С помощью этого параметра можно контролировать напряжения и усилия, возникающие в конструкции. Также задавать реакцию конструкции на определённые величины нагрузки.

Методы проектирования

Проектирование гибких механизмов достаточно трудоёмко, так как требует большого количества вычислений, вызванного сложностью взаимодействия между элементами конструкции, также поведение гибких механизмов менее очевидно по сравнению с обычными, так что умозрительные заключения при проектировании таких механизмов не слишком эффективны.

Были разработаны способы, позволяющие упростить разработку таких конструкций. Условно их можно разделить на три большие группы: ограничение степеней свободы, модель псевдожёсткого тела и топологическая оптимизация. Три этих метода кардинально отличаются подходами к анализу механизма и принципам его построения.

Ограничение степеней свободы

Основной принцип заключается в том, что мы рассматриваем податливый механизм (рис. 5) как промежуточное соединение между двумя ступенями, обеспечивающее определённый закон движения одной ступени относительно другой. Закон движения определяется за счёт установления требований к степеням свободы и ограничения.

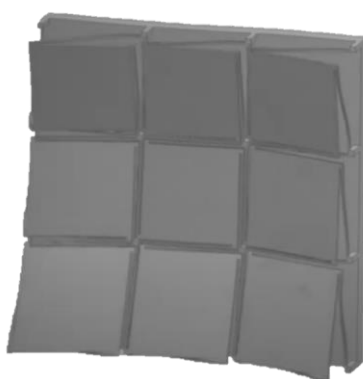


Рисунок 5 - Пример механизма с ограничением степеней свободы

Топологическая оптимизация

Этот подход представляет конструкцию в виде изначально неподвижного тела, у которого задана только геометрия, затем на этот объект прикладываются нагрузки и необходимые перемещения, чтобы механизм мог выполнять необходимые функции. Затем с помощью анализа напряжений и кинематики точек конструкции алгоритм изменяет форму объекта (рис. 6), способ соединения звеньев (условно), и, варьируя этими параметрами, получает оптимальную конструкцию при заданных условиях для заданной задачи.



Рисунок 6 - Пример топологической оптимизации

Модель псевдожесткого тела

Метод состоит в том, что используются в конструкции гибкие элементы, которые уже были разработаны до этого, чтобы упростить разработку необходимого механизма. По сути, мы заменяем шарниры, ползуны и прочие элементы на гибкие аналоги (рис. 7).

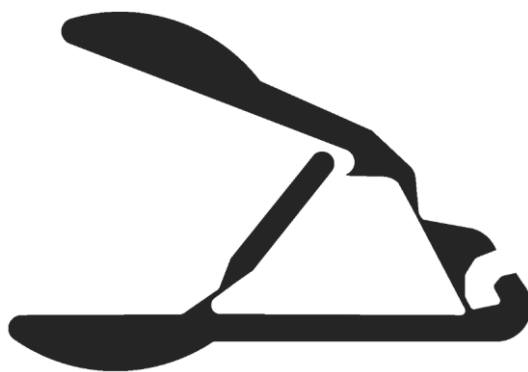


Рисунок 7 - Пример механизма, спроектированного методом псевдожесткого тела

Материалы, возможные для использования

Ввиду свойств материалов и их изменения в зависимости от температуры, при эксплуатации податливых механизмов стоит избегать высоких температур, так как начинают проявляться ползучесть и ослабление напряжений.

Основные сравнительные характеристики (см. табл. 1):

- предел текучести;
- модуль упругости;
- температурный коэффициент расширения;
- коэффициент диффузии тепла (обратный коэффициенту теплопроводности);
- плотность.

Таблица 1 - Сравнительные характеристики основных конструкционных материалов

| Материалы | σ_T/E | α_T/α_p | E/ρ |
|-----------|--------------|---------------------|----------|
| Титан | 1,00 | 0,14 | 0,92 |
| Алюминий | 0,70 | 1,00 | 1,00 |
| Сталь | 0,09 | 0,13 | 0,94 |
| Инвар | 0,19 | 0,87 | 0,70 |

Примечание: σ_T – предел текучести; E – модуль упругости; α_T – коэффициент диффузии тепла; α_p – температурный коэффициент расширения; ρ – плотность.

Диапазон отклонения (предел текучести и модуль упругости)

Чем выше предел текучести и ниже модуль упругости, тем большее перемещение способно выдержать податливое звено. Ниже представлены зависимости напряжений (на оси ординат) от перемещений (на оси абсцисс) (рис. 8).

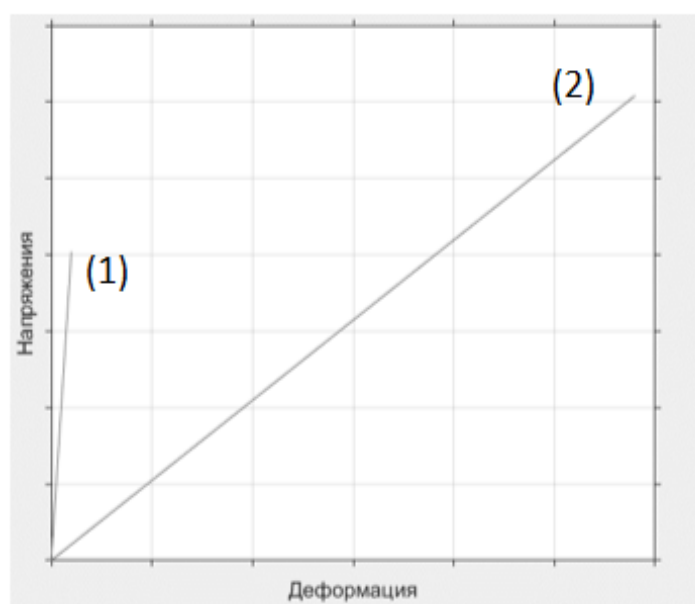


Рисунок 8 - График зависимости напряжений от деформации

Как видно, в первом случае при большом пределе текучести и небольшом модуле упругости (определяет угол между прямой и абсциссой) достигается достаточное перемещение, во втором же случае, при небольшом пределе текучести и большом модуле упругости, перемещение гораздо меньше.

Изменение формы и распределения напряжений из-за разности температур (температурный коэффициент расширения и коэффициент диффузии тепла)

При неравномерном нагреве конструкции будет происходить распределение тепла и расширение тела в определённых местах. Поэтому при низком коэффициенте диффузии и высоком коэффициенте расширения конструкция будет неравномерно расширяться, что будет влиять на её форму, кинематику, распределение напряжений. Поэтому стоит выбирать материалы с высокой диффузией тепла и низким коэффициентом расширения, чтобы избежать эти проблемы.

Колебания системы (плотность и модуль упругости)

В первом приближении к проблеме колебаний системы, можно подойти рассматривая податливый механизм как систему пружин, имеющих грузы (грузы имитируют собственную массу узлов системы).

Тогда можно воспользоваться моделью пружинного маятника для анализа колебаний. Воспользовавшись данной формулой:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{m}{k}},$$

где: m – масса элемента; k – жесткость элемента.

Можно заметить, что влияют на параметр колебаний два свойства материала: модуль упругости и плотность.

Исходя из той же формулы можно заключить, что чем больше модуль упругости и меньше масса, тем большая частота вибраций будет в конструкции.

Далее более подробно рассмотрим основные разновидности материалов и их особенности применения в податливых механизмах.

Металлы

Этот тип материалов один из самых изученных и при этом удобен в расчётах; такие свойства, как высокая прочность, упругое восприятие нагрузок, изотропность позволяют использовать его в податливых механизмах (обычно так и делают), однако явления наклёпа и усталости могут ограничить их использование.

Композиционные материалы

Эти материалы представляют собой объединение свойств металлов и пластмасс; за восприятие нагрузок отвечают поликристаллические тела, а за передачу напряжений и связь волокон полимеры.

Также одним из интересных свойств является их анизотропность, которая позволяет достигать податливости не только топологией и геометрией, но и внутренним строением материала. Однако на данный момент удачных примеров использования этих материалов в податливых механизмах нет. Отчасти это связано со сложностью расчётов данных конструкций и большой дефектностью самого материала.

Пластмассы

Материалы этого типа редко используют в ответственных частях конструкции ввиду определённых особенностей – таких, как ползучесть, вязкоупругие свойства, зависящие от времени, внутреннее трение системы, история деформаций. Всё это не позволяет использовать пластмассы в ответственных частях податливых механизмов.

Основные особенности эксплуатации

Податливый механизм – это конструкция, характеристики которой зависят от свойств материалов, например, прочность и жёсткость, которые определяют другие характеристики системы. Однако свойства материала зависят от многих факторов: повышенные или пониженные температуры, усталость, шероховатость поверхности. Далее представлены некоторые факторы, влияющие на ограничения в эксплуатации податливых механизмов.

При повышенных температурах происходит множество явлений, ухудшающих упругие свойства материалов, например, ползучесть (в данном случае постепенный переход упругих деформаций в пластические), релаксация напряжений, уменьшение модуля упругости. Всё это негативно сказывается на долговечности и предсказуемости работы конструкции.

При пониженных же температурах, появляется опасность возникновения трещин в гибких элементах при больших деформациях, что также уменьшает ресурс конструкции. Влияет также шероховатость поверхности изгибающихся элементов.

При циклическом нагружении возникает усталость материала, что также приводит к более быстрому возникновению трещин и разрушению конструкции. При ударных нагрузках только образовавшиеся трещины могут мгновенно вырасти, что приведёт к резкому отказу механизма.

Заключение

Таким образом, влияние свойств материала, используемого в податливых механизмах, на характеристики конструкции крайне велико. Есть свойства материалов, которые сильнее всего влияют при проектировании: такие, как предел прочности, модуль упругости и плотность.

Другие свойства определяют особенности эксплуатации механизмов, например, трещиностойкость, хладноломкость, температурный коэффициент расширения. Всё это задаёт определённые ограничения к применимости таких конструкций. Эти ограничения еще предстоит исследовать.

Можно выделить основные типы материалов и границы их применимости в податливых механизмах.

На данный момент основным конструкционным материалом, используемым в важных узлах с гибкими элементами, являются металлы.

Комбинация их свойств и хорошая база исследований позволяют относительно легко предсказывать поведение материала, однако изготовление из металлов гибких элементов остаётся трудоёмким процессом.

Композиционные материалы на данный момент почти не используются в податливых механизмах, так как сложность использования для композитов проекторочных методов, разработанных для металлов, не позволяет в полной мере раскрыть их преимущества.

Пластмассы ввиду своих не слишком удовлетворительных конструкционных свойств могут быть использованы для проверки кинематики и стабильных положений. Также их можно будет использовать в макетах. В ответственных узлах применение пластмасс сильно ограничено.

В будущем предстоит проектировать геометрию податливых механизмов с учётом свойств материалов. Также необходимо понять, как способы изготовления гибких элементов будут влиять на конечные свойства конструкции.

Литература

1. Использование новых конструктивных материалов в ракетно-космической технике / А.В. Семрак, Р.Д. Иванов, М.Е. Баранов и др. // Решетнёвские чтения, 2012. – Т. 1. – С. 339–340.
2. Братухин А.Г., Серебрянский С.А., Стрелец Д.Ю. и др. Цифровые технологии в жизненном цикле российской конкурентоспособной авиационной техники. Москва, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020, 448 с. – ISBN 978-5-4316-0694-6.
3. Осяев А.Т. Формирование облика беспилотного летательного аппарата в едином информационном пространстве жизненного цикла с использованием программно-аппаратных платформ / А.Т. Осяев, С.А. Серебрянский, И.В. Куприков // Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения. Тезисы 1-ой Международной научно-технической конференции. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). М.: Изд-во "Перо", 2022. С. 169–171.
4. Resulkulyeva G. Aircraft Fuselage, Wing, and Empennage Design Weight Model Based on Regression Analysis / G. Resulkulyeva, S. Serebryansky // Proceedings of 2022 15th International Conference Management of Large-Scale System Development, MLSD 22:15, 26–28 09 2022. Moscow, 2022. DOI: 10.1109/MLSD55143.2022.9934439.
5. Titov E. Theoretical Model of the Methodology of Landing Gear Bracket Design Taking into Account the Adjusted Calculation for Shear Bolt Design / E. Titov, S. Serebryansky // E3S Web Conf., 446 (2023) 03006 Published online, HSTD 2023:2, 10 November 2023. DOI: 10.1051/e3sconf/202344603006.

6. Titov E. Approach to Designing a Construction of Typical Main Landing Gear Brackets of an Aircraft / E. Titov, S. Serebryansky // Proceedings of 2023 16th International Conference Management of Large-Scale System Development, MLSD 2023:16, Moscow, 26–28 09 2023. Moscow, 2023. DOI: 10.1109/MLSD58227.2023.10303898.
7. Миловидов А.В. Применение податливых механизмов в аэрокосмической отрасли // Идеи Циолковского в теориях освоения космоса. Материалы 58-х Научных чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского, Калуга, 19–21 сентября 2023 года. Часть 1. Калуга: Изд-во Эйдос, 2023. С. 229–232.
8. Abramov J. Iterative design of aircraft airframe components and assemblies / J. Abramov, S. Serebryansky // E3S Web of Conferences 383, (2023) 05001 Published online, TT21C-2023: 24 April 2023. DOI: 10.1051/e3sconf/202338305001.
9. Титов Е.И. Расчёт слабых звеньев конструкции основных опор шасси самолёта в статической постановке задачи // Идеи Циолковского в теориях освоения космоса. Материалы 58-х Научных чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского, Калуга, 19–21 сентября 2023 года. Часть 1. Калуга: Изд-во Эйдос, 2023. С. 331–334.
10. Zhuravlev A. Approach to the selection of the optimal sized of the ear – fork lug / A. Zhuravlev, S. Serebryansky // E3S Web Conf., 383 (2023) 05010 Published online, TT21C-2023: 24 April 2023. DOI: 10.1051/e3sconf/202338305010.

УДК 629.764.7
eLIBRARY.RU: 89.17.25

П.М. Бечаснов, А.М. Ильин

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

**МНОГОРАЗОВАЯ ТРЁХСТУПЕНЧАТАЯ СВЕРХТЯЖЁЛАЯ
РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ С ВЫТЕСНИТЕЛЬНОЙ ПОДАЧЕЙ
REUSABLE THREE-STAGE SUPERHEAVY BOOSTER
WITH PRESSURE FEED**

Аннотация: Даны предложения по снижению стоимости выведения на орбиту через создание сверхтяжёлой многоразовой РН с вытеснительной подачей топлива. В предложенной концепции критически переосмыслен и адаптирован к российским условиям опыт развития проектов Sea Dragon и SEALAR. Обоснован предлагаемый к дальнейшей проработке облик ракеты: топливная пара «жидкий кислород+переохлаждённый пропан», унифицированная для всех ступеней камера сгорания с абляционной теплозащитой и сопло разного уширения, металлические баки и наддув гелием из захлажденных баллонов, подогреваемым газогенератором. Оценена доля ПН, не уступающая системе Super-Heavy-Starship, предложены способы спасения ступеней.

Ключевые слова: многоразовая ракета-носитель, вытеснительная подача, сверхтяжёлая ракета-носитель.

Abstract: Proposals are made to reduce the cost of launching into orbit through the development of a super-heavy reusable booster with propellant pressure feed. The proposed concept critically rethinks and adapts the experience of Sea Dragon and SEALAR projects development to Russian conditions. The rocket design proposed for further development is substantiated: liquid oxygen and supercooled propane propellants, unified for all stages ablation-cooled combustion chamber with different nozzle widening, metal tanks and helium displacement where helium from refrigerated cylinders heated by a gas generator. The payload share of rocket, which is not inferior to the SuperHeavy-Starship system, has been estimated, and methods of stage rescue have been proposed.

Keywords: reusable launch vehicle, pressure feed, super-heavy launch vehicle.

Введение

В настоящее время проработаны направления космической деятельности со значительным экономическим эффектом: развертывание группировок наблюдения и связи, космических солнечных электростанций, орбитальное производство, добыча внеземных ресурсов и др. Все эти задачи нуждаются в дешёвом выведении грузов с Земли на орбиту.

С ростом грузоподъёмности РН увеличивается доля её ПН и снижается удельная стоимость выведения. Это побуждает ведущие страны мира разраба-

тывать сверхтяжёлые (с массой ПН более 50 тонн) РН. Однако это весьма дорого, и сейчас ракеты данного класса эксплуатируются только США. Отечественная РН «Енисей» разрабатывается с 2012 года, заявленная стоимость превышает триллион рублей, а её облик и сроки постоянно меняются. Заявлено применение метана и композитов, недавно было выдвинуто требование полной многоэтапности с очередной переработкой и задержкой проекта.

Упростить и удешевить создание сверхтяжёлой РН может следование принципам [1]:

- отказ от безусловной минимизации массогабаритов, унаследованной от проектирования МБР;
- проектирование с минимизацией расходов на разработку, что должно снизить и стоимость серийного изделия;
- упрощение конструкции при приемлемой потере эффективности;
- применение вытеснительной подачи топлива;
- использование коммерческой электроники в системе управления;
- акцент на общемашиностроительных технологиях производства.

Среди мировых аналогов наиболее полно отражает эти принципы проект двухступенчатой орбитальной сверхтяжёлой ракеты-носителя морского базирования Sea Dragon.

Описание проекта Sea Dragon

Доведенный в 1960-х годах до стадии аванпроекта и закрытый в связи со снижением финансирования NASA, этот проект предусматривал создание ракеты с полезной нагрузкой 550 тонн на низкую орбиту, имевшей длину 150 м и диаметр 23 м. Чтобы снизить стоимость эксплуатации, ракета запускалась из состояния буксирования в море, вертикализируясь с помощью балластных цистерн. Такой способ запуска уже был к тому времени чрезвычайно успешно отработан в США на ракетах SeaBee и SeaHorse. Предполагалось спасение по крайней мере первой ступени через приводнение с использованием надувного парашюта.

Циклограмма запуска начиналась с подготовки ракеты и её соединения с грузовыми и балластными цистернами на берегу. В этот момент она также заправлялась керосином. Затем ракета буксировалась на стартовую площадку, где кислород и водород генерировались на месте с помощью электролиза. Балластные цистерны, которые также служили крышкой и защитой кожуха двигателя первой ступени, заполнялись водой, в результате чего ракета опускалась вертикально, а вторая ступень находилась над ватерлинией. Затем можно было провести последние проверки и запустить ракету.

На обеих ступенях должны были быть установлены одиночные двигатели тягой в 36000 тс для первой ступени и 6000 тс для второй, причём на первой ступени должна была использоваться топливная пара «жидкий кислород + керосин», а на второй «жидкий кислород + жидкий водород». Давление в них должно было составить 20 бар и 7 бар соответственно, охлаждение предусматривалось внешним нерегенеративным (!).

По мере подъёма ступени давление падало. К этому моменту ракета поднималась на 40 км и набирала скорость 1,8 км/с. После отделения второй ступени первая приводнялась на расстоянии около 290 км, с возможностью последующей буксировки обратно в порт для ремонта.

Оба двигателя по проекту имели механизацию качания в двух плоскостях, а на второй ступени должен был устанавливаться ещё и выдвижной сопловой насадок. Наддув должен был производиться через испарение основных или вспомогательных компонентов, размещённых в дополнительных баках, в теплообменниках, размещаемых на двигателях.

Массовая доля топлива в обеих ступенях составляла 0,88. Стоимость выведения полезной нагрузки в 1963 году оценивалась после окупания средств на разработку около 59 долларов за кг (примерно 575 долларов за кг в ценах 2023 года).

Анализ проекта Sea Dragon

В проекте Sea Dragon был заложен ряд решений, обусловленных общим уровнем развития американской ракетной техники 1960-х годов. Поэтому прямое заимствование его концепции для создания российской сверхтяжёлой РН было бы нерационально.

Так, для верхней ступени предусмотрено использование жидкого водорода, хотя впоследствии было показано, что это существенно увеличивает стоимость пуска за счёт необходимой для работы с ним наземной инфраструктуры. Работа с жидким водородом не освоена российской космонавтикой до сих пор, и его первое применение сразу в сверхтяжёлом носителе было бы нерационально.

В Sea Dragon применена система испарительного наддува, в целом близкая по техническому уровню и характеристикам к использованной в Р-7. Однако за прошедшие десятилетия был уверенно освоен наддув гелием, в том числе его хранение в захлаженных жидким кислородом баллонах и последующий подогрев перед подачей в баки. Использование подобного решения значительно сократит массу системы наддува, особенно для сверхтяжёлой ракеты, где теплообмен вытеснительного газа со стенками бака сравнительно малоинтенсивен из-за масштабного фактора.

Также снизить массу топливного отсека может использование сферических несущих баков вместо сложных форм, использованных в Sea Dragon. С этой точки зрения выгодно целесообразно использовать баки с совмещёнными днищами, применение которых для топливных компонентов с одинаковыми температурами хранения было отработано со времени создания проекта.

Несмотря на низкое массовое совершенство ступеней Sea Dragon, их число было ограничено двумя, что существенно сократило полезную нагрузку.

Также трёхступенчатая схема с точки зрения многократного применения обладает рядом преимуществ перед двухступенчатой:

- размещение на ступенях средств спасения приведёт к меньшему снижению ПН;

- вторая ступень будет иметь меньшую орбитальную скорость, что упрощает её спасение;

- верхняя ступень будет легче относительно ПН, что делает принципиально возможным и её спасение.

Внимания заслуживает также предложенный в проекте облик двигателей. Разработка и испытания двигателей подобной тяги, помимо вопросов к устойчивости горения в камерах необходимого объёма (которые были исследованы при создании Saturn-V и, соответственно, не были известны на момент разработки проекта), потребуют создания соответствующей стендовой инфраструктуры и отработки механики управления тягой.

С этой точки зрения целесообразно было бы использовать единую для всех ступеней камеру сгорания, отличающуюся размерами соплового насадка для разных условий работы. Этот подход был отработан в последние десятилетия при создании коммерческих лёгких и сверхлёгких РН. При этом управление вектором тяги рационально организовать газодинамическими путями, чтобы не отрабатывать мощную и тяжёлую гидроавтоматику и шарниры.

Также в аванпроекте Sea Dragon было предложено использование для торможения ступеней перед входом в воду надувных парашютов. Однако опыт работы НПО им. С.А. Лавочкина по проекту «Демонстратор» показал низкую надёжность и эффективность подобного подхода, особенно при высоких скоростях. Поэтому вместо него целесообразно использовать более простую и надёжную, хотя и более тяжёлую, систему ракетного торможения с помощью твёрдотопливных двигателей, тем более что прочностной анализ, приведенный в аванпроекте, показал наличие широкого допуска на скорость входа в воду.

Предлагаемая концепция российской сверхтяжёлой многоразовой РН

В качестве модельного случая, в отсутствие у авторов доступа к анализу полезных нагрузок и обоснования величины ПН в проекте сверхтяжёлой РН «Енисей», была принята в качестве опорной величины стартовая масса 5000 тонн, равная проекту американской системы Super Heavy-Starship.

В ракете должна использоваться топливная пара «метан-кислород» либо «переохлажденный пропан-кислород». По предварительным расчётам они практически равнозначны по массе полезной нагрузки, однако пропан более удобен в эксплуатации из-за возможности длительного хранения при температуре наружного воздуха. Баки компонентов представляют собой сферы с частично совмещёнными днищами, а ступени (и ракета в целом) получают форму усеченного конуса, которая снижает перегрузки и аэродинамический нагрев при повторном входе в атмосферу. Оптимальное давление внутри баков по ранее проведенным расчётам [2] составляет около 15 бар.

Наддув баков производится гелием, который хранится в металлических баллонах, размещаемых внутри топливных баков. Перед подачей в вытеснительный объём топливных баков гелий нагревается, смешиваясь с продуктами сгорания отдельного газогенератора. Его для упрощения конструкции рацио-

нально выполнить на экологически чистых высококипящих компонентах, например, закиси азота и пропилене, хотя возможно и использование основных компонентов. Как показывают предварительные расчёты, при соответствующим принятой стартовой массе размерам баков температура вытеснительного газа внутри них будет мало отличаться от температуры подачи, а прогрев стенок баков не превысит нескольких десятков градусов.

В качестве материала топливных баков и гелиевых баллонов рассматривается свариваемый алюминиевый сплав типа АМгб, либо современная высокопрочная сталь, используемая при создании корпусов подводных лодок [3]. В то время как на этапе выведения оба класса материалов практически равнозначны, на этапе повторного входа в атмосферу большая термостойкость стали может оказаться востребованной.

Камера применяемых двигателей унифицирована между ступенями, а сам двигатель не имеет насоса. Гидростатическое давление, а также давление, необходимое для противодействия весу верхних ступеней, становятся значительными для сверхтяжёлых ракет, и, по предварительным оценкам, приводят к тому, что ступень с насосной подачей будет лишь незначительно превосходить предлагаемую конструкцию с вытеснительной подачей по массовому совершенству.

Конструкция форсуночной головки оптимизирована для создания минимального перепада давлений между магистралью подачи и камерой сгорания, что имеет особое значение для массового совершенства ступени при вытеснительной подаче. Для неё предварительно выбраны однокомпонентные центробежные форсунки [4].

Охлаждение камеры сгорания и начала соплового тракта может быть обеспечено двумя способами.

В первом случае должен использоваться абляционный композитный вкладыш. Его разгар за время работы ступени из-за масштабного фактора будет сравнительно невелик и не скажется на значении удельного импульса, конструкция двигателя будет прочнее, однако двигатель будет требовать восстановления после каждого запуска.

Во втором варианте, при использовании в качестве горючего переохлаждённого пропана, предварительные расчёты показывают возможность регенеративного охлаждения им камеры сгорания. Соответственно, в этом случае двигатель становится полностью многоразовым, однако растёт на несколько атмосфер потребное давление наддува бака с горючим, а камера сгорания, скорее всего, должна будет иметь сферическую форму для уменьшения площади. В обоих вариантах сопло двигателя может быть удлинено сопловым насадком различного уширения из жаропрочного материала.

Двигатели жёстко устанавливаются на топливный отсек. Управление вектором их тяги производится посредством впрыска горючего в закритическую часть сопла. Для первых двух ступеней возможно также использование рассогласования их тяги, для третьей же газодинамическое управление является безальтернативным, если не использовать дополнительную рулевую ДУ.

Как и сами баки, переходные отсеки являются герметичными объёмами и могут находиться под давлением во всех режимах эксплуатации. Такая конструкция упрощает их расчёт и производство, а также снижает массу. При использовании варианта с абляционными вкладышами ракетные двигатели получают достаточную прочность и жёсткость, чтобы нести часть осевых нагрузок в полёте. Это позволит задействовать их в силовой схеме ракеты через сопловые вставки, соединённые с предыдущей ступенью.

Для спасения ступеней предлагается использовать баллистический спуск в атмосфере с последующей посадкой в море. Проведенные оценки показывают, что для первых двух ступеней сжимающие нагрузки при торможении в атмосфере и при контакте с водой в практически значимом диапазоне скоростей значительно ниже, чем вес верхних ступеней с ПН при максимальной перегрузке выведения. Также сравнительно низкая скорость первых двух ступеней позволяет использовать сравнительно простую теплозащиту. После приводнения ступень поддерживается на плаву надувными понтонами и затем буксируется в порт для проведения восстановительных работ. Данный подход был успешно использован при спасении твёрдотопливных ускорителей Space Shuttle и был заложен в проект многоразового жидкостного ускорителя [5].

Принципиально возможным становится и спасение третьей ступени. Как известно, при баллистическом спуске с низкой орбиты масса теплозащиты и средств спасения составляет (20 – 30) % от массы спускаемого аппарата. Если для второй ступени двухступенчатой РН такой дополнительный вес фактически обнуляет ПН, то для третьей ступени трёхступенчатой приводит к потере только около её трети. Такая многоразовая верхняя ступень с достаточным сроком активного существования может быть сведена с орбиты в тот же морской район падения, что и первые две, после ожидания окна выдачи тормозного импульса.

Схема работы с перспективной РН предлагается следующей. Изделие производится на ПО «СевМаш» и спускается на воду. В комплекс также входит буксировочно-заправочное судно, которое несёт на борту запас горючего. Его бортовое оборудование за счёт энергии этого горючего за время следования в пусковой район или заблаговременно производит переохлаждение остаточного запаса горючего и сжижение необходимого количества атмосферного кислорода.

При выходе в пусковой район РН вертикализуется заполнением балластных цистерн, после чего производится её заправка и пуск. ПН может быть размещена в её головной части заблаговременно или непосредственно перед пуском. Необходимо отметить, что запуск сверхтяжёлой РН любой конструкции не может производиться с существующих космодромов, поскольку мощность акустических нагрузок в точке старта способна превысить (180 – 190) дБ, а на расстоянии десятков километров – 150 дБ.

Поэтому ближайший возможный пусковой район после создания ракеты может находиться в Двинской губе. Соответственно, приводнение первой ступени в таком случае происходит в Белом море, а второй – в незамерзающих во-

дах Баренцева моря. В целом, комплекс может иметь высокую автономность плавания и использовать в качестве пусковых различные районы Мирового океана, в т.ч. при базировании на Дальнем Востоке. Однако перед пуском необходимо принять меры для распугивания местной морской фауны.

Расчётная оценка доли полезной нагрузки для предлагаемой концепции

Были оценены достижимые значения удельного импульса двигателей с вытеснительной подачей для первой и последующей ступеней. В расчётах использовалась валидированная по результатам расчёта сертифицированного программного обеспечения СЕА(США) и Terra (Россия) программа RPA v1.2.[6] Параметры расчёта, в т.ч. точка замораживания потока, были дополнительно идентифицированы по поверочному расчёту двигателя Kestrel со второй ступени РН Falcon-1, работавшему на керосине и кислороде с тягой 2 тс и имевшему удельный импульс 327 с.

Расчёт показывает, что для первой ступени при давлении на срезе сопла 0,4 бар при оптимальном соотношении компонентов 2,4 достижимо значение удельного импульса на уровне моря 203 с при 281 с в вакууме. Позитивное влияние масштабного фактора идёт в запас. Значение для уровня моря, конечно, достаточно низко, однако под значимым воздействием потерь на противодействие ракета набирает, по данным баллистического расчёта, только десятую долю необходимой характеристической скорости. Для полёта в вакууме и сопловым насадком под уширение 1:100 удельный импульс составляет 336 с, что мало отличается от параметров двигателя РД-0110. Здесь потери от меньшего давления компенсируются отсутствием потерь от сброса генераторного газа и более эффективной топливной парой.

Отношение тяги к массе для низконапорных двигателей составляет от 1:100 для двигателей первой ступени фирмы Microcosm [7] до 1:85 для двигателя Kestrel. Однако, поскольку в состав последнего входил также узел качания и теплообменник для подогрева вытеснительного газа, в расчётах было принято первое значение.

Плотность топливной пары «пропан-кислород» при полученном выше оптимальном соотношении компонентов и температуре 90 К составляет около 1000 кг/м³. Оценить относительную массу сферических баков предлагаемой РН можно, рассчитав необходимую толщину стенок сферы по формуле Барлоу для давления подачи в двигатель. Соответствующая формула для шар-баллона выводится, например, в [8]. Сжимающие напряжения от веса верхних ступеней и ПН в этом случае идут в запас. Расчёт показывает, что масса сферического бака из АМгб без учёта криогенного упрочнения для средней плотности топливной пары при давлении подачи 15 бар и коэффициенте запаса 1,5 составляет 2,4 % от массы топлива.

Пусть этот расчётный бак наддувается гелием. Температура газа наддува в баке мало зависит от температуры поступающего потока, поэтому при оценочном расчёте этим эффектом можно пренебречь [9]. Пренебрегая давлением

продуктов сгорания газогенератора подогрева и гидростатическим давлением топлива (идёт в запас) и потерями тепла в стенки бака (допустимо из-за масштабного фактора), в соответствии с термодинамическими свойствами гелия находим его плотность при данной температуре и давлении 15 бар, которая составляет приблизительно 0,7 % от массы топлива.

Шар-баллон для гелия при температуре хранения 90 К по использованной выше зависимости можно оценить как имеющий массу, превышающую массу газа в 2,945 раза. Тогда масса гелиевой системы наддува относительно массы топлива составит 2,8 %. При использовании для наддува испарения основных компонентов данный показатель по этому же алгоритму можно оценить в 4,5 %. Тогда массовое совершенство топливных отсеков предлагаемой РН можно оценить как 5,2 % (6,9 % для наддува парами компонентов) от массы топлива для всех ступеней.

В уравнение массового баланса ступени входят также система управления, двигатели и переходные отсеки, так что в общем виде получить показатель массового совершенства нельзя.

Для первой ступени, в отсутствие значимых аэродинамических потерь, оптимальной является почти двукратная стартовая перегрузка, для второй – единичная, для третьей – примерно половина единицы, так что долю двигателей в массовом балансе можно оценить в (2 - 0,5) % соответственно [10]. Доля массы же системы управления для сверхтяжёлой РН будет, скорее всего, пренебрежимо мала.

Эффективность подхода Sea Dragon в отношении массового совершенства переходных отсеков в виде наддуваемых полостей повышенного давления в отсутствие конкретной компоновки нельзя оценить. Поэтому для неё, а также для всех остальных не затронутых анализом выше составляющих массового баланса, использованы типовые значения. Сводка массового баланса РН приведена в табл. 1. В ней также учтена масса системы спасения ступеней.

Поскольку данная система является пассивной, в её массу в основном входят теплозащита и тормозные двигатели. Масса теплозащиты для спускаемых аппаратов класса «несущий корпус», к которым из-за результирующей геометрии относятся ступени предлагаемой РН, составляет (0,12 - 0,2) от конечной массы ступеней [11]. Для нижних ступеней в неё входит теплоизоляция топлива от морской воды.

Масса же тормозных двигателей будет определяться гасимой ими скоростью. По результатам баллистического моделирования повторного входа ступеней предлагаемой РН их скорость на момент приводнения в среднем составляет (150 – 200) м/с. При этом, по данным аванпроекта Sea Dragon, допустимая скорость входа в воду ступени с вытеснительной подачей - около (90 – 100) м/с, т.е. нужно погасить 100 м/с.

Пусть удельный импульс тормозных двигателей составляет 2300 м/с при их работе на экологически чистом двухосновном топливе, а массовое совер-

шенство составляет 0,2. Тогда тормозные двигатели будут составлять порядка 0,05 от сухой массы ступени.

Таблица 1 - Массовый баланс ступеней предлагаемой РН

| Составляющая | Масса в долях от массы топлива ступени, % |
|---|---|
| Топливный отсек | 5,2(6,9) ¹ |
| Незабираемые остатки топлива | 0,5 |
| Переходные отсеки | 0,6 |
| Двигатели | 0,5 - 2,0 ² |
| Итого конечная масса ступени | 6,8 - 8,3(8,5 - 10,0) |
| Тормозные двигатели | 0,05 |
| Теплозащита | 0,15 |
| Итого конечная (для этапа выведения) масса возвращаемой ступени | 8,2 - 10,0 (10,2 - 12,0) |

Примечания:

¹ До скобок указано значение массы при наддуве гелием, в скобках – парами компонентов;

² Диапазон указан при изменении тяговооружённости от типовой для третьей ступени до типовой для первой, соответственно.

Получаемые конструктивные характеристики ступеней при наддуве парами компонентов приблизительно соответствуют проекту Sea Dragon, а при наддуве гелием существенно его превосходят, находясь на уровне РН «Союз».

С использованием полученных значений было проведено баллистическое моделирование основных вариантов реализации РН для запуска из Двинской губы на полярную орбиту.

Расчётная масса полезной нагрузки при оптимальных значениях масс ступеней и их тяговооружённости с сохранением полной стартовой массы на уровне 5000 тонн. Результаты расчёта сведены в табл. 2.

Таблица 2- Масса полезной нагрузки для основных вариантов реализации предлагаемой РН

| Вариант реализации РН | Масса полезной нагрузки, т |
|---|----------------------------|
| Все ступени многоразовые, наддув гелием | 102 |
| Первые две ступени многоразовые, третья – одноразовая, наддув гелием | 106 |
| Полностью одноразовое изделие, наддув гелием | 114 |
| Все ступени многоразовые, наддув парами компонентов | 81 |
| Все ступени многоразовые, наддув первых двух парами компонентов, третьей – гелием | 94 |
| Полностью одноразовое изделие, наддув парами компонентов | 103,5 |

Выводы

Из анализа табл. 2 видно, что наддув гелием позволяет обеспечить расчётную массу ПН при спасении всех ступеней предложенным способом на уровне 100 т при стартовой массе 5000 т. При этом выигрыш в конечной массе ступеней за счёт такого наддува вместо использования пары компонентов позволяет разместить на всех ступенях средства спасения. В таком варианте реализации пуск изделия потребует расхода более 30 т гелия, что достаточно велико, но всё же вполне может быть обеспечено заявленным производством внутри РФ после 2025 года без ущерба для прочих потребителей. Для данного варианта были рассчитаны траектория выведения (рис. 1), траектория повторного входа (рис. 2) и разработана конструктивно-компоновочная схема (рис. 3).

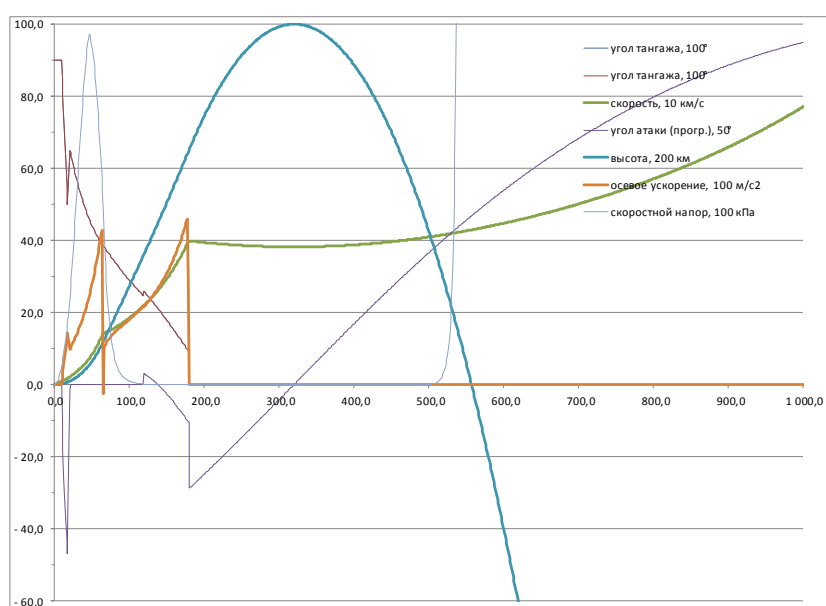


Рисунок 1 - Параметры траектории выведения предпочтительного варианта реализации РН на участке работы первых двух ступеней (до баллистической паузы)

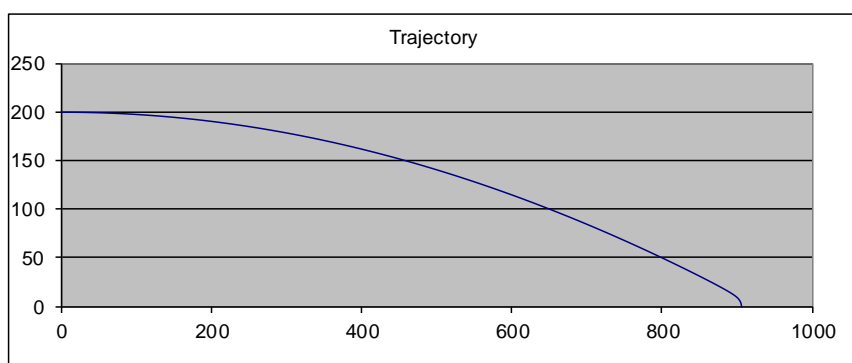


Рисунок 2 - Траектория повторного входа в атмосферу второй ступени, обеспечивающая её приводнение в незамерзающие воды Баренцева моря при пуске РН из Двинской губы на околополярную орбиту

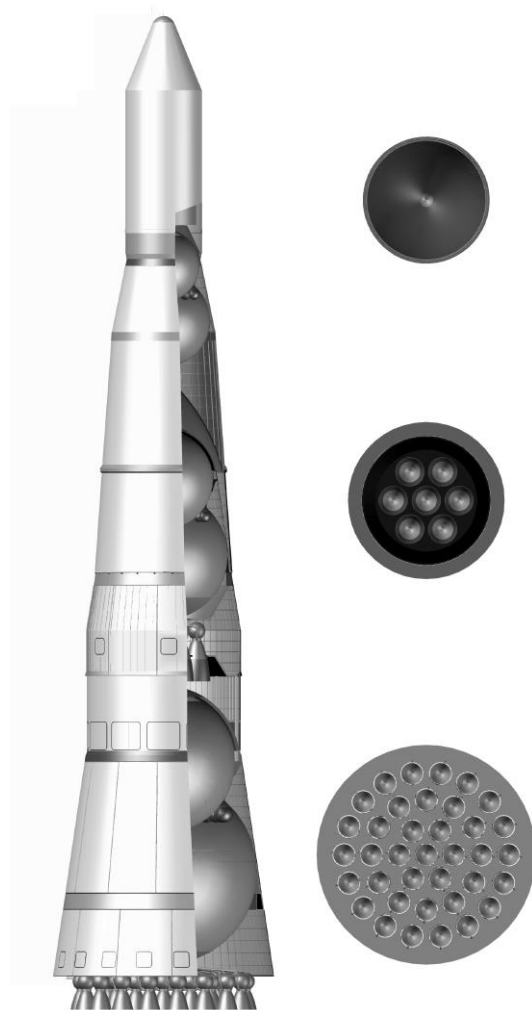


Рисунок 3 - Внешний вид базового варианта предлагаемой РН

Однако более экономически выгодным является наддув гелием только третьей ступени. Хотя при этом в стартовой массе 5000 тонн полезная нагрузка снижается ниже психологического барьера в 100 тонн, однако удельная стоимость выведения существенно падает за счёт снижения затрат дорогостоящего гелия.

Проведенное исследование показало, что за счёт использования наработанного опыта в области ракетостроения проект сверхтяжёлой ракеты с вытеснительной подачей может быть усовершенствован по сравнению с оригинальной концепцией Sea Dragon.

Так, из проекта может быть исключено использование жидкого водорода и обеспечено спасение орбитальной ступени за счёт применения гелиевого наддува, совмещённых днищ баков в топливных отсеках, трёхступенчатой конструкции, а также унифицированных камер сгорания в двигателях всех ступеней.

Доля ПН предложенной ракеты не уступает более высокотехнологичной американской системе Super Heavy-Starship, что даёт разработчикам отечественной сверхтяжёлой РН перспективное направление разработки.

Литература

1. London J.R. LEO on the cheap. Methods for achieving drastic reductions in space launch costs. London: Books for Business, 2002. 248 pp.
2. Бечаснов П.М., Ильин А.М. Возможные принципы построения малобюджетной ракеты-носителя сверхлёгкого класса // Инженерный журнал: наука и инновации, 2023, вып. 5. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-5-2271>.
3. Роль российской науки в создании отечественного подводного флота / под общ. ред. А.А. Саркисова / М.: Изд-во Наука, 2008. 654 с.
4. Бечаснов П.М., Дзись-Войнаровский Н.Н., Ильин А.М. Малобюджетный низконапорный жидкостной ракетный двигатель с абляционно-завесным охлаждением // Перспективы развития двигателестроения: материалы международной научно-технической конференции имени Н.Д. Кузнецова, 21-23 июня 2023 г. в 2 томах, том 2. Самара: Изд-во Самарского университета, 2023. 436 с.
5. Benton M.G. Reusable, Flyback Liquid Rocket Booster for the Space Shuttle // Journal of Spacecraft and Rockets (https://ui.adsabs.harvard.edu/link_gateway/1989JSpRo.26.252B/doi:10.2514/3.26063).
6. Ponomarenko A. RPA - Tool for Rocket Propulsion Analysis // Conference «Space Propulsion – 2014». Cologne, Germany 2014 (https://www.rocket-propulsion.com/downloads/pub/SP2014_2967435_Ponomarenko.pdf).
7. Bauer P.T., Conger R.E, Keith E.L., Wertz J.R Status of the Scorpion Low Cost Launch Services Program (<https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?Article=2465&context=smallsat>).
8. Беляев Н.М., Уваров Е.И. Расчёт и проектирование ракетных систем управления космических летательных аппаратов. М.: Изд-во Машиностроение, 1974. 197 с.
9. Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков ракет / под ред. Ковтуненко В.М. / М.: Изд-во Машиностроение, 1976. 334 с.
10. Куренков В.И. Основы автоматизированного проектирования [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / В.И. Куренков, А.А. Панков / Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т), 2012.
11. Миненко В.Е., Семенов А.Н., Шиляева Е.Н. Проектные особенности спускаемых аппаратов класса «несущий корпус» // Инженерный журнал: наука и инновации, 2013, вып. 7. (<http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/862.html>).

УДК 532.517.4:536.24

eLIBRARY.RU: 55.47.29; 55.49.07

И.Е. Лобанов*ФГБОУ высшего образования «Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)», г. Москва*

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ
НЕИЗОТЕРМИЧНОСТИ НА ГИДРОСОПРОТИВЛЕНИЕ И
ТЕПЛООБМЕН В ТРУБАХ С ПОЛУКРУГЛЫМИ ТУРБУЛИЗАТОРАМИ
ПРИ ТУРБУЛЕНТНОМ ТЕЧЕНИИ ВОЗДУХА
НА БАЗЕ МОДЕЛИ МЕНТЕРА
MATHEMATICAL MODELING OF THE EFFECT
OF NON-ISOTHERMICITY ON HYDRORESISTANCE AND
HEAT TRANSFER IN PIPES WITH SEMICIRCULAR TURBULATORS
DURING TURBULENT AIR FLOW BASED ON THE MENTER MODEL**

Аннотация: Расчётным методом исследована зависимость от температурного фактора в широком диапазоне его изменения ($\theta_c = T_w/T_f = (0,4 \div 4,0)$) распределения осреднённого теплообмена и коэффициента гидросопротивления при турбулентном конвективном теплообмене на воздухе в трубе с последовательностью периодических выступов полукруглой геометрии на основе численного решения системы уравнений Рейнольдса, замыкаемых с помощью модели переноса сдвиговых напряжений Ментера, и уравнения энергии на разномасштабных пересекающихся структурированных сетках. Ранее в данной постановке расчёты проводились только для изотермических условий. Выявлено, что средние значения интенсифицированных неізотермических сопротивления ξ/ξ_0 и теплообмена Nu/Nu_0 явно меньше, чем аналогичные значения для гладких труб $\xi_{гл}/\xi_{гл0}$ и $Nu_{гл}/Nu_{гл0}$ во всём диапазоне относительной температуры стенки θ_c ; влияние на теплообмен температурного фактора в среднем больше, чем на гидросопротивление для всех исследуемых чисел Рейнольдса.

Ключевые слова: моделирование, труба, конвективный, турбулизатор, теплообмен, гидравлическое сопротивление, неізотермичность, температурный фактор, безразмерная температура стенки.

Abstract: The dependence on the temperature factor in a wide range of its variation ($\theta_c = T_w/T_f = 0,4 \div 4,0$) of the distribution of averaged heat transfer and the coefficient of hydroresistance in turbulent convective heat exchange in air in a pipe with a sequence of periodic projections of semicircular geometry based on the numerical solution of the system of Reynolds equations, closed using the model of shear stress transfer Menter, and energy equations on multi-scale intersecting structured grids. Previously, in this formulation, calculations were carried out only for isothermal conditions. It is revealed that the average values of the intensified non-isothermal re-

sistances ξ/ξ_0 and heat transfer Nu/Nu_0 are clearly less than similar values for smooth pipes $\xi_{гл}/\xi_{гл0}$ and $Nu_{гл}/Nu_{см0}$ in the entire range of relative wall temperature θ_c ; the effect on heat transfer of the temperature factor is on average greater than on the hydroresistance for all the Reynolds numbers studied.

Keywords: modeling, pipe, convective, turbulator, heat exchange, hydraulic resistance, non-isothermicity, temperature factor, dimensionless wall temperature.

Введение

Нанесение периодических выступов на стенки омываемых поверхностей является хорошо апробированным на практике способом вихревой интенсификации теплообмена [1, 2]. Интенсификация теплообмена для условий течения теплоносителей в трубах с турбулизаторами проводились и проводятся в основном экспериментальными методами [1, 2], а теоретические исследования довольно немногочисленны, многие из них основаны на интегральных подходах [3 – 6]. На современном этапе исследований задачи аэромеханики и теплофизики отрывных и вихревых течений всё активнее решаются методами многоблочных вычислительных технологий, базирующихся на пересекающихся структурированных сетках [7 – 9]. Настоящее исследование является логическим продолжением вышеуказанных вычислительных методов [4, 10 – 17] для анализа турбулентного течения и теплообмена в трубах с полукруглыми турбулизаторами потока (диафрагмами) с различными относительными высотами, шагами для различных режимов течения теплоносителя с целью более подробного анализа интенсификации неизоэтермического теплообмена, а также гидросопротивления, для воздушных теплоносителей относительной температуры стенки (отношения температуры стенки к среднемассовой): $\theta_c = (0,4 - 4,0)$.

Отличительной особенностью данного исследования, которая позволило учесть влияние неизоэтермичности на теплообмен и гидравлическое сопротивление в трубах с турбулизаторами, является совместное численное решение уравнений неразрывности, количества движения и энергии, в то время как в вышеупомянутых предыдущих работах [4, 10 – 17] сначала решались уравнения неразрывности и количества движения, а затем уже – уравнение энергии.

Математическая и дискретная модели

С помощью полностью неявных конечно-разностных схем на центрированной неравномерной косоугольной сетке решается система уравнений Рейнольдса и энергии, записанных в естественных переменных.

Для расчёта поля давления используется процедура SIMPLEC; имеет место принцип расщепления по физическим процессам. Аппроксимация конвективных слагаемых производится с помощью квадратичной противопоточной схемы.

Рассматривались каналы постоянного цилиндрического сечения с расположенными на стенках восемью турбулизаторами в форме периодических диафрагм полукруглого поперечного сечения.

Численные расчёты для квадратных турбулизаторов были реализованы в работе [4].

Параметры изменялись в следующих диапазонах: $d/D = (0,98 - 0,90)$; $t/D = (0,25 - 1,00)$, где t — шаг размещения турбулизаторов; d — диаметр диафрагмы; D — диаметр трубы; $Re = (10^4 \div 5 \cdot 10^5)$ — число Рейнольдса; $Pr = 0,72$; относительная температура стенки (отношение температур стенки к среднемассовой температуре): $\theta_c = T_w/T_f = (0,4 \div 4,0)$.

При расчёте предполагается, что при рассматриваемом числе турбулизаторов турбулентное течение становится практически установившимся.

В основной части исследования расчёт теплообмена проводился при граничном условии на стенке первого рода с последовательным изменением относительной температуры стенки θ_c в целях установления закономерности изменения интенсификации теплообмена при различных температурных напорах $\theta_c = (0,4 - 4,0)$.

В дальнейшем не будем останавливаться на подробностях непосредственно модельных аспектов численных расчётов по данной методике, поскольку они были рассмотрены в [4, 10 – 16].

Влияние температурного фактора в широком диапазоне его изменения ($\theta_c = 0,4 \div 4,0$) на теплообмен и гидравлическое сопротивление в прямых круглых трубах с периодически расположенными поверхностными турбулизаторами потока полукруглого поперечного сечения при различных геометрических и режимных параметрах

Коэффициент гидравлического сопротивления ξ и осреднённое число Нуссельта Nu для трубы с полукруглыми турбулизаторами при турбулентном конвективном теплообмене в данной работе детерминировались расчётным методом на основе численного решения системы уравнений Рейнольдса, замыкаемых с помощью модели переноса сдвиговых напряжений Ментера, и уравнения энергии на разномасштабных пересекающихся структурированных сетках.

Адекватность применённого метода обоснована тем, что ранее для сравнения в [4, 10 – 16] были использованы аналогичные экспериментальные данные по теплоотдаче и гидравлическому сопротивлению для труб с полукруглыми турбулизаторами или диафрагмами, где имела место хорошая корреляция теории и эксперимента.

Выявленная в предыдущих теоретических работах автора [4, 10 – 16]) адекватность существующим экспериментальным данным реализованной расчётной модели для локальных и осреднённых характеристик течения и теплообмена в трубах с турбулизаторами обуславливает её применение в целях выявления закономерности интегральных (осреднённых) параметров теплообмена в трубах при различных температурных факторах $\theta_c = (0,4 - 4,0)$ в зависимости от геометрии канала и режима течения теплоносителя.

Данный вопрос представляется важным, поскольку необходимо знать величину влияния температурного фактора (в том числе для довольно широкого

диапазона его изменения $\theta_c = (0,4 - 4,0)$ на интенсифицированные теплообмен и гидросопротивление в трубах с турбулизаторами в зависимости от определяющих параметров. Важным представляется вопрос, каковы различия законов изменения теплообмена и сопротивления для гладких труб и труб с турбулизаторами.

В рамках настоящей статьи ставится задача исследования на более высоком уровне по сравнению с интегральными моделями, и с более высокой точностью неизотермического интенсифицированного теплообмена на воздухе ($Pr = 0,72$) в трубах с полукруглыми турбулизаторами для широкого диапазона изменения относительной температуры стенки ($\theta_c = (0,4 - 4,0)$) для наиболее характерных режимных и геометрических характеристик труб с турбулизаторами [1, 2] ($d/D = (0,98 - 0,90)$; $t/D = (0,25 - 1,00)$; $Re = (10^4 - 5 \cdot 10^5)$).

Теплофизические свойства газообразного теплоносителя (в данном случае – воздуха) выбирались так же, как и в монографиях [18].

В качестве основополагающих расчётных относительных симплексов следует избрать параметры ξ/ξ_0 , $Nu_{г\text{л}}/Nu_0$, которые показывают, насколько неизотермические сопротивление и теплообмен отличаются от изотермических в зависимости от температурного фактора θ_c .

Аналогичные зависимости для гладких труб — $\xi_{г\text{л}}/\xi_{г\text{л}0}$, $Nu_{г\text{л}}/Nu_{г\text{л}0}$ выбирались на основании работ [18].

Основанием для такого анализа служит метод относительного соответствия, который находит широкое применение в исследованиях интенсифицированного теплообмена [1, 19, 20].

В дальнейшем полученные расчётные данные позволяют сделать анализ влияния на неизотермические сопротивление и теплообмен (при прочих равных условиях) числа Рейнольдса, относительной высоты (по параметру d/D) и шага между турбулизаторами (t/D).

Теоретические характерные линии тока и изотермы, рассчитанные по предложенной модели, для исследуемых в статье различных температурных факторов в широком диапазоне его изменения ($\theta_c = 0,4 \div 4,0$) в прямых круглых трубах с периодически расположенными поверхностными турбулизаторами потока полукруглого поперечного сечения при различных геометрических и режимных параметрах

В качестве иллюстрации полученных данным методом расчётных данных на рис. 1 приводятся характерные расчётные линии тока для труб с поперечными кольцевыми турбулизаторами полукруглого поперечного сечения для рассматриваемых условий течения для закрытых, полуоткрытых и открытых впадин (классификация по [4 – 6, 15 – 17]).

В данной статье линии тока приводятся при прочих равных условиях, но при максимальной разности для температурного фактора θ_c : для $\theta_c = 0,4$ и $\theta_c = 4,0$, чтобы показать максимальное влияние неизотермичности на них.

На рис. 1 отчётливо видны открытые, полуоткрытые и закрытые впадины между турбулизаторами соответственно (классификация по [4–6, 15–17]): рис. 1, б) и г); рис. 1, а); рис. 1, в).

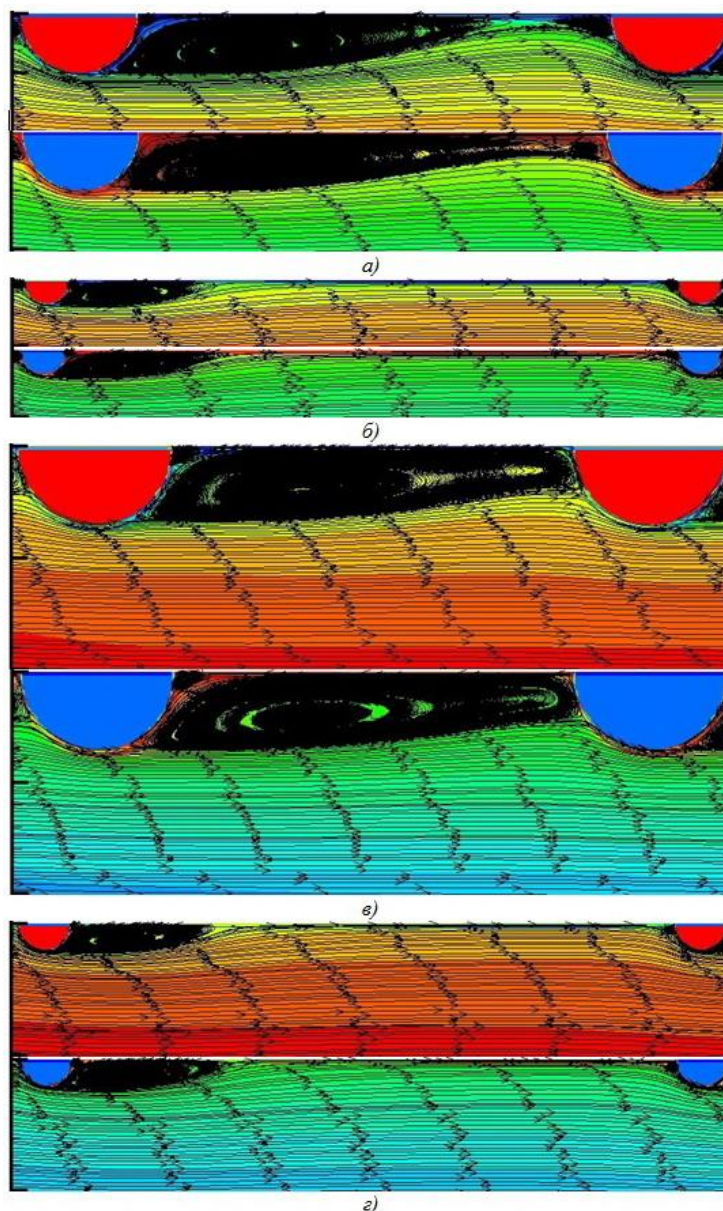


Рисунок 1 - Расчётные линии тока при течении в трубе с турбулизаторами с полукруглыми поперечными сечениями для интенсификации теплообмена при $\theta_c = 4,0$ и $\theta_c = 0,4$ соответственно: а) $d/D = 0,90$; $t/D = 0,50$; $Re = 10^4$; $Pr = 0,72$; б) $d/D = 0,93$; $t/D = 1,00$; $Re = 5 \cdot 10^4$; $Pr = 0,72$; в) $d/D = 0,93$; $t/D = 0,25$; $Re = 10^5$; $Pr = 0,72$; г) $d/D = 0,96$; $t/D = 0,50$; $Re = 5 \cdot 10^5$; $Pr = 0,72$

Как видно из рис. 1, неизотермичность оказывает наибольшее влияние на линии токов для турбулизаторов с большими относительными высотами, а на меньших высотах это влияние менее выражено.

На рис. 2 показаны изотермы для условий, аналогичных течениям рис. 1. Уровни температур показаны холодным и тёплым цветом в долях от θ_c : для охлаждения – от 0,4 до 1,0; для нагрева – от 1,0 до 4,0.

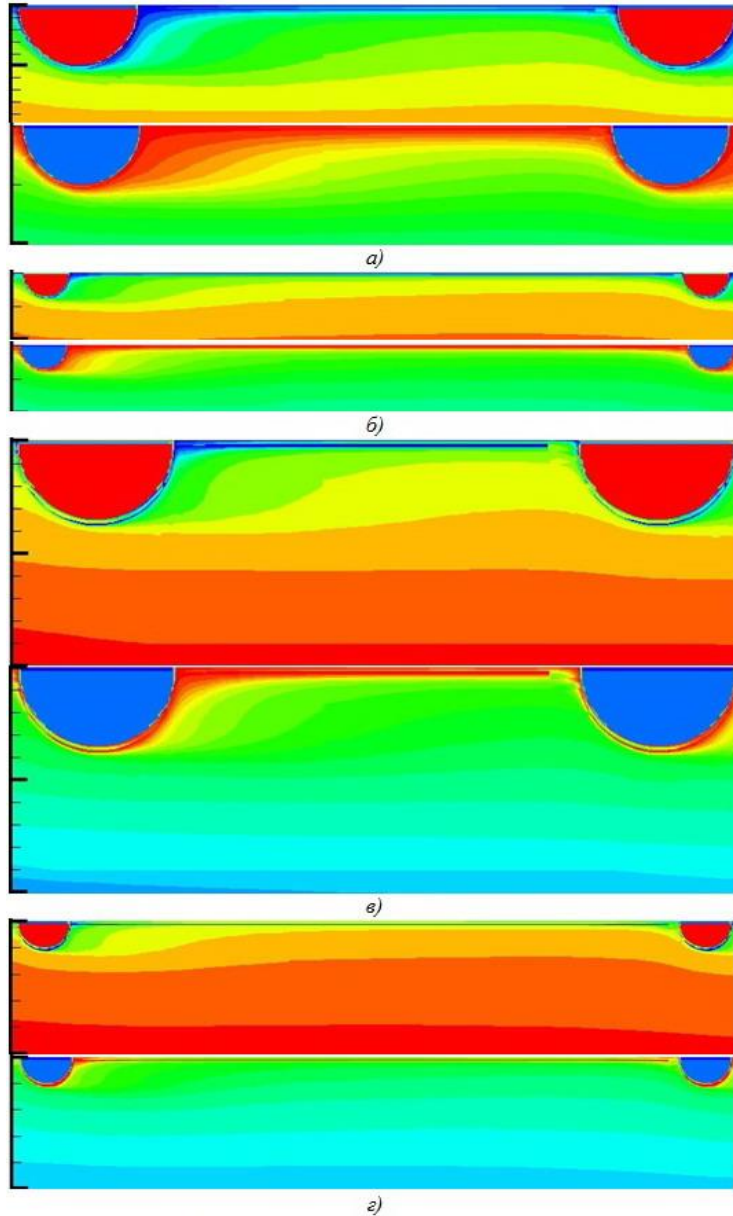


Рисунок 2 - Изотермы при течении в трубе с турбулизаторами с полукруглыми поперечными сечениями для интенсификации теплообмена при $\theta_c = 4,0$ и $\theta_c = 0,4$ соответственно: а) $d/D = 0,90$; $t/D = 0,50$; $Re = 10^4$; $Pr = 0,72$; б) $d/D = 0,93$; $t/D = 1,00$; $Re = 5 \cdot 10^4$; $Pr = 0,72$; в) $d/D = 0,93$; $t/D = 0,25$; $Re = 10^5$; $Pr = 0,72$; г) $d/D = 0,96$; $t/D = 0,50$; $Re = 5 \cdot 10^5$; $Pr = 0,72$

Как видно из рис. 2, неизотермичность качественно влияет на изотермы в трубах с турбулизаторами. Для нагрева выравнивание температуры происходит на больших толщинах, чем для охлаждения, что обуславливает снижение уровня интенсификации теплообмена.

Подробный анализ характерных линий тока проведен в работах [3, 4, 6, 10 – 15, 21, 22], поэтому в рамках данной статьи приводится ограниченный материал, частично верифицирующий полученные результаты расчётов.

Общие различия в закономерностях изменения относительного теплообмена и гидросопротивления в зависимости от температурного фактора обосновываются тем, что его влияние на поля температур будут больше, чем на линии тока (см. рис. 1, 2), поэтому и влияние на относительный теплообмен температурного фактора в среднем больше, чем на относительное гидравлическое сопротивление для всех исследуемых в статье параметров.

Анализ результатов расчёта по предложенной модели относительных теплообмена $Nu_{гг}/Nu_{гг0}$ и гидросопротивления $\xi_{гг}/\xi_{гг0}$ в зависимости от температурного фактора в широком диапазоне его изменения ($\theta_c = (0,4 - 4,0)$) при течении воздуха в прямых круглых трубах с периодически расположенными поверхностными турбулизаторами потока полукруглого поперечного сечения при различных геометрических и режимных параметрах

Результаты расчёта по предложенной модели параметра относительных теплообмена $Nu_{гг}/Nu_{гг0}$ и гидросопротивления $\xi_{гг}/\xi_{гг0}$ в зависимости от температурного фактора в широком диапазоне его изменения ($\theta_c = (0,4 - 4,0)$) приводятся на рис. 3 – 6. На рис. 3 – 6 приведены средние значения параметров $Nu_{гг}/Nu_{гг0}$ и гидросопротивления $\xi_{гг}/\xi_{гг0}$ для диапазонов изменения геометрических параметров труб с турбулизаторами $d/D = (0,98 - 0,90)$; $t/D = (0,25 - 1,00)$ в зависимости от температурного фактора $\theta_c = (0,4 - 4,0)$ для различных чисел Рейнольдса соответственно $Re = (10^4 - 5 \cdot 10^5)$.

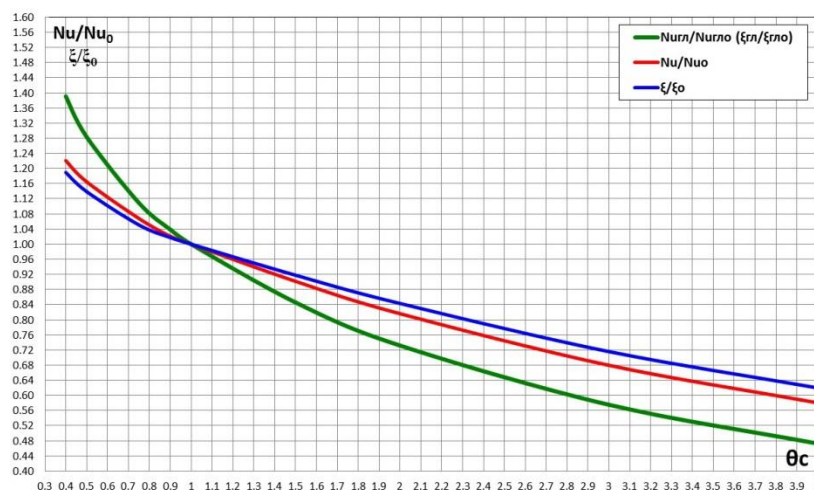


Рисунок 3 - Средние значения параметров $Nu_{гг}/Nu_{гг0}$ и гидросопротивления $\xi_{гг}/\xi_{гг0}$ для диапазонов изменения геометрических параметров труб с турбулизаторами $d/D = (0,98 - 0,90)$; $t/D = (0,25 - 1,00)$ в зависимости от температурного фактора $\theta_c = (0,4 - 4,0)$ при критерии Рейнольдса $Re = 10^4$

Как видно из рис. 3, средние значения интенсифицированных неизотермических сопротивлений ξ/ξ_0 и теплообмена Nu/Nu_0 явно меньше, чем аналогичные значения для гладких труб $\xi_{гл}/\xi_{гл0}$ и $Nu_{гл}/Nu_{гл0}$ во всём диапазоне относительной температуры стенки θ_c .

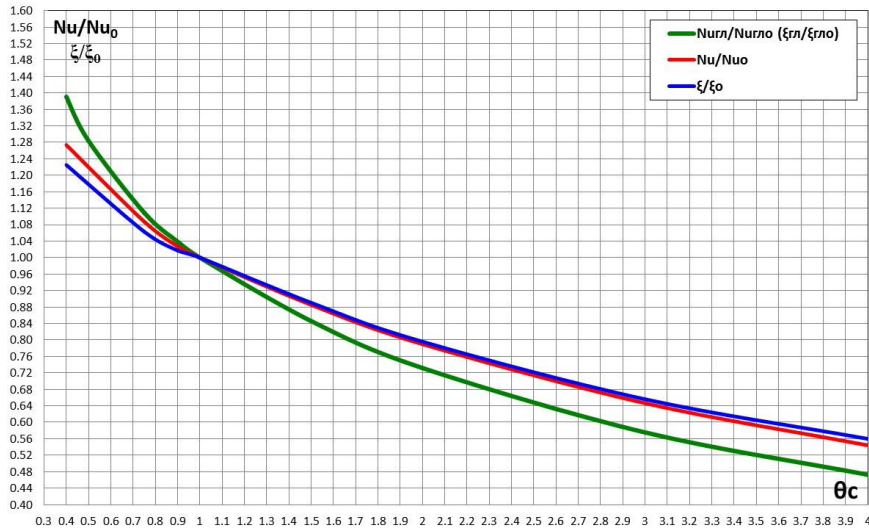


Рисунок 4 - Средние значения параметров $Nu_{г\text{л}}/Nu_{г\text{л}0}$ и гидросопротивления $\xi_{г\text{л}}/\xi_{г\text{л}0}$ для диапазонов изменения геометрических параметров труб с турбулизаторами $d/D = (0,98 - 0,90)$; $t/D = (0,25 - 1,00)$ в зависимости от температурного фактора $\theta_c = (0,4 - 4,0)$ при критерии Рейнольдса $Re = 5 \cdot 10^4$

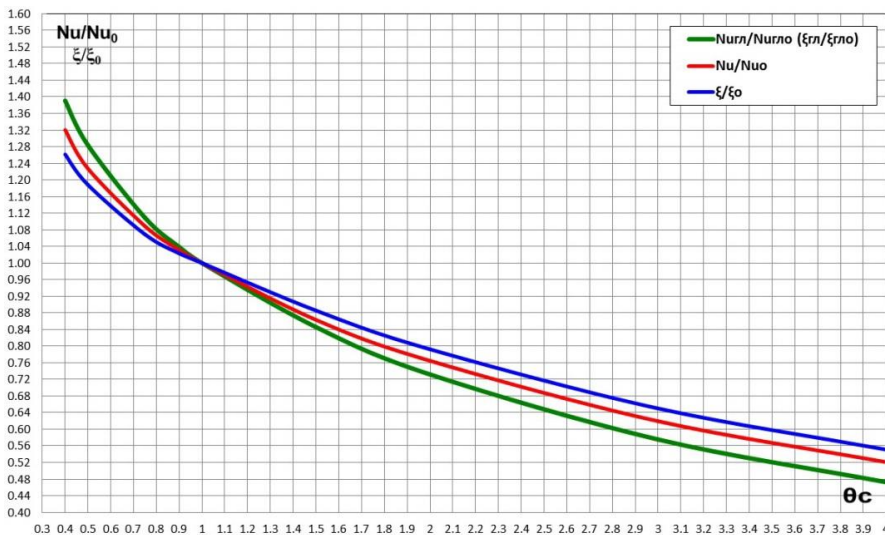


Рисунок 5 - Средние значения параметров $Nu_{г\text{л}}/Nu_{г\text{л}0}$ и гидросопротивления $\xi_{г\text{л}}/\xi_{г\text{л}0}$ для диапазонов изменения геометрических параметров труб с турбулизаторами $d/D = (0,98 - 0,90)$; $t/D = (0,25 - 1,00)$ в зависимости от температурного фактора $\theta_c = (0,4 - 4,0)$ при критерии Рейнольдса $Re = 10^5$

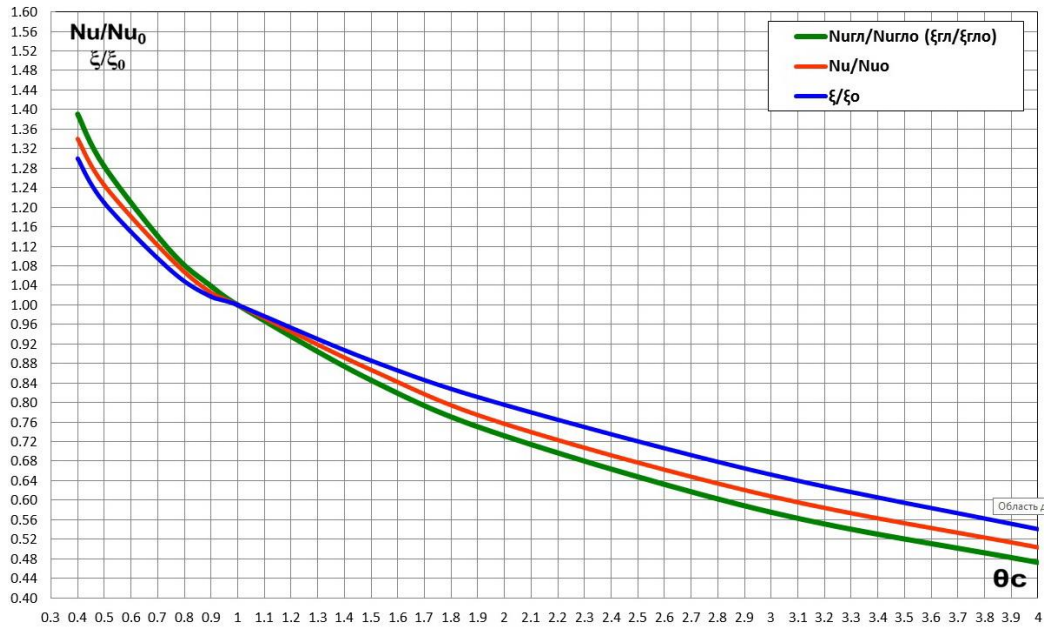


Рисунок 6 - Средние значения параметров $Nu_{гл}/Nu_{гл0}$ и гидросопротивления $\xi_{гл}/\xi_{гл0}$ для диапазонов изменения геометрических параметров труб с турбулизаторами $d/D = (0,98 - 0,90)$; $t/D = (0,25 - 1,00)$ в зависимости от температурного фактора $\theta_c = (0,4 - 4,0)$ при критерии Рейнольдса $Re = 5 \cdot 10^5$

Вышеприведённые данные указывают на то, что влияние температурного фактора в трубах с турбулизаторами ниже, чем в гладких трубах, что ранее было теоретически выявлено на основе интегральных моделей интенсифицированного теплообмена [4].

При увеличении числа Рейнольдса до значений $Re = (5 \cdot 10^4, 10^5, 5 \cdot 10^5)$ относительные интенсифицированные сопротивления и теплообмен (ξ/ξ_0 и Nu/Nu_0) также меньше аналогичных значений для гладких труб ($\xi_{гл}/\xi_{гл0}$ и $Nu_{гл}/Nu_{гл0}$), что отчётливо видно на рис. 4 – 6.

Влияние на теплообмен температурного фактора в среднем больше, чем на гидросопротивление (см. рис. 3 – 6) для всех исследуемых чисел Рейнольдса.

С увеличением числа Рейнольдса средние значения ξ/ξ_0 и Nu/Nu_0 увеличиваются при снижении $\theta_c < 1$, т.е. при охлаждении воздуха и уменьшаются при увеличении $\theta_c > 1$, т.е. при нагревании воздуха. Таким образом, с увеличением числа Рейнольдса влияние температурного фактора θ_c на относительные сопротивления и теплообмен в трубах с турбулизаторами становятся ближе к аналогичным значениям для гладких труб. Полученные результаты расчётов средних значений ξ/ξ_0 и Nu/Nu_0 указывают на то, что закономерности влияния температурных факторов на сопротивление и теплообмен качественно отличаются от аналогичных закономерностей для гладких труб, что ранее было теоретически выявлено, базируясь на интегральных моделях интенсифицированного теплообмена [4]. Следовательно, данная закономерность была подтверждена и уточнена на основании модели более высокой точности.

В дальнейшем следует проанализировать влияние неизотермичности на интенсифицированные не только на средние, но и на конкретные неизотермические значения сопротивления и теплообмена (ξ/ξ_0 и Nu/Nu_0) (при прочих равных условиях) относительной высоты (по параметру d/D), шага между турбулизаторами (t/D), числа Рейнольдса. Полученные расчётные данные позволяют сделать анализ влияния на неизотермические сопротивление и теплообмен относительных высот турбулизаторов при прочих равных условиях.

На рис. 7 показаны характерные изменения неизотермических относительных коэффициентов сопротивления ξ/ξ_0 и чисел Нуссельта Nu/Nu_0 в зависимости от относительной высоты турбулизаторов. Влияние неизотермичности на относительные теплообмен и сопротивление в трубах с турбулизаторами становится (при прочих равных условиях), как правило, меньшим с увеличением относительной высоты турбулизатора (т.е. при уменьшении параметра d/D), что хорошо видно на рис. 7 для $d/D = 0,96$ и $d/D = 0,90$; $t/D = 0,50$; $Re = 10^4$; $Pr = 0,72$. Полученные расчётные данные позволяют сделать анализ влияния на неизотермические сопротивление и теплообмен относительных шагов между турбулизаторами t/D , при прочих равных условиях.

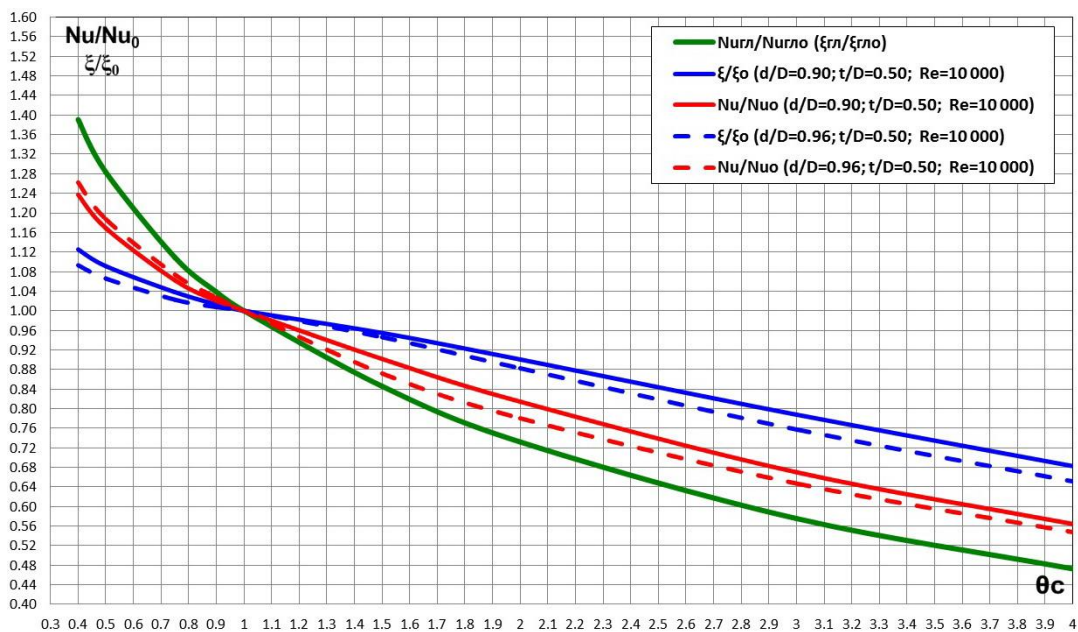


Рисунок 7 - Значения параметров теплообмена $Nu_{гл}/Nu_{гл0}$ и гидросопротивления $\xi_{гл}/\xi_{гл0}$ в зависимости от температурного фактора $\theta_c = (0,4 - 4,0)$ при различных относительных высотах турбулизаторов ($d/D = 0,96$ и $d/D = 0,90$) при прочих равных условиях ($t/D = 0,50$; $Re = 10^4$; $Pr = 0,72$)

На рис. 8 показаны характерные изменения неизотермических относительных коэффициентов сопротивления ξ/ξ_0 и чисел Нуссельта Nu/Nu_0 в зависимости от относительных шагов между турбулизаторами.

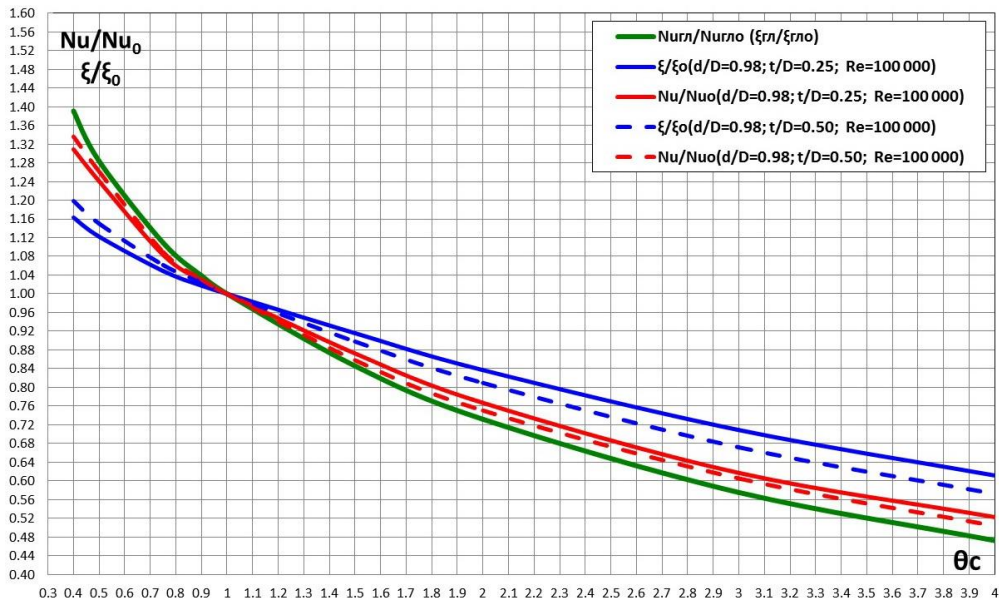


Рисунок 8 - Значения параметров теплообмена $Nu_{г\text{л}}/Nu_{г\text{л}0}$ и гидросопротивления $\xi_{г\text{л}}/\xi_{г\text{л}0}$ в зависимости от температурного фактора $\theta_c = (0,4- 4,0_)$ при различных относительных шагах между турбулизаторами ($d/D = 0,25$ и $d/D = 0,50$) при прочих равных условиях ($d/D = 0,98$; $Re = 10^5$; $Pr = 0,72$)

Влияние неизотермичности на относительные теплообмен и сопротивление в трубах с турбулизаторами становится (при прочих равных условиях), как правило, меньшим с уменьшением относительного шага между турбулизаторами, что хорошо видно на рис. 8 для $t/D = 0,25$ и $t/D = 0,50$; $d/D = 0,98$; $Re = 10^4$; $Pr = 0,72$. Кроме этого, полученные расчётные данные позволяют сделать анализ влияния на неизотермические сопротивление и теплообмен критериев Рейнольдса при прочих равных условиях.

На рис. 9 показаны характерные изменения неизотермических относительных коэффициентов сопротивления ξ/ξ_0 и чисел Нуссельта Nu/Nu_0 в зависимости от числа Рейнольдса.

Влияние неизотермичности на относительные теплообмен и сопротивление в трубах с турбулизаторами становится (при прочих равных условиях), как правило, меньшим для меньших чисел Рейнольдса, нежели для больших, что хорошо видно на рис. 9 для $d/D = 0,90$; $t/D = 0,25$; $Re = 5 \cdot 10^4$ и $Re = 5 \cdot 10^5$; $Pr = 0,72$. Эти данные коррелируют со средними данными, приведёнными на рис. 3 – 6. Полученные численные расчёты по влиянию неизотермичности на интенсифицированные неизотермические параметры сопротивления и теплообмена при турбулентном течении воздуха в трубах с турбулизаторами (ξ/ξ_0 и Nu/Nu_0) (при прочих равных условиях): относительной высоты, шага между турбулизаторами, числа Рейнольдса в зависимости от относительной температуры стенки θ_c полностью качественно согласуются, а количественно уточняются, с аналогичными предыдущими результатами, полученными на основе интегральных моделей теплообмена [4].

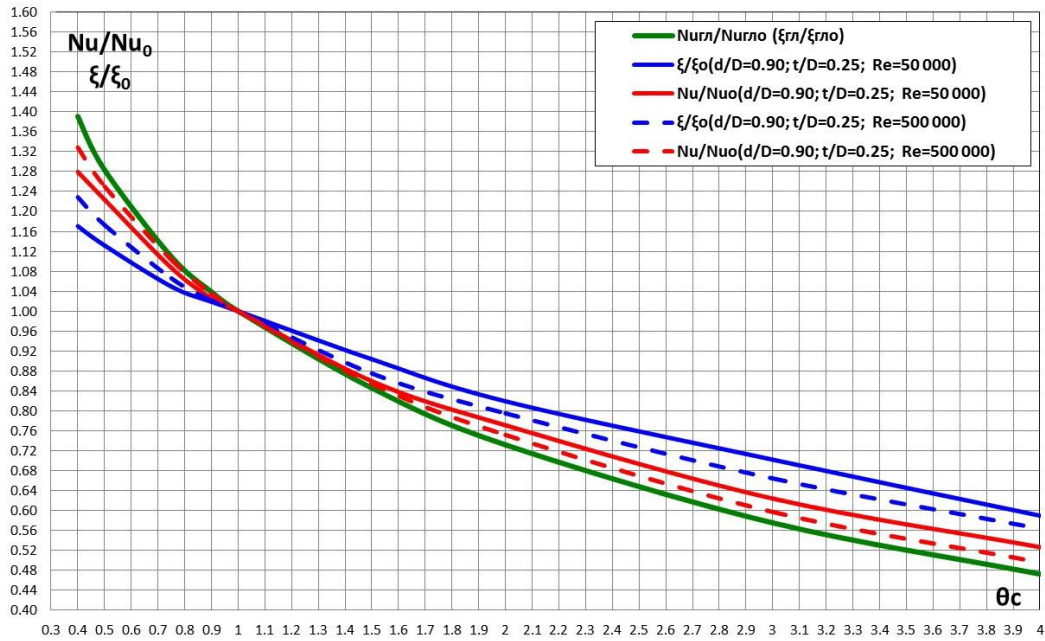


Рисунок 9 - Значения параметров теплообмена $Nu_{г\text{л}}/Nu_{г\text{л}0}$ и гидросопротивления $\xi_{г\text{л}}/\xi_{г\text{л}0}$ в зависимости от температурного фактора $\theta_c = (0,4 - 4,0)$ при различных относительных критериях Рейнольдса ($Re = 5 \cdot 10^4$ и $Re = 5 \cdot 10^5$) при прочих равных условиях ($d/D = 0,90$; $t/D = 0,25$; $Pr = 0,72$)

Выявленные закономерности для труб с турбулизаторами качественным образом отличаются от аналогичных закономерностей для гладких труб, поскольку влияние температурного фактора на гидросопротивление и теплообмен всегда ниже и зависят от режима течения и геометрии канала.

Частичным подтверждением полученных расчётных численных зависимостей являются данные аналитических решений для интенсифицированного теплообмена, полученные по модифицированной четырёхслойной модели турбулентного пограничного слоя [3–6], а также соответствующие закономерности для предельного теплообмена [1, 2, 19, 20].

Теоретические данные позволили выявить закономерности относительно теплообмена и гидросопротивления в зависимости от неизотермичности в тех областях, где ещё нет надёжных экспериментальных данных, что позволяет прогнозировать диапазоны увеличения и уменьшения интенсифицированного теплообмена.

Выводы

1. Разработанный и используемый в данном исследовании метод расчёта, основанный на решении конечно-объёмным методом уравнений Рейнольдса, замыкаемых с помощью модели переноса сдвиговых напряжений Менгера и уравнения энергии на разномасштабных пересекающихся структурированных сетках позволил с приемлемой точностью провести расчёты относительного теплообмена и гидросопротивления на воздухе в трубах с полукруглыми кольцевыми турбулизаторами при различном температурном факторе.

2. Общие различия в закономерностях изменения относительного теплообмена и гидросопротивления в зависимости от температурного фактора обосновываются тем, что его влияние на поля температур будут больше, чем на линии тока, поэтому и влияние на относительный теплообмен температурного фактора в среднем больше, чем на относительное гидравлическое сопротивление для всех исследуемых параметров.

3. Средние значения интенсифицированных неизотермических сопротивления ξ/ξ_0 и теплообмена Nu/Nu_0 явно меньше, чем аналогичные значения для гладких труб $\xi_{гг}/\xi_{гг0}$ и $Nu_{гг}/Nu_{гг0}$ во всём диапазоне относительной температуры стенки θ_c .

4. Полученные данные указывают на то, что влияние температурного фактора в трубах с турбулизаторами ниже, чем в гладких трубах, что ранее было теоретически выявлено на основе интегральных моделей интенсифицированного теплообмена.

5. С увеличением числа Рейнольдса средние значения ξ/ξ_0 и Nu/Nu_0 увеличиваются при снижении $\theta_c < 1$, т.е. при охлаждении воздуха и уменьшаются при увеличении $\theta_c > 1$, т.е. при нагревании воздуха. Следовательно, с увеличением числа Рейнольдса влияние температурного фактора θ_c на относительные сопротивления и теплообмен в трубах с турбулизаторами становятся ближе к аналогичным значениям для гладких труб.

6. Теоретические данные позволили выявить закономерности относительного теплообмена и гидросопротивления в зависимости от неизотермичности в тех областях, где ещё нет надёжных экспериментальных данных, что позволяет прогнозировать диапазоны увеличения и уменьшения интенсифицированного теплообмена.

7. Полученные закономерности могут использоваться при инженерном и научном расчёте интенсифицированного турбулентного теплообмена при течении в каналах с выступами, используемых в перспективных теплообменниках, применяемых в авиационной, ракетной, космической технике.

Литература

1. Калинин Э.К., Дрейцер Г.А., Ярхо С.А. Интенсификация теплообмена в каналах. М.: Изд-во Машиностроение, 1990. 208 с.
2. Эффективные поверхности теплообмена / Э.К. Калинин, Г.А. Дрейцер, И.З. Копп и др. / М.: Изд-во Энергоатомиздат, 1998. 408 с.
3. Дрейцер Г.А., Лобанов И.Е. Моделирование изотермического теплообмена при турбулентном течении в каналах в условиях интенсификации теплообмена // Теплоэнергетика. 2003. № 1. С. 54–60.
4. Лобанов И.Е. Математическое моделирование интенсифицированного теплообмена при турбулентном течении в каналах: Диссертация на соискание учёной степени доктора технических наук. М.: Изд-во МАИ, 2005. 632 с.

5. Лобанов И.Е., Парамонов Н.В. Математическое моделирование интенсифицированного теплообмена при течении в каналах на основе сложных моделей турбулентного пограничного слоя. М.: Изд-во МАИ, 2011. 160 с.
6. Лобанов И.Е., Штейн Л.М. Перспективные теплообменные аппараты с интенсифицированным теплообменом для металлургического производства. (Общая теория интенсифицированного теплообмена для теплообменных аппаратов, применяемых в современном металлургическом производстве). В 4-х томах. Том III. Математическое моделирование интенсифицированного теплообмена при турбулентном течении в каналах с применением многослойных, супермногослойных и компаундных моделей турбулентного пограничного слоя. М.: Изд-во МГАКХиС, 2010. 288 с.
7. Управление обтеканием тел с вихревыми ячейками в приложении к летательным аппаратам интегральной компоновки (численное и физическое моделирование) / Под ред. А.В. Ермишина и С.А. Исаева / М.–СПб: 2001. 360 с.
8. Численное моделирование вихревой интенсификации теплообмена в пакетах труб / Ю.А. Быстров, С.А. Исаев, Н.А. Кудрявцев и др. / СПб: Изд-во Судостроение, 2005. 398 с.
9. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA J. 1994. V. 32. № 8. P. 1598.
10. Дрейцер Г.А., Исаев С.А., Лобанов И.Е. Расчёт конвективного теплообмена в трубе с периодически расположенными поверхностными турбулизаторами потока // Теплофизика высоких температур. 2005. Т. 43. № 2. С. 223-230.
11. Дрейцер Г.А., Исаев С.А., Лобанов И.Е. Расчёт конвективного теплообмена в трубе с периодическими выступами // Вестник МАИ. 2004. Т. 11. № 2. С. 28-35.
12. Дрейцер Г.А., Исаев С.А., Лобанов И.Е. Расчёт конвективного теплообмена в трубе с периодическими выступами // Проблемы газодинамики и тепло-массообмена в энергетических установках: Труды XIV Школы-семинара молодых учёных и специалистов под руководством академика РАН А.И. Леонтьева. М.: Изд-во МЭИ, 2003. Т. 1. С. 57-60.
13. Калинин Э.К., Лобанов И.Е. Проблемы исследования теплообменных процессов при течениях однофазных сред на этапе успешного развития численного моделирования // Тезисы докладов и сообщений VI Минского международного форума по теплообмену. Минск: 2008. Т. 1. С. 101-103.
14. Лобанов И.Е., Калинин Э.К. Теоретическое исследование, сопоставление с экспериментом линий тока и составляющих кинетической энергии турбулентных пульсаций в вихревых структурах в трубах с турбулизаторами // Отраслевые аспекты технических наук. 2011. № 12. С. 4-15.
15. Лобанов И.Е. Структура вихревых зон между периодическими поверхностно расположенными турбулизаторами потока прямоугольного поперечного сечения // Исследования технических наук (электронный), 2012. Вып. 4. Т. 2. С. 18–24.

16. Лобанов И.Е. Теоретическое исследование кинетической энергии турбулентных пульсаций и её составляющих в трубах с турбулизаторами // Московское научное обозрение. 2013. № 1. С. 23–30.
17. Лобанов И.Е. Современные проблемы интенсификации теплообмена в каналах с помощью периодически поверхностно расположенных турбулизаторов потока прямоугольного поперечного сечения // Фундаментальные и прикладные проблемы техники и технологии. 2013. № 3–2(299). С. 22–27.
18. Петухов Б.С., Генин Л.Г., Ковалёв С.А. Теплообмен в ядерных энергетических установках. М.: Изд-во Энергоатомиздат, 1986. 470 с.
19. Мигай В.К. Моделирование теплообменного энергетического оборудования. Л.: Изд-во Энергоатомиздат. Ленинградское отделение, 1987. 263 с.
20. Мигай В.К. Повышение эффективности современных теплообменников. Л.: Изд-во Энергия. Ленинградское отделение, 1980. 144 с.
21. Лобанов И.Е. Теоретическое исследование теплообмена в прямых круглых трубах с периодически расположенными поверхностными турбулизаторами потока полукруглого поперечного сечения в зависимости от числа Прандтля для различных геометрических и режимных параметров // Веб-портал профессионального сетевого педагогического сообщества «Ped-library.ru». 2019 (<https://ped-library.ru/1576364809>).
22. Лобанов И.Е. Моделирование теплообмена в трубах с полукруглыми турбулизаторами в зависимости от числа Прандтля для различных геометрических и режимных параметров // Вестник Дагестанского государственного технического университета. Технические науки. 2019. Т. 46. № 4. С. 91-101. (DOI: 10.21822/2073-6185-2019-46-4-91-101).

УДК 303.732
eLIBRARY.RU: 28.29.51

С.Б. Пичугин

ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, Моск. обл.

**ВЕРОЯТНОСТЬ ДОСТАВКИ ПАКЕТА СООБЩЕНИЯ
ПО МНОГОПРОЛЁТНОЙ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ СИСТЕМЕ СВЯЗИ
ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ НЕШТАТНОЙ СИТУАЦИИ
PROBABILITY OF DELIVERY OF A MESSAGE PACKET
BY MULTI-HAUL LOW-ORBIT COMMUNICATION SYSTEM IN THE
EVENT OF AN EMERGENCY SITUATION**

Аннотация: Рассматривается низкоорбитальная система связи, в которой, в одной из орбитальных плоскостей орбитальной группировки, произошел отказ всех спутников, за исключением одного. Данная ситуация в системе рассматривается как нештатная. Оценивается вероятность доставки сообщения в нештатной ситуации для вариантов построения системы по схемам «ортогональная» и «гексагональная». Получены аналитические выражения для моделирования данной ситуации, численные оценки и графические зависимости вероятности доставки сообщения от надёжности спутника и межспутникового тракта для обеих схем.

Ключевые слова: низкоорбитальная система связи, нештатная ситуация, вероятность доставки сообщения в нештатной ситуации.

Abstract: A constellation of Low Earth Orbit Communications System is investigated, where a failure of all satellites, except one, has happened in one of its orbital planes. The situation is considered as contingency. Message delivery probability in the contingency is evaluated for orthogonal and hexagonal schemes of the system build-up. Analytical expressions for modelling the contingency, numerical estimations and graphs are obtained for the message delivery probability dependency on satellite and intersatellite link reliability for both of the schemes.

Keywords: Low Earth Orbit Communications System, contingency, message delivery probability in contingency.

Введение

Рассматривается нештатная ситуация (НШС) в низкоорбитальной системе связи (НОСС) с упорядоченной структурой [1–6], при которой в одной из орбитальных плоскостей (ОП) произошёл отказ всех, кроме одного, спутников-ретрансляторов с функцией маршрутизации (СРФМ), как показано на рис. 1.

Рассмотрены два варианта построения НОСС:

- с ортогональной баллистической структурой (рис. 2);
- с гексагональной баллистической структурой (рис. 3).

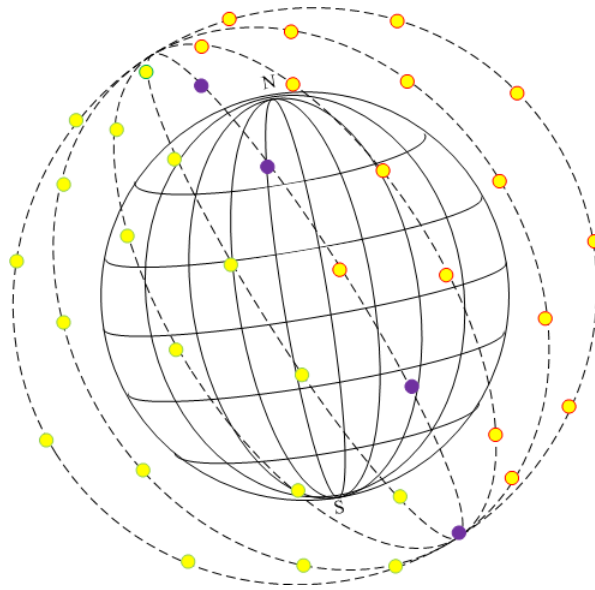


Рисунок 1 - НШС в НОСС при отказе всех спутников кроме одного (тёмным цветом показаны отказавшие спутники)

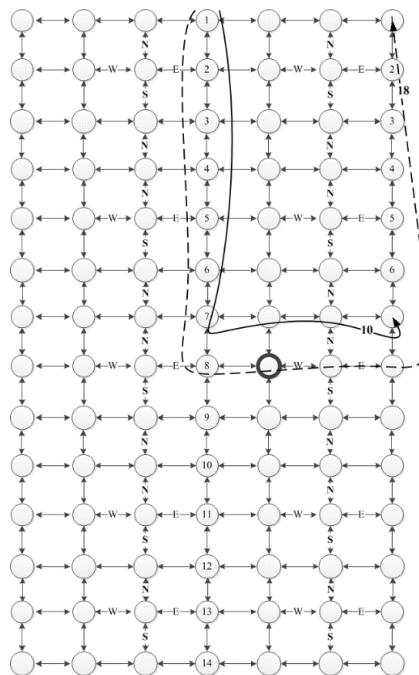


Рисунок 2 - Маршруты доставки пакета сообщения при штатной работе и при НШС в НОСС с ортогональной баллистической структурой

На рис. 2 и 3 сплошной линией показан маршрут следования пакета при штатной работе НОСС, штриховой линией показан маршрут следования пакета при НШС, жирной линией выделен спутник, оставшийся работоспособным при НШС, число пролётов указано цифрами для каждого маршрута.

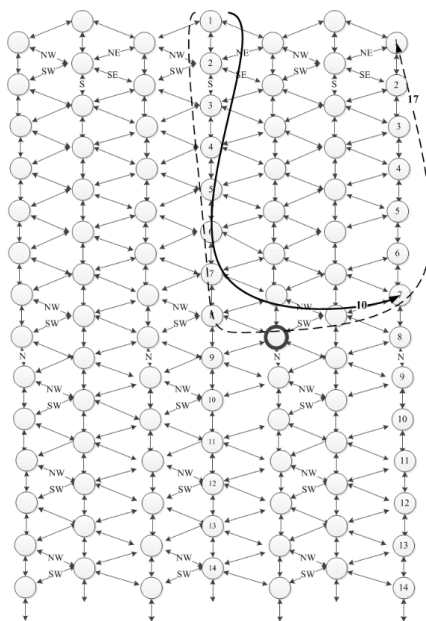


Рисунок 3 - Маршруты доставки пакета сообщения при штатной работе и при НШС в НОСС с гексагональной баллистической структурой

Аналитические соотношения

Для каждой схемы рассмотрены два варианта доставки пакета наиболее удалённому абоненту – при штатном функционировании и при НШС, заданной в соответствии со сценарием, принятым в данном исследовании. Вероятность доставки сообщения при штатном функционировании и при НШС для каждого из вариантов согласно рис. 1 может быть определена [7–11] в соответствии с выражениями, приведенными в табл. 1.

Таблица 1 - Вероятность доставки сообщения при штатном функционировании и при НШС для ортогонального и гексагонального варианта построения НОСС

| Вероятность доставки сообщения для заданного варианта построения НОСС | Соотношение |
|--|---|
| Вероятность доставки по $n_{\text{шт орт}}$ пролётам в <i>штатном</i> режиме для варианта построения по схеме «ортогональная», $P_{\text{д шт орт}}$, % | $P_{\text{д шт орт}} = P_{\text{шт орт}}^{n_{\text{шт орт}}}$ |
| Вероятность доставки по $n_{\text{ншс орт}}$ пролётам в <i>нештатном</i> режиме для варианта построения по схеме «ортогональная», $P_{\text{д ншс орт}}$, % | $P_{\text{д ншс орт}} = P_{\text{ншс орт}} \cdot P_{\text{шт орт}}^{(n_{\text{шт орт}} - 1)}$ |
| Вероятность доставки по $n_{\text{шт гекс}}$ пролётам в <i>штатном</i> режиме для варианта построения по схеме «гексагональная», $P_{\text{д шт гекс}}$, % | $P_{\text{д шт гекс}} = P_{\text{шт гекс}}^{n_{\text{шт гекс}}}$ |
| Вероятность доставки по $n_{\text{шт гекс}}$ пролётам в <i>нештатном</i> режиме для варианта построения по схеме «гексагональная», $P_{\text{д ншс гекс}}$, % | $P_{\text{д ншс гекс}} = P_{\text{ншс гекс}} \cdot P_{\text{шт гекс}}^{(n_{\text{шт гекс}} - 1)}$ |

В штатном режиме для варианта построения по схеме «ортогональная», приведенной на рис. 4, вероятность доставки пакета сообщения через неотказавший спутник соответствует модели, приведенной на рис. 5.

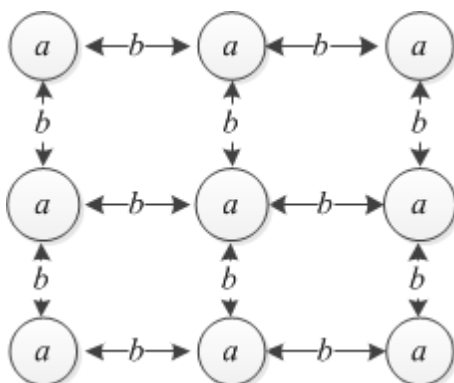


Рисунок 4 - Вариант построения НОСС по схеме «ортогональная» с указанием вероятностей отказов МСТ и СРФМ

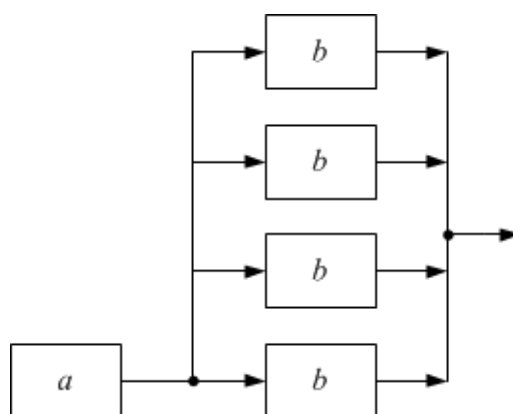


Рисунок 5 - Модель надёжности доставки в одном пролёте ортогональной схемы

На рис. 4 и 5 стрелками показаны МСТ, кружками показаны СРФМ, a – вероятность отказа СРФМ в ортогональной схеме НОСС, b – вероятность отказа МСТ.

Вероятность доставки пакета сообщения для варианта построения по схеме «ортогональная» в штатном режиме:

$$P_{\text{шт орт}} = (1 - a^3)(1 - b), \quad (1)$$

где a – вероятность выхода из строя спутника в соседней ОП; b – вероятность выхода из строя межспутникового тракта (МСТ) в направлении на спутник в соседней ОП.

В нештатном режиме для этого же варианта схема и модель выглядят, как показано на рис. 6 и 7.

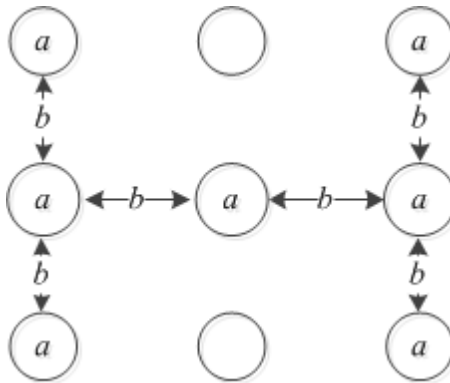


Рисунок 6 - Ситуация в НОСС при схеме «ортогональная», при НШС с отказом СРФМ в орбитальной плоскости

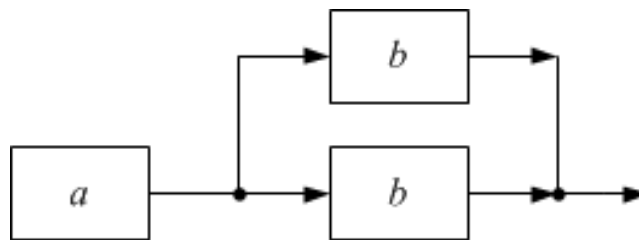


Рисунок 7 - Модель надёжности доставки при НШС в одном пролёте ортогональной схемы

На рис. 6 и 7 стрелками показаны МСТ, кружками показаны СРФМ, a – вероятность отказа СРФМ в ортогональной схеме НОСС, b – вероятность отказа МСТ.

Вероятность доставки пакета сообщения для варианта построения по схеме «ортогональная» в нештатном режиме:

$$P_{\text{ншс орт}} = (1 - a)(1 - b), \quad (2)$$

где a – вероятность выхода из строя спутника в соседней ОП; b – вероятность выхода из строя межспутникового тракта (МСТ) в направлении на спутник в соседней ОП.

Для варианта построения по схеме «гексагональная» в штатном режиме, приведенной на рис. 8, модель надёжности доставки показана на рис. 9.

На рис. 8 и 9 стрелками показаны МСТ, кружками показаны СРФМ, a – вероятность отказа СРФМ в ортогональной схеме НОСС, c – отказа МСТ.

Вероятность доставки пакета сообщения через неотказавший спутник для варианта построения по схеме «гексагональная» в штатном режиме:

$$P_{\text{шт гекс}} = (1 - a^2 c^2)(1 - b), \quad (3)$$

где a – вероятность выхода СРФМ из строя;

b – вероятность выхода из строя МСТ в направлении на спутник в своей ОП;

c – вероятность выхода из строя МСТ в направлении на спутник в соседней ОП.

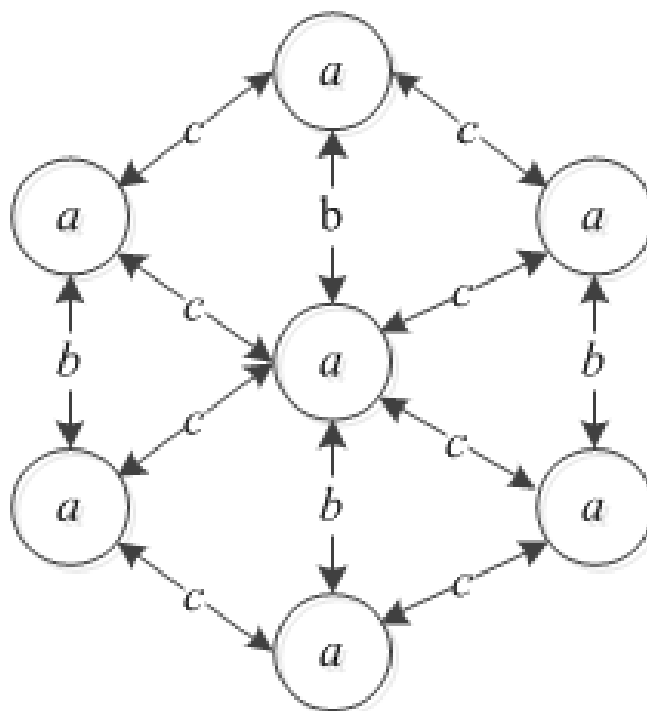


Рисунок 8 - Вариант построения НОСС по схеме «гексагональная» с указанием вероятностей отказов МСТ и СРФМ

В нештатном режиме для этого же варианта схема и модель выглядят, как показано на рисунках 10 и 11.

На рис. 10 и 11 стрелками показаны МСТ, кружками показаны СРФМ, a – вероятность отказа СРФМ в ортогональной схеме НОСС, c – вероятность отказа МСТ.

Вероятность однопролётной доставки пакета сообщения для варианта построения по схеме «гексагональная» в нештатном режиме:

$$P_{\text{нштс гекс}} = (1 - c^2)(1 - b), \quad (4)$$

где вероятность c зависит от дальности до спутника в соседней орбитальной плоскости. Дальность до СРФМ в своей и в соседней ОП соответствует геометрическим построениям, приведенным на рис. 12.

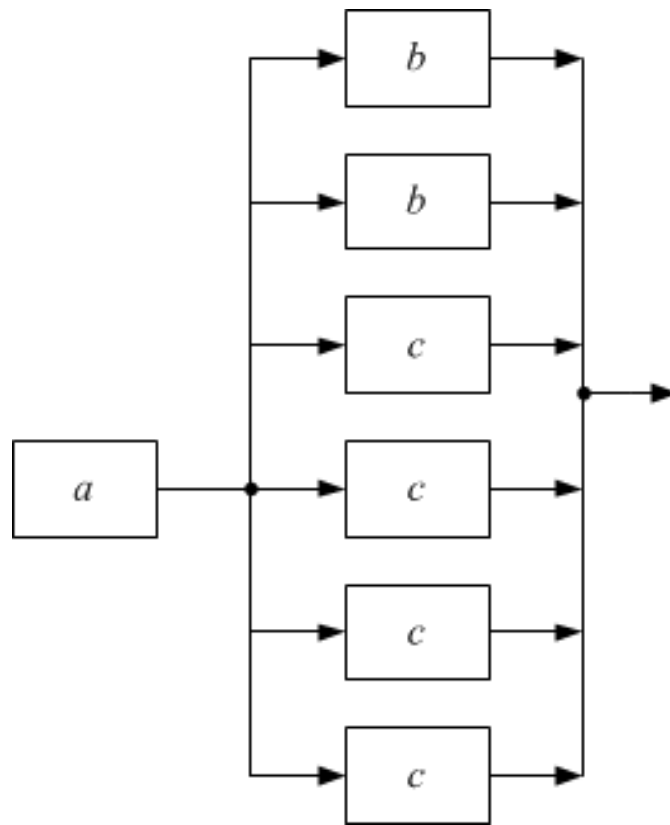


Рисунок 9 - Модель надёжности доставки в одном пролёте гексагональной схемы

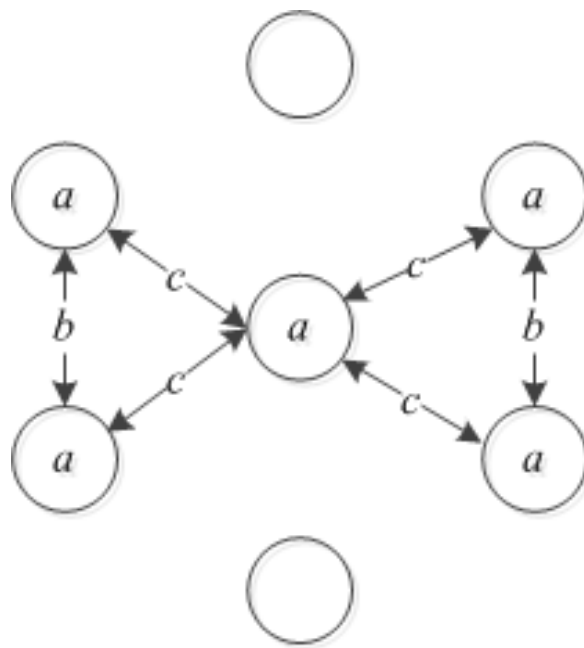


Рисунок 10 - Ситуация в НОСС при схеме «гексагональная», при НШС с отказом СРФМ в орбитальной плоскости

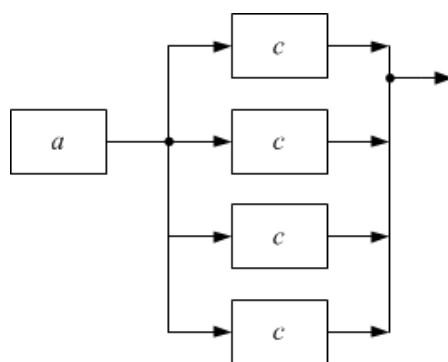


Рисунок 11 - Модель надёжности доставки при НШС в одном пролёте гексагональной схемы

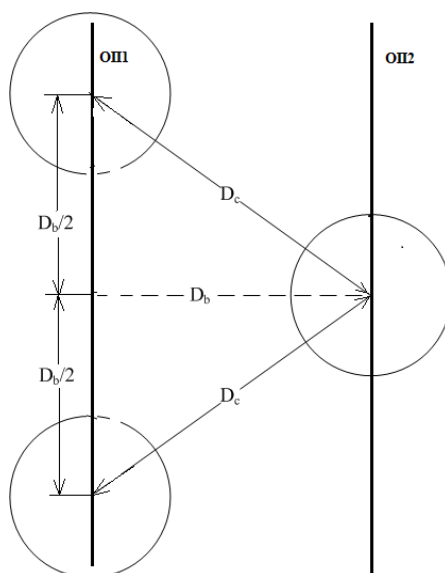


Рисунок 12 - Схема для расчёта дальности до СРФМ с своей и в соседней ОП

На рис. 12 обозначено: ОП1 – первая орбитальная плоскость; ОП2 – вторая орбитальная плоскость; ОП1 и ОП2 условно параллельны.

Также принимаем, что расстояние между спутниками, находящимися на разных орбитальных плоскостях, постоянно меняется, а расстояние между спутниками, находящимися в одной орбитальной плоскости фактически неизменно.

Из рис. 12 следует, что:

$$D_c = \sqrt{D_b^2 + \left(\frac{D_b}{2}\right)^2} = \frac{\sqrt{5}}{2} D_b. \quad (5)$$

Вероятность c выхода из строя МСТ в направлении на спутник в соседней ОП определим на основе следующих выражений:

– основного уравнения радиолокации (4), определяющего дальность D связи;

- уравнения, определяющего вероятность ошибки приёма $P_{\text{ош}}$ (5);
- соотношения для геометрической дальности до спутника (6), в соответствии со схемой, приведенной на рис. 4.

Уравнение радиолокации, определяющее дальность D связи [12, 13] имеет следующий вид:

$$D = \sqrt[4]{\frac{P_{\text{п}} \cdot G_{\text{ап}} \cdot G_{\text{апр}} \cdot \lambda^2}{(4\pi)^2 k_{\text{р}} P_{\text{ш}}}}, \quad (6)$$

где $P_{\text{п}}$ – мощность передатчика;

$G_{\text{ап}}$ – коэффициент усиления передающей антенны;

$G_{\text{апр}}$ – коэффициент усиления приёмной антенны;

$k_{\text{р}}$ – коэффициент, зависящий от соотношения сигнал/шум и от допустимой вероятности ошибки приёма;

$P_{\text{ш}}$ – мощность шума.

Из уравнения (5) следует, что соотношение сигнал/шум $\frac{P_{\text{с}}}{P_{\text{ш}}}$, при прочих равных значениях, уменьшается пропорционально четвёртой степени увеличения расстояния между СРФМ в соответствии с соотношением (6)

$$\frac{D_{\text{с}}}{D_{\text{б}}} = \left(\frac{P_{\text{б}}}{P_{\text{ш}}} \right)^4 = \left(\frac{h_{\text{б}}}{h_{\text{с}}} \right)^4, \quad (7)$$

где $h_{\text{с}} = \frac{P_{\text{с}}}{P_{\text{ш}}}$,

$P_{\text{с}}$ – мощность полезного сигнала при дальности $D_{\text{с}}$, Вт;

$P_{\text{б}}$ – мощность полезного сигнала при дальности $D_{\text{б}}$, Вт;

$P_{\text{ш}}$ – мощность шума, Вт, которую полагаем равной для обеих дальностей.

Уравнение, определяющее вероятность ошибки приёма $P_{\text{ош}}$ имеет следующий вид:

$$P_{\text{ош}} = 1 - \frac{e^{-\frac{h^2}{4}}}{2}, \quad (8)$$

где $h = \frac{P_{\text{с}}}{P_{\text{ш}}}$.

Откуда следует, что соотношение между вероятностями ошибки $\frac{P_{\text{ош с}}}{P_{\text{ош б}}}$ для дальности $D_{\text{с}}$ и дальности $D_{\text{б}}$ имеет вид, соответствующий выражению (7):

$$\frac{P_{\text{ош } c}}{P_{\text{ош } a}} = \frac{1 - e^{-\frac{h_c^2}{4}}}{1 - e^{-\frac{h_b^2}{4}}} = \frac{1 - e^{-\frac{\left(\left(\frac{\sqrt{5}}{2}\right)^4\right)^2}{4}}}{1 - e^{-\frac{1}{4}}} = \frac{\Phi\left(\left(\frac{\sqrt{5}}{2}\right)^4\right)}{\Phi(1)} = 1,4542, \quad (9)$$

где $h_c = \frac{P_c}{P_{\text{ш}}}$ – соотношение сигнал/шум при дальности D_c ;

$h_b = \frac{P_b}{P_{\text{ш}}}$ – соотношение сигнал/шум при дальности D_b , принятое за единицу;

Φ – интегральная функция ошибок [7], в ПО MS Excel задана стандартной функцией и равна 2·НОРМ.РАСП (0,118⁴; мож = 0; ско = 1; форма = 1).

Соотношение $\frac{c}{a}$ между вероятностью отказа МСТ с дальностью D_c и МСТ с дальностью D_b примем равным соотношению между вероятностями ошибки

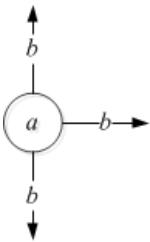
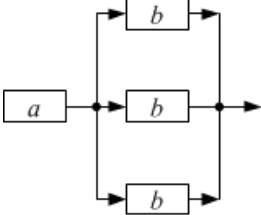

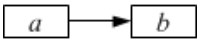
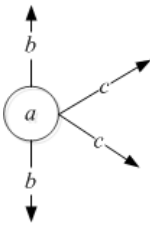
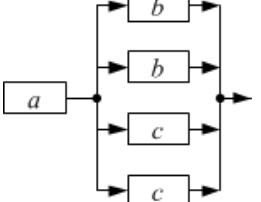
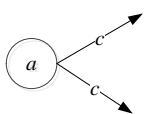
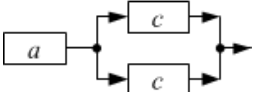
$$\frac{c}{a} = \frac{P_{\text{ош } c}}{P_{\text{ош } a}} = 1,4542, \quad (10)$$

отсюда:

$$c = 1,4542a. \quad (11)$$

Схемы и формулы расчёта вероятностей доставки сообщения для рассмотренных вариантов функционирования НОСС сведены в табл. 2.

Таблица 2 - Схемы и формулы расчёта вероятностей доставки сообщения

| P_i | Схема МСТ | Модель надёжности | Формула вероятности доставки |
|-----------------------|---|---|--|
| $P_{\text{ш орт}}$ |  |  | $P_{\text{ш орт}} = (1 - a^3)(1 - b)$ |
| $P_{\text{ншс орт}}$ |  |  | $P_{\text{ншс орт}} = (1 - a)(1 - b)$ |
| $P_{\text{ш гекс}}$ |  |  | $P_{\text{ш гекс}} = (1 - a^2 c^2)(1 - b)$ |
| $P_{\text{ншс гекс}}$ |  |  | $P_{\text{ншс гекс}} = (1 - c^2)(1 - b)$ |

Результаты расчётов

Вероятность доставки в ортогональной и гексагональной структурах рассчитывалась при исходных данных, приведенных в таблице 3.

Таблица 3 – Исходные данные для расчёта вероятностей доставки

| Параметр | Значение |
|--|----------|
| Число пролётов в штатном режиме для варианта построения по схеме «ортогональная» $n_{шт\ орт}$, ШТ | 10 |
| Число пролётов в нештатном режиме для варианта построения по схеме «ортогональная» $n_{ншт\ орт}$, ШТ | 18 |
| Число пролётов в штатном режиме для варианта построения по схеме «гексагональная» $n_{шт\ гекс}$, ШТ | 10 |
| Число пролётов в нештатном режиме для варианта построения по схеме «гексагональная» $n_{ншт\ гекс}$, ШТ | 17 |
| Вероятность отказа СРФМ a , % | 0,3 |
| Вероятность отказа МСТ b , % | 0,3 |
| Вероятность отказа МСТ $c = 1,4542b$, % | 0,44 |

Результаты расчётов вероятностей доставки в ортогональной и гексагональной структурах приведены в табл. 4. Значения a и b изменяли в интервале от 0,3 % до 10 % с шагом 0,1 %.

На базе полученных результатов были построены графические зависимости вероятности доставки от вероятности отказа СРФМ и МСТ для вариантов построения НОСС по схемам «ортогональная» и «гексагональная».

Графические зависимости приведены на рис. 13.

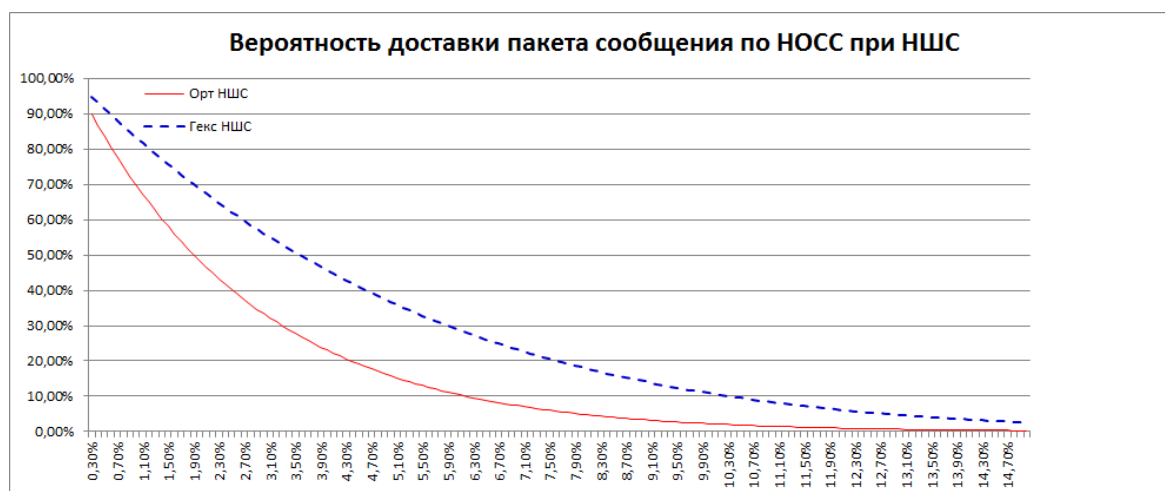


Рисунок 13 - Вероятности доставки сообщения в нештатной ситуации от вероятности отказа СРФМ и МСТ для вариантов построения НОСС по схемам «гексагональная» и «ортогональная»

Таблица 4 - Результаты расчёта вероятностей доставки

| Параметр | Расчётная формула | Значение |
|---|---|----------|
| Вероятность доставки по одному пролёту в <i>штатном</i> режиме для варианта построения по схеме «ортогональная», $P_{ш\text{ орт}}$, % | $P_{ш\text{ орт}} = (1 - a^3)(1 - b)$ | 99,70 |
| Вероятность доставки по одному пролёту в <i>нештатном</i> режиме для варианта построения по схеме «ортогональная», $P_{ншс\text{ орт}}$, % | $P_{ншс\text{ орт}} = (1 - a)(1 - b)$ | 99,40 |
| Вероятность доставки по одному пролёту в <i>штатном</i> режиме для варианта построения по схеме «гексагональная», $P_{ш\text{ гекс}}$, % | $P_{ш\text{ гекс}} = (1 - a^2c^2)(1 - b)$ | 99,70 |
| Вероятность доставки по одному пролёту в <i>нештатном</i> режиме для варианта построения по схеме «гексагональная», $P_{ншс\text{ гекс}}$, % | $P_{ншс\text{ гекс}} = (1 - c^2)(1 - b)$ | 99,70 |
| Вероятность доставки по $n_{ш\text{ орт}}$ пролётам в <i>штатном</i> режиме для варианта построения по схеме «ортогональная», $P_{д\text{ ш орт}}$, % | $P_{д\text{ ш орт}} = P_{ш\text{ орт}}^{n_{ш\text{ орт}}}$ | 97,04 |
| Вероятность доставки по $n_{ншс\text{ орт}}$ пролётам в <i>нештатном</i> режиме для варианта построения по схеме «ортогональная», $P_{ш\text{ орт}}$, % | $P_{д\text{ ншс орт}} = P_{ншс\text{ орт}} \cdot P_{ш\text{ орт}}^{(n_{ш\text{ орт}}-1)}$ | 94,45 |
| Вероятность доставки по $n_{ш\text{ гекс}}$ пролётам в <i>штатном</i> режиме для варианта построения по схеме «ортогональная», $P_{ш\text{ орт}}$, % | $P_{д\text{ ш гекс}} = P_{ш\text{ орт}}^{n_{ш\text{ гекс}}}$ | 97,04 |
| Вероятность доставки по $n_{ншс\text{ гекс}}$ пролётам в <i>нештатном</i> режиме для варианта построения по схеме «ортогональная», $P_{ш\text{ орт}}$, % | $P_{д\text{ ншс гекс}} = P_{ншс\text{ гекс}} \cdot P_{ш\text{ гекс}}^{(n_{ш\text{ гекс}}-1)}$ | 95,02 |

Выводы

Сравнительный анализ графиков вероятности доставки сообщения показывает, что гексагональная схема построения НОСС обеспечивает более высокую вероятность доставки сообщения при нештатной ситуации, связанной с отказом всех спутников одной орбитальной плоскости, кроме одного. Это объясняется тем, что направления связи на соседние орбитальные плоскости при такой схеме резервированы, в отличие от ортогональной схемы.

Литература

1. Пичугин С.Б. Способ определения маршрута ретрансляции пакета сообщения и устройство для его осуществления // Патент № 2001532 РФ, заявка № 5031334 от 31.01.1992. Опубликовано 15.10.1993.
2. Пичугин С.Б., Назаров А.А. Спутниковая система связи «Томь» // Патент № 2010434 РФ, заявка № 925044237 от 26.05.1992. Опубликовано 30.03.1994.
3. Пичугин С.Б. Спутниковый ретранслятор «Аксай» // Патент № 2097926 РФ, заявка № 94018404/09 от 19.04.1994. Опубликовано 27.11.1997.
4. Пичугин С.Б. Спутниковый ретранслятор // Патент № 2673060 РФ, заявка № 2017140374 от 20.11.2017. Бюл. № 33 от 22.11.2018.
5. Пичугин С.Б. Спутник-ретранслятор // Патент № 2783202 РФ, заявка № 2021105819 от 09.03.2021. Бюл. № 31 от 09.11.2022.
6. Пичугин С.Б. Спутник-ретранслятор // Патент № 2793898 РФ, заявка № 2022127471 от 21.10.2022. Бюл. № 10 от 07.04.2023.
7. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. М.: Изд-во «Академия», 2018. 451 с.
8. Кокушин Н.Н. Основы теории надёжности: учебное пособие / Н.Н. Кокушин, С.Г. Тихонов, С.Г. Петров, В.Е. Головкин, И.В. Ключкин / СПб: Изд-во ГОУВПО СПбГТУРП, 2011. 77 с.
9. Литвиненко Р.С. Основы теории надёжности электромеханических комплексов: учебное пособие / Р.С. Литвиненко, П.П. Павлов / Казань: Изд-во Казан. гос. энерг. ун-та, 2017. 92 с.
10. Правиков Ю.М. Основы теории надёжности технологических процессов в машиностроении: учебное пособие / Ю.М. Правиков, Г.Р. Муслина / Ульяновск: Изд-во УлГТУ, 2015. 122 с.
11. Ефремов А.А. Теория надёжности: конспект лекций. Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2015. – 85 с.
12. Бакулев П.А. Радиолокационные системы: Учебник для вузов. М.: Изд-во Радиотехника, 2004.
13. Белоцерковский Г.Б. Основы радиолокации и радиолокационные устройства. М.: Изд-во Советское радио, 1975.

СОДЕРЖАНИЕ

| | |
|--|-----|
| <i>Беляев М.Ю.</i> Эксперимент «Ураган» на Международной космической станции | 5 |
| <i>Севастьянов Д.Н., Банит Ю.Р., Беляев М.Ю.</i> Применение результатов и опыта проведения космических экспериментов на орбитальных станциях для управления ориентацией ГСС «Ямал» | 35 |
| <i>Беляев М.Ю., Пичугин С.Б., Харчиков М.А., Тertiцкий Г.М.</i> Эксперимент «Ураган» на базе аппаратуры «Икарус» и обработка данных, полученных в процессе его выполнения | 66 |
| <i>Монахов М.И., Аюкаева Д.М., Беляев М.Ю., Матвеева Т.В.</i> Некоторые результаты КЭ «Изгиб» на МКС | 76 |
| <i>Смоленцева Л.А.</i> Научно-техническая поддержка экспериментов ПАО «РКК «Энергия» с помощью наземного сегмента планирования и экспресс-анализа результатов исследований | 92 |
| <i>Бронников С.В.</i> Подготовка операторов автоматизированной системы контроля пилотируемого космического аппарата | 102 |
| <i>Гусев А.В., Менг Ж., Пинг З.</i> Лунное время и лунная навигация | 115 |
| <i>Алтунин В.А., Платонов Е.Н., Абдуллин М.Р., Пронин К.А., Юсупов А.А., Мусина И.М., Жиякова А.Е., Яновская М.Л.</i> Некоторые пути совершенствования жидкостных ракетных двигателей (100-летию со дня рождения академика В.Е. Алемасова – посвящается) | 125 |
| <i>Алтунин В.А., Львов М.В., Щиголев А.А., Юсупов А.А., Кореев Е.П., Яновская М.Л.</i> Анализ методик расчёта коэффициента теплоотдачи к моторному авиационному маслу в сложных термодинамических условиях авиационных и аэрокосмических двигателей | 134 |
| <i>Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Сафаров М.М., Кореев, Е.П., Яновская М.Л.</i> Разработка способа изменения теплофизических свойств чистого гидразина для повышения эффективности двигателей воздушных, аэрокосмических, гиперзвуковых и космических летательных аппаратов одно- и многократного использования | 148 |

- Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Пронин К.А., Баданов Н.С., Фаррахов А.Б., Жилиякова А.Е., Яновская М.Л.* Разработка конструктивных схем топливных форсунок реактивных двигателей воздушных и аэрокосмических летательных аппаратов153
- Алтунин В.А., Алтунин К.В., Пронин К.А., Юсупов А.А., Фаррахов А.Б., Жилиякова А.Е., Мусина И.М., Яновская М.Л.* Разработка способов определения характеристик электростатических полей при системе электродов типа «игла – игла» в жидком углеводородном горючем в земных и космических условиях157
- Саттаров А.Г., Бикмучев А.Р., Сочнев А.В., Зиганшин Б.Р.* Система ориентации, стабилизации и коррекции КЛА с малой массой на основе импульсных лазерных ракетных двигателей161
- Кислицкий М.И.* Об оценивании эффективности коммерческого малого космического разгонного блока и условиях его дополнительного использования166
- Худяков С.Н.* О возможности ускоренной реализации проекта орбитальной разгонной станции транспортной системы «Земля - Марс»178
- Миловидов А.В., Серебрянский С.А.* Применение податливых механизмов в аэрокосмической отрасли193
- Бечаснов П.М., Ильин А.М.* Многоцветная трёхступенчатая сверхтяжёлая ракета-носитель с вытеснительной подачей204
- Лобанов И.Е.* Математическое моделирование влияния неизотермичности на гидросопротивление и теплообмен в трубах с полукруглыми турбулизаторами при турбулентном течении воздуха на базе модели ментера216
- Пичугин С.Б.* Вероятность доставки пакета сообщения по многопролётной низкоорбитальной системе связи при возникновении нештатной ситуации231

В подготовке и проведении чтений принимали участие:

- Администрация Калужской области.
 Академия наук авиации и воздухоплавания им. проф. Н.Е. Жуковского.
 АО «Геомир», г. Мытищи, Моск. обл.
 АО «Газпром космические системы», г. Щёлково, Моск. обл.
 АО «НПО ИТ», г. Королев, Моск. обл.
 Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
 им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург.
 Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина,
 г. Воронеж.
 ВЦМК «Защита» Министерства здравоохранения РФ.
 ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем.
 Государственный музей истории космонавтики им. К.Э. Циолковского
 (ГМИК), г. Калуга.
 Институт истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова, г. Москва.
 Казанский (Поволжский) федеральный университет, г. Казань.
 Казанский национальный исследовательский технический университет
 им. А.Н. Туполева – КАИ.
 Казанское региональное отделение Российской академии космонавтики
 им. К.Э. Циолковского (КазРО РАКЦ), г. Казань, Республика Татарстан.
 Калужский филиал МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Калуга.
 Калужский государственный университет им. К.Э. Циолковского.
 Калужское ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина, г. Калуга.
 Комиссия РАН по разработке научного наследия К.Э. Циолковского.
 Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского (РАКЦ),
 г. Москва.
 Институт философии Российской академии наук, г. Москва.
 Московский авиационный институт (национальный исследовательский
 университет)», г. Москва.
 Московский государственный университет им. Н.Э. Баумана, г. Москва.
 МФ МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Мытищи, Моск. обл.
 Московский физико-технический институт, г. Долгопрудный, Моск. обл.
 Национальная астрономическая обсерватория Академии наук Китая,
 г. Пекин (Китай).
 ООО «Лаборатория Наносемантика», г. Москва.
 ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, Моск. обл.
 Самарский национальный исследовательский университет им. академика
 С.П. Королева, г. Самара.
 Таджикский технический университет им. академика Осими, Республика
 Таджикистан, г. Душанбе.
 Центральный научно-исследовательский институт машиностроения.
 ФГБУ НИИ ЦПК им. Ю.А. Гагарина.
 Федерация космонавтики России, г. Москва.
 Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва.
 Цилинский университет, г. Чанчунь, Китай

Настоящий сборник подготовлен и выпущен в свет при неоценимом содействии президента Казанского Регионального отделения Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского (КазРО РАКЦ) при КНИТУ им. А.Н. Туполева – КАИ, академика РАКЦ, Заслуженного изобретателя Республики Татарстан, доктора технических наук, профессора Алтунина Виталия Алексеевича

СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАКЕТНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Сборник статей, 2024

Ответственные редакторы:

доктор техн. наук В.А. Алтунин,
доктор техн. наук М.Ю. Беляев,
Т.Н. Тян

Литературный редактор:

Е.В. Абакумова

Подписано к печати 29.07.2024

Формат 60x84^{1/16}. Бумага офсетная.

Гарнитура «Times». Печать цифровая.

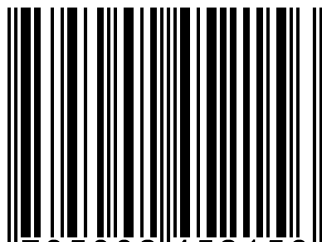
Усл.печ 14,42 л. Печ.15,5 л. Тираж 100 экз. Заказ № 160.

420111, Казань, Дзержинского, 9/1. Тел.8(917) 264-84-83.

Отпечатано в редакционно-издательском центре «Школа»

E-mail: ric-school@yandex.ru

ISBN 978-5-00245-215-6



9 785002 452156 >