



ВЕСТНИК
НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

ISSN 2075-6941

(22) **1**
2014



19 ДЕКАБРЯ 2013 ГОДА
С КОСМОДРОМА КУРУ
ВЫПОЛНЕН ШЕСТОЙ ПУСК
РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ
СОЮЗ-СТ
С МКБ ФРЕГАТ-МТ
И ЕВРОПЕЙСКОЙ
АСТРОФИЗИЧЕСКОЙ
ОБСЕРВАТОРИЕЙ
GAIA

МЕЖОРБИТАЛЬНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ БУКСИР

ФРЕГАТ

СОРОК УСПЕШНЫХ ЗАПУСКОВ

ВЫВЕДЕНО НА РАБОЧИЕ ОРБИТЫ И ОТЛЕТНЫЕ ТРАЕКТОРИИ
СПУТНИКОВ

86

СПУТНИК

СТРАХОВОЙ ЦЕНТР



Реклама СЦ "СПУТНИК" Номер лицензии: СЗ54177

СТРАХОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

 +7 495 787 25 25

с о д е р ж а н и е

Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В.
Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат».....3

Морской И.М., Симонов А.В., Лясковская В.И., Ежов А.С.
Баллистическое обеспечение разработки и полётов межорбитального космического буксира «Фрегат».....10

Морозов В.В., Трунов Ю.В., Комиссаров А.И., Пак Е.А., Жучков А.Г., Дишель В.Д., Залихина Е.Е., Паронджанов В.Д.
Система управления межорбитального космического буксира «Фрегат».....16

Бирюков А.С., Макаров В.П., Маркачев Н.А., Леднев М.И., Викуленков В.П., Викуленков А.В.
Об особенностях конструктивно-силовых схем и экспериментальной отработки межорбитального космического буксира «Фрегат» и переходных отсеков.....26

Луженков В.В., Игнатенко А.П.
Система обеспечения теплового режима межорбитального космического буксира «Фрегат».....37

Дерягин Ю.А., Дубовицкий А.В.
Маршевый двигатель межорбитальных космических буксиров «Фрегат», «Фрегат-СБ».....41

Агеенко Ю.И.
Двигатель стабилизации, ориентации и обеспечения запуска маршевого двигателя МКБ «Фрегат».....44

Александров Л.Г., Кузьмин О.А., Макаров В.П.
Двигательная установка реактивной системы управления межорбитальным космическим буксиром «Фрегат».....47

Машков В.И., Киселёва Л.Д., Дякина Л.А.
Антенно-фидерные системы для межорбитальных космических буксиров «Фрегат».....50

Макарихин К.Б., Поляков А.А., Скрипкин М.Г., Ушаков Н.В.
Система приема и обработки телеметрической информации, система контроля технологических параметров.....59

Казакевич Ю.В., Зефилов И.В.
Центр управления полетами НПО им. С.А. Лавочкина при работе с межорбитальным космическим буксиром «Фрегат».....64

Воличенко А.Г., Королёв Ю.Н., Лопатко О.Е., Победоносцев В.А.
Средства цифровой телеметрической радиолонии, используемые при испытаниях и эксплуатации межорбитального космического буксира «Фрегат».....71

Феофилактов В.Т., Даньков В.С., Исев М.В., Шивырталов А.В., Шельяков С.М., Вылегжанин К.И.
Телеметрические системы межорбитального космического буксира «Фрегат».....78

Плешаков М.С., Асфацадурьян М.Ю., Федотов Д.Б., Корохов В.В., Мафтей А.Н.
Батареи систем электроснабжения межорбитального космического буксира «Фрегат».....84

Финченко В.С., Устинов С.Н., Иванков А.А.
Методика и результаты расчета теплового разрушения межорбитального космического буксира «Фрегат» при входе в атмосферу Земли.....89

журнал является рецензируемым изданием

- журнал включен в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте <http://www.elibrary.ru>
- журнал включен в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК
- мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
- редакция не несет ответственность за содержание рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
- плата с аспирантов за публикацию статей не взимается
- статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала: <http://www.laspacespace.ru>
- подписной индекс 37156 в каталоге «ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ» (РОСПЕЧАТЬ) © ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»
- © авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издается с 2009 года

адрес редакции:
141400 Московская обл. г. Химки, ул. Ленинградская, д. 24
телефоны: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69
факс: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68
адрес электронной почты: VESTNIK@LSPACE.RU
адрес в интернете: <http://WWW.LSPACE.RU>

главный редактор – д.т.н., профессор
К.М. Пичхадзе

заместитель главного редактора –
д.т.н., профессор

В.В. Ефанов

редакционная коллегия

к.т.н.

П.А. Грешилов

В.М. Давыдов

д.т.н.

К.А. Занин

к.э.н.

Х.Ж. Карчаев

к.т.н.

М.Б. Мартынов

к.т.н.

А.А. Моисеев

д.т.н.

А.Е. Назаров

к.э.н.

В.М. Романов

А.В. Савченко

С.Н. Солодовников

редакционный совет

председатель – д.т.н., профессор

В.В. Хартов

чл.-корр. РАН **О.М. Алифанов**

д.ф.-м.н., профессор

В.В. Асмус

академик РАН **А.А. Боярчук**

д.т.н., профессор

Б.И. Глазов

академик РАН **Л.М. Зеленый**

чл.-корр. АНРТ **Х.И. Ибадинов**

д.т.н., профессор

А.А. Любомудров

академик РАН **М.Я. Маров**

д.т.н., профессор

Ю.А. Матвеев

д.т.н., профессор

В.Ю. Мелешко

д.ф.-м.н., чл.-корр. НАН Беларуси

О.Г. Пенязков

академик РАН **Г.А. Попов**

д.т.н., профессор

В.Е. Усачов

д.т.н.

В.С. Финченко

д.т.н., профессор

Е.Н. Хохлачев

чл.-корр. РАН **Б.М. Шустов**

академик НАН Украины

Я.С. Яцкив

журнал является рецензируемым изданием

учредитель

ФГУП «НПО им. С.А. ЛАВОЧКИНА»
журнал зарегистрирован в Федеральной
службе по надзору в сфере связи
и массовых коммуникаций.
свидетельство ПИ № ФС77-55759
от 28 октября 2013 г.

ISSN 2075-6941



14001



9 772075 694002

chief editor –

d.eng., professor **K.M. Pichkhadze**

deputy chief editor –

d.eng., professor **V.V. Efanov**

editorial board

c.sc. (eng.)

P.A. Greshilov

V.M. Davidov

d.eng.

K.A. Zanin

c.sc. (ec.)

K.Z. Karchayev

c.sc. (eng.)

M.B. Martynov

c.sc. (eng.)

A.A. Moisehev

d.eng.

A.E. Nazarov

c.sc. (ec.)

V.M. Romanov

A.V. Savchenko

S.N. Solodovnikov

editorial council

chairman –

d.eng., professor **V.V. Khartov**

corresponding member RAN

O.M. Alifanov

doctor of physical and mathematical

sciences, professor **V.V. Asmus**

academician RAN

A.A. Boyarchuk

d.eng., professor **B.I. Glazov**

academician RAN

L.M. Zelenyi

corresponding member ANRT

H.I. Ibadinov

d.eng., professor **A.A. Lyubomudrov**

academician RAN

M.Y. Marov

d.eng., professor **Y.A. Matveev**

d.eng., professor **V.Y. Meleshko**

doctor of physical and mathematical

sciences, corresponding member

NASB

O.G. Penyazkov

academician RAN

G.A. Popov

d.eng., professor **V.E. Usachov**

d.eng.

V.S. Finchenko

d.eng., professor **E.N. Khokhlachev**

corresponding member RAN

B.M. Shustov

academician NASU

Ya.S. Yatskiv

**the journal is
a reviewed publication**

f o u n d e r

FSUE «LAVOCHKIN ASSOCIATION»

the journal is registered in
Federal Service for telecommunications
and mass media oversight.

certificate ПИ № ФС77-55759

dated october 28, 2013

t a b l e o f c o n t e n t s

Asyushkin V.A., Vikulenkov V.P., Ishin S.V.

Outcome of development and operation initial phases of Versatile Space Tugs of «Fregat» type.....3

Morskoy I.M., Simonov A.V., Lyaskovskaya V.I., Ezhov A.S.

Ballistic support of development and flight of «Fregat» versatile space tug.....10

Morozov V.V., Trunov Yu.V., Komissarov A.I., Pak E.A., Zhuchkov A.G., Dishel V.D., Zalikhina E.E., Parondzhanov V.D.

Control System of «Fregat» Versatile Space Tug.....16

Birukov A.S., Makarov V.P., Markachev N.A., Lednev M.I., Vikulenkov V.P., Vikulenkov A.V.

Special features of structural layouts and experimental verification of «Fregat» Versatile Space Tug and transfer compartments.....26

Luzhenkov V.V., Ignatenko A.P.

Thermal control system of «Fregat» Versatile Space Tug.....37

Deryagin Yu.A., Dubovitskiy A.V.

Cruise engine of Versatile Space Tugs «Fregat», «Fregat-SB».....41

Ageenko Yu.I.

Altitude stabilization and control system of sustainer engine of «Fregat» Upper Stage...44

Aleksandrov L.G., Kuzmin O.A., Makarov V.P.

Propulsion System of Reaction Control System of «Fregat» Upper Stage.....47

Mashkov V.I., Kiseleva L.D., Dyakina L.A.

Antenna Feeder Systems for «Fregat» Upper Stages.....50

Makarikhin K.B., Polyakov A.A., Skripkin M.G., Ushakov N.V.

The system of receiving and processing of telemetry data, the system of technological parameters control.....59

Kazakevich Yu.V., Zefirov I.V.

Mission Control Center of «Lavochkin Association» for «Fregat» Versatile Space Tug operating.....64

Volichenko A.G., Korolev Yu.N., Lopatko O.E., Pobedonostsev V.A.

Means of digital telemetry radio link used for testing and operation of «Fregat» Versatile Space Tug.....71

Feofilaktov V.T., Dankov V.S., Isev M.V., Shivyrtalov A.V., Shelpyakov S.M., Vylegzhanin K.I.

Telemetry systems of «Fregat» Versatile Space Tug.....78

Pleshakov M.S., Asfatsaduryan M.Y., Fedotov D.B., Korohov V.V., Mafey A.N.

The Batteries for Versatile Space Tug «Fregat» Power Supply System.....84

Finchenko V.S., Ustinov S.N., Ivankov A.A.

Thermal destruction calculation method and its results for «Fregat» Versatile Space Tug during entry into the Earth atmosphere.....89

the journal is a reviewed publication

- the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link: <http://www.elibrary.ru>
- the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION to publish the works of those applying for a scientific degree
- the opinion of editorial staff not always coincide with authors' viewpoint
- editorial staff is not responsible for the content of any advertisements
- manuscripts are not returned
- no part of this publication may be reprinted without reference to Space journal of «LAVOCHKIN ASSOCIATION»
- post-graduates have not to pay for the publication of articles
- magazine articles and features required of author manuscript design are available at Internet Site <http://www.laspac.ru>
- subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JURNALY» (ROSPECHAT)
- © FSUE «Lavochkin Association»
- © article writers

**scientific and technical quarterly journal
published since 2009**

editorial office address:

141400 Moscow region, Khimki, Leningradskaya str., 24

phone: (495) 573 23 61, (495) 575 54 69

fax: (495) 573 35 95, (495) 572 00 68

e-mail: VESTNIK@LSPACE.RU

internet: <http://WWW.LSPACE.RU>

ИТОГИ СОЗДАНИЯ И НАЧАЛЬНЫХ ЭТАПОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ БУКСИРОВ ТИПА «ФРЕГАТ»

В.А. Асюшкин,

кандидат технических наук*,
kolesnikova@laspace.ru;

V.A. Asyushkin**

В.П. Викуленков,

кандидат технических наук*,
kolesnikova@laspace.ru;

V.P. Vikulenkov**

В статье приведено краткое обоснование принципов, заложенных при создании межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат», подведены итоги более чем десятилетней истории его эксплуатации.

Ключевые слова:

межорбитальный космический буксир;

ракета-носитель;

космический аппарат;

высокоэнергетические орбиты.

Необходимость наличия в составе ракеты-носителя (РН) типа «Союз» межорбитального космического буксира (МКБ) была продиктована созданием в 90-е годы 20-го века большого количества космических аппаратов для работы на высокоэнергетических орбитах.

Приступив к разработке МКБ, НПО им. С.А. Лавочкина руководствовалось следующими основными принципами. Межорбитальный космический буксир должен обладать двигательной установкой многократного включения и длительным временем активного существования для обеспечения оптимальных межорбитальных перелетов. МКБ должен обладать высокой надежностью и энергетическими характеристиками, иметь минимальную стоимость и сроки создания. Высокую надежность и низкую стоимость создания МКБ можно обеспечить, применив в его составе уже существующие, прошедшие летную квалификацию комплектующие системы и агрегаты.

В качестве маршевого двигателя многократного запуска был выбран С5.92 разработки КБ Химического машиностроения им. А.М. Исаева на компонентах топлива несимметричный диметилгидразин и азотный тетраоксид. Данный двигатель применялся в составе космических аппаратов разработки НПО им. С.А. Лавочкина более 30 раз, показав абсолютную надежность и для данных размерности (тяга двигателя 2 тонны) и компонентов топлива обладал высоким удельным импульсом 327 с. Двигательные установки межорбитальных космических буксиров, как и космических аппаратов, на аналогичных компонентах заправляются топливом на специальных заправочных станциях до установки блока на ракету-носитель. Это также давало выбранному двигателю огромные преимущества: заправочные

OUTCOME OF DEVELOPMENT AND OPERATION INITIAL PHASES OF VERSATILE SPACE TUGS OF «FREGAT» TYPE

С.В. Ишин*,

ishin@laspace.ru;

S.V. Ishin**

The article gives a brief justification of approaches, applied during development of Versatile Space Tugs of «Fregat» type, summarizing a more than ten-year history of their operations.

Key words:

Versatile Space Tug;

Launch Vehicle;

spacecraft;

high-energy orbits.

станции уже существовали для заправки космических аппаратов на космодромах «Плесецк» и «Байконур» откуда и предполагалось запускать МКБ. Исключалась дорогостоящая доработка стартовых комплексов РН для заправки блока топливом непосредственно на старте, которая необходима для блоков на криогенных компонентах.

Кроме того, маршевая двигательная установка (МДУ) на высококипящих компонентах допускает практически любую заправку топлива – от нуля до максимальной, что особенно важно для МКБ, обеспечивающего при выведении импульсы скорости от нескольких сотен (при выведении на ССО) до нескольких тысяч (при выведении на ГСО и отлетные траектории) метров в секунду.

Позже обнаружили и другие важные преимущества выбранного маршевого двигателя (МД). У двигателя есть два режима тяги: большая (2000 кг) и малая (1400 кг). Сразу после запуска МД, МКБ совершает угловые движения относительно центра масс, компенсируя начальные возмущения от работы маршевого двигателя, и движется не сразу в заданном направлении, а постепенно к нему приближаясь. Если величина импульса скорости невелика, и, соответственно время работы МД при достаточно большой тяге крайне мало, МКБ может не успеть к концу импульса прийти к заданному направлению. Это приводит к существенному ухудшению точности выведения. Увеличение времени работы двигателя за счет использования малой тяги позволяет увеличить время работы и избежать данных проблем. Переход двигателя в конце работы с режима большой тяги на малую существенно снижает невырабатываемые остатки топлива в баках.

Для ориентации МКБ на пассивных участках полета и управления по крену во время работы

* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

** Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

МД применяются двенадцать однокомпонентных двигателей, С5.221, тягой по 5 кг, которые серийно изготавливаются КБ Химического машиностроения им. А.М. Исаева. Несмотря на то, что однокомпонентные двигатели по удельному импульсу проигрывают двухкомпонентным, пневмогидравлическая схема и схема управления однокомпонентной двигательной установки (ДУ) существенно проще. Поэтому их применение обеспечило выигрыш в конечной массе МКБ.

Топливо ДУ системы стабилизации, ориентации и обеспечения запуска (СОЗ), гидразин, располагается в баке объемом до 60 л с эластичными вытеснителями, что обеспечивает работу двигателей в условиях невесомости.

Для вытеснения компонентов топлива из баков МДУ и ДУ СОЗ используется гелий, размещаемый в титановых шаробаллонах высокого давления, которые также заимствованы с космических аппаратов.

В качестве системы управления была выбрана система, созданная НППАП им. академика Н.А. Пилюгина и используемая в составе РН «Зенит». В дальнейшем при эксплуатации система управления подтвердила свои высочайшие эксплуатационные характеристики – надежность и точность выведения, а также широкие возможности по ее модернизации в части уменьшения массы и дальнейшего повышения точности выведения (*Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина, 2010*).

В составе МКБ также было решено использовать химические литиевые источники тока разработки фирмы «Орион-ХИТ» (г. Новочеркасск). Выбор был полностью оправдан тем, что батареи, разработанные и изготавливаемые «Орион-ХИТ», по удельным характеристикам не уступали ни одному мировому аналогу, а по стоимости были существенно дешевле.

Помимо выбора комплектующих систем, одной из основных задач при создании МКБ является правильный выбор компоновочной схемы. Именно от нее зависит энергетическая эффективность МКБ, а, следовательно, и всей ракеты космического назначения. Очевидно, что МКБ по окончании выведения находится на той же орбите, что и выводимый космический аппарат. Причем, чем меньше конечная масса МКБ, тем большую массу космического аппарата он может вывести. Поэтому, масса МКБ должна быть как можно меньше. И эта масса, когда уже определены основные комплектующие системы, в первую очередь определяется оптимальностью компоновочной схемой МКБ.

Компоновка МКБ представляет собой длительный процесс взаимосогласования и сочетания на первый взгляд не сочетаемого. МКБ состоит из множества служебных агрегатов и систем, каждая из которых требует определенных условий функционирования, часто взаимопротиворечащих. Тем не менее, эти условия необходимо обеспечить, завязав все в единую конструкцию.

Предстояло в первую очередь определить оптимальную форму МКБ. Так как время существования буксира в космическом пространстве составляет несколько часов, внешняя поверхность МКБ для обеспечения необходимого температурного режима должна быть закрыта многослойной экранно-вакуумной теплоизоляцией, которая представляет собой достаточно тонкую и непрочную пленку. Чтобы обеспечить ее целостность в процессе полета РН в плотных слоях атмосферы, необходимо разместить МКБ под головным обтекателем, как и выводимый КА. Было решено, что буксир должен иметь как можно меньшую высоту, чтобы под головным обтекателем оставалось как можно больше места для выводимого космического аппарата. Позже, когда потребовалось осуществить первые запуски МКБ в составе РН «Союз», вместо «Союз-2», такое решение о форме МКБ полностью себя оправдало. После подробного изучения габаритных размеров перспективных российских и зарубежных космических аппаратов, стало ясно, что рассматривать для РН «Союз-2» головные обтекатели диаметром меньше 3700 мм не имеет смысла. Такой обтекатель, разработки Научно-производственного объединения Прикладной механики (сейчас «ОАО ИСС им. академика М.Ф. Решетнева»), уже существовал и эксплуатировался в составе РН «Протон». Он и был выбран в качестве основного для установки на РН «Союз-2» при использовании создаваемого МКБ.

На первом этапе создания предлагались компоновочные схемы с четырьмя и с восьмью сферическими баками, расположенными по окружности. Как известно, сферическая емкость, нагруженная внутренним давлением, является наиболее легкой по сравнению со всеми другими формами. А для межорбитального буксира это крайне важно, так как запасы топлива достаточно велики, и масса топливных баков вносит большой вклад в общую массу МКБ.

Такие схемы не позволяли удачно компоновать систему управления, которой требовался герметичный приборный отсек. Разработчик системы управления, ФГУП «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения им. академика Н.А. Пилюгина», высказал готовность сделать систему управления в современном негерметичном исполнении, как это уже было на большинстве зарубежных космических аппаратов, однако предупредил, что масса системы в этом случае увеличится. Для космических аппаратов со временем активного существования в несколько лет наличие гермоконтейнера крайне нежелательно из-за достаточно высокой вероятности попадания в него космических микрочастиц, что приведет к разгерметизации и выходу КА из строя. Для МКБ со временем существования в несколько часов такая вероятность ничтожно мала. Поэтому для МКБ с целью снижения массы было принято решение о размещении системы управления в герметичном контей-

нере. Оставалось только компоновать такой контейнер на МКБ. А четырехбаковая и восьмибаковая схема для этого не очень подходили.

В результате огромной проделанной работы по выбору и сопоставлению различных вариантов компоновок остановились на форме из шести сферических обечаек одинакового диаметра. Такая форма позволила четыре сферы использовать в качестве топливных баков: два бака горючего и два бака окислителя, а две – в качестве герметичных приборных контейнеров. Однако предстояло решить еще одну важную задачу: как передать нагрузку от космического аппарата через МКБ на ракету-носитель. Перегрузки при работе двигателей РН достаточно велики, и, следовательно, межорбитальный буксир должен обладать высокой несущей способностью. На блоке «ДМ», например, эта задача решена при помощи системы переходников, внутри которых размещается и сам блок. После отделения блока от ракеты-носителя переходники отделяются, уменьшая тем самым выводимую РН массу. Для создаваемого МКБ такая схема не была оптимальной. Решили, что МКБ должен быть несущим, и усилия от полезной нагрузки на РН будут передаваться через восемь алюминиевых несущих труб, пронизывающих топливные баки и приборные отсеки и выполняющие роль переходной фермы. Аналогов такой конструкции в мире не существовало, и сразу возникло много вопросов: а будут ли обеспечены необходимая прочность и жесткость МКБ, и может ли опытный завод НПО им. С.А. Лавочкина такое изготовить? После долгих сомнений и споров решили: сделать можно. Важно, что высота МКБ при выбранной компоновочной схеме не превысила полутора метров. А по диаметру МКБ вписался в зону полезного груза выбранного головного обтекателя. Несущая способность МКБ составила около $16 \text{ т} \times \text{м}$.

В процессе разработки компоновки также решалась задача выбора оптимального размера сферических емкостей. Их диаметр был определен как максимально возможный, чтобы буксир вписался в зону полезного груза головного обтекателя, и составил 1360 мм. Масса рабочего топлива МКБ составила 5250 кг. Это было несколько больше, чем требовалось для осуществления всех предполагаемых запусков, однако, как показали дальнейшие события, всегда найдется задача, когда запрашиваемого в МКБ топлива будет недостаточно, и создаваемый буксир не стал исключением.

Несколько позже межорбитальный космический буксир получил наименование «Фрегат» (МКБФ), сохранив первую букву «Ф» от космического аппарат «Фобос», на базе которого он создавался.

Во второй половине 90-х годов стало понятно, что сроки ввода в эксплуатацию МКБФ значительно опережают сроки ввода РН «Союз-2», для которой в первую очередь МКБФ создавался. Существовали космические аппараты, которые теоретически могли быть выведены МКБФ в составе обычного

«Союза» (не «Союза-2»), но МКБФ мог разместиться только под головным обтекателем диаметром не менее 3700 мм. А такой обтекатель существовал в одной модификации – длиной 9800 мм, и ракетаноситель «Союз» не была рассчитана на нагрузки, возникающие от него при выведении: не справлялась с возмущающими моментами старая аналоговая система управления, и конструкция РН не выдерживала возросших механических нагрузок. В сложившейся ситуации НПО им. С.А. Лавочкина предложило доработать существующий головной обтекатель (ГО) диаметром 4100 мм, уменьшив диаметр до 3700 мм и длину так, чтобы его размеры не превышали возможностей ракеты-носителя. Было показано, что головной обтекатель может быть изготовлен на том же технологическом оборудовании, что используется для изготовления ГО диаметром 4100 мм. В результате компромисс был найден. «ЦСКБ-Прогресс» после проведенных расчетов согласилось установить на РН «Союз» обтекатель диаметром 3700 мм и длиной не более 7700 мм. Под таким ГО размещался космический аппарат «Глонасс», и его запуск рассматривался как наиболее близкий.

В то время одним из конкурентов МКБФ рассматривался блок, который предлагалось создать на базе блока «Л» на компонентах топлива керосин+кислород. При этом компоновка блока была предложена аналогичной блоку «Л», в основе которой два установленных последовательно торвых бака. На блоке предлагалось установить новый маршевый двигатель с тягой 2000 кг и удельным импульсом несколько большим, чем у МКБФ. Однако выигрыш в массе выводимого полезного груза за счет более высокого удельного импульса полностью компенсировался увеличением конечной массы. Блок имел достаточно большую длину, что практически исключало его использование в составе РН «Союз»: для ряда космических аппаратов требовался обтекатель диаметром 3700 мм, а его максимальная допустимая для РН «Союз» длина 7700 мм не позволяла разместить длинный буксир с установленным на нем КА. Таким образом, если бы было принято решение о создании МКБ на базе блока «Л», его запуски в составе РН «Союз» с 2000-го года с космическими аппаратами «Кластер-2», «Марс-Экспресс», «Амос-2», «Гэлакси-14» и т.д. стали бы невозможны по причине неразмещения космических аппаратов под головным обтекателем. И, следовательно, запуски такого МКБ могли начаться только в составе РН «Союз-2» не ранее конца 2006 года. Но все вышеперечисленные аппараты были успешно выведены на заданные орбиты ракетой-носителем «Союз» и МКБФ, первый запуск которого состоялся 9 февраля 2000 года.

В результате проделанной работы в середине 1993 года облик МКБФ полностью сформировался (рисунок 1).

Конструктивную основу блока (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и*

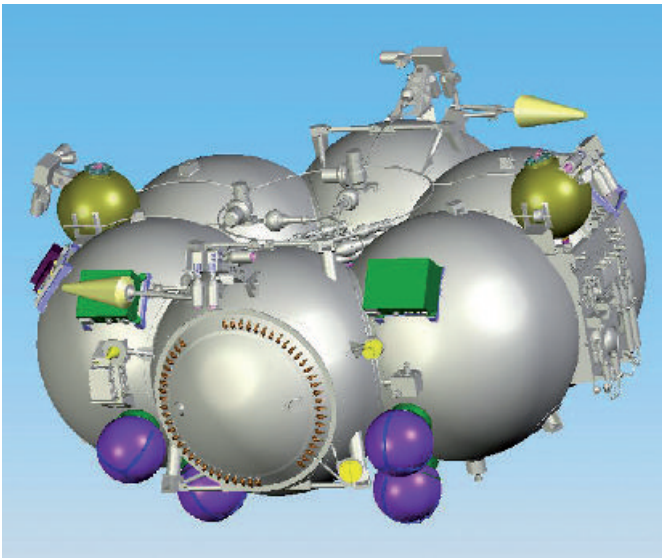


рисунок 1. Межорбитальный космический буксир «Фрегат»

прикладных научных исследований, 2010) составляют, как было сказано ранее, шесть расположенных равномерно по окружности вваренных друг в друга сферических обечаек диаметром 1360 мм. Четыре обечайки используются в качестве топливных баков: два бака горючего и два бака окислителя. Две сферы – в качестве герметичных приборных контейнеров. Так как объем окислителя несколько больше объема горючего, баки окислителя были выполнены полностью сферическими и внедряются в баки горючего. Это позволило обеспечить полную заполняемость баков топливом, добившись наиболее эффективного использования имеющихся объемов. С целью исключения взаимопроникновения самовоспламеняющихся компонентов топлива через перегородку, она была выполнена из специального алюминиевого сплава.

Торосферическая схема обладает преимуществами по массе по сравнению со сферической оболочкой и компоновочными достоинствами тороидальной конфигурации.

Масса сферической оболочки $M_c = \frac{1,5PV}{\sigma_s / \rho}$, масса тороидальной $M_t = \frac{2PV}{\sigma_s / \rho}$ здесь P – внутреннее давление; V – объем; σ_s / ρ – удельная прочность материала. Сферическая оболочка в 1,33 раза легче тороидальной, что можно подтвердить сравнением толщины обечаек баков для основного блока баков $\delta = 1,85 \pm 0,1$ мм и тороидального сбрасываемого блока баков, имеющего такую же толщину при отношении объемов $\frac{4950}{2876} = 1,72$.

Сферический бак имеет более компактное и технологически простое заборное устройство, легче организуется слив топлива к заборным устройствам. Сферическая оболочка значительно лучше других геометрических форм оболочек воспринимает разного рода локальные нагрузки, что объясня-

ется наличием у сферической оболочки большей по сравнению с другими оболочками постоянной гауссовой кривизны $\frac{1}{R_1 R_2}$, где R_1 и R_2 радиусы кривизны

в меридиальном и окружном направлении.

Для сферической оболочки $R_1 = R_2 = R$.

При этом должна решаться задача строительной механики по передаче локальных нагрузок через местные включения на сферическую оболочку.

На границе включений возникают мембранные и изгибные усилия, дополнительно к основному безмоментному состоянию от внутреннего давления, инерционных нагрузок от массы жидкости и массы конструкции МКБ, а также нагрузок от ПН, действующих на узлы в плоскости стыка ПН с МКБ. Основная часть осевых сил передается штангами, соединяющими верхние и нижние узлы МКБ. Конструктивно штанги (8 штук) выполнены в виде трубчатых элементов из композитного материала бор-алюминий, на концах, которых они соединены диффузионной сваркой с кронштейнами, имеющими фланцы сферической формы, переменной толщины по радиусу.

Замена материала стержней штанг с алюминиевого сплава на бор-алюминий обеспечила снижение массы стержней на 18 кг.

Кроме того была проведена оптимизация конфигурации узлов, с целью исключения концентраторов напряжений и повышения надежности конструкции при возросших нагрузках, с учетом перспективы применения МКБФ для выведения более тяжелых полезных нагрузок.

Преимущество вышеприведенной силовой схемы, учитывающей работу сферических оболочек по передаче значительных локальных нагрузок, можно проследить в сравнении с результатами проектирования сбрасываемого блока, имеющего тороидальную конфигурацию, а в зоне расположения кронштейнов для крепления МКБФ цилиндрические участки где гауссова кривизна равна нулю. В данном случае уже применяется задача не локальной передачи нагрузок, а контактная задача, по передаче нагрузок силовыми элементами большой протяженности по одной координате, в данном случае вдоль образующей – шпангоутов, что значительно увеличивает массу подкрепляющих элементов.

В приборных отсеках МКБ размещены система управления, телеметрическая система, радиопередатчик и система радиоконтроля орбиты. Приборные отсеки оборудованы активными газовыми системами теплорегулирования. Приборы в гермоконтейнерах установлены на рамах, закрепленных на крышках приборных контейнеров. Такая схема значительно упрощает монтаж при изготовлении и эксплуатации.

Для управления разгонным блоком по каналам курса и тангажа на активных участках маршевый двигатель установлен в механизме плоскопараллельного перемещения и снабжен рулевыми электрогидравлическими машинами. Движение двигателя

возможно только в поперечной плоскости МКБФ. Управление во время включений выполняется перемещением вектора тяги параллельно продольной оси относительно центра масс головного блока.

Две рулевые машины выполняют перемещение двигателя по двум различным перпендикулярным площадкам. Величина перемещение маршевого двигателя по осям в поперечной плоскости ± 30 мм. В данной схеме управляющий момент, в отличие от карданового подвеса, не зависит от положения центра масс блока или блока вместе с установленным КА на продольной оси. Для МКБ, имеющего плоскую форму, это позволяет включать маршевый двигатель после отделения КА, когда центр масс по продольной оси расположен рядом с точкой приложения вектора тяги двигателя, обеспечивая необходимые управляющие моменты. Кардановый подвес в этом случае бесполезен: ось вращения двигателя совпадает с центром масс блока, и управляющие моменты не обеспечиваются.

Топливо в баках МДУ находится в свободном состоянии. Для обеспечения запуска МД с целью разделения жидкой и газовой фаз за 55 секунд до включения МД включаются четыре двигателя ДУ СОЗ, обеспечивая сепарацию жидкости и газа за счет продольной перегрузки. Затем происходит включение МД.

Четыре двигателя малой тяги обеспечивают управление по курсу и тангажу по силовой схеме, четыре двигателя – по крену по моментной схеме. Четыре двигателя используются для создания продольной перегрузки для обеспечения условий запуска маршевого двигателя. ДУ СОЗ сохраняет работоспособность при выходе из строя одного любого из двенадцати двигателей. Двигатели управления по тангажу и крену дублированы двигателями обеспечения запуска и наоборот. При нештатной ситуации, когда МД при движении в поперечной плоскости доходит до крайнего значения, а управляющего момента недостаточно, предусмотрено подключение двигателей малой тяги.

Вся внешняя поверхность буксира за исключением крышек приборных контейнеров, которые являются радиаторами-излучателями, закрыта экранно-вакуумной теплоизоляцией.

Тактико-технические характеристики МКБ оказались достаточно высокими, несмотря на то, что конечная масса блока превышала запланированную и была обусловлена тем, что при его создании использовались системы, узлы, агрегаты, материалы, созданные ранее и имеющиеся в наличии.

9 февраля 2000 года состоялся первый запуск МКБФ в составе РН «Союз» с полезной нагрузкой «Демонстратор».

После проведения первых запусков, с целью улучшения тактико-технических характеристик МКБ была проведена его поэтапная модернизация.

После завершения первого этапа модернизации сухая масса МКБФ уменьшилась с 1000 до 920 кг, а удельный импульс маршевой двигательной уста-

новки вырос с 327 до 331с.

Позже работы по модернизации МКБФ были продолжены и тактико-технические характеристики МКБФ были существенно улучшены (таблица 1).

таблица 1 – Этапы совершенствования МКБФ

	1 этап 2000 г.	2 этап 2005 г.	3 этап 2008 г.
удельный импульс, с	327	331	333,2
конечная масса, кг	1100	980	930

На третьем этапе модернизации в контур управления буксиром введена аппаратура спутниковой навигации, что обеспечило практически идеальную точность выведения КА.

Кроме того, было показано, что массу заправляемого в МКБ топлива можно увеличить за счет установки дополнительных топливных емкостей.

Дополнительные емкости (ДЕ) представляют единый объем с основными емкостями баков «О» и «Г». Объем ДЕ может меняться, в зависимости от потребной массы топлива, однако положение и конфигурация шпангоута, сопрягающего ДЕ с основными баками остается неизменной.

В настоящее время на МКБФ применяются ДЕ различных диаметров: 480, 620 и 720 мм. ДЕ состоят из комбинации полусфер указанного диаметра, соединенных цилиндрическими участками разной высоты, в зависимости от требуемого объема. Под шпангоут в нижней полусфере вырезан сферический сегмент обечайки.

Увеличение массы заправляемого топлива при использовании ДЕ обладает преимуществами перед другими способами (подвесные баки, даже сбрасываемые баки), с точки зрения снижения величины коэффициента $\mu = \frac{M_c}{M_n}$.

1. С помощью ДЕ можно существенно увеличить общий объем баков, без значительного увеличения их массы.

Ограничением для увеличения ДЕ является допустимая зона полезного груза под ГО. Для ГО Ø3715 мм эта зона составляет Ø3440 мм и под ним может быть размещен МКБ с ДЕ Ø480 мм.

Под ГО Ø4110 мм разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» размещаются ДЕ диаметром 620 и 480 мм. Под ГО Ø4100 мм разработки НПО им. С.А. Лавочкина – МКБ с ДЕ диаметром 620 и 720 мм.

2. Повышение массы топлива за счет увеличения высоты ДЕ практически не влияет на прочность емкости и зоны основных баков, прилегающей к шпангоуту ДЕ. Оно может повлиять на общую прочность блока баков за счет увеличения общей массы МКБ с 8300 кг для РН «Зенит-2» до 8945 кг для РН «Ангара-А3», т.е. на 8%.

Это объясняется тем, что напряженно-деформированное состояние в зоне перехода от дополнительной

емкости к основному баку определяется величиной «неуровнешенной» силы, равной значению $P^p = p^p \cdot F_{\text{шп}}^p$, где p^p – расчетное давление в баке, $F_{\text{шп}}^p = \pi r_{\text{вн}}^2$, где $r_{\text{вн}}$ – внутренний радиус шпангоута.

При $p^p = 1,08$ МПа эта сила равна 172 кН.

При действии инерционных нагрузок в полете (расчетный случай $n_{x,\text{max}}$) эквивалентная сила в сечении по шпангоуту равна $N_{\Sigma}^p = 59$ кН.

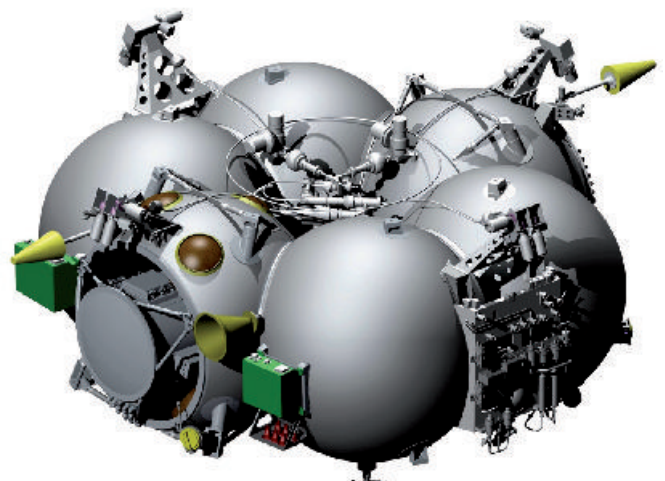
При применении РН «Ангара-А3» максимальный объем ДЕ равен 313 л, масса окислителя в д.е. 400 кг, с учетом газовой подушки 36 л.

В случае $n_{x,\text{max}}$ избыточное давление в баках $\Delta P^p = 0,4$ МПа. Осевая сила в сечении по шпангоуту. $P_{\Delta p}^p = 92$ кН, суммарная сила $P_{\Sigma}^p = 151$ кН, минимальная сила с учетом эксплуатационного давления $P_{\text{min}}^p = 12$ кН, т.е. отсутствуют напряжения сжатия в обечайке бака при действии инерционных сил, что исключает возможность потери устойчивости обечайки основного бака. Максимальные усилия в шпангоуте также будут определяться давлением в баке 1,08 МПа.

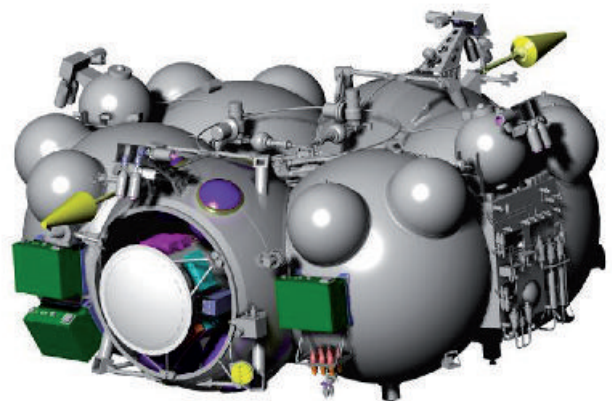
Внешний вид МКБФ с различными дополнительными емкостями показан на рисунке 2.

Позже, когда было принято решение о запусках МКБФ в составе РН «Союз-2» с космодрома во Французской Гвиане, возникла задача выведения одним пуском двух аппаратов «Галилео» на круговую орбиту высотой 23000 км. МКБФ идеально подходил для данной задачи, однако трасса выведения проходит над территорией Европы, и Заказчик потребовал обеспечить падение третьей ступени РН «Союз-2» в акваторию океана до Европы, выполнив доразгон для выведения на опорную орбиту МКБФ. Такая же задача ставилась и при выведении на геопереходную орбиту. Для этого масса заправляемого в МКБ топлива должна быть увеличена до 6600 кг. МБ с большими дополнительными емкостями не размещался под ГО диаметром 4100 мм разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Так появилась еще одна модификация МКБ – «Фрегат-МТ».

МКБФ создавался в первую очередь для РН типа «Союз», которая выводит на опорную орбиту полезный груз массой около 8 т, и заправляемого в МКБ топлива недостаточно для его использования в составе более тяжелых ракет-носителей, например, «Зенит», имеющей грузоподъемность около 14 т. Кроме того, в ходе работ по МКБФ было показано, что масса полезного груза, выводимого РН «Союз-2» этапа 1б с МКБФ на геостационарную орбиту может быть существенно увеличена за счет введения операции доразгон, выполняемой буксиром, для чего массу топлива МКБ необходимо увеличить. Учитывая высокие эксплуатационные характеристики МКБФ, в НПО им. С.А. Лавочкина было принято решение адаптировать его для выведения на высокоэнергетические орбиты в составе РН «Союз-2» этапа 1б, «Союз-2-3», «Зенит», «Ангара-А3» за счет увеличения массы заправляемого топлива. Задача была решена введением в состав МКБФ сбрасываемого блока баков.



а



б



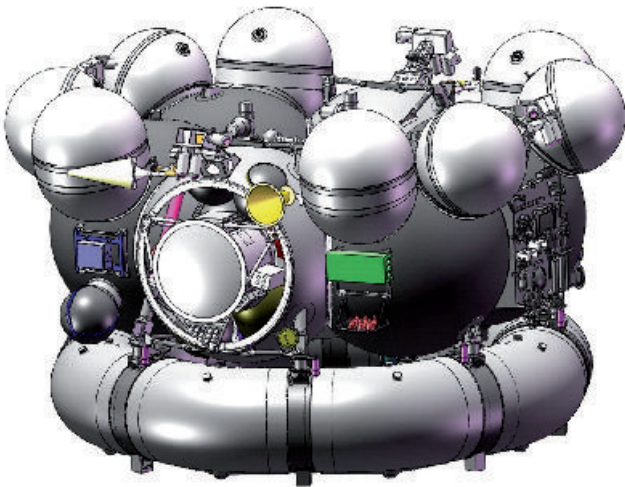
в

а – базовый МКБФ, $M_{\text{топлива}} = 5250$ кг;
б – МКБФ с малыми дополнительными емкостями, $M_{\text{топлива}} = 5750$ кг;
в – МКБФ с большими дополнительными емкостями, $M_{\text{топлива}} = 7100$ кг.
рисунки 2. Модификации МКБ «Фрегат»»

В результате, в НПО им. С.А. Лавочкина был создан МКБ «Фрегат-СБ» (Асюшкин В.А., Ишин С.В., 2011). Сбрасываемый блок баков МКБ «Фрегат-СБ» представляет собой торовую обечайку, разделенную на четыре бака (два бака горючего и два бака окислителя) сферическими триметаллическими перегородками. Пневмогидросхема сбрасываемого блока

таблица 2 – Основные характеристики МКБ «Фрегат-СБ»

конечная масса, кг	
- основного МКБ	1050
- сбрасываемого блока баков	360
габаритные размеры, мм	
- высота	~2500
- диаметр (описанный)	3870
максимальный статический момент на верхний стык РБ, тс×м	15,7
рабочий запас топлива, максимальный, кг	
- основного МКБ	7150
- сбрасываемого блока баков	3100
удельный импульс двигателя, с	333,2

**рисунок 3.** Межорбитальный космический буксир «Фрегат-СБ»

баков полностью аналогична МКБФ. Тортовые сегменты обечайки заимствованы с блока «Л», который длительное время серийно изготавливался в НПО им. С.А. Лавочкина.

Внешний вид МКБ «Фрегат-СБ» показан на рисунке 3, характеристики МКБ приведены в таблице 2.

Первые запуски МКБ «Фрегат-СБ» в составе ракеты-носителя «Зенит» состоялись в 2011 году. На геостационарную и высокоэллиптическую орбиты были успешно выведены космические аппараты «Электро-Л» и «Спектр-Р».

Результатом создания межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат» стало следующее:

1. МКБФ по своим тактико-техническим характеристикам не уступают ни одному мировому аналогу.
2. Создание МКБФ позволило РФ существенно укрепить и расширить свои позиции на международном рынке предоставления услуг по выведению космических аппаратов.
3. Созданный МКБФ и его модификации могут использоваться в составе практически всех существующих, модернизируемых и вновь создаваемых российских ракет-носителей среднего и тяжелого классов: «Союз-ФГ», «Союз-2», «Союз-2-3», «Протон-М», «Зенит-2SB», «Ангара-А3», «Ангара-А5».
4. Наличие в составе РН типа «Союз» МКБФ с

двигательной установкой многократного включения позволяет выводить космические аппараты на орбиты, ранее для этой РН недоступные, но широко используемые в настоящее время: средние и высокие круговые (для навигационных спутников «Глонасс», GPS, «Галилео»), высокоэллиптические с увеличенной высотой перигея, геопереходные при старте РН с космодрома «Байконур» (энергетически эквивалентные орбитам при старте РН с космодромов «Канаверал» и «Куру») и геостационарную.

5. Наличие в составе РН типа «Союз» такого высокоэффективного МКБФ способствовало принятию решения Европейским космическим агентством о строительстве стартового комплекса РН на космодроме во Французской Гвиане. Первые запуски осуществлены в 2011 году.

6. РН «Союз-СТ» с МКБФ при старте с космодрома во Французской Гвиане обеспечивают выведение на геопереходную орбиту аппаратов массой до 3350 кг. Доля таких КА, по проведенным оценкам, до 2015 года составит до 30% от всех аппаратов, выводимых на указанную орбиту.

7. Использование МКБФ со сбрасываемым топливным баком в составе РН «Союз-2» (этапа модернизации 1б) впервые в России позволит применить ракету-носитель среднего класса для выведения КА на геостационарную орбиту и, тем самым, существенно снизить стоимость ракетно-космического комплекса. До настоящего времени для этой цели использовалась только РН тяжелого класса типа «Протон».

8. Применение в составе различных ракет-носителей единого МКБФ позволяет использовать на космодромах «Байконур», «Плесецк» и «Восточный» однотипный технический комплекс межорбитального буксира.

9. Способность МКБФ уводиться с орбиты выведения космического аппарата, а в ряде случаев, совершать маневр для затопления в акватории океана, в большой степени способствует решению проблемы незасорения космического пространства.

список литературы

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.

Асюшкин В.А., Ишин С.В. Универсальный разгонный блок повышенной вооруженности «Фрегат-СБ» // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2011. № 1. С. 9-12.

Космический полет НПО им. С.А. Лавочкина / Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе и д-ра техн. наук, проф. В.В. Ефанова. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 692 с.

Статья поступила в редакцию 25.03.2013 г.

БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ РАЗРАБОТКИ И ПОЛЁТОВ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА «ФРЕГАТ»

*И.М. Морской**,
morskoy@laspace.ru;
*I.M. Morskoy***

*А.В. Симонов**,
alex.simonov@laspace.ru;
*A.V. Simonov***

В статье рассматриваются основные этапы разработки баллистической схемы полёта межорбитального космического буксира «Фрегат», а также контроля за процессом её реализации и результатами запуска. Кратко охарактеризованы некоторые проблемы, связанные с баллистическим обеспечением полёта средств выведения, и описаны возможные пути их решения.

Ключевые слова:
схема полёта;
средства выведения;
оптимизация траектории.

1. Общие сведения

Межорбитальный космический буксир «Фрегат» (МКБ «Фрегат» или МКБФ), разработан для выведения различных полезных нагрузок (ПН) на широкий спектр орбит искусственных спутников Земли и межпланетных траекторий. Условно, эти орбиты и траектории, являющиеся целевыми для средств выведения, можно разделить на:

1. Круговые с широким диапазоном высот и наклонений:

- низкие с высотами орбиты до 1000 км, в том числе солнечно-синхронные (ССО);
- средневысотные с высотами от 1000 до 25000 км, используемые в основном для спутников связи и навигации;
- геостационарные (ГСО), лежащие в плоскости экватора и имеющие высоту около 36 тысяч км;

2. Эллиптические:

- геопереходные (ГПО), адаптированные под запуски геостационарных спутников с апогейными ДУ, характеризующиеся высотой апогея, как правило, 36 тысяч км или большей величиной, достигающей 60...80 тысяч км, – так называемые «супергеопереходные»;
- типа «Молнии» (высота апогея – 42 тысячи км);
- высокоапогейные с высотами апогея 200...400 тысяч км для научных исследований и полетов к Луне;
- для перелётов в точки Либрации системы Земля – Солнце (высота апогея – 1.5 миллиона км);

3. Отлётные гиперболические (для межпланетных перелётов, полетов к астероидам, кометам, в окрестности Солнца и т.п.).

* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

BALLISTIC SUPPORT OF DEVELOPMENT AND FLIGHT OF «FREGAT» VERSALITE SPACE TUG

*В.И. Лясковская**,
alex.simonov@laspace.ru;
*V.I. Lyaskovskaya***

*А.С. Ежов**,
аспурант,
antonezh.mai@yandex.ru;
*A.S. Ezhov***

In the article deals with the main stages of development of ballistic flight scheme of versalite space tug «Fregat», as well as control over the process of its implementation and the results of the launch. Are briefly characterized some of the problems, associated with launch vehicles ballistic flight support, and described possible solutions.

Key words:
flight scheme;
launch vehicles;
trajectory optimization.

Практически на все перечисленные типы траекторий полёты МКБ уже были осуществлены или находятся в процессе разработки. На рисунке 1 визуальным образом представлен спектр орбит, на которые были осуществлены запуски МКБФ.

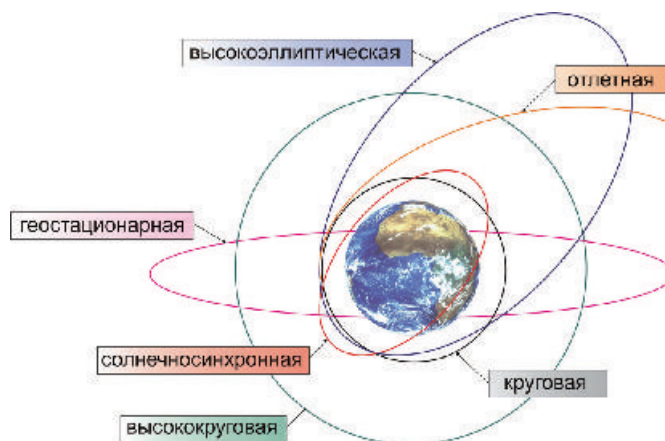


рисунок 1. Спектр целевых орбит КА, выведенных с помощью МКБ «Фрегат» различных модификаций

Система управления (СУ) МКБ «Фрегат» позволяет реализовать до семи манёвров с помощью маршевого двигателя (МД) и до четырех манёвров на двигателях системы ориентации и обеспечения запуска (СОЗ). При использовании МКБ «Фрегат-СБ» на топливе из сбрасываемого блока баков (СББ) может быть выполнен один или два манёвра, после этого они должны отделяются от основной части ГБ.

** Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

Отличительной особенностью МКБФ является возможность одним запуском вывести несколько КА на различные орбиты. Для этого в аппаратном и программном обеспечении СУ МКБ предусмотрена возможность подача нескольких команд на отделение полезной нагрузки.

На пассивных участках этапа выведения и при отделении космических аппаратов МКБФ может обеспечивать практически любую, но программируемую еще до запуска ориентацию: трехосную, с программным склонением или закрутку вокруг задаваемого направления.

2. Определение баллистического обеспечения полёта МКБ «Фрегат»

Под баллистическим обеспечением (БО) полёта МКБ «Фрегат» здесь понимается совокупность работ:

- по разработке схемы полёта, позволяющей с учётом всех предъявляемых ограничений вывести максимальную массу полезной нагрузки на заданную целевую орбиту;
- по расчету и предоставлению участникам проекта всех необходимых данных, связанных с положением и движением центров масс МКБ и выводимых КА;
- по контролю за процессом запуска и результатами реализации разработанной траектории по этапам полёта, а также по предоставлению разработчикам выводимых КА уточненных данных о параметрах их фактических орбит.

Таким образом, работы по БО разделяются на две части:

1. Разработка баллистической схемы полёта МКБ с учётом ограничений, предъявляемых со стороны РН, МКБ, КА и наземного комплекса управления, а также расчёт её различных характеристик: условий ориентации, видимости, освещенности, трассы, высоты полета, точности реализации и т.д.
2. Оперативный контроль выполнения разработанной программы полёта и реализации прогнозируемых баллистических характеристик полета.

3. Постановка задачи оптимизации схемы выведения

При синтезе траектории полёта чаще всего учитываются следующие типовые ограничения:

- участок полёта РН в основном определяется зонами падения ступеней, головного обтекателя (ГО) и других отделяемых частей;
- значения мгновенного и интегрального теплового аэродинамического потока, действующего на КА после сброса ГО не должны превышать заданных ограничений;
- масса активного топлива, предназначенного для проведения манёвров, не должна превышать массу предельной заправки баков МКБ;

- желательно, чтобы активные участки и отделение КА проводились в зонах радиовидимости наземных станций слежения;
- ориентация КА при отделении от МКБ должна отвечать заданным требованиям и ограничениям;
- ориентация МКБ на пассивных участках задаётся из условий обеспечения теплового режима МКБ и КА, проведения траекторных измерений с наземных станций или относительно спутниковых навигационных систем, а также для приёма телеметрической информации (ТМИ);
- МКБ после отделения КА должен быть переведён на орбиту, не пересекающуюся с орбитой функционирования КА для гарантированного отсутствия соударения, а при возможности – переведён на траекторию входа в атмосферу с соблюдением требований по безопасности.

Следовательно, масса выводимой ПН $M_{ПН}$ с учётом всех предъявляемых к схеме полёта требования определяется как (Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г., 1990):

$$M_{ПН} = f(\vec{x}(t), \vec{u}(t), \vec{q}(t)), \quad t \in [t_0, t_k], \quad (1)$$

$$\vec{p}(t) = \vec{p}^*(t)$$

где $\vec{x}(t)$ – совокупность векторов состояния МКБ;

$\vec{u}(t)$ – совокупность векторов управления;

$\vec{q}(t)$ – вектор ограничений;

$\vec{p}(t)$ – параметры орбит МКБ;

$\vec{p}^*(t)$ – заданные параметры орбиты выведения;

t – время.

Таким образом, при максимизации функционала достигается решение задачи оптимизации схемы выведения – доставки ПН максимальной массы на заданную орбиту с учётом предъявляемых ограничений.

4. Сквозная оптимизация траектории выведения

При оптимизации схемы выведения по критерию в качестве варьируемых переменных выступают не только параметры орбит участков самостоятельного полёта МКБ «Фрегат», но и параметры орбиты выведения ГБ, формируемой РН, с соответствующей ей выводимой массой. Поэтому для обеспечения максимальной выводимой массы необходимо решать задачу сквозной оптимизации совместно на двух участках – РН и МКБ. Блок-схема решения задачи сквозной оптимизации приведена на рисунке 2.

Важно отметить, что работы по баллистическому обеспечению полёта для РН и для МКБ выполняются в различных организациях. Поэтому строгого максимума функционала достичь не получается в силу больших временных затрат на обмен информацией между ними. Однако, как

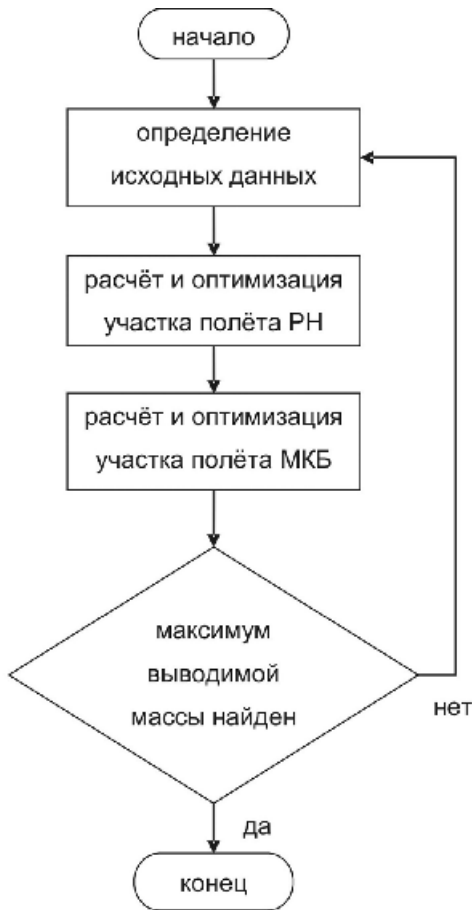


рисунок 2. Блок-схема решения задачи сквозной оптимизации выводимой массы

показывает практика, при поиске оптимальной траектории для энергетически напряжённых миссий разность между итерациями по выводимой

массе ПН не превышает единиц килограммов, что свидетельствует о достаточном приближении к экстремуму с практической точки зрения.

5. Пример учёта особенностей МКБ «Фрегат» при разработке и оптимизации схемы полёта

Одним из ограничений, которые необходимо учитывать при разработке схемы полёта МКБ «Фрегат», является наличие некоторой минимально допустимой массы топлива перед началом последнего манёвра, осуществляемого с помощью МД

$$m_T(t_0^{AYN}) \geq m_T^{\min},$$

где $m_T(t_0^{AYN})$ – масса топлива в баках МКБ перед началом последнего (N -го) активного участка на МД;

m_T^{\min} – минимально допустимая масса топлива.

В случаях, когда для выработки необходимого последнего импульса скорости топлива требуется меньше минимально допустимой массы, в МКБ для обеспечения безопасного запуска МД должно быть дополнительно заправлено соответствующее количество дополнительного топлива, которое тем не менее в полете не используется и является балластным.

При выведении КА на эллиптическую орбиту типа «Молния» учёт этого обстоятельства позволил получить выигрыш в выводимой массе порядка 60 кг. Он был получен вследствие изменения схемы выведения с «классической» «апо-

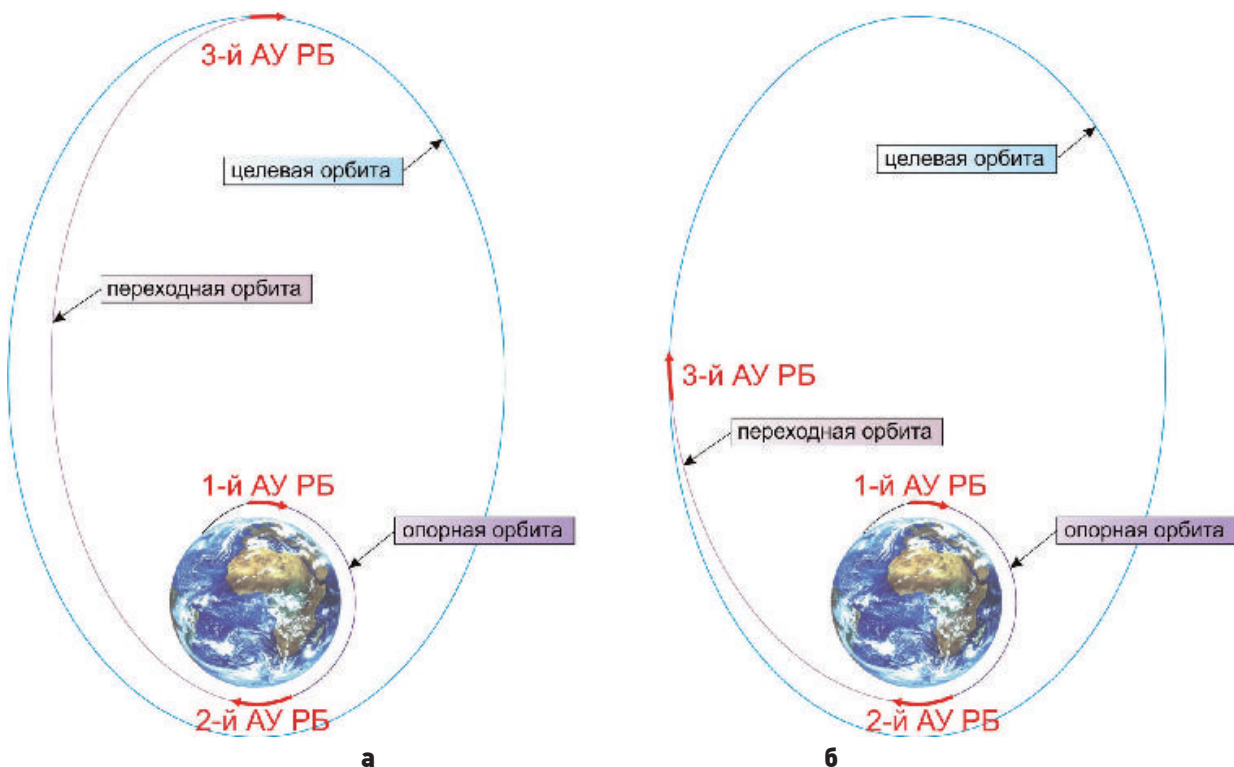


рисунок 3. Сравнение схем выведения КА

гейной» (рисунок 3а) на «ускоренную» (рисунок 3б), позволившую помимо сокращения длительности выведения уменьшить характеристическую скорость второго манёвра. При этом увеличение характеристической скорости третьего активного участка не потребовало дополнительной заправки, поскольку для этой цели используется уже имеющееся на борту балластное топливо.

6. Баллистическое обеспечение оперативного контроля за ходом полёта МКБ «Фрегат»

В соответствии с основными задачами, решаемыми при баллистическом обеспечении полёта МКБ «Фрегат», работы осуществляются в три этапа.

На этапе подготовки к запуску проводятся:

- согласование с Заказчиком форм и форматов представления информации о ходе полёта, а также операционно-временного графика этого процесса;
- разработка специального программного комплекса (СПК), предназначенного для решения задач при оперативном контроле полёта;
- подготовка и ввод исходных данных в СПК, а также проверка корректности введённых данных на модельных примерах;
- обеспечение привлекаемых организаций и средств документацией и исходными данными на проведение оперативных работ.

В ходе оперативного контроля полёта решаются следующие основные задачи:

- определение параметров движения (ОПД) на всех участках полёта МКБ;
- прогнозирование параметров орбит МКБ на всех участках полёта и расчёт баллистических данных для оценки точности реализации участков траектории по результатам ОПД на соответствующих участках;
- расчёт прогнозируемых параметров целевой орбиты КА после его отделения от МКБ;
- выдача согласованных данных руководству главной оперативной группы для информирования Заказчика о ходе полёта.

На этапе послеполётной оценки баллистических характеристик полёта МКБ при выведении КА проводится апостериорная обработка результатов расчётов, проведённых в оперативном цикле БО.

7. Методика послеполётной оценки величины удельной тяги двигательной установки МКБ «Фрегат»

В процессе анализа результатов запусков первых четырёх МКБ была сформулирована и решена задача определения фактической величины удель-

ной тяги МД по данным измерений кажущихся ускорений во время проведения активных манёвров, полученных от бортовых инерциальных средств СУ МКБ. Результатом этого стало обнаружение некоторых резервов тяговых характеристик МД, находящейся в составе конструкции МКБ, что в свою очередь позволило обосновать соответствующее увеличение выводимой массы. Проведенный при этом анализ точности показал, что разработанная методика к тому же по сравнению с другими применяющимися методами дает наиболее точные результаты определения величины удельной тяги, погрешности которой в ряде случаев не превышают 0.1%.

Ниже кратко излагается суть рассматриваемой методики и приводятся основные соотношения, имеющие простой вид, но тем не менее представляющиеся интересными и в некотором роде парадоксальными. Даже специалистам по ракетным двигателям.

7.1. Общие положения определения величины удельной тяги по результатам измерений ускорений

Для корректности проводимых оценок каждый активный участок на МД анализируется отдельно от других. Из рассматриваемого участка работы МД (от «КЗ» («зажигание» – команда запуска МД, подаваемая СУ МКБ) до полного выключения) следует выделить некоторый временной интервал, для которого достаточно уверенно можно было полагать, что двигатель внутри этого интервала работает в установившемся режиме. За начало интервала рекомендуется принимать момент времени, наступающий не ранее 4.5-5 секунд после «КЗ». За окончание интервала следует принимать момент времени, наступающий не позже подачи команды «ГК» («главная команда» на выключение двигателя) или команды перехода на режим «МТ». Удельную тягу двигателя на режиме «МТ» оценить проблематично в связи с кратковременностью этого режима и малом количестве измерений на таких участках.

В установившемся режиме внутри описанного выше интервала принималась следующая математическая модель работы МД:

- тяга двигателя, секундный расход топлива и, как следствие, удельная тяга двигателя являются величинами постоянными;
- удельная тяга $P_{уд}$, с, определяется соотношением

$$P_{уд} = \frac{P}{\dot{m}},$$

где P – тяга МД, кгс; \dot{m} – массовый секундный расход топлива, кг/с;

- масса ГБ в установившемся режиме МД уменьшается по линейному закону

$$m = m_0 - \dot{m} \cdot t,$$

где m – текущее значение массы МКБ, кг; m_0 – масса МКБ на начало рассматриваемого интервала, кг; t – время, отсчитываемое от начала интервала, с.

- ускорение, сообщаемое двигателем межорбитальному космическому буксиру, является гиперболической функцией от текущего времени и определяется по формуле

$$a = \frac{P \cdot g_0}{m_0 - \dot{m} \cdot t},$$

где a – текущее ускорение, м/с²; g_0 – стандартное ускорение силы тяжести, равное 9.80665 м/с² (стандартный множитель).

Как указывалось выше, информацией, по которой оценивается удельная тяга, являются привязанные к текущему времени результаты бортовых измерений ускорений, сообщаемых межорбитальному космическому буксиру двигательной установкой. Найдём зависимость удельной тяги от этих ускорений. Введём новые переменные

$$a_0 = \frac{P \cdot g_0}{m_0},$$

$$T = \frac{m_0}{\dot{m}},$$

где a_0 – ускорение на начало интервала; T – вспомогательная переменная – постоянная времени, характеризующая длительность расхода массы ГБ в случае, если бы он весь состоял из топлива.

Легко видеть, что с помощью этих переменных удельная тяга выражается формулой

$$P_{y\partial} = \frac{a_0 \cdot T}{g_0}.$$

Используя эти переменные, можно также получить зависимость текущего ускорения от времени

$$a = \frac{a_0}{1 - \frac{t}{T}}.$$

Из последнего соотношения видно, что если имеются два значения ускорений (например, a_0 и какое-либо a_i , измеренное в момент времени t_i), то переменную T можно определить по формуле

$$T = \frac{a_i \cdot t_i}{a_i - a_0}.$$

С учётом этого, зависимость удельной тяги от ускорений имеет вид

$$P_{y\partial} = \frac{a_0 \cdot a_i \cdot t_i}{(a_i - a_0) \cdot g_0}.$$

Из последнего выражения следует очень важный вывод – для определения удельной тяги ракетного двигателя, работающего в установившемся режиме, достаточно знать два ускорения и интервал между временами, к которым они отнесены; при этом не требуется знать ни величины тяги, ни величины массового секундного расхода топлива.

7.2. Оценка точности определения удельной тяги по измерениям ускорений

Если в ускорениях a_0 и a_i содержатся погрешности (соответственно, Δa_0 и Δa_i), то вычисленная с их помощью удельная тяга тоже будет содержать ошибку. Оценим эту погрешность, полагая, что она линейно зависит от ошибок во входных данных. Найдём частные производные от удельной тяги по ускорениям. Они имеют вид

$$\frac{dP_{y\partial}}{da_0} = \frac{t_i \cdot a_i^2}{g_0 \cdot (a_i - a_0)^2},$$

$$\frac{dP_{y\partial}}{da_i} = -\frac{t_i \cdot a_0^2}{g_0 \cdot (a_i - a_0)^2}.$$

Выразив a_0 через a_i , получим

$$\frac{dP_{y\partial}}{da_0} = \frac{T^2}{g \cdot t},$$

$$\frac{dP_{y\partial}}{da_i} = -\frac{(T - t_i)^2}{g \cdot t}.$$

Соответственно, выражение для расчёта ошибки в удельной тяге, вызванной погрешностями в измеренных ускорениях, будет иметь вид

$$\Delta P_{y\partial} = \frac{1}{g \cdot t_i} [T^2 \cdot \Delta a_0 - (T - t_i)^2 \cdot \Delta a_i].$$

Из последнего выражения следует, что при прочих равных условиях погрешность определения удельной тяги будет тем меньше, чем больше временной интервал между ускорениями, пошедшими в обработку (t_i) и чем меньше постоянная времени (T). Или, что то же самое, чем меньше масса ГБ в начале мерного интервала и чем больше секундный расход.

Из формулы для оценки погрешности удельной тяги также следует, что случайные ошибки определения ускорений на начало и конец интервала увеличивают ошибку определения удельной тяги, если они имеют разные знаки (отрицательная корреляция между ошибками). Систематическая ошибка указанных ускорений оказывает меньшее влияние на точность оценки удельной тяги, тем более её предельная величина (~0.001 м/с²) примерно в 3 раза меньше случайных ошибок определения ускорений на начало и конец мерного интервала. Такая систематическая ошибка измерения ускорений приводит к погрешности в определении удельной тяги на уровне значений порядка 0.3 с.

7.3 Статистическая обработка измеренных ускорений и оценка их точности

Ниже приведена методика статистической обработки измерений по методу наименьших квадра-

тов (МНК) (Иванов Н.М., Лысенко Л.Н., 2004). Минимизируется следующий функционал:

$$\Phi = \sum_{i=1}^n (a_i^* - a_i)^2 = \min,$$

где a_i^* – измеренное значение ускорения в момент времени t_i ; a_i – расчётное значение ускорения в этот же момент, являющееся функцией от определяемых параметров модели.

В качестве параметров модели, обеспечивающих минимум этого функционала, брались ускорение в начальной точке a_0 и постоянная времени T . Условие минимизации функционала приводит к необходимости решения следующей системы нелинейных уравнений:

$$\begin{cases} \frac{d\Phi}{da_0} = \sum_{i=1}^n \frac{da_i}{da_0} \cdot (a_i^* - a_i) = 0, \\ \frac{d\Phi}{dT} = \sum_{i=1}^n \frac{da_i}{dT} \cdot (a_i^* - a_i) = 0. \end{cases}$$

Решение этих уравнений производится методом Ньютона. В качестве начальных приближений брались измеренное значение ускорения в первой точке интервала установившейся работы МД a_0 и постоянная времени T , вычисленная по измеренным ускорениям в первой и последней точке интервала и времени между ними. Точность определения параметров модели a_0 и T в соответствии с методом наименьших квадратов определялась следующим образом:

$$K_{\Delta P} = \left| \sum_{i=1}^n \frac{\frac{da_i}{da_0}}{\frac{da_i}{dT}} \cdot \left| \frac{da_i}{da_0}, \frac{da_i}{dT} \right| \right|^{-1} \cdot (3\sigma_a)^2,$$

где $K_{\Delta P}$ – ковариационная матрица отклонений определяемых параметров a_0 и T , $\frac{da_i}{da_0}$ и $\frac{da_i}{dT}$ – частные производные от расчётных значений измеряемых параметров по уточняемым; σ_a – среднеквадратическое отклонение измеренных ускорений.

После определения параметров модели a_0 и T среднеквадратическое отклонение измеренных ускорений рассчитывается по формуле

$$\sigma_a = \sum_{i=1}^n \frac{(a_i^* - a_i)^2}{n}.$$

Оценка точности полученных значений удельной тяги производится по формуле

$$(\Delta P_{y\partial})^2 = \left| \frac{dP_{y\partial}}{da_0}, \frac{dP_{y\partial}}{dT} \right| \cdot K_{\Delta P} \cdot \left| \frac{dP_{y\partial}}{da_0}, \frac{dP_{y\partial}}{dT} \right|.$$

Подобным же образом оценивается погрешности определения ускорения на момент оконча-

ния исследуемого интервала работы МД.

Поскольку каждый активный участок на МД необходимо обрабатывать независимо от других, то за общее для данного полёта МКБ значение удельной тяги по всем обработанным включениям следует принимать её средневзвешенное значение $P_{y\partial}^{св}$, рассчитанное по формуле

$$P_{y\partial}^{св} = \frac{\sum_{j=1}^N \frac{1}{\Delta P_{y\partial j}^2} \cdot P_{y\partial j}}{\sum_{j=1}^N \frac{1}{\Delta P_{y\partial j}^2}},$$

где $P_{y\partial j}$ – значение удельной тяги при j -м активном участке на МД; $\Delta P_{y\partial j}$ – погрешность определения удельной тяги при j -м манёвре; N – число активных участков с МД.

В соответствии с этим погрешность определения средневзвешенного значения удельной тяги по всем обработанным включениям оценивается по формуле

$$\Delta P_{y\partial}^{св} = \frac{1}{\sum_{j=1}^N \frac{1}{\Delta P_{y\partial j}^2}}.$$

По данной методике были проведены оценки значений удельной тяги МД на большом количестве запусков МКБ и были подтверждены теоретические обоснования доработок двигателя, направленные на повышение его эффективности.

закключение

Работы по баллистическому обеспечению полёта МКБ «Фрегат» проводятся на всех этапах разработки и реализации схемы полёта и являются важной их частью. Приведённая методика оптимизации траектории полёта МКБФ позволяет определить схему полёта, отвечающую максимуму выводимой массы с учётом типовых ограничений для средств выведения. Разработанная авторами методика послеполётной оценки величины удельной тяги маршевой двигательной установки МКБ «Фрегат» позволяет определить с высокой точностью (до 0.1%) характеристики ракетного двигателя. Для этого не требуется знать ни величины тяги, ни величины массового секундного расхода топлива.

список литературы

- Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Дрофа, 2004. 544 с.
Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта. М.: Наука, 1990, 448 с.

Статья поступила в редакцию 27.02.2013 г.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА «ФРЕГАТ»

В.В. Морозов,
кандидат технических
наук*,
info@npcar.ru;
V.V. Morozov**

Ю.В. Трунов,
доктор технических
наук*,
otd11@npcar.ru;
Yu. V. Trunov**

А.Г. Жучков,
инженер*,
info@npcar.ru;
A.G. Zhuchkov**

В.Д. Дишель,
кандидат технических
наук*,
vddishel@list.ru;
V.D. Dishel**

Описана система управления межорбитального космического буксира «Фрегат» (МКБФ). Изложены математическое обеспечение системы управления, интегрированная инерциально-спутниковая система управления и модернизация системы управления.

Ключевые слова:
система управления МКБФ;
математическое обеспечение системы управления;
инерциально-спутниковая система.

ВВЕДЕНИЕ

Система управления межорбитального космического буксира «Фрегат» была создана в 1999 году путем адаптации унифицированного аппаратно-программного ядра, включающего в себя комплекс командных приборов, цифровой вычислительный комплекс и специальное программное обеспечение.

За время эксплуатации (1999-2012 годы) система управления МКБФ обеспечила в составе ракетных комплексов «Союз-Фрегат» и «Зенит-Фрегат» 35 успешных пусков и выведение на заданную орбиту космических аппаратов.

1. Математическое обеспечение системы управления МКБФ

1.1. Общая характеристика

Бортовое программное обеспечение МКБФ явилось результатом длительного этапа создания, отработки и модернизации принципов, разрабатываемых НПЦАП для предыдущих изделий. Основой для реализации программного обеспечения является вычислительный комплекс Бисер, имеющий высокую производительность, большую разрядную сетку и развитую структуру взаимодействия с абонентами.

Основной задачей системы управления, кроме управления всей бортовой аппаратурой в полете, является ведение навигации, выработка управляющих воздействий на двигатель для обеспечения

CONTROL SYSTEM OF «FREGAT» VERSATILE SPACE TUG

А.И. Комиссаров,
инженер*,
info@npcar.ru;
A.I. Komissarov**

Е.А. Пак,
инженер*,
info@npcar.ru;
E.A. Pak**

Е.Е. Залихина,
аспирант*,
info@npcar.ru;
E.E. Zalikhina**

В.Д. Паронджанов,
кандидат технических
наук*,
vdp2007@bk.ru;
V.D. Parondzhanov**

Control System of «Fregat» Versatile Space Tug is described. Mathematical constituent of Control System software, integrated inertial-satellite Control System and modernization of Control System are presented.

Key words:
Control System of «Fregat» Versatile Space Tug;
Control System software;
inertial-satellite system.

нужной баллистической траектории и стабилизации изделия с помощью рулевых машин и сопел ориентации. При этом, как правило, необходимо реализовать требуемую ориентацию относительно Солнца для обеспечения тепловых режимов аппаратуры полезной нагрузки.

Традиционно системы управления, разрабатываемые НПЦАП, опираются для навигации на чисто автономную информацию гиросприборов и акселерометров, скомпонованных в трехосной гиролатформе. Такой вариант использовался на первых пусках МКБФ. Затем, с 2009 года, была введена интеграция инерциальной и спутниковой систем навигации.

Для повышения точности в системе управления используются алгоритмы калибровок и масштабирования приборов, которые, как правило, обеспечивают по точности весь спектр требуемых баллистических траекторий. При этом алгоритмы стабилизации и управления охватывают весь диапазон возможных нагрузок; практическим ограничением для них являются по существу только энергетические возможности самого МКБФ.

Настроечные параметры вынесены из основного бортового программного обеспечения (ПО) в полетное задание; изменения в нагрузках, динамических схемах и баллистике не затрагивают основное ПО, что обеспечивает высокую надежность реализации требований к системе управления для каждого конкретного случая его использования.

* ФГУП «НПЦАП им. акад. Н.А. Пилюгина», Россия, г. Москва.

** FSUE «Academician Pilyugin Center», Russia, Moscow.

1.2. Бортовой компьютер в контуре управления

Применение в системе управления быстродействующей вычислительной машины Бисер-6 (БИ063М) и высокопроизводительного канала ввода-вывода, связанных через выносные устройства обмена со всеми источниками информации и исполнительными устройствами системы управления, создаёт значительные алгоритмические возможности. Эти возможности позволяют решать не только задачи управления полётом, но и задачи организации управления отдельными системами, управления потоками информации, обеспечения всех видов испытаний и предстартовой подготовки системы управления.

Разработанное программное обеспечение бортового цифрового вычислительного комплекса (БЦВК) состоит из двух групп:

- системные программы (программа самопроверки БЦВМ, операционная система, каналные программы, программа межмашинного обмена и др.);
- программы, обеспечивающие решение функциональных задач, определённых циклограммой работы СУ, таких, как калибровка и масштабирование командных приборов, проверка качества их функционирования, управление системами ориентации, управление движением МКБФ и др. (группа функциональных программ).

Программы, работающие в цикле бортового компьютера Бисер, можно представить в виде четырех последовательно включаемых в работу групп программ:

- входного блока программ;
- блока программ диспетчера режима;
- функционального блока программ;
- выходного блока программ.

Решение задачи по выведению космического аппарата на заданную целевую орбиту достигается путем последовательного формирования требуемых орбит после окончания каждого активного участка (АУ) для принятой схемы выведения. Для этого в состав полетного задания вводятся данные по вектору состояния для номинального момента времени окончания каждого АУ, а также данные по программе ориентации продольной оси МКБФ и угловой скорости ее изменения.

1.3. Краевая задача

Решение краевой задачи обеспечивается путем корректирования с помощью алгоритмов терминального наведения заданной в полетном задании программы ориентации продольной оси изделия, угловой скорости ее изменения, а также момента формирования команды на выключение двигательной установки. При этом свободным параметром является время прохождения фиксированной точки целевой траектории. Процесс корректировки рассмотренных параметров управления проводится на участках с постоянным режимом работы двигателя.

1.4. Методика двухимпульсного перехода

При прогнозировании параметров движения МКБФ и нахождении параметров управления в алгоритмах терминального наведения, которые относятся к классу прямых методов, используется методика двухимпульсного перехода. В этой методике активный участок представляется в виде двух импульсов скорости, одинаковых по модулю, но в общем случае разных по ориентации, прикладываемых в некоторые моменты времени t_1 и t_2 , которые являются функциями текущего веса МКБФ и модуля характеристической скорости.

1.5. Особенности управления

Оптимальность управления достигается методом малых вариаций параметров управления относительно их исходных оптимизированных значений, примененных при разработке номинальной траектории движения МКБФ. Независимость решения краевой задачи на каждом активном участке позволяет реализовывать разнообразные схемы выведения, в том числе и с большой величиной бокового маневра при выведении космического аппарата на высокоэллиптические, геостационарные, геопереходные, среднекруговые орбиты, а также на отлетные траектории.

В ряде случаев, например, при небольшой длительности активного участка или при возникновении нештатной ситуации на ракете-носителе для предотвращения энергетических потерь, связанных с регулированием координаты в конце активного участка, используется модификация алгоритмов наведения. В этом случае ошибка по координате в конце активного участка не устраняется, а компенсируется добавкой по скорости таким образом, чтобы выдержать радиус в некоторой характерной точке пассивной траектории, начинающейся после данного активного участка (например, в противоположной точке). Такой подход целесообразно использовать и в случае коррекции инерциальной информации перед активным участком данными спутниковой навигационной системы, когда корректируемые значения радиуса могут достигать десятков километров.

Применение подобной модификации управления особенно оправдано на промежуточных АУ, предваряющих активный участок, на котором происходит формирование целевой орбиты отделения космического аппарата, а также на АУ, которые предназначены для увода МКБФ на орбиту затопления.

1.6. Комплекс программ управления движением. Язык U и система UM

Программы, формирующие навигационные параметры движения МКБФ, параметры наведения и параметры, управляющие угловым положением разгонного блока, входят в состав комплекса программ управления движением (КПУД).

Для разработки и отладки алгоритмов и программ КПУД применяется автоматизированная система УМ создания программного обеспечения БЦВМ. В нее входят:

- язык программирования высокого уровня U;
- система контроля и управления отладкой WATCH.

Язык U предназначен для реализации алгоритмов управления на бортовых вычислительных машинах Бисер, он автоматически обеспечивает согласование и преобразование масштабов данных. Имеющиеся в языке операции векторной алгебры и операции прямой работы с битовыми полями позволяют упростить программу и сделать ее более наглядной.

1.7. Отработка бортового программного обеспечения

Для отработки бортового программного обеспечения, автономных и комплексных испытаний разрабатывается имитирующее ПО, которое включает математические модели движения центра масс изделия, движения изделия относительно центра масс, командных приборов СУ, приводов СУ и т.д.

Программа испытаний и набор входных данных формируются в имитирующем программном обеспечении. Выходные данные накапливаются и предоставляются оператору в удобном для анализа виде.

Сертификация бортового программного обеспечения СУ проводится на моделирующем комплексе, в состав которого входят БЦВМ и персональный компьютер.

Автоматизированная система создания ПО для БЦВМ и методология отладки и испытаний бортового программного обеспечения апробированы на большом количестве СУ объектов, включающих в себя несколько разгонных блоков и все ракеты-носители, разрабатываемые в НПЦАП.

Свойства этой системы позволяют достаточно оперативно изменять и отрабатывать бортовое программное обеспечение при кардинальных изменениях требований ТЗ заказчиком СУ. Например, на последних пусках МКБФ была внедрена коррекция автономной навигации с использованием информации спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS, что существенно повысило точность выведения.

2. Создание и применение СУ на основе интеграции инерциальной и спутниковой навигации

2.1. Особенности интегрированной СУ космическими средствами выведения

Современный этап развития мировой космонавтики знаменуется быстрым расширением области применения спутниковых навигационных технологий, основанных на приеме цифровой и измери-

тельной информации от навигационных космических аппаратов ГЛОНАСС и GPS.

В русле общемирового процесса широкого распространения и совершенствования спутниковых навигационных технологий в НПЦАП применительно к объектам ракетно-космической техники начиная с 1990 года стали развиваться технологии, основанные на идее объединения инерциальной и спутниковой навигации.

Уже на ранних этапах стало понятно следующее. Когда в состав системы управления движением наряду с основной – инерциальной – входит спутниковая навигационная система, то одновременно с вопросами точности требуется решать проблему достоверности вырабатываемых навигационных данных. Для систем управления некоторых классов космических объектов она оказывается первоочередной. Имеются в виду объекты, которым присуще свойство необратимости процессов управления. Следствием является высокая чувствительность их контуров наведения к качеству поступающих навигационных данных:

- к достоверности;
- сглаженности;
- уровню шумовых составляющих.

Ярким примером таких объектов служат космические средства выведения – ракеты-носители и разгонные блоки. По сей день системы управления строятся исключительно на основе навигационных систем инерциального типа наиболее защищенных к любым видам внешних возмущающих воздействий.

При всех достоинствах таких систем им присущ общий порок – постепенное ухудшение в ходе полета точности навигационных данных, вклад ошибок которых в общую погрешность выполнения миссии может достигать до 90%.

Системы управления перспективных ракетно-космических комплексов должны решать задачи с высокой точностью. Вот почему одно из ключевых направлений развития систем управления, создаваемых в НПЦАП, связано с внедрением в состав СУ аппаратуры спутниковой навигации (АСН) систем ГЛОНАСС и GPS.

Несмотря на очевидные достоинства интегрированных систем, на пути их создания есть трудности. Широкий спектр различных информационных нарушений, сопутствующих выходным данным АСН, в сочетании с высокой чувствительностью контуров наведения рассматриваемых классов объектов к качеству поступающих данных, затрудняют внедрение аппаратуры АСН в контур управления.

О сложности проблемы говорит и тот факт, что ведущие мировые космические корпорации, и американские, и европейские, практических успехов в этой области пока не имеют (*Belin S. и др.*, 2008; *Belin S. и др.*, 2010).

В настоящее время в мировой и отечественной космической отрасли наблюдается устойчивая

тенденция к росту оснащенности различных космических средств потребительской аппаратурой спутниковой навигации. Ею оборудованы ракеты-носители «Протон-М», «Союз-2», разгонный блок «Бриз». Однако приемники спутниковых сигналов на них используются в качестве отдельных, структурно обособленных приборов, не связанных ни с инерциальным, ни с вычислительным комплексами ракет. Им отводится роль всего лишь формирователя и поставщика сырой измерительной информации в центр управления полетами. В ЦУПе она обрабатывается аналогично измерениям с наземных измерительных пунктов. Т.е. не в режиме бортового реального времени, а в режиме постобработки – без увязки с данными бортовой инерциальной системы.

2.2. Принципы построения инерциально-спутниковой системы управления

Для предотвращения опасности проникновения в контур наведения информационных искажений, связанных с аномалиями выходных данных аппаратуры спутниковой навигации, была создана новая концепция интеграции контура терминального наведения и инерциально-спутниковой навигации.

Наукоемкие технические решения, разработанные в НПЦАП, способствовали появлению такой структуры интеграции, при которой аппаратура спутниковой навигации идеологически, аппаратно и программно встроена в инерциальный комплекс управления и составляет с ним единое целое.

Ключевым элементом концепции, определяющим фундаментальные свойства интегрированных СУ, является бортовое математическое обеспечение системы. Его основу составляют:

- новый интервально-пространственный подход в динамической фильтрации совместных (инерциальных и спутниковых) измерений (*Dishel V.D., Mezheritskiy E.L.*, 2011);
- новый энерго-ориентационный метод идентификации в полете систематических погрешностей измерений (*Дишель В.Д.*, 2012; *Дишель В.Д. и др.*, 2012);
- объединяющая оба подхода информационно-страховочная технология интеграции инерциальных и неинерциальных навигационных измерений, которая обеспечивает высокую точность и информационную надежность данных, поступающих в контур наведения (*Дишель В.Д., Немкевич В.А.*, 2008).

2.3. Этап летной отработки аппаратно-программного обеспечения интегрированной системы

Большая трудоемкость и сложность создания и отработки аппаратно-программного обеспечения интегрированной системы побудили к поиску

путей отработки его в условиях, максимально приближенных к штатному применению. С этой целью была разработана оригинальная методика, обеспечившая постепенное внедрение и наращивание аппаратно-программного обеспечения в эксплуатируемые комплексы СУ с использованием его в фоновом режиме.

На этапе летных испытаний:

- все измерительно-вычислительные процессы на борту, связанные с функционированием интегрированной системы и ее взаимодействием с инерциальной СУ, реализуются штатно, в полном объеме и с нужной периодичностью;
- функционирование контура наведения происходит в чисто инерциальном режиме;
- результаты функционирования интегрированной системы: ее выходные данные, а также выработанные по ним поправки к сигналам управления маршевыми двигателями сбрасываются по телеметрическому каналу на Землю.

Такой подход обеспечил, с одной стороны, проверку работы интегрированной системы в реальных условиях полета, а с другой, исключил риски от внедрения новых не апробированных технических решений.

Летные испытания интегрированной системы в вышеописанном режиме проводились на протяжении шести лет, начиная с 2003 года. Интеграция была организована как попутная фоновая задача при выведении штатных полезных нагрузок.

Испытания подтвердили, что технология и реализованные на ее основе технические решения обеспечивают информационную защиту контура наведения объекта управления от проникновения в него ложных значений траекторных данных, которые в ходе пусков возникали в выходных данных аппаратуры спутниковой навигации.

2.4. Результаты трехлетней эксплуатации интегрированной системы управления

Положительные результаты летных испытаний позволили сделать следующий шаг. Главное событие произошло при полете космического аппарата «Метеор-М», доставленного на орбиту с помощью МКБФ. Впервые в мировой практике ракетно-космических средств выведения 17 сентября 2009 года, в контуре управления МКБФ были использованы данные, сформированные совместной обработкой инерциальной и спутниковой системы навигации.

С 2009 года, интегрированная СУ МКБФ, выводимого носителями «Союз-2» и «Зенит», находится в режиме штатной эксплуатации. Подобными системами также оснащены:

- разгонный блок «ДМ-SLB», входящий в ракетно-космический комплекс «Наземный старт»;
- разгонный блок «ДМ-03» с ракетой-носителем «Протон-М».

2.5. Состав миссий, выполненных на основе интегрированной инерциально-спутниковой СУ

За время штатной эксплуатации, претерпев ряд усовершенствований, интегрированные СУ обеспечили выполнение 22 миссий, в 20 из которых

использовался МКБФ. Состав миссий с участием МКБФ приведен в таблице 1. Миссии в таблице сгруппированы по типам целевых орбит, на которые выводятся космические аппараты. Для пусков с европейского космического центра ниже представлены графики, иллюстрирующие точности, достигнутые интегрированной СУ.

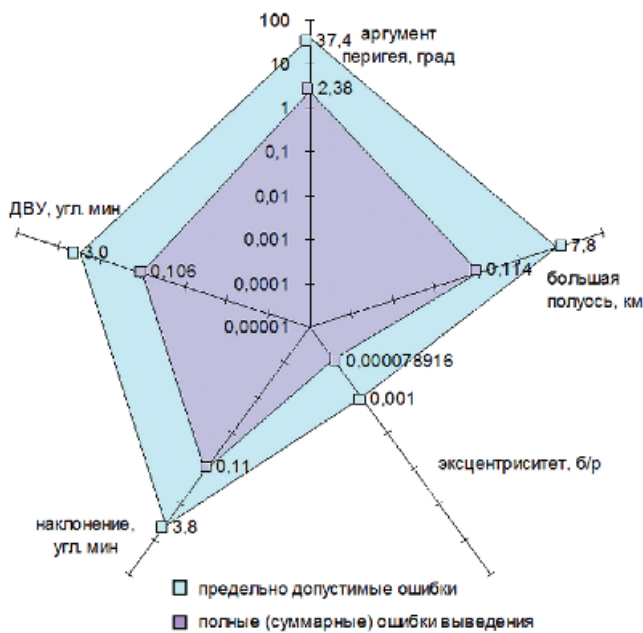
таблица 1 – Состав миссий

ракета-носитель	разгонный блок	космодром	космический аппарат	целевая орбита	дата пуска
«Союз-2»	«Фрегат»	Байконур	«Метеор-М» с четырьмя попутными нагрузками	низкая около-круговая	17 сентября 2009
«Союз-2»	«Фрегат»	Байконур	шесть аппаратов «Globalstar-2» (USA)		19 октября 2010
«Союз-2»	«Фрегат»	Байконур	шесть аппаратов «Globalstar-2» (USA)		13 июля 2011
«Союз-2»	«Фрегат»	Байконур	шесть аппаратов «Globalstar-2» (USA)		28 декабря 2011
«Союз-2»	«Фрегат»	Байконур	шесть аппаратов «Globalstar-2» (USA)		06 февраля 2013
«Союз-2»	«Фрегат»	Байконур	«Канопус-В», МКА, БКА		22 июля 2012
«Союз-2»	«Фрегат»	Байконур	«Метоп В»		17 сентября 2012
«Союз-СТА»	«Фрегат-МТ»	Европейский космический центр Куру (Французская Гвиана)	«Pleiades-HR1», четыре КА «Elisa», «SSOT»	низкая слабоэллиптическая	16 декабря 2011
«Союз-СТА»	«Фрегат-МТ»	Европейский космический центр Куру (Французская Гвиана)	«Pleiades-1B»		02 декабря 2012
«Союз-2»	«Фрегат»	Плесецк	«Глонасс-М»	средне-круговая	26 февраля 2011
«Союз-2»	«Фрегат»	Плесецк	«Глонасс-М»		3 октября 2011
«Союз-2»	«Фрегат»	Плесецк	«Глонасс-М»		28 ноября 2011
«Союз-СТА»	«Фрегат-МТ»	Европейский космический центр Куру (Французская Гвиана)	два космических аппарата «Galileo»	средне-круговая	21 октября 2011
«Союз-СТА»	«Фрегат-МТ»	Европейский космический центр Куру (Французская Гвиана)	два космических аппарата «Galileo»	средне-круговая	12 октября 2012
«Союз-2»	«Фрегат»	Плесецк	«Меридиан-М»	переходная к геостационарной с повышенным перигеем	2 ноября 2010
«Союз-2»	«Фрегат»	Плесецк	«Меридиан-М»		4 мая 2011
«Союз-2»	«Фрегат»	Плесецк	«Меридиан-М»		14 ноября 2012
«Зенит»	«Фрегат-СБ»	Байконур	«Спектр-Р»	супервысоко-эллиптическая	18 июля 2011
«Союз-2»	«Фрегат»	Плесецк	«Меридиан-М»	ПГСО (авария носителя)	5 декабря 2011
«Зенит»	«Фрегат-СБ»	Байконур	«Электро-Л»	геостационарная	20 января 2011

Состоявшиеся миссии охватывают практически все типы орбит выведения. Миссии выполнялись с трех космодромов мира, в том числе с европейского космического центра Куру во Французской Гвиане.

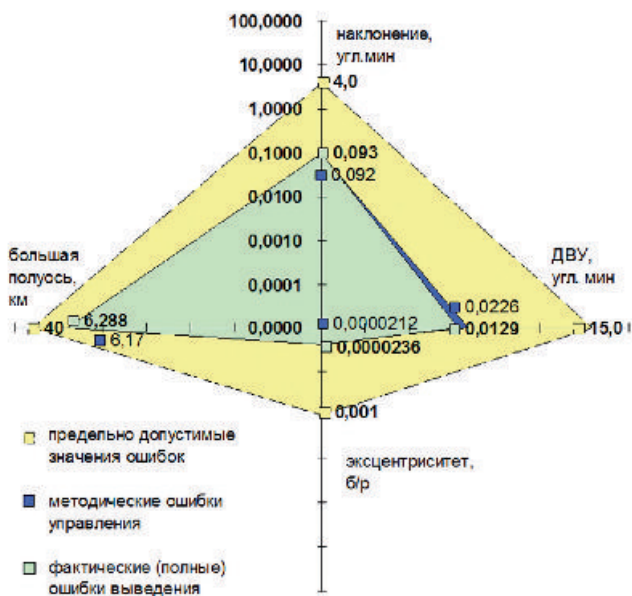
На участке полета ракеты-носителя система управления МКБФ функционирует независимо от носителя. При этом с момента старта до отделения от носителя она непрерывно решает навигационную задачу, пользуясь для этого исключительно собственными навигационно-измерительными и вычислительными средствами.

2.6. Данные по результирующей точности



ДВУ – долгота восходящего узла орбиты.

рисунки 1. Суммарные и методические погрешности выведения космического аппарата «SSOT» (пуск 16.12.2011)



рисунки 2. Суммарные и методические погрешности переходной орбиты космического аппарата «Galileo» (пуск 21.10.2011)

На рисунках 1 и 2 представлены данные по результирующей точности по основным контролируемым параметрам целевой орбиты:

- низкая слабоэллиптическая орбита космического аппарата «SSOT» (из шести выведенных аппаратов) в миссии от 16.12.2011;
- переходная орбита выведения на среднекруговую орбиту космического аппарата «Galileo» в миссии от 21.10.2011 (Душель В.Д. и др., 2012).

2.7. Заключение по интегрированной системе

Анализ четырехлетнего опыта эксплуатации интегрированной инерциально-спутниковой системы управления позволяет сделать следующие выводы.

Впервые на практике решена задача построения единого контура терминального наведения и корректируемой навигации в СУ космическими средствами выведения. Подтверждена эффективность разработанной информационно-страховочной технологии, применение которой позволило исключить проникновение в контур наведения локальных погрешностей, связанных с информационными нарушениями, эпизодически возникавшими в выходных данных аппаратуры спутниковой навигации.

Анализ результатов эксплуатации интегрированной СУ:

- подтвердил высокое качество проведенных в ходе полета уточнений текущих координат, компонентов скорости и наиболее значимых параметров модели погрешностей инерциальной системы;
- позволил оценить апостериорную точность решения задач выведения.

Совместный анализ измерений наземных станций слежения и бортовой телеметрической информации показал, что по сравнению с чисто инерциальной точность интегрированной СУ повышается при выведении:

- на низкие околоземные орбиты в 7...50 раз (в зависимости от вида контролируемого параметра);
- на высокоэллиптические орбиты, в том числе геопереходную – в 7...100 раз;
- средние и высокие круговые орбиты – в 5...10 раз.

Обсуждаемые миссии являются примерами первых в мире практических применений интегрированной инерциально-спутниковой СУ космическими средствами выведения.

Благодаря ряду новых качеств данная система стала фундаментом нового поколения терминальных систем управления средствами выведения.

Успешный опыт создания и эксплуатации интегрированных систем управления, достигнутый при этом значительный резерв точности, подтвержденный статистикой миссий выведения, позволяют в

перспективе решить фундаментальную проблему снижения удельной стоимости доставки полезного груза. Она подразумевает решение задач:

- переход на энергетически выгодные схемы многоимпульсного выведения;
- замена высокоточных и дорогих инерциальных систем управления на основе трехосных гиростабилизаторов на относительно простые, дешевые, многократно резервированные среднеточные бесплатформенные инерциальные системы на базе волоконно-оптических гироскопов;
- переход на более простые и легкие конструкции космических аппаратов за счет упрощения их двигательных установок.

Это является прямым следствием расширяющихся возможностей комплексов выведения с реализацией ими схем доставки космического аппарата непосредственно в рабочую точку стояния и сокращения потребностей в маневренных возможностях выводимых космических объектов.

Развивая найденные подходы, реализуя и наращивая инновационный потенциал научных, инженерно-технических кадров НПО ЦАП, его производственных подразделений, в последние годы успешно создаются интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации и ориентации нового поколения. В том числе для космических аппаратов различного класса и назначения. Предусматривается дооснащение системы звездными приборами разработки Института космических исследований РАН с внедрением их в систему управления на основе апробированной и подтвердившей свою эффективность технологии интеграции. В содружестве с ОАО «Российские космические системы» НПО ЦАП разрабатывается аппаратура спутниковой навигации нового поколения, обладающая повышенной помехозащищенностью.

В целом новые технологии, позволяя охватить практически весь спектр объектов ракетно-космической техники воздушного и околоземного космического пространства, на долгую перспективу становятся основой для проектирования систем управления.

Разработанные технологии обладают значительным модернизационным потенциалом, позволяя, по мере накопления опытных данных летных испытаний, совершенствовать и аппаратную, и программно-алгоритмическую составляющие. Предполагается переход на бесплатформенные инерциальные устройства. При этом уровень резервирования их акселерометрических и гироскопических измерительных каналов, обслуживающей электроники будет выбираться в зависимости от типа космического объекта, времени его активного существования и принятого с учетом этого допустимого числа одноименных отказов, обеспечивая путем выявления и нейтрализации отказов сохранение работоспособности системы управления в течение всего требуемого срока эксплуатации.

3. Модернизация системы управления МКБФ

3.1. Общие сведения

За время, прошедшее с момента создания системы управления МКБФ в 1999 году, появилась новая отечественная элементная база, с использованием которой в НПО ЦАП реализуется разработка более совершенных по массе и энергопотреблению приборов-аналогов, предназначенных для замены приборов, созданных и использованных ранее.

Модернизация системы управления осуществляется не только за счет обновления приборов, но и за счет структурных изменений и охватывает следующие позиции:

- приборный состав системы управления МКБФ,
- бортовая аппаратура,
- функциональные тракты системы управления и управления бортовыми системами,
- конструктивное исполнение бортовой аппаратуры,
- режимы управления и математическое обеспечение.

Модернизированная система управления МКБФ является обобщением опыта НПО ЦАП и строится с сохранением идеологии и основных технических решений, реализованных и прошедших лётную отработку на изделии «МКБФ УТТХ» (*Система управления модернизированная СУМ1 разгонного блока «Фрегат»*, 2012).

3.2. Модернизация комплекса командных приборов

В настоящее время в НПО ЦАП проводится модернизация электроники комплекса командных приборов (ККП), которая осуществляется заменой наиболее критичных по массе приборов на более совершенные и лёгкие приборы-аналоги, выполненные на современной элементной базе.

В составе модернизированной системы управления СУМ1 используется ККП ПФ300М, который является модернизацией ККП ПФ300. В нём произведена замена ряда приборов на аналогичные, но позволяющие:

- провести форсированный разгон гиromоторов без использования наземного источника питания ± 79 В;
- улучшить энергомассовые характеристики (таблица 2).

Таблица 2 показывает, что в результате модернизации общий вес приборов электроники ККП уменьшается на 10,5 кг. Но это не все. Применение прибора ПВ300-17, обеспечивающего «частотный» форсированный разгон гиromоторов с борта, исключает необходимость в кабеле массой 6 кг для подачи (из наземного комплекса системы управления) на борт напряжения 79 В.

Таким образом, суммарный выигрыш массы

таблица 2 – Масса приборов до и после модернизации

модернизируемые приборы	до модернизации		после модернизации	
	шифр прибора	масса, кг	шифр прибора	масса, кг
источник питания гиromоторов и приборов ККП	A300-17	3,0	ПВ300-17	1,4
	A300-03M	0,4	—	
	ЦЕ3607M	1,5	ЦЕ3607M1	0,9
регулятор системы термостатирования	ПВ300-13	1,6	ПВ300-13M	0,75
ЭУ системы стабилизации	ЦЕ3220	} 2,6	ЦЕ3220M	} 0,6
	ЦЕ3230		ЦЕ3230M	
	БП-ПВ300		БП-ПВ300M	
прибор управления движением ККП	ПВ300-10	1,8	ЦЕ3803	2,5
	ЦЕ4305У	3,0		
	ЦЕ4113У	0,5		

после модернизации ККП составляет 16,5 кг (10,5 кг+6 кг) (*Система управления модернизированной СУМ1 разгонного блока «Фрегат», 2012*).

3.3. Модернизация бортового цифрового вычислительного комплекса

Модернизация БЦВК была выполнена в основном заблаговременно (на начальном этапе разработки) – до 2004 года. (*Система управления разгонного блока «Фрегат», 2004*).

Ядром БЦВК является троекратно резервированный бортовой управляющий компьютер Бисер-6. Он предназначен для управления движением и бортовыми системами, а также для контроля полета и формирования телеметрической информации. При решении задач навигации и наведения с помощью Бисера-6 выполняются арифметические и логические операции, а также операции обмена информацией с внешними абонентами. В компьютере Бисер-6 сосредоточены средства контроля и диагностики различных устройств системы управления.

Бисер-6 является развитием компьютера Бисер-3, который прошел длительную школу отработки и эксплуатации в системах управления многочисленных космических и промышленных изделий («Зенит-SL», «Тополь-М», «Протон-М», прежние версии МКБФ и др.). Архитектура Бисера-6 в основном повторяет Бисер-3. Система команд расширяет и превосходит решения, использованные в Бисере-3. Вместе с тем имеется преемственность – программное обеспечение, система разработки и отладки программ, созданные для Бисера-3, по эстафете используются и для Бисера-6.

Принципиальным отличием Бисера-6 от Бисера-3 является переход на новую элементную базу. Последняя позволяет существенно повысить быстродействие и надёжность, а также снизить вес, электропотребление и стоимость бортового компьютера.

Главный выигрыш – высокая производительность Бисера-6. Она в четыре раза больше, чем

у Бисера-3, что позволяет реализовать сложные алгоритмы управления движением (*Система управления разгонного блока «Фрегат», 2004*).

На следующем этапе модернизации разработан еще более мощный компьютер Бисер-7. Он имеет вдвое большую производительность, чем Бисер-6 при тех же габаритно-массовых характеристиках. Следует отметить, что производительность компьютера Бисер-6 полностью обеспечивает текущие потребности системы управления МКБФ. Тем не менее, разработка Бисера-7 отвечает требованиям перспективного развития и создает необходимые резервы на будущее.

Бортовой компьютер Бисер-6 (модификация Бисер 063) сохранен как гарант сохранения отработанного «лётного» программного обеспечения, в которое потребуется внести определённые изменения, в основном связанные с коррекцией адресов команд и сигналов из-за структурных изменений системы управления.

Достигнутая производительность позволяет в полном объеме использовать языки высокого уровня, например, язык U для разработки алгоритмов и программ управления движением

Для управления бортовыми системами и проведения испытаний применяется технология разработки алгоритмов и программ Графит-Флокс, основанная на языке ДРАКОН (*Паронджанов В.Д., 2012; 2010; 2009; 2001; ДРАКОН, 2013*). Все это сокращает сроки разработки программно-математического обеспечения, повышает надёжность и снижает общую стоимость работ (*Система управления разгонного блока «Фрегат», 2004*).

Применение при программировании языков высокого уровня U и ДРАКОН (технология Графит-Флокс) в значительной степени сокращает количество ошибок программистов. Следует учесть, что программы на этих языках в основном уже разработаны и отработаны в системе управления СУМ (с двумя приборными отсеками ПС032 и ПС398М) в режимах «защитные операции» (ЗО), «регламентные испытания» (РИ), «проверочные включения» (ПВ), «комплексные испытания» (КИ), «контрольный набор стартовых готовностей» (КНСГ) и «предстартовая подготовка» (ПСП). Поэтому

можно говорить о высокой степени готовности специального программного обеспечения для применения – с минимальными изменениями – и для системы управления СУМ1 (с одним моноблоком ПС398М1). (*Система управления модернизированной СУМ1 разгонного блока «Фрегат»*, 2012).

3.4. Модернизация других функциональных трактов

Для уменьшения массы остальных функциональных трактов проводятся следующие мероприятия:

- замена приборов управления системы ориентации и обеспечения запуска ПД465 (6 шт.) суммарной массой 2,7 кг на вновь разработанные приборы ЭК163У (2 шт.) общей массой 0,8 кг;
- замена приборов управления электропневмоклапанами (ЭПК) ЭК163 (2 шт.) и ЭК163М (1 шт.) на вновь созданные приборы ЭК163У. Так как прибор ЭК163У, в отличие от прибора ЭК163, имеет в своём составе узлы регистрации прохождения команд на ЭПК, исключаются приборы встроенных датчиков контроля срабатывания (ВДКС): ПЯ167 (1 шт. – масса 0,3 кг) и ПЯ167-01 (2 шт. – 0,9 кг);
- перевод командного управления ККП и элементов пневмогидросистемы подачи (ПГС) на непосредственное управление от устройств обмена ПЯ494М и ПС495, что позволяет исключить из состава системы управления дешифраторы КВ160 (2 шт. – масса 2 кг) и слаботочные главные распределители ПФ364-01 (1 кг), ПФ361М (1 кг), ПФ363 (2 кг).

В результате объём аппаратуры, размещаемой в ПС398М, существенно сокращается, что позволяет приборы ЭК163У (3 шт.), ЭК161 (4 шт.), ПЯ168-01, ПЯ261 и ПС366М из контейнера ПС32 перенести в контейнер ПС398М1, добавив для управления ими в устройство обмена ПС495 два релейных выходных слова.

В этом случае из состава системы управления исключаются приборы ПЯ93 (0,3 кг), ПЯ94 (3 шт. – 3,9 кг), БИ0674 (0,9 кг), а также кабели связи между ПС32М и ПС398М весом 2,5 кг.

В итоге масса системы управления сокращается на 45 кг (с учётом массы корпуса ПС032М на 45+8,5=53,5 кг) (*Система управления модернизированной СУМ1 разгонного блока «Фрегат»*, 2012).

В составе системы управления СУМ1 вместо аппаратуры АСН-Ф ИВИЯФ464.364.156 предполагается использовать более совершенную аппаратуру ЦВИЯФ468.157.191, содержащую дополнительный высокочастотный тракт. Это позволяет (при размещении АСН на конструкции ракеты, не затененной головным обтекателем) обеспечить работу АСН, начиная с участка предстартовой подготовки. В результате улучшаются точностные характеристики поправок, формируемых системой управления по измерениям АСН для инерциального комплекса командных приборов.

3.5. Надежность модернизированной системы управления

Цель модернизации – сокращение массовых характеристик аппаратуры при сохранении принципа обеспечения работоспособности системы управления при любой одной возможной неисправности.

В наибольшей степени модернизации подвергся комплекс командных приборов (ККП), часть приборов ККП претерпела изменения, часть была исключена из состава ККП (всего 10 приборов).

Замена на гиросtabilизированной платформе гиросблоков ЦЕ99.1ЕА (1ЕМ) на ЦЕ99.1Б позволила благодаря увеличению мощности датчиков моментов новых гиросблоков сократить число приборов управления движением ККП с трёх до одного и тем самым снизить количество электрорадиоизделий (ЭРИ) более чем в 1,5 раза.

В приборах системы силовой стабилизации и термостатирования применены большие интегральные схемы, построенные на базовых матричных кристаллах – наборах типовых микроэлементов без межсоединений. Формирование соединений между микроэлементами проводится по индивидуальным заданиям.

Интегральные схемы более высокой степени интеграции (несмотря на то, что могут иметь более низкие показатели надёжности) позволяют создать устройства, обладающие преимуществом по этим показателям за счёт уменьшения количества связей, общей площади кристаллов, количества плат, на которые они устанавливаются.

Опыт работы с элементной базой в составе аппаратуры показывает, что наименьшей надёжностью среди всех групп ЭРИ обладают электромеханические реле, интенсивность отказов которых как минимум на полпорядка хуже интенсивности отказов полупроводниковых изделий. Принятое решение о замене в ККП электромеханических реле на оптоэлектронные, в которых отсутствуют подвижные элементы, часто являющиеся причинами отказов, направлено не только на снижение весовых характеристик ККП, но и на повышение его надёжности.

Итак, мероприятиям, направленным на снижение весовых характеристик ККП, сопутствует и повышение его надёжностных характеристик.

Замена приборов управления ЭПК (ПЯ163 и ПЯ163М), построенных на электромеханических реле типа РПС 45, на вновь разработанные приборы (ЭК163У), использующие твёрдотельные оптоэлектронные реле типа РСК 26, по приведённым выше причинам также способствует повышению надёжности приборов системы управления.

Сложные приборы управления системы ориентации и обеспечения запуска (СООЗ) ПД465 (6 шт.) также заменены на приборы ЭК163У, что позволило существенно сократить количество электрорадиоизделий в функциональном тракте

управления СООЗ и повысить надёжность этого тракта.

Перевод управления ККП и элементов ПГС непосредственно от устройств обмена (ПЯ494М и ПС495) позволило исключить из состава СУ дешифраторы (2 шт.) и слаботочные главные распределители (3 шт.), что дало возможность разместить приборы, ранее находящиеся в двух контейнерах (ПС32 и ПС398), в одном контейнере (ПС398М).

Размещение приборов в одном контейнере позволило исключить из состава системы управления ещё три прибора – приёмопередающие устройства (ПЯ93 и ПЯ94) и источник их питания (БИ0674), а также кабели связи между контейнерами.

Сокращение приборов в составе СУ является наиболее заметным вкладом в повышение надёжности, полученным в результате модернизации.

Ожидается, что в результате модернизации вероятность отказов системы управления СУМ1 снизится примерно на 15% по сравнению с аналогичным показателем надёжности немодернизированной СУ (*Система управления модернизированной СУМ1 разгонного блока «Фрегат»*, 2012).

3.6. Результаты модернизации системы управления МКБФ

Проведённая модернизация аппаратуры системы управления, а также перевод аппаратуры управления пироэлементами и электропневмоклапанами в моноблок ПС398М1 обеспечивают уменьшение массы системы управления на 45 кг (а с учётом снижения массы корпуса ПС032 – на 53,5 кг).

Аппаратура системы управления выполнена на отечественной элементной базе. Применение усовершенствованной отечественной элементной базы позволило провести перекомпоновку двух контейнеров (моноблоков) ПС032 и ПС398М в один контейнер (моноблок) ПС398М1 и за счет этого уменьшить не только массу, но и объем системы управления.

Благодаря значительному сокращению количества приборов и применению более совершенной элементной базы в модернизированных приборах вероятность безотказной работы системы управления на этапах предстартовой подготовки и полёта улучшается на 15% по сравнению с аналогичным показателем надёжности немодернизированной системы.

По результатам технико-экономического анализа итоговая стоимость изготовления комплекта бортовой автономной системы управления МКБФ позволит уменьшить стоимость поставочного комплекта модернизированной системы управления СУМ1 в среднем на 10% (*Система управления модернизированной СУМ1 разгонного блока «Фрегат»*, 2012).

список литературы

Дишель В.Д. Энергоориентационный подход к идентификации погрешностей инерциальных измерений в инерциально-спутниковых системах управления // Труды ФГУП НПЦАП, 2012. № 1. С. 32-50.

Дишель В.Д., Быков А.К., Соколова Н.В., Сулимов В.Г. и др. Обобщение опыта трехлетней эксплуатации интегрированных инерциально-спутниковых систем управления космических средств выведения // XIX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, 28 мая – 30 июня, 2012: сб. трудов. С. 188-201.

Дишель В.Д., Немкевич В.А. Методология построения, облик и особенности летной отработки интегрированной инерциально-спутниковой системы навигации и ориентации космических средств выведения // Труды ФГУП НПЦАП, 2008. № 1. С. 2-24.

ДРАКОН // Википедия, свободная энциклопедия, 2013. URL: <http://ru.wikipedia.org/?oldid=54063734> (дата обращения: 01.04.2013).

Паронджанов В.Д. Дружелюбные алгоритмы, понятные каждому. Как улучшить работу ума без лишних хлопот. М.: ДМК-пресс, 2010. 464 с.

Паронджанов В.Д. Как улучшить работу ума. Алгоритмы без программистов – это очень просто. М.: Дело, 2001. 360 с.

Паронджанов В.Д. Учись писать, читать и понимать алгоритмы. Алгоритмы для правильного мышления. Основы алгоритмизации. М.: ДМК Пресс, 2012. 520 с.

Паронджанов В.Д. Язык ДРАКОН. Краткое описание. М.: 2009. 124 с. URL: <http://drakon-practic.ru/drakon.pdf> (дата обращения: 21.03.2013); <http://forum.oberoncore.ru/viewforum.php?f=77> (дата обращения: 01.04.2013).

Система управления модернизированной СУМ1 разгонного блока «Фрегат». Эскизный проект. М.: ФГУП Научно-производственный центр автоматики и приборостроения им. акад. Н.А. Пилюгина, 2012. 83 с.

Система управления разгонного блока «Фрегат». Техническое описание. ЕФИТ.378111.003 ТО. М.: ФГУП Научно-производственный центр автоматики и приборостроения им. акад. Н.А. Пилюгина, 2004. 139 с.

Belin S., Reynaud S., Floch J.J., Dubuc F. et al. Use of Galileo for Launch Vehicle Services // 7th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems, Tralee, 2008.

Belin S., Dubuc F., Villers S., Conde A. Requirements toward GNSS chain for Ariane 5 Mid-Life Evolution // 5th Workshop ESA on GNSS, Netherlander, December, 2010.

Dishel V.D., Mezheritskiy E.L. Principals of Integrated INS/GLONASS + GPS GNC Systems for Space Launchers. Results of Realized Missions and Future Prospects // 8th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems, Navigation and Estimation (3B) / Karlovy Vary, Czech Republic, 2011. P. 5-28.

Статья поступила в редакцию 11.03.2013 г.

ОБ ОСОБЕННОСТЯХ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫХ СХЕМ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА «ФРЕГАТ» И ПЕРЕХОДНЫХ ОТСЕКОВ

А.С. Бирюков,
кандидат технических наук*,
birukov@laspace.ru;
*A.S. Birukov***

В.П. Макаров,
кандидат технических наук*,
birukov@laspace.ru;
*V.P. Makarov***

Н.А. Маркачев,
кандидат технических наук*,
mdn@laspace.ru;
*N.A. Markachev***

М.И. Леднев,*
mdn@laspace.ru;
*M.I. Lednev***

В.П. Викуленков,
кандидат технических наук*,
ray@laspace.ru;
*V.P. Vikulenkov***

А.В. Викуленков,*
vikulenkov@laspace.ru;
*A.V. Vikulenkov***

*В статье представлены конструктивно-силовые
схемы межорбитального космического буксира
«Фрегат» (МКБФ) и переходных отсеков, а также
рассмотрены вопросы их экспериментальной
прочностной отработки.*

Ключевые слова:
межорбитальный космический буксир;
сбрасываемый блок баков;
переходной отсек.

1. Межорбитальный космический буксир «Фрегат», базовая конфигурация

Конструктивно-силовой основой межорбитального космического буксира «Фрегат» (*Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований*, 2010) является блок баков оригинальной компоновочной и силовой схемы, не имеющей аналогов ни в отечественной, ни в зарубежной космической технике. В этой конструкции отчетливо проявился принцип проектирования, широко используемый в НПО на протяжении многих предшествующих лет в конструкциях космических аппаратов (КА), а именно использование тонкостенных сферических оболочечных герметичных конструкций в качестве силовых элементов, способных воспринимать значительные инерционные нагрузки от ответных элементов конструкции КА и от собственного веса. Кроме того, сферическая форма является оптимальной с точки зрения веса от действия внутреннего давления.

Силовая схема блока баков представляет собой (рисунок 1) торосферическую конструкцию, состоящую из шести взаимно пересекающихся сферических оболочек, герметично соединенных между собой через распорные шпангоуты аргоно-дуговой сваркой.

Две сферических оболочки образуют баки окислителя, две – баки горючего, две – приборные отсеки. Для обеспечения центровки в горизонтальной плос-

SPECIAL FEATURES OF STRUCTURAL LAYOUTS AND EXPERIMENTAL VERIFICATION OF «FREGAT» VERSATILE SPACE TUG AND TRANSFER COMPARTMENTS

*The article describes structural layouts
of «Fregat» Versatile Space Tug
and transfer compartments
as well as problems of their experimental
strength verification.*

Key words:
Versatile Space Tug;
Jettisonable set of tanks;
transfer compartment.

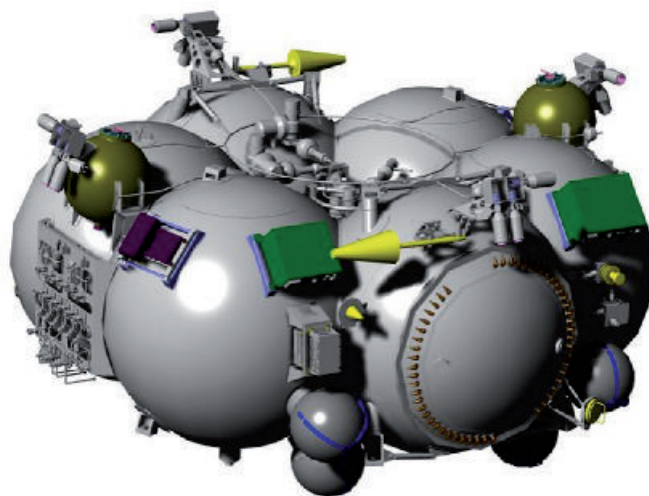


рисунок 1. МКБ «Фрегат», базовый вариант

кости баки и отсеки расположены с соблюдением циклической симметрии, т.е. одноименные отсеки расположены напротив друг друга. Поскольку бак окислителя для обеспечения требуемого соотношения компонентов должен иметь больший объем, чем бак горючего, он имеет конфигурацию полной сферы, т.е. разделительное сферическое доньшко между баками направлено выпуклостью в сторону бака горючего. В месте пересечения оболочек баков с оболочками приборных отсеков для увеличения объема заправляемого топлива, а также для получения замкнутой сферы топливных баков, разделительные доньшки направлены в сторону приборных отсеков.

* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

** Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

Для передачи продольных инерционных нагрузок от выводимого КА герметичные емкости «протыкаются» 8-ю силовыми штангами – по одной на каждый топливный бак и по две на приборный отсек (рисунок 2), образуя таким образом, как отмечалось выше, ферменную конструкцию.

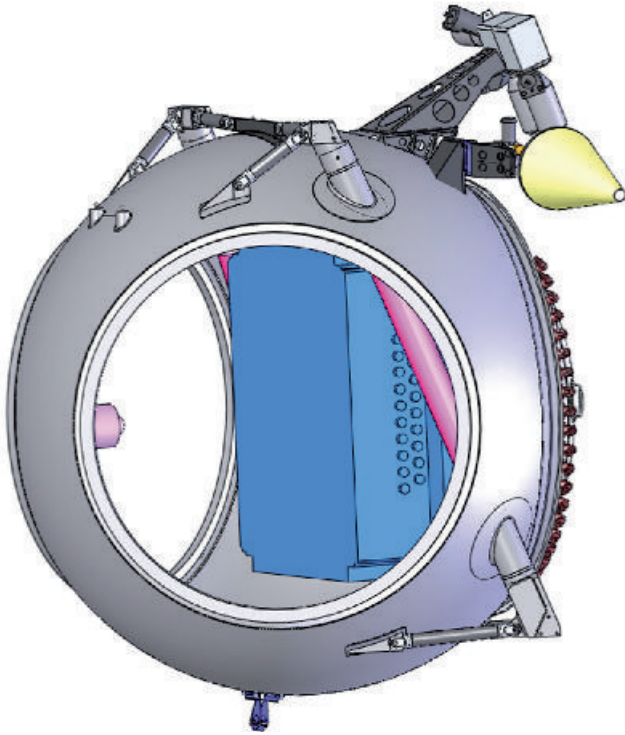


рисунок 2. Конструкция приборного отсека

Каждая штанга сверху и снизу заканчивается сложной фрезерованной опорой. К верхним опорам с помощью резьбовых шпилек крепится адаптер полезного груза, к нижним опорам стыкуются пиромеханические замки-толкатели системы отделения, установленные на переходном отсеке. Для обеспечения соединения с оболочками каждая штанга имеет два «воротника» сферической формы, переменной толщины и круглой формы в плане. Оболочки баков герметично привариваются к наружному контуру воротника встык.

По условиям эксплуатации адаптер вместе с КА стыкуется к МКБ на технической позиции, причем в это время МКБ уже заправлен. Расчеты показали, что под действием собственного веса и веса топлива блок деформируется, и отверстия для стыковки с адаптером перемещаются в своей плоскости. Компенсировать данные перемещения за счет введения свободных отверстий нельзя, поскольку стык должен передавать перерезывающую силу. Для решения данной проблемы было разработано соединение (рисунок 3), основанное на применении шайбы со специальной рифленой поверхностью. При этом резьбовая шпилька имеет высокоточную гладкую часть, совпадающую с соответствующим высокоточным отверстием в адаптере и с отверстием в рифленой шайбе, а рифленая сторона шайбы внедряется в поверхность опоры штанги за счет приложения тарированного

момента к верхней гайке. Тем самым обеспечивается жесткое соединение и безззорная передача перерезывающей силы.

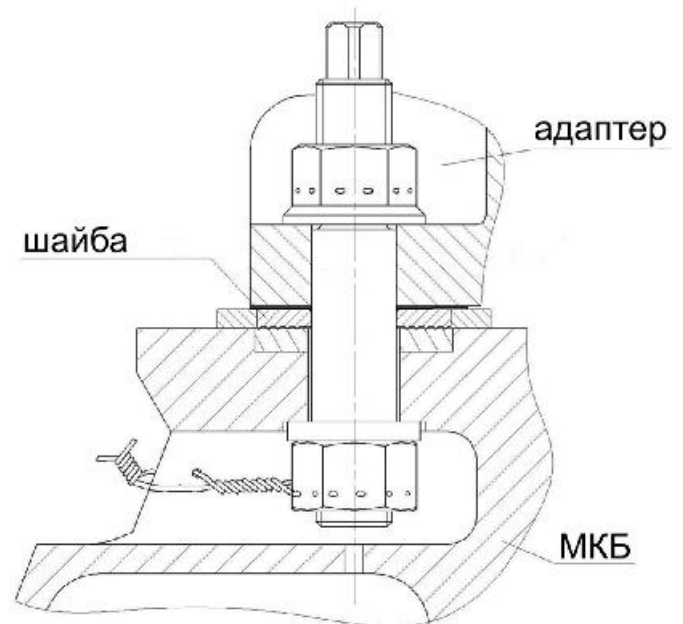


рисунок 3. Узел стыка с переходным отсеком

Ввиду особенностей геометрии блока выступающая часть штанг, принадлежащих приборным отсекам, имеет большую длину и меньшую изгибную жесткость, чем штанги, принадлежащие бакам. Поэтому для эффективной передачи боковой силы непосредственно от кронштейнов штанг, установленных в приборных отсеках, к оболочкам в конструкцию блока введены силовые подкосы – по четыре подкоса на каждую штангу (рисунок 2). Подкосы объединяют верхние и нижние кронштейны штанг со специальными накладными кронштейнами, приваренными к оболочкам.

Снаружи на поверхности сферических оболочек также на накладных кронштейнах устанавливается различное оборудование, шарбаллоны системы наддува, баки СО₂, арматура двигательной установки и сама двигательная установка (рисунок 1). Внутри баков с помощью конденсаторной сварки закреплены демпфирующие перегородки для уменьшения колебаний топлива при работе двигателя.

Каждый из приборных отсеков имеет крышку сегментальной формы с фланцевым герметичным соединением. Оборудование приборных отсеков устанавливается на приборных рамах, закрепленных на крышках на приливах фланцевых шпангоутов. Для выхода кабелей крышка снабжена герморазъемами.

Одна из основных проблем, с которой пришлось столкнуться при разработке конструкции блока баков, состояла в обеспечении передачи инерционной нагрузки от самого блока баков и от веса размещенного в нем топлива к силовым штангам. В месте выхода штанги из бака под действием инерционной нагрузки в прилегающей зоне сферической оболочки возникает изгибное напряженное состояние,

при этом изгибные напряжения в сочетании с напряжениями от внутреннего давления могут достигать больших значений. Однако изгибные напряжения имеют характер краевого эффекта, то есть локализуются в ограниченной зоне, имея максимум в месте пересечения штанги с оболочкой. Поэтому «воротники», выполненные заодно с опорами штанг, имеют переменную толщину.

Однако ввиду того, что на начальном этапе проектирования не было возможности провести точное моделирование данного узла, было принято решение организовать дополнительное усиление конструкции в виде внутренних сегментальных силовых диафрагм. Диафрагмы соединялись с одной стороны точечной сваркой с внутренней поверхностью сферической оболочки, с другой стороны – со штангой на значительной ее длине. Их задача состояла в передаче части инерционной нагрузки от оболочки к штанге сдвигом. Однако более поздние конечно-элементные расчеты показали неэффективность данного усиления и в последующих модификациях конструкции они были исключены.

Другое опасное место в конструкции – стык оболочек топливных баков. Определяющим расчетным случаем для него является действие внутреннего давления наддува. Возникающие при наддуве растягивающие напряжения в оболочках в месте их пересечения вызывают так называемые распорные кольцевые усилия, достигающих величин десятков тонн. Для восприятия этих усилий предназначен распорный шпангоут, герметично сваренный с обечайками баков. Тем не менее, в оболочках баков в месте соединения со шпангоутом имеют место значительные изгибные напряжения, имеющие характер классического краевого эффекта и возникающие вследствие совместности деформаций оболочек и шпангоута.

Весь блок баков выполнен из алюминиевого сплава средней прочности. Выбор этого материала обуславливался его высокими технологическими свойствами – материал хорошо штампуется, хорошо сваривается аргоно-дуговой сваркой. Разделительное доньшко между баком окислителя и горючего выполнено из материала «триметалл» в целях исключения возможной взаимной диффузии компонентов топлива.

2. Модернизированная конструкция МКБФ

Конструкция МКБФ за прошедший период времени с начала его разработки претерпела ряд существенных изменений. При этом основные габаритные и стыковочные размеры блока остались неизменными, а изменения были направлены на улучшение его тактико-технических характеристик, т.е. на снижение его массы и увеличение объема заправляемого топлива. Ниже представлены наиболее существенные изменения конструкции блока баков, соответствующие его последней конфигурации.

Силовые штанги, воспринимающие всю инерцион-

ную нагрузку от веса выводимого КА и собственного веса МКБ, составляли существенную часть веса конструкции. Площадь сечения штанг выбиралась таким образом, чтобы напряжения в них при максимальной нагрузке не превосходили предела текучести материала, который у примененного ранее алюминиевого сплава достаточно низок. В целях облегчения конструкции блока было принято решение о замене материала штанг на более высокопрочный композиционный материал на основе алюминия и бора. Помимо высоких удельных прочностных характеристик данный материал имеет высокий модуль упругости, почти втрое превышающий модуль упругости алюминиевого сплава, и меньший на 10% удельный вес. Экономия веса от применения данного материала составила 18 кг с сохранением прочностных и жесткостных характеристик конструкции.

На рисунке 4 проиллюстрировано напряженно-деформированное состояние силовой штанги при действии внешней инерционной нагрузки.

При внедрении данного композиционного материала встал вопрос о его совместимости с компонентами топлива, с которыми он контактирует. Были проведены работы совместно со специалистами ФГУП РНЦ «Прикладная Химия», показавшие, что композиционный материал с содержанием борных волокон 50-60% обладает высокой коррозионной стойкостью в компонентах топлива при температуре $35\pm 5^\circ\text{C}$ в течение 190 суток и не оказывает влияния на качество продуктов. Растворения алюминия и бора в топливе из композиционного материала не происходит и его механические свойства за период испытаний практически не изменились.

Алюминиевый сплав, из которого была в целом изготовлена конструкция блока баков, несмотря на свои хорошие технологические свойства, имеет весьма низкие прочностные характеристики. В связи с этим было принято решение о применении более высокопрочного алюминиевого сплава для наиболее нагруженных элементов конструкции блока. Данный материал был применен для верхних и нижних опор

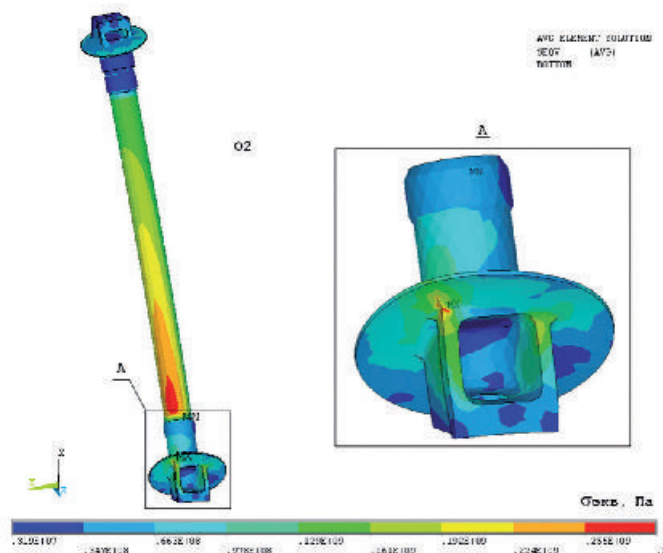


рисунок 4. НДС силовой штанги

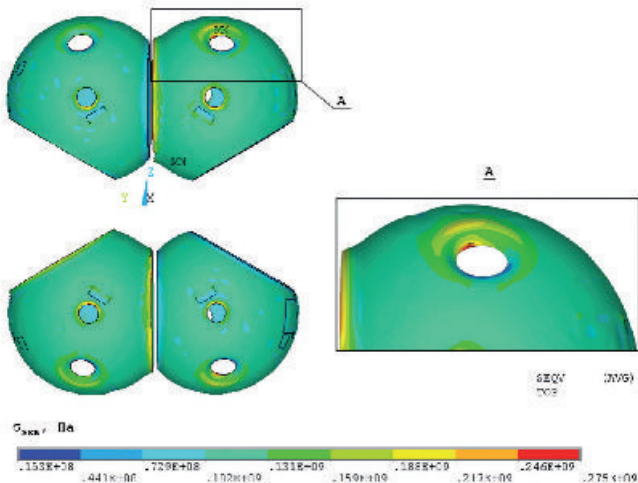


рисунок 5. НДС оболочек баков в зоне выхода штанг

силовых штанг и для распорных шпангоутов с одновременным облегчением их конструкции.

Напряженное состояние опорного узла в расчетном случае действия максимальной инерционной нагрузки представлено на рисунке 4. Напряженное состояние прилегающей к узлу оболочки в том же расчетном случае показано на рисунке 5. Как указывалось выше, в модернизированной конструкции отсутствуют силовые диафрагмы, связывающие штангу с оболочкой блока баков, и вся инерционная сила от веса разгонного блока передается штанге изгибом «воротника» опорного узла.

Анализ напряженного состояния показал, что значительный уровень напряжений в оболочечных элементах имеет место только в небольших зонах действия краевого эффекта – там, где оболочка стыкуется с жесткими сварными или накладными элементами конструкции. В остальных зонах напряжения достаточно низки для всех расчетных случаев нагружения. Это обстоятельство позволило существенно снизить минимальное значение толщины стенки оболочки. Такое снижение достигается за счет химического травления или химфрезерования по всей поверхности оболочки за исключением узких зон действия краевых эффектов.

На рисунке 6 в рамках двумерной конечно-элементной модели показано напряженно-деформированное состояние в зоне распорного шпангоута от действия внутреннего расчетного давления 10,8 МПа. Данный расчет проводился в физически и геометрически нелинейной постановке, поскольку при расчетном давлении напряжения существенно превышают предел текучести как для материала оболочек, так и для материала распорного шпангоута.

Следующая модернизация касается конструкции приборных отсеков. Анализ схемы размещения аппаратуры в отсеке ПО-1 показал, что значительная часть объема отсека не используется, т.е. аппаратура может быть рационально размещена в гораздо меньшем герметичном объеме. Поэтому было принято решение убрать из конструкции крышку ПО-1, несколько усилив фланцевый шпангоут. Для размещения аппаратуры разработан малый герметичный приборный

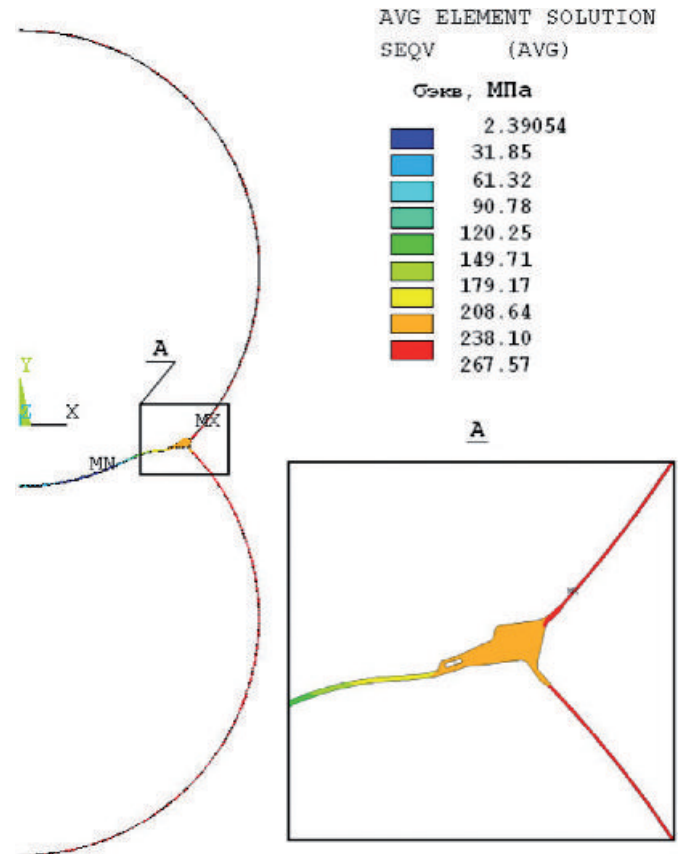


рисунок 6. НДС распорного шпангоута от действия внутреннего давления

отсек (МПО), установленный внутри ПО-1 на фланцевом шпангоуте с помощью трех кронштейнов. К шпангоуту кронштейны крепятся через три амортизатора, предназначенные для снижения вибрации установленной в отсеке аппаратуры.

В освободившемся объеме оказалось возможным разместить баллоны высокого давления и бак СО₂, перенеся их с наружной поверхности блока баков. Бак СО₂ крепится на специальном фланце в вырезе сферической оболочки ПО-1 с помощью болтового соединения. Баллоны высокого давления общим количеством до 7-ми устанавливаются в отбортованных вырезках оболочки ПО-1, служащих для них ложементными, и крепятся с помощью стяжных лент (рисунок 7).

Указанные мероприятия, конечно, несколько снизили несущую способность оболочки ПО-1 и особенно ее сдвиговую жесткость, что отразилось на снижении боковых частотных характеристиках. Однако проведенные расчеты и последующие статические и динамические испытания подтвердили достаточную прочность конструкции.

Виброзащита аппаратуры, размещенной в отсеке ПО-1, модернизировалась в несколько этапов. В базовом варианте вся аппаратура в ПО-1 устанавливалась на специальных амортизаторах. После введения в конструкцию МПО вся аппаратура внутри него и на его наружной поверхности стала крепиться жестко, а для снижения вибрации на аппаратуру весь МПО был закреплен на шпангоуте ПО-1 с помощью 3-х кронштейнов, на каждом из которых устанавлива-

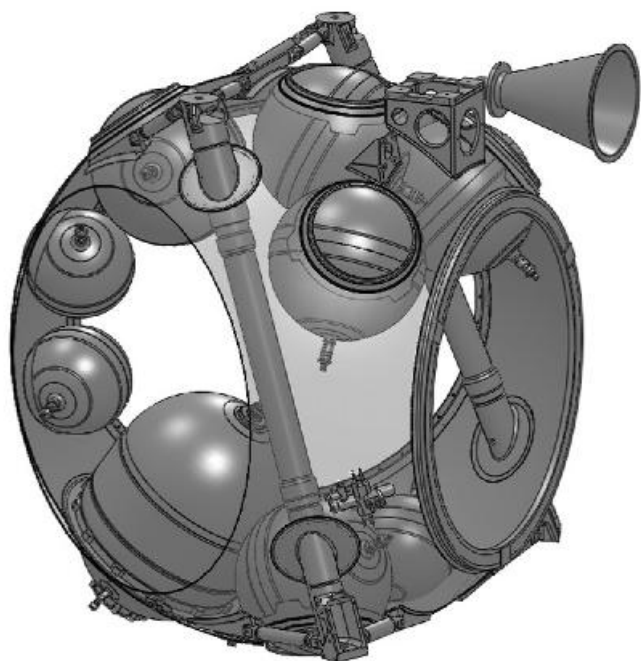


рисунок 7. Конструкция ПО-1 с установленным оборудованием. МПБ условно не показан

лось по два амортизатора разработки НПО «Точприбор» (рисунок 8, левая часть).

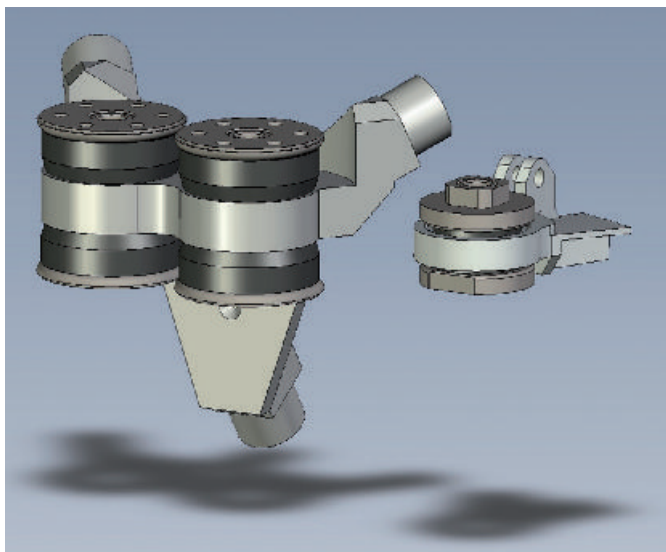


рисунок 8. Амортизаторы МПБ

Недостатком данных амортизаторов помимо их большой массы и габаритов было то, что по требованию разработчика для исключения их нагружения в процессе транспортирования с завода-изготовителя до космодрома использовались арретеры, исключавшие работу амортизаторов. На технической позиции арретеры снимались.

На втором этапе модернизации МКБ учитывая указанные недостатки в НПО им. С.А. Лавочкина (НПОЛ) была проведена разработка амортизаторов с существенно улучшенными габаритно-массовыми и функциональными характеристиками.

Их основными преимуществами являются высокая энергоёмкость и прочность при сохранении потреб-

ных динамических характеристик (частота и демпфирование) при существенном снижении габаритов и массы (в пять раз) по сравнению с амортизаторами НПО «Точприбор». Это позволило установить в каждом из 3-х кронштейнов по одному амортизатору меньших размеров, сделать кронштейны легкими и технологически простыми и отказаться от установки транспортировочных арретеров. Для сравнения габаритов амортизаторов НПО «Точприбор» и модернизированных НПОЛ они представлены на рисунке 8 в одинаковом масштабе (модернизированные – справа). Общая масса амортизаторов НПО «Точприбор» составляла 936 г. Общая масса амортизаторов НПОЛ – 186 г. Высокие упруго-диссипативные свойства при снижении габаритов и массы были обеспечены поглощением энергии колебаний как в материале упругих элементов, так и на их взаимодействующих поверхностях, а износостойкость обеспечивалась подбором материала и формой контактных поверхностей (рисунок 9).

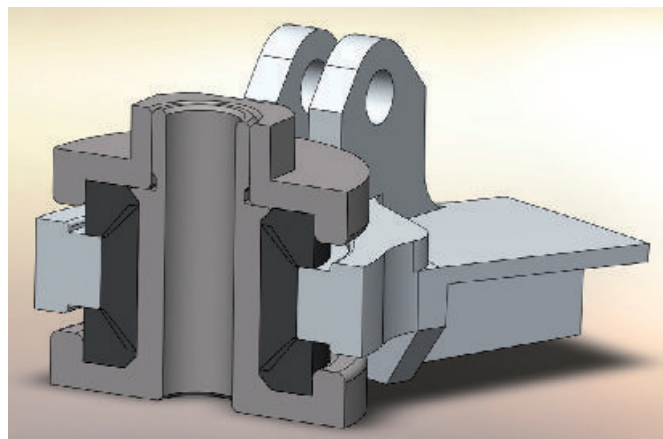


рисунок 9. Амортизатор в разрезе

В целях дополнительного облегчения конструкции было принято решение крышку отсека ПО-2 и весь малый приборный контейнер выполнить из магниевого сплава, обладающего меньшим удельным весом, но и меньшей прочностью. Это оказалось возможным потому, что толщины оболочек этих элементов выбираются не из условий прочности, а из технологических соображений и уровень напряжений в них для всех расчетных случаев невелик.

Необходимость увеличения объема заправляемого топлива заставила внести в конструкцию баков МКБ существенные изменения. Поскольку геометрические размеры основных баков должны остаться неизменными, единственной возможностью увеличения их объема оказалось введение в конструкцию дополнительных емкостей, внутренняя полость которых связана с внутренней полостью основных баков. Дополнительные емкости по своей форме являются комбинацией сферических и цилиндрических оболочек, при этом длина цилиндрической части может варьироваться в зависимости от потребного объема топлива. Для некоторых проектов дополнительные емкости могут быть вообще исключены из конструк-

ции. Крепление дополнительной емкости к основному баку осуществляется через стыковые шпангоуты с помощью сварки. Общий вид модернизированной конструкции МКБ показан на рисунке 10.

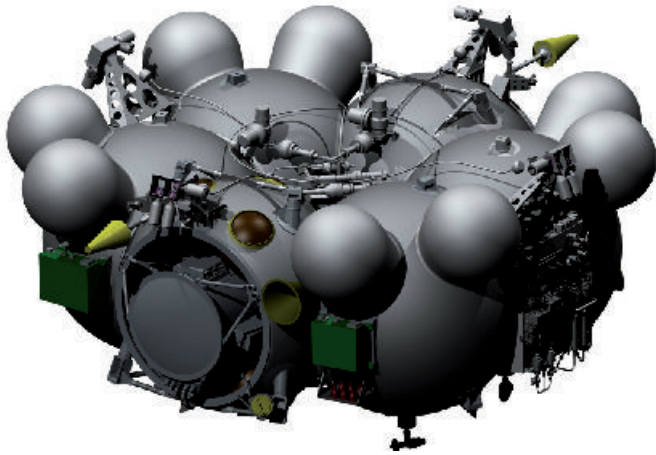


рисунок 10. Модернизированная конструкция МКБ

3. Сбрасываемый блок баков

Сбрасываемый блок баков (СББ), предназначенный для увеличения энергетических возможностей МКБФ, представляет собой торообразную оболочечную конструкцию (рисунок 11), разделенную четырьмя сегментальными днищами из триметалла на четыре бака – два бака окислителя и два бака горючего. В верхнем сечении восемью узлами СББ соединяется с МКБ с помощью детонационных замков системы разделения, в нижнем сечении с помощью пирозамков-толкателей он стыкуется с переходным отсеком РН.

Таким образом, помимо основной задачи – хранения топлива – в силовом отношении он выполняет роль несущей конструкции, передавая инерционные

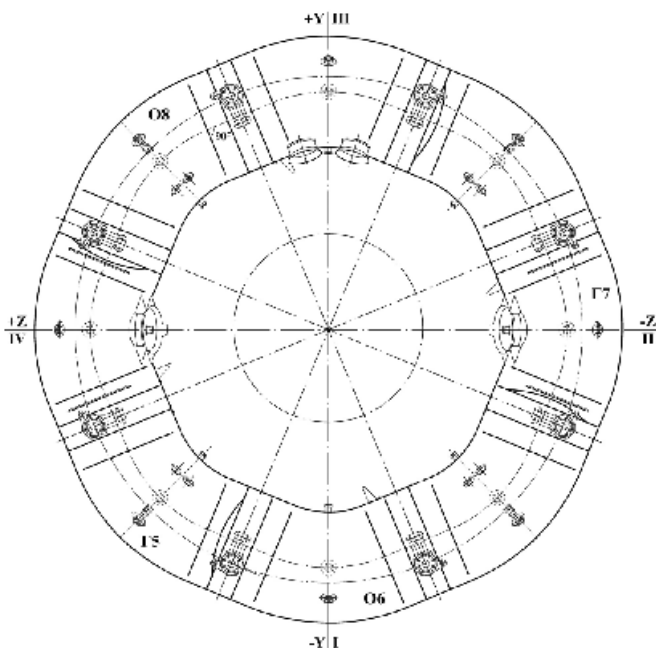


рисунок 11. Сбрасываемый блок баков, вид сверху

нагрузки от «Фрегата» и установленного на нем КА к переходному отсеку и далее к РН.

По форме оболочечная часть СББ представляет собой комбинацию восьми торковых и восьми цилиндрических сегментов, герметично сваренных между собой. В центре каждого цилиндрического сегмента вварен кольцевой шпангоут с вертикальной стойкой (рисунок 12). Вертикальная стойка предназначена для непосредственной передачи осевой инерционной нагрузки от верхнего стыкового узла к нижнему, минуя оболочечную часть конструкции. В то же время передача боковой инерционной нагрузки от верхнего стыка к нижнему возможна только при участии оболочки бака. При этом оболочка нагружается касательным потоком со стороны шпангоута, работает на сдвиг и на устойчивость, а сам шпангоут работает на изгиб, который и определяет потребный

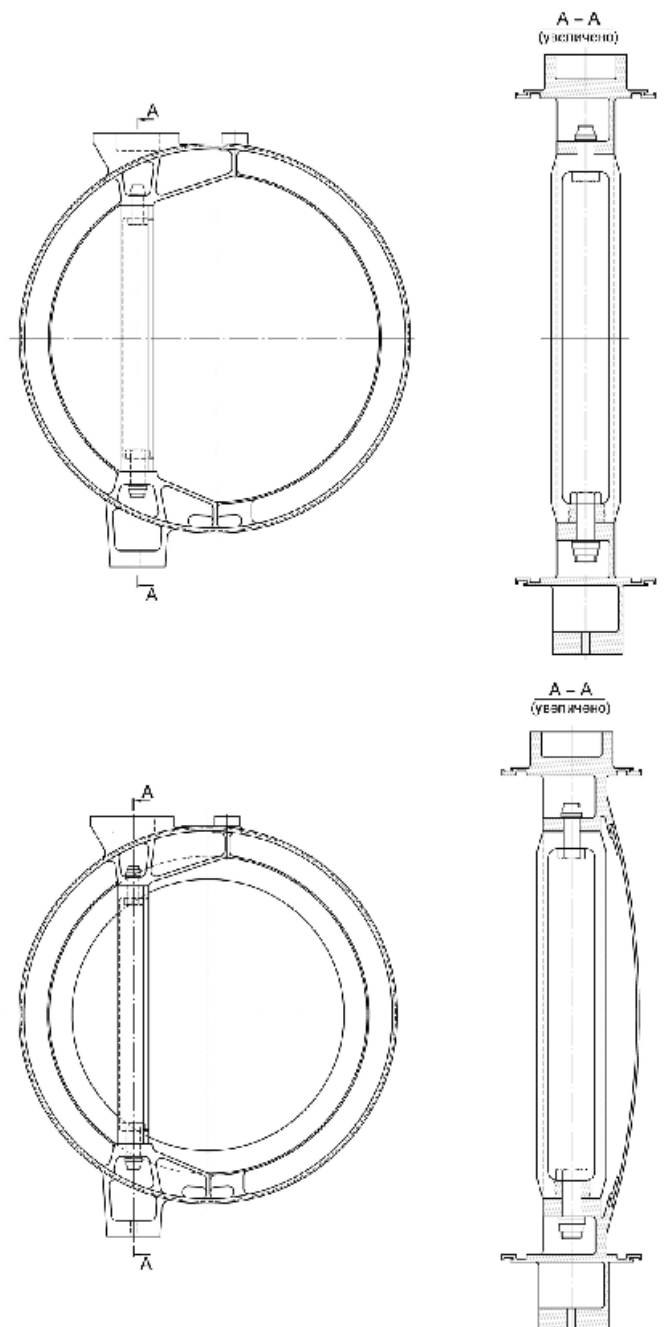
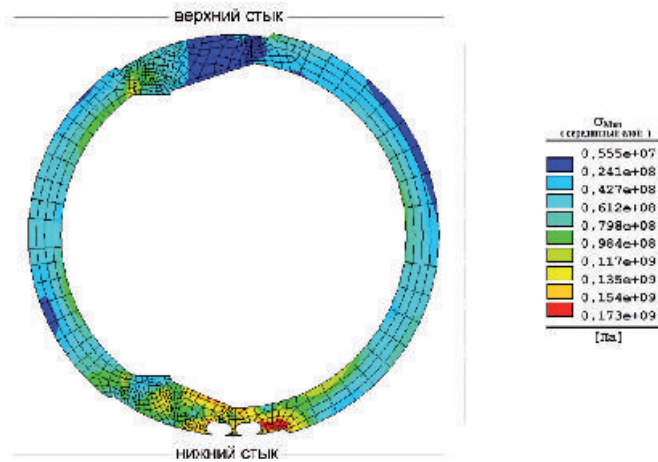


рисунок 12. Силовые шпангоуты СББ со стойками

момент сопротивления его сечения. Помимо этого, инерционная нагрузка от веса самого заправленного СББ передается также сдвигом оболочки к шпангоутам и далее к нижним опорным узлам.

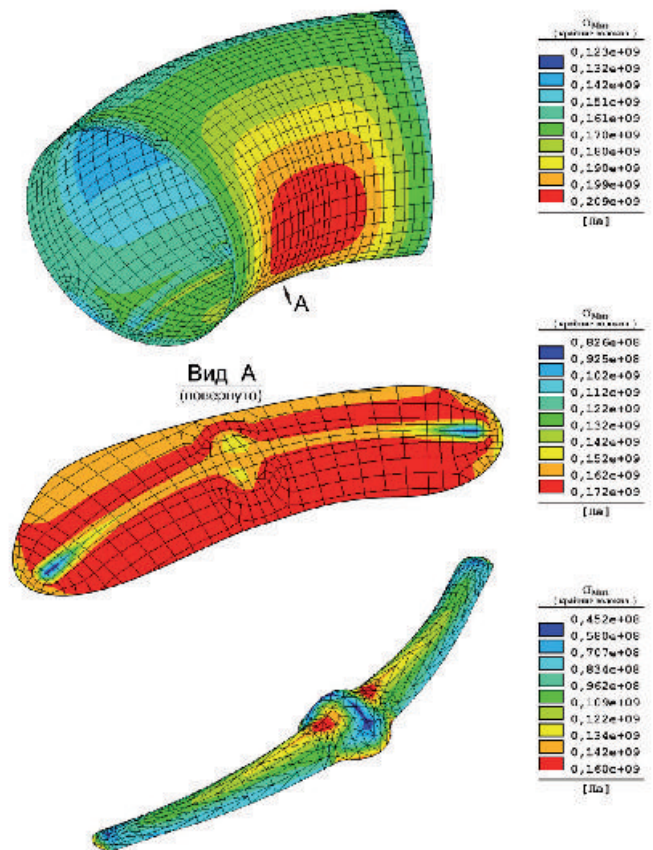
Четыре из восьми шпангоутов конструктивно объединены с разделительными днищами, образующими топливные баки, причем днища обращены выпуклостью внутрь баков горючего. В центре каждого бака расположен шпангоут без днища, разделяющий бак на две секции. Для обеспечения перетекания топлива из одной секции в другую стенка шпангоута имеет вырезы в нижней его части. На рисунке 13 показана концентрация напряжений в зоне вырезов от действия инерционной нагрузки в расчетном случае максимального продольного ускорения.



рисунк 13. НДС силового шпангоута

В нижней части каждого из восьми сегментов организованы заборные устройства в виде желобов переменного сечения. Желоба приварены внахлест к оболочкам баков, при этом сама оболочка под желобом имеет перфорацию для организованного слива компонента топлива в топливную магистраль.

Наибольшие напряжения в оболочках конструкции СББ возникают на внутренней части торовой обечайки. На рисунке 14 представлена картина распределения этих напряжений от действия внутреннего расчетного давления. Они носят безмоментный характер и практически линейно зависят от внутреннего давления несмотря на то, что напряжения существенно превышают предел текучести материала. На этом же рисунке приведено распределение напряжений в зоне заборного устройства. В этом месте происходит резкое изменение кривизны оболочки, нагруженной внутренним давлением, что вызывает изгибное напряженное состояние как в самой оболочке бака, так и в приваренном к ней желобе. Несмотря на то, что уровень напряжений в данной зоне существенно ниже, чем на внутренней части тора, следует учитывать, что максимум изгибных напряжений имеет место в нахлесточном шве, чувствительном к концентрации напряжений. Поэтому к качеству данного сварного соединения предъявляются повышенные требования.



рисунк 14. НДС оболочек и заборного устройства от действия внутреннего давления

4. Переходной отсек для РН «Союз», вариант 1

Данный переходной отсек является силовым элементом конструкции и предназначен для связи головного блока, включающего в себя МКБФ, и головного обтекателя разработки НПОЛ с третьей ступенью РН «Союз». Он представляет собой оболочку в виде усеченного конуса, подкрепленную продольно-поперечным силовым набором.

Продольный силовой набор состоит из нескольких групп функционально различных элементов. Восемь внутренних силовых балок, к которым с помощью пирозамков-толкателей крепится МКБФ, воспринимают продольные и поперечные инерционные усилия от головного блока. Балки на значительной длине соединены с конической оболочкой листовой диафрагмой, передавая ей большую часть продольной силы. Боковая нагрузка передается верхнему шпангоуту с помощью трапециевидных окантованных диафрагм в виде радиальных и тангенциальных сил.

На восемь наружных силовых балок, расположенных параллельно осям I-III ГО, закреплены специальные платформы, на которых установлены поворотные кронштейны головного обтекателя. Платформы вместе с балками воспринимают растягивающие нагрузки от головного обтекателя, возникающие как при действии аэродинамических нагрузок на этапе выведения, так и при наземной эксплуатации при автономном транспортировании и горизонтальном такелаже КГЧ. Кроме того, через балки передается нагрузка от створок голо-

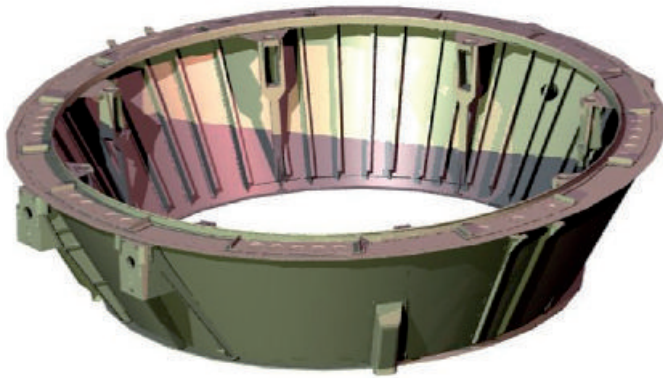


рисунок 15. Переходной отсек для РН «Союз» и ГО

вного обтекателя при его раскрытии и сбросе.

Две наружные силовые балки, расположенные по осям II-IV ГО, **предназначены для передачи растягивающих усилий** от замков поперечного стыка головного обтекателя, возникающих при действии аэродинамических нагрузок. Расположенные рядом с ними четыре силовые балки воспринимают усилия от пружинных толкателей системы раскрытия створок ГО.

Продольный силовой набор дополняют расположенные на поверхности конической оболочки стрингеры Z-образного и бульбообразного сечения. Стрингеры предназначены для обеспечения устойчивости конической оболочки при действии сжимающих и касательных напряжений.

Поперечный силовой набор состоит из верхнего и нижнего шпангоутов. По нижнему шпангоуту переходной отсек стыкуется с третьей ступенью РН с помощью болтов и четырех направляющих шпилек. Верхний шпангоут служит упором стыковому шпангоуту ГО. На нем установлены шпильки, передающих перерезывающую силу от головного обтекателя. Данный шпангоут работает на изгиб в своей плоскости от действия радиальных и касательных сил, приходящих со стороны полезной нагрузки, от действия радиальной составляющей растягивающей силы от головного обтекателя, а также от касательных нагрузок от такелажных узлов. В связи с этим он имеет в своей плоскости большую строительную высоту ~250 мм, а также мощный наружный и внутренний пояс.

На поверхности переходного отсека имеется два люка воздушной системы обеспечения теплового режима, один люк для установки разъемов «РО-100» и два гаргрота под БКС связи с носителем. Все люки окантованы с обеспечением прочности и устойчивости конической оболочки.

На внутренней поверхности переходного отсека установлена теплоизоляция из пористого материала.

Общий вид переходного отсека показан на рисунке 15.

5. Переходной отсек для РН «Союз», вариант 2

Данный переходной отсек предназначен для связи головного блока, включающего в себя МКБФ,

и головного обтекателя разработки ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс» с третьей ступенью РН «Союз». Конструктивно он состоит из двух основных элементов – корпуса и проставки.

Корпус представляет собой клепаную конструкцию в виде усеченного конуса, состоящую из обечайки и продольно-поперечного силового набора. Основными элементами продольного набора являются наружные силовые балки, заканчивающиеся в верхнем сечении кронштейнами для крепления замков головного обтекателя. Балки предназначены для передачи продольных растягивающих нагрузок от головного обтекателя к обшивке корпуса, а также для обеспечения устойчивости обшивки при действии касательных и сжимающих напряжений. Четыре балки из указанных умеют специальные упоры для передачи нагрузки от толкателей створок ГО. Вследствие обратной конусности поток сжимающих сил от головного обтекателя в нижнем сечении корпуса почти на 60% больше, чем в верхнем. В связи с этим в нижнем сечении внутри корпуса установлены дополнительные укороченные балки аналогичного сечения, непосредственно связанные с нижним шпангоутом проставки болтовым соединением.

В наружный продольный силовой набор корпуса также входят две специальных балки, заканчивающиеся мощными проушинами для вертикального подъема КГЧ, а также четыре балки с кронштейнами под узлы поворота створок обтекателя.

По верхнему шпангоуту корпуса переходной отсек стыкуется с ответным шпангоутом головного обтекателя посредством механических замков и шпилек, передающих перерезывающую силу. По нижнему торцевому шпангоуту корпуса переходной отсек стыкуется с третьей ступенью РН с помощью 110-ти болтов и четырех направляющих штырей.

Внутренняя проставка представляет собой также оболочку в виде усеченного конуса. Основу силовой схемы проставки составляет цельносварной каркас, образованный двумя торцевыми шпангоутами и восемью продольными силовыми балками. К силовому каркасу с помощью заклепок закреплены восемь секторов конической обечайки. Поскольку в различных случаях эксплуатации в обечайках действуют значительные сжимающие и касательные напряжения, для обеспечения ее общей и местной устойчивости она снабжена силовым набором в виде бульбообразных профилей и двух промежуточных Z-образных шпангоутов. В верхнем сечении балки имеют опорные узлы, к которым с помощью пиротолкателей системы разделения крепится МКБФ.

Нижний шпангоут проставки соединен с нижним шпангоутом корпуса посредством 114 болтов. Верхний шпангоут проставки связан с верхним шпангоутом корпуса подкосами трубчатого сечения, образуя единый шпангоут с большой жесткостью на изгиб в его плоскости. Полученная силовая схема обеспечивает совместную работу двух конических оболочек от действия внешней боковой силы и изгибающего момента.

Особенность нагружения переходного отсека состоит в том, что в различных расчетных случаях

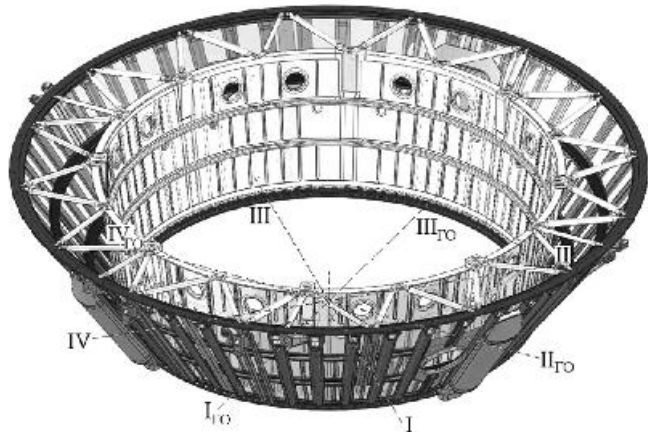
внутренняя проставка и корпус нагружаются в различной степени. Например, при действии максимальной аэродинамической нагрузки наиболее интенсивно нагружается изгибающим моментом, нормальной и перерезывающей силой внешний корпус, внутренняя обечайка при этом нагружена слабо. Объединенная силовая схема переходного отсека позволяет передавать часть перерезывающей силы и изгибающего момента с внешнего контура на внутренний, разгружая таким образом оболочку корпуса. Обратная картина происходит в расчетном случае консольного транспортирования КГЧ. В этом случае наибольшая нагрузка действует на внутреннюю проставку, на которой закреплен разгонный блок с космическим аппаратом, но часть этой нагрузки передается через объединенный шпангоут оболочке корпуса.

Таким образом, разработанная силовая схема дает существенный выигрыш в прочности и жесткости конструкции переходного отсека.

Помимо этого объединенный шпангоут позволяет воспринимать значительные радиальные сосредоточенные нагрузки, возникающие при различных условиях эксплуатации. Например, при вертикальном подъеме собранного КГЧ за счет разложения сил, приходящих на такелажные балки, возникают две радиальных самоуравновешенных силы 8700 кг, сжимающие переходной отсек. Также при транспортировании РН на стартовый комплекс на переходной отсек со стороны опор, расположенных в зоне верхнего шпангоута корпуса, на объединенный шпангоут действуют две параллельных силы вдоль оси I ГО по 8800 кг каждая. В месте действия таких значительных локальных сил подкосы выполнены из более высокопрочного титанового сплава ОТ-4 (остальные подкосы выполнены из алюминиевого сплава АМг6).

Общий вид переходного отсека показан на рисунке 16.

В конструкции МКБ «Фрегат» также предусмотрены мероприятия по снижению ударных нагрузок при отделении от РН. Для этого используются устройства разделения с демпфирующими устройствами (Ефанов В.В., Горюнов В.В., Подобедов Я.Г. и др., 2007; Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., 2006; Котомин А.А., Ефанов В.В., Душенок С.А. и др., 2001).



рисунк 16. Переходной отсек для РН «Союз», вариант 2

6. Переходной отсек для РН «Зенит»

Данный переходной отсек предназначен для связи головного блока, включающего в себя МКБФ, и головного обтекателя разработки НПОЛ со второй ступенью РН «Зенит-2SB». Конструктивно он состоит из двух основных элементов – наружного корпуса и внутренней фермы.

Наружный корпус является элементом связи между РН и головным обтекателем и представляет собой подкрепленную оболочку в виде усеченного конуса. Конструкция корпуса состоит из наружной обечайки и элементов продольно-поперечного силового набора. Продольный набор образован системой балок, установленных вдоль образующей конуса, поперечный – двумя торцевыми шпангоутами.

Верхний шпангоут корпуса представляет собой точено-фрезерованное кольцо швеллерного сечения. Шпангоут является опорой для головного обтекателя при нагружении его в продольном направлении на сжатие, а также служит для передачи поперечных нагрузок со стороны головного обтекателя и двух транспортных опор. Поперечные нагрузки передаются срезом 38-ми штырей, установленных в усиленную часть стенки шпангоута. Со стороны оси III ГО – со стороны транспортных опор – шпангоут усилен серповидной накладкой таврового сечения.

Нижний шпангоут корпуса представляет собой точено-фрезерованное кольцо переменного сечения. С помощью нижнего шпангоута переходной отсек с помощью болтов и штырей крепится к шпангоуту приборного отсека РН. Под те же болты заведены кронштейны внутренней фермы таким образом, что нагрузка от них передается непосредственно к приборному отсеку РН, в значительной степени минуя нижний шпангоут корпуса. В местах установки болтов и штырей толщина фланца шпангоута увеличена, поскольку отрывающая нагрузка со стороны ГО приводит к изгибу фланца.

Продольный набор корпуса образуют 44 балки, различные по своему функциональному и силовому назначению. Основная часть балок расположена по краям усиленных участков нижнего шпангоута и служат для передачи отрывающих продольных нагрузок со стороны переходного отсека через болтовое соединение к РН. Восемь балок из их числа имеют отличную конфигурацию и служат дополнительно для крепления панелей и кронштейнов, предназначенных для установки узлов поворота и увода створок. Две специальные балки установлены по осям II-IV ГО предназначены для передачи продольных растягивающих усилий от замка поперечного стыка ГО в расчетном случае максимального скоростного напора при выведении. Четыре балки расположены вблизи люков и служат для компенсации вырезов в обечайке.

Обечайка корпуса предназначена для передачи к РН от головного обтекателя сдвиговых нагрузок. Для доступа к болтам крепления переходного отсека к РН в обечайках в их нижней части выполнены 20 прямоугольных вырезов, окантованных балками каркаса. Для обеспечения доступа во внутреннюю полость отсека в обечайках сделаны четыре выреза под люки и один люк

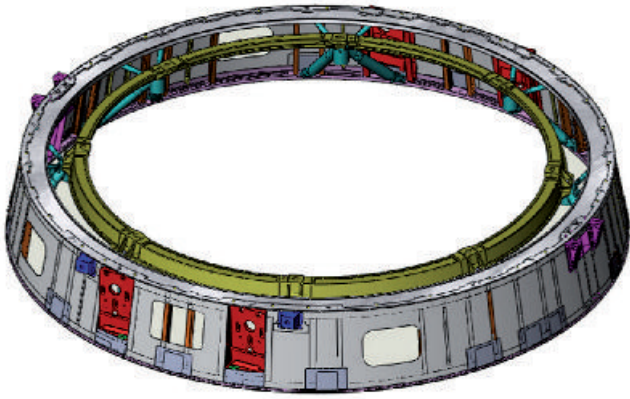


рисунок 17. Переходной отсек для РН «Зенит»

для подключения СОТР. Все люки имеют окантовки для компенсации вырезов, закрываются несилевыми крышками с герметичными уплотнениями.

Внутренняя ферма является элементом связи между головным блоком и РН. Ферма выполнена по схеме «8 на 16» и состоит из восьми пар стержней V-образной конфигурации и верхней проставки.

Проставка является пространственным шпангоутом, изготовленным с помощью сварки точено-фрезерованных кольцевых сегментов и кронштейнов. Сечение кольцевых сегментов – **Z-образный профиль с конической стенкой**. На кронштейнах установлены замки и толкатели системы отделения разгонного блока. Нижним фланцем кронштейны крепятся к ответным узлам V-образных ферм шпильками М20.

V-образные фермы состоят из пары нижних опор и одной верхней опоры, сваренных встык со стержнями трубчатого сечения. На верхних опорах организованы посадочные места для верхней проставки и пара проушин, к которым соединением ухо-вилка крепится пара подкосов, связывающих внутреннюю ферму с верхним шпангоутом корпуса. Нижними опорами фермы устанавливаются на фланец нижнего шпангоута корпуса. Опоры крепятся к шпангоуту тремя болтами и парой штифтов. Данный крепеж передает нагрузку от ферм к корпусу только при автономной эксплуатации КГЧ, когда нижний стык переходного отсека свободен. При эксплуатации КГЧ совместно с РН нагрузка от головного блока передается стыковому шпангоуту РН болтами М18. Под эти болты фланцы опор имеют по одному центральному отверстию, разделанному совместно с отверстием в нижнем шпангоуте корпуса.

Общий вид переходного отсека показан на рисунке 17.

7. Особенности наземной отработки прочности и функционирования механических систем МКБФ

Наземная отработка МКБФ имеет целый ряд особенностей, вызванных его назначением, а именно тем, что он может использоваться как последняя ступень РН, как маршевая двигательная установка и как межорбитальный космический буксир.

Созданная к 2000 году базовая модель постоянно

модернизировалась для увеличения массы выводимой полезной нагрузки, адаптации МКБФ и особенно переходного отсека к различным носителям. При этом совершенствовалась конструкция (весовая отдача) и учитывалась специфика каждой новой полезной нагрузки.

Наземные испытания базовой модели для вывода полезной нагрузки 3,2 т со статическим моментом 8,7 тм проводились с 1997 года, начиная с испытаний отдельных сборок, и были успешно завершены зачетными испытаниями на статическую и вибродинамическую прочность экспериментального изделия в январе 2000 года.

Наземная отработка МКБ проводилась, как правило, совместно с имитатором КА, переходным отсеком и фрагментом головного обтекателя. Имитатор КА использовался для приложения инерционных нагрузок к верхнему стыку МКБ, закрепленного на внутреннем контуре переходного отсека, имитатор ГО – для приложения к внешнему контуру переходного отсека нагрузок, имитирующих воздействие скоростного напора.

Созданная к этому времени стендовая база и накопленный опыт позволили выполнить полный объем испытаний, соответствующий всем определяющим случаям наземной и летной эксплуатации:

- испытания на наземные случаи нагружения, включая вибрационные испытания на случай железнодорожного транспортирования, испытания на центрифуге на боковую перегрузки на случай транспортирования КГЧ и статические испытания переходного отсека на такелажный случай;
- вибрационные испытания на полетный случай;
- динамические испытания и испытания на центрифуге на случай действия максимальной полетной перегрузки;
- испытания на отделения разгонного блока от переходного отсека;
- статические испытания изделия в сборе;
- статические испытания переходного отсека на случай действия максимального скоростного напора;
- контрольные проверки.

Контрольные проверки включали в себя проверку геометрической стабильности посадочных мест гиросtabilизатора и сопла двигателя с помощью дистанционных датчиков уровня, герметичности баков, приборных отсеков, системы отделения, а также проверялась работоспособность механизма перемещения двигателя, системы автоматики двигательной установки, привода крышки и других систем собственной разработки.

В процессе статических испытаний проводилась тензометрия основных силовых элементов – стержней ферм, тяг, балок, узлов, оболочек приборных отсеков, баков и переходного отсека.

Следующим этапом наземной отработки стали испытания МКБ со сбрасываемым блоком баков в защиту летного изделия. Испытательная установка состояла из макета КА массой 5000 кг и статичес-



рисунок 18. Испытания изделия на центрифуге СУ-268 на случай действия максимальной продольной перегрузки в обеспечение запуска КА «Галилео-ИОВ»



рисунок 19. Виброиспытания изделия с имитатором на виброкомплексе V984LDS на полетный случай в обеспечение запуска КА «Глобалстар-2»



рисунок 20. Виброиспытания на случай консольного транспортирования КГЧ на ТК с использованием виброкомплекса ЭДСВ 300/100

ким моментом $M=16$ тм, МКБ и сбрасываемого блока баков. Испытания были успешно завершены в январе – марте 2005 года.

Для обеспечения запуска крупногабаритных изделий типа «Спектр-Р», «Электро» разработки НПОЛ и в связи с появлением целого ряда заказов для других КА, тема МКБ интенсивно развивалась и МКБ «Фрегат» пришлось адаптировать не только к модификациям РН «Союз», но и к более мощному носителю «Зенит». При этом имеющийся объем заказов потребовал перехода к мелкосерийному производству, при котором часто последующий образец блока отличался от предыдущего.

Это привело к тому, что относительный объем работочных испытаний несколько сократился, но зато существенно увеличился объем контрольных испытаний и испытаний в обеспечение технологических процессов изготовления МКБФ и его составных частей. Заключительными операциями здесь являются технологические виброиспытания каждой штатной ДУ «Фрегат», сбрасываемого блока баков и переходного отсека с системой отделения.

С марта по сентябрь 2010 года проведены испытания по программе модернизированного изделия МКБФ2М в составе МКБ с дополнительными топливными емкостями и переходного отсека для обеспечения запуска «Глобалстар-2» и «Галилео-ИОВ».

На рисунках 18-20 представлены испытательные схемы макета модернизированного МКБФ на различных стендах.

В настоящее время имеются хорошие перспективы дальнейшего развития этого направления как в части увеличения объема дополнительных емкостей МКБФ и сбрасываемого блока баков, так и в части проектирования, изготовления нового головного обтекателя и переходного отсека. Эти новые конструкции потребуют полного цикла наземной отработки.

список литературы

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под ред. Г.М. Полищука и К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 633 с.

Ефанов В.В., Горюцов В.В., Подобедов Я.Г., Котомин А.А., Душенок С.А. Новое поколение детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов (основы проектирования) // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент, 2007. Т. 12, № 3. С. 18.

Котомин А.А., Ефанов В.В., Душенок С.А., Тимофеев В.Н. Проблема снижения динамического воздействия на космические аппараты при срабатывании взрывных систем разделения // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики, 2001. № 4. С. 34.

Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. Космические аппараты для фундаментальных научных исследований // Полет, 2006. № 8. С. 13-19.

Статья поступила в редакцию 14.03.2013 г.

СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА МЕЖОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА «ФРЕГАТ»

В.В. Луженков,
аспирант*,
iap@laspace.ru;
V.V. Luzhenkov**

А.П. Игнатенко*,
iap@laspace.ru;
A.P. Ignatenko**

В статье рассматривается задача обеспечения теплового режима межорбитального космического буксира «Фрегат».

Ключевые слова: межорбитальный космический буксир «Фрегат»; тепловой режим; математическая модель.

введение

Система обеспечения теплового режима (СОТР) играет исключительно важную роль в обеспечении работоспособности космических аппаратов. К СОТР межорбитального космического буксира «Фрегат» (МКБФ) предъявляются высокие требования с учетом ряда особенностей его конструкции. Эти особенности связаны с тем, что его компоновка и конструкция должна обеспечивать расположение под головным обтекателем (ГО) ракеты-носителя в зоне с минимальными размерами и объемами, что должно позволить использовать максимально возможные свободные зоны под ГО для размещения полезной нагрузки. При этом важным фактором в компоновке МКБФ является исключение возможностей соударения его конструкции с элементами конструкции ГО или полезной нагрузки при сбросе ГО или отделении полезной нагрузки на рабочей орбите. Указанные условия вносят ряд ограничений в конструкцию различных бортовых систем, в том числе и в конструкцию СОТР, которая должна быть максимально эффективной, иметь относительно малую массу и габариты. Например, радиаторы-охладители, входящие в СОТР, не могут быть выполнены в виде специальных вынесенных элементов и в МКБФ радиаторы являются элементами конструкции. Кроме того, СОТР космического буксира является многофункциональной. Многофункциональность СОТР МКБФ позволяет использовать ее не только для поддержания необходимого теплового режима МКБФ на этапе орбитального полета, но также и в качестве составного элемента системы обеспечения теплового режима космической головной части. Так, во время проведения предстартовых операций с космической головной частью при ее нахождении на стартовом комплексе в составе ракеты космического назначения функционирование бортовой СОТР МКБФ осуществляется одновременно с функционированием воздушной системой обеспечения теплового режима стартового комплекса, основанной на вентилировании пространства под головным обтекателем воздухом с регулируемыми параметрами (расход, температура, влажность).

* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

THERMAL CONTROL SYSTEM OF «FREGAT» VERSATILE SPACE TUG

The article considers the task of Versatile Space Tug «Fregat» thermal control assuring.

Key words: Versatile Space Tug «Fregat»; thermal conditions; mathematical model.

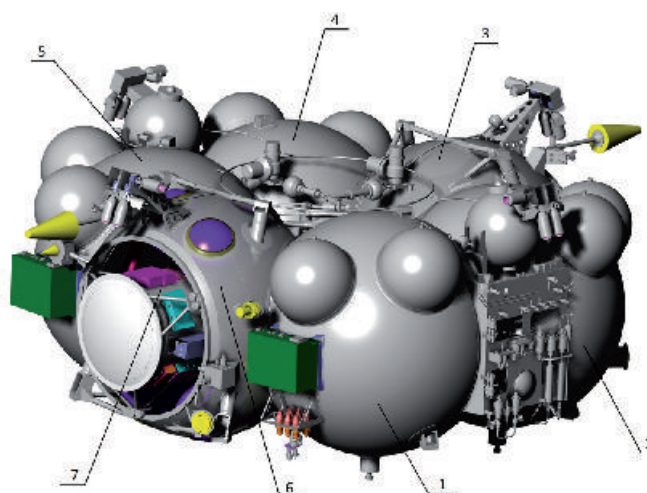
1. Требования по обеспечению теплового режима

Конструкция МКБФ представляет собой связку из шести симметрично расположенных емкостей сферической формы. Геометрические центры каждой из сфер расположены равномерно по окружности. Четыре емкости используются в качестве топливных баков Г1, О2, Г3, О4 для основной двигательной установки, а два других выполнены в виде отсеков.

В гермоотсеке (ПО-2), расположенном по оси «+Y», размещены приборы системы управления.

В негерметичном отсеке (ПО-1), расположенном по оси «-Y», размещены баллоны системы наддува маршевой двигательной установки (МДУ) и системы обеспечения запуска, топливный бак системы обеспечения запуска (СОЗ) и малый приборный отсек (МПО).

Малый приборный отсек имеет герметичный корпус, внутри которого размещен один из блоков системы управления МКБФ. Снаружи на корпусе МПО размещены блоки радиокomплекса и телеметрии.



1 – топливный бак Г1; 2 – топливный бак О2;
3 – гермоотсек ПО-2; 4 – топливный бак Г3;
5 – топливный бак О4; 6 – негерметичный отсек ПО-1;
7 – гермоотсек МПО.

рисунок 1. Общий вид МКБФ

** Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

Общий вид одной из модификаций МКБФ приведен на рисунке 1.

Космический буксир сохраняет свою работоспособность при выполнении ряда требований по обеспечению теплового режима элементов конструкции, приборов и агрегатов МКБФ. Диапазоны допустимых температур основных элементов МКБФ приведены в таблице 1.

таблица 1 – Диапазоны допустимых температур основных элементов МКБФ

элементы и системы МКБФ	диапазон допустимых температур, °С
газ внутри гермоотсеков МПО и ПО-2	5...40
топливо в баках системы обеспечения запуска	5...45
корпус приборных гермоотсеков МПО и ПО-2	-10...50
топливо в баках маршевого двигателя	10...30

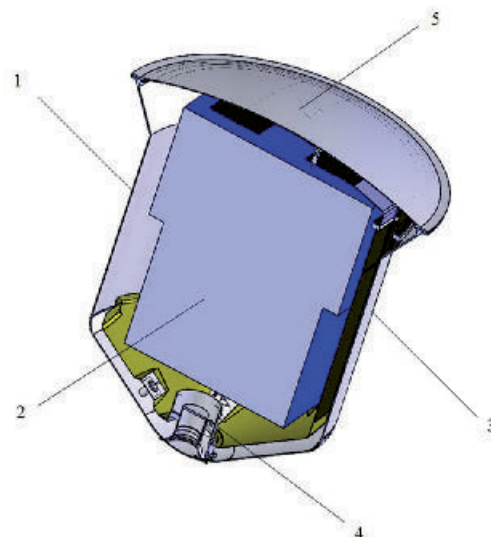
2. Система обеспечения теплового режима МКБФ

Система обеспечения теплового режима МКБФ предназначена для поддержания температуры приборов, элементов конструкции и отдельных узлов космического буксира в заданных пределах, определяемых требованиями технических условий, на всех этапах эксплуатации МКБФ.

В состав СОТР МКБФ входят следующие элементы:

- газоциркуляционные системы терморегулирования;
- экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ);
- радиаторы;
- элементы крепления (шайбы, прокладки, втулки и т.д.), обеспечивающие определенные расчетные значения термических связей между различными узлами конструкции космического буксира;
- электронагреватели.

Для обеспечения теплового режима приборных герметичных отсеков МПО и ПО-2 применяются автономные одноконтурные газоциркуляционные системы, относящиеся к активным системам терморегулирования. Теплоносителем является азот, заполняющий каждый из отсеков. В качестве примера описания схемы системы терморегулирования приборного отсека МКБФ на рисунке 2 приведены основные элементы конструкции системы терморегулирования гермоотсека МПО МКБФ. Необходимый тепловой режим гермоотсека – 1 и приборов – 2 обеспечивается циркуляцией газа по замкнутому контуру, образованному специальными газоходами – 3 с вентилятором – 4, корпусом приборного отсека и радиатором-охладителем – 5. Циркуляция газа по контуру каждого из отсеков осуществляется вентиляторами. Газ, проходя вдоль конструкции приборных отсеков, вступает в теплообмен с блоками аппаратуры внутри отсеков (Идельчик И.Е., 1992). Основная часть теплового потока отводится в зону радиатора-охладителя и излучается в космос.



1 – приборный отсек; **2** – приборы; **3** – газоход; **4** – вентилятор; **5** – радиатор-охладитель.

рисунок 2. Основные элементы конструкции системы терморегулирования малого приборного отсека МПО МКБФ

В качестве радиатора используются поверхности крышек каждого из приборных отсеков, на поверхности которых нанесена специальная эмаль с определенными термооптическими свойствами (Блох А.Г. и др., 1991).

С целью минимизации неуправляемого теплообмена с окружающим космическим пространством вся поверхность МКБФ, кроме поверхностей радиаторов, закрыта многослойной ЭВТИ (Блох А.Г. и др., 1991; Луженков В.В., 2011). Активные системы терморегулирования включают в свой состав подвижные механические элементы или элементы, потребляющие электроэнергию при работе. На межорбитальных космических буксирах «Фрегат» предусмотрено использование электронагревателей, обеспечивающих компенсацию потерь тепла с поверхностей отдельных элементов конструкции космического буксира и маршевого двигателя при прохождении участков солнечной тени или при нахождении МКБФ в определенных положениях по отношению к Солнцу на пассивных участках орбитального полета.

Пассивные системы терморегулирования основаны на защите приборов, элементов конструкции и агрегатов космического буксира от воздействия тепловых потоков со стороны двигателя и внешних источников энергии (прямое солнечное излучение, тепловые потоки от поверхности Земли) за счет применения различных теплоизоляционных материалов, многослойной ЭВТИ, теплоотражающей металлической фольги, специальных лакокрасочных покрытий. В пассивных системах терморегулирования широкое применение находят также конструкции (кронштейны, прокладки, шайбы) с определенными расчетными величинами тепловых сопротивлений (Арзамасов Б.Н., Соловьева Т.В., 2005).

Применение теплоизоляционных материалов существенно ограничивается требованиями со стороны космических аппаратов по соблюдению чис-

тоты. Так, наиболее распространенным требованием является обеспечение чистоты по 8 классу стандарта Российской Федерации или классу 100 000 стандарта США. С учетом требований по чистоте, в составе многослойной ЭВТИ МКБФ применяются следующие виды полимерных материалов:

- пленка полиимидная гофрированная с двухсторонней металлизацией;
- пленка полиэтилентерефтолатная гофрированная с двухсторонней металлизацией;
- пленка полиэтилентерефтолатная гофрированная с односторонней металлизацией;
- специальный тканепленочный облицовочный материал.

Применяется также металлическая фольга из никелевого сплава.

Общий вид МКБФ с радиатором одного из приборных отсеков и установленной многослойной ЭВТИ приведен на рисунке 3.

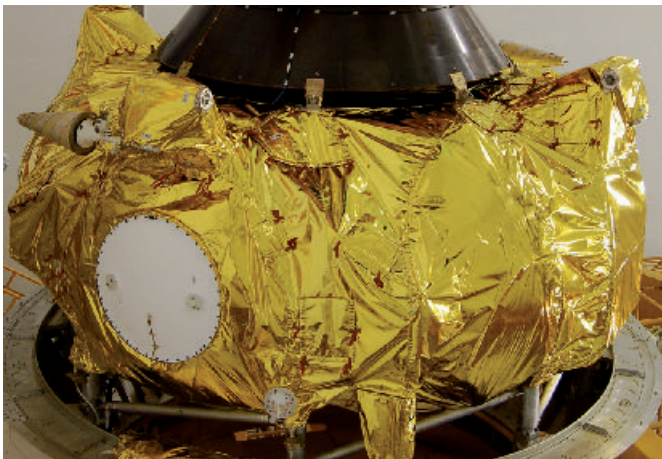


рисунок 3. Общий вид МКБФ с радиатором одного из приборных отсеков и установленной многослойной ЭВТИ

Система обеспечения теплового режима космического буксира должна обладать универсальными свойствами и обеспечивать необходимый тепловой режим в условиях, отличающихся между собой по характеру и воздействию внешних и внутренних тепловых потоков. Все эти требования и условия должны приниматься во внимание при тепловом проектировании космического буксира.

На этапе проектирования МКБФ, с учетом опыта эксплуатации различных элементов и систем космических аппаратов, накопленного в НПО им. С.А. Лавочкина, разработана тепловая математическая модель космического буксира. На основании этой модели был проведен ряд расчетов теплового режима космического буксира. По результатам проведенных расчетов была спроектирована и изготовлена система обеспечения теплового режима МКБФ.

В процессе выведения космических аппаратов на рабочую орбиту поверхности космического буксира подвергаются воздействию тепловых потоков, обусловленных прямым солнечным излучением, отраженным поверхностью Земли солнечным излучением

(альбедо) и собственным излучением Земли. Важным фактором, влияющим на тепловой режим космического буксира, являются собственные тепловыделения приборов, агрегатов и бортовых систем космического буксира, а также радиационные и кондуктивные тепловые потоки между элементами космического буксира.

Для проведения теплового анализа космического буксира на этапе проектирования разработана и применяется тепловая математическая модель космического буксира, учитывающая все вышеуказанные факторы и позволяющая определить оптимальные, с точки зрения теплового режима космического буксира, технические и конструкторские решения системы обеспечения теплового режима. В тепловой математической модели МКБФ представлен в виде системы элементов, находящихся в тепловом взаимодействии друг с другом, и подвергающихся воздействию внешних тепловых потоков.

Тепловой режим элементов определяется из решения системы уравнений вида

$$c_i m_i \frac{dT_i}{d\tau} = Q_i^S + Q_{ki}^{изл} + Q_i^{вн} + Q_{изл}^E + Q_{ютр}^E - Q_{ii}^{ЭВТИ} - Q_i^{изл} - Q_{ki}^{конд} - Q_{ii}^{конд} + Q_i^{конв}; \quad (1)$$

$$i=1, 2, 3, \dots, N;$$

$$k=1, 2, 3, \dots, N;$$

$$k \neq i,$$

где N – число элементов;

i, k – номер рассматриваемого элемента;

c – удельная теплоемкость;

m – масса;

T – температура;

τ – время;

$Q_{ki}^{изл}$ – тепловой поток, получаемый элементом от других элементов излучением и переизлучением;

$Q_i^{изл}$ – тепловой поток, излучаемый элементом в космос;

$Q_{ki}^{конд}$ – тепловой поток, получаемый элементом от других элементов теплопроводностью;

$Q_{ii}^{конд}$ – поток, получаемый элементом от поверхности с регулируемой температурой теплопроводностью;

$Q_i^{вн}$ – собственное тепловыделение элемента;

Q_i^S – тепловой поток, поступающий на поверхность элемента от прямого солнечного излучения;

$Q_{изл}^E$ – тепловой поток собственного излучения поверхности Земли, поступающий на поверхность элемента;

$Q_{ютр}^E$ – тепловой поток Солнечного излучения, отраженного поверхностью Земли и поступающий на поверхность элемента;

$Q_i^{конв}$ – тепловой поток, получаемый элементом от газа внутри приборных отсеков за счет конвективного теплообмена.

Левая часть системы уравнений (1) соответствует изменению внутреннего теплосодержания элементов, а величины тепловых потоков из правой части системы уравнений (1) определяются по следующим формулам

$$\begin{aligned}
 Q_{ki}^{\text{изл}} &= \sum_{k,i=1}^N H_{ki} \varepsilon_i q_k^w, \\
 Q_i^{\text{изл}} &= \varepsilon_i F_i \sigma T_i^4, \\
 Q_{ki}^{\text{конд}} &= \sum_{k,i=1}^N R_{ki} (T_i - T_k), \\
 Q_{ii}^{\text{конд}} &= R_{ii} (T_i - T_w), \\
 Q_{Si} &= \alpha_i S F_{\text{имид}}, \\
 Q_{\text{irad}}^E &= 0.25(1-a) S \alpha_i F_i \varphi_{iE}, \\
 Q_{\text{iref}}^E &= 0.50 a S \varepsilon_i F_i \varphi_{iE}, \\
 Q_i^{\text{конв}} &= \sum_{i=1}^N A_i \Gamma_i^{\text{газ}} (T_i^{\text{газ}} - T_i),
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

где H – взаимная поверхность облучения элементов;
 R – тепловая проводимость между элементами;
 q_k^w – эффективные плотности тепловых потоков, излучаемые элементом в солнечном и инфракрасном спектрах, соответственно;

α_i – коэффициент поглощения солнечной радиации в видимой части спектра;

ε_i – излучательная способность поверхности элемента;

F_i – площадь излучающей поверхности элемента;
 $F_{\text{имид}}$ – площадь поверхности элемента, нормальной к направлению на Солнце;

S – плотность потока солнечного излучения;
 σ – постоянная Стефана-Больцмана;

T_w – регулируемая температура поверхности;
 R_{ii} – проводимость между элементом и поверхностью с регулируемой температурой;

a – альbedo поверхности Земли;

A_i – коэффициент конвективного теплообмена между газом и омываемой поверхностью элемента;

$\Gamma_i^{\text{газ}}$ – площадь поверхности элемента, омываемой газом.

φ_{iE} – коэффициент взаимооблученности между элементом и поверхностью Земли.

Величина q_i^w состоит из собственного излучения поверхности элемента и отраженного излучения от других элементов

$$F_i q_i^w = \varepsilon \sigma F_i T_i^4 + \sum_{i,k=1}^N H_{ki} (1 - \varepsilon_i) q_k^w \tag{3}$$

Взаимная поверхность облучения элементов определяется по следующим формулам

$$H_{ki} = F_k \varphi_{ki} \tag{4}$$

$$\varphi_{ki} = \frac{1}{F_k} \iint_{F_k} \frac{\cos \theta_k \cos \theta_i dF_k dF_i}{\pi R^2}, \tag{5}$$

где φ_{ki} – коэффициент взаимооблученности поверхностей, находящихся в радиационном теплообмене;

dF_k, dF_i – элементарные площадки поверхностей излучения;

R – расстояние между центрами элементарных площадок;

$\cos \theta_k, \cos \theta_i$ – косинусы углов между векторами-нормальными элементарных площадок и радиусом-вектором, соединяющим центры элементарных площадок.

3. Результаты функционирования СОТР МКБФ

В процессе выведения на рабочие орбиты различных КА с применением МКБФ с помощью бортовой системы телеметрического контроля МКБФ осуществлялись измерения телеметрических температурных параметров. С этой целью на элементах конструкции, приборах и отдельных агрегатах МКБФ установлены 45 температурных датчиков.

Обобщенные значения наиболее важных, с точки зрения теплового режима МКБФ, температурных телеметрических параметров по результатам 37 пусков различных КА с применением МКБФ приведены в таблице 2.

таблица 2 – Обобщенные результаты измерения температурных телеметрических параметров МКБФ

наименование телеметрического параметра	температура по результатам телеметрических измерений, °С	диапазон допустимых температур, °С
температура бака системы обеспечения запуска	12...30	5...45
температура газа в отсеке МПО	7...27	0...40
температура газа в отсеке ПО-2	17...37	5...40
температура газа на выходе из радиатора отсека ПО-2	12...33	5...35
температура стенки бака Г1	11...26	10...30
температура стенки бака О2	11...26	10...30
температура стенки бака Г3	11...28	10...30
температура стенки бака О4	11...28	10...30

закключение

Анализ полученных результатов измерения температурных телеметрических параметров МКБФ позволяет сделать вывод о том, что разработанная система обеспечения теплового режима МКБФ обеспечивает необходимые требования по температурам элементов конструкции, агрегатов и приборов МКБФ.

список литературы

Арзамасов Б.Н., Соловьева Т.В. Справочник по конструкционным материалам. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 638 с.

Блох А.Г., Журавлев Ю.А., Рыжков Л.Н. Теплообмен излучением. М.: Изд-во ЭНЕРГОАТОМИЗДАТ, 1991. 432 с.

Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М.: Машиностроение, 1992. 672 с.

Луженков В.В. Система обеспечения теплового режима многофункционального разгонного блока «Фрегат» // Тепловые процессы в технике, 2011. Т. 3, № 2. С. 1-96.

Статья поступила в редакцию 04.03.2013 г.

МАРШЕВЫЙ ДВИГАТЕЛЬ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ БУКСИРОВ «ФРЕГАТ», «ФРЕГАТ-СБ»

Ю.А. Дерягин*,
kbhimmash@korolev-net.ru;
Yu.A. Deryagin**

А.В. Дубовицкий*,
kbhimmash@korolev-net.ru;
A.V. Dubovitskiy**

Дается краткий обзор истории создания маршевого двигателя межорбитальных космических буксиров (МКБ) «Фрегат», «Фрегат-СБ» и использования его в различных космических аппаратах. Приводятся основные данные о конструкции и характеристиках двигателя.

Ключевые слова: маршевый двигатель; жидкостный ракетный двигатель – ЖРД; межорбитальные космические буксиры «Фрегат», «Фрегат-СБ»; турбонасосный агрегат – ТНА;

ВВЕДЕНИЕ

В качестве маршевого двигателя МКБ «Фрегат», «Фрегат-СБ» используется жидкостный ракетный двигатель С5.92.

Двигатель С5.92 разработан «КБХиммаш им. А.М. Исаева» по техническому заданию НПО им. С.А. Лавочкина и использовался в автономной двигательной установке унифицированного разгонно-траекторного блока космического аппарата (КА) типа «1Ф» – «Фобос», «М1» – «Марс 94». Двигатель предназначен для создания импульсов тяги при доразгоне КА во время старта с орбиты Земли, коррекции траектории, торможения при выводе КА на орбиту спутника планеты (Петрик В.А., Дерягин Ю.А., Пиунов В.Ю., 2010).

1. Особенности конструкции двигателя и его отработки

Двигатель С5.92 – жидкостный ракетный двигатель с турбонасосной системой подачи компонентов топлива в камеру сгорания, выполненный по открытой энергетической схеме (без дожигания генераторного газа, отработавшего на турбине турбонасосного агрегата), может работать на двух режимах – большой (БТ) и малой (МТ) тяги. Кроме тяги, вдоль продольной оси аппарата двигатель создает управляющие моменты по каналам «тангажа» и «рыскания» благодаря плоскопараллельному перемещению камеры сгорания в двух взаимно-перпендикулярных плоскостях, что является одной из основных конструктивных особенностей двигателя по сравнению с имеющимися.

* КБ химического машиностроения им. А.М. Исаева – филиал ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева», Россия, Московская область, г. Королёв.

CRUISE ENGINE OF VERSATILE SPACE TUGS «FREGAT», «FREGAT-SB»

A brief review of history of the cruise engine development for «Fregat», «Fregat-SB» Versatile Space Tugs (VST) and its use for various spacecraft is given. The main information about design and performance of the engine is summarized.

Key words:
cruise engine;
liquid rocket engine - LRE;
«Fregat», «Fregat-SB» Versatile Space Tugs;
turbopump assembly - TPA;
control system.

Двигатель предназначен для создания импульсов тяги при доразгоне космического аппарата (КА), коррекции траектории, стабилизации по каналам «тангажа» и «рыскания» на активных участках траектории и торможении при выходе КА на орбиту спутника планеты.

Одним из первых аналогов двигателя С5.92 является двигатель С5.61, руководство проектированием которого осуществлял основатель предприятия «КБХиммаш» Алексей Михайлович Исаев, чьё имя сегодня носит предприятие.

Этот двигатель (С5.61) в составе космического корабля «Луна-12» обеспечил взлёт с поверхности Луны и доставку лунного грунта на Землю.

Последующие модернизации двигателя уже под индексом С5.92 первоначально предназначались для полёта к спутнику Марса – Фобосу. В 1988 году было осуществлено два запуска космических аппаратов к Фобосу. Запуск КА «Ф-1» проведён 07.07.1988 года. В тот же день было включение двигателя на режиме БТ для разгона КА продолжительностью 120 с. Второе включение двигателя с целью коррекции траектории КА проведено 12.07.1988 года на режиме МТ.

Запуск КА «Ф-2» был осуществлён 12.07.1988 года. В тот же день проведено включение двигателя на режиме БТ для доразгона КА продолжительностью 113 с. В дальнейшем были осуществлены две коррекции траектории КА на режиме МТ: 27.07.1988 года и 23.01.1989 года. Как при первом, так и при втором запусках замечаний к работе двигателя не было.

В настоящее время маршевый двигатель С5.92,

** Isaev Chemical Machinery Design Office – the Branch of Federal State Unitary Enterprise «Khronichev State Research and Production Space Center» Russia, Moscow region, Korolev.

управляющие ЖРДМТ С5.221 и 14 наименований агрегатов автоматики разработки «КБхиммаш им. А.М. Исаева» используются в составе МКБ «Фрегат» (в составе двигательных установок маршевого двигателя и двигательной установки стабилизации). Еще в 2000 году успешно реализованы четыре запуска МКБ «Фрегат», в том числе два квалификационных запуска 9 февраля и 20 марта. Они проводились в рамках летно-конструкторских испытаний и были предназначены для подтверждения правильности конструктивных решений, принятых при проектировании систем, узлов и агрегатов МКБ «Фрегат», а также для отработки взаимодействия элементов, входящих в состав комплекса управления полетом.

Целью третьего и четвертого запусков в 2000 году МКБ «Фрегат» было выведение на орбиту КСЗ (орбиту отделения) четырех европейских космических аппаратов «Кластер-2» (по два в каждом запуске) в июле и в августе 2000 года. Космические аппараты «Кластер-2» были разработаны и изготовлены Европейским космическим агентством (ЕКА) и предназначены для исследования магнитосферы и магнитного поля Земли. Оба запуска КА «Кластер-2» были осуществлены при безупречной работе МКБ «Фрегат».

Периодически, обычно перед очередным полетом МКБ «Фрегат», КБхиммаш производит оценку надежности двигателей С5.92 и стабильности параметров режима его работы.

Значительный вклад в обеспечение требуемой надежности при многократном срабатывании двигателя внесла разработка «клапана-форсунки» и последующая её модернизация в процессе отработки двигателя.

«Клапан-форсунка» обеспечивает строго регламентированное время поступления окислителя в камеру газогенератора, исключая опережение поступления в газогенератор окислителя, что реализуется за счет открытия клапана напором окислителя при достижении этим напором строго регламентированной величины.

В двигателе использован турбонасосный агрегат «консольного» типа, в котором последовательно расположены турбина, насос горючего, разделительный узел и насос окислителя.

Разделительный узел обеспечивает надежное многоступенчатое разделение разноименных компонентов, основанное на использовании инерционных сил за счет установки импеллеров со стороны каждого насоса, обеспечивающих при вращении ротора ТНА «отброс» утечек компонентов на периферию и сброс этих утечек на входы в насосы.

Сам разделитель представляет собой лабиринт, исключая прямой «прострел» компонентов навстречу друг другу. Полости лабиринта сообщены с вакуумом космоса, который способствует сбросу в космическое пространство случайных утечек компонентов топлива.

Авторскими свидетельствами защищена и конс-

струкция газового клапана, который обеспечивает надёжный выход двигателя на режим, исключая нежелательный заброс мощности турбонасосного агрегата и перерегулирование режима работы камеры сгорания.

В процессе отработки МКБ «Фрегат» постоянно производились работы по совершенствованию двигателя С5.92 с целью повышения его энергетических характеристик. В настоящее время параметры двигателя, его энергетические характеристики являются практически предельными. Поэтому улучшение основных характеристик достигалось за счет уменьшения разбросов основных входящих параметров относительно номинальных значений, например температуры компонентов топлива.

Технические решения, реализованные при отработке двигателя и обеспечившие высокую надежность и работоспособность двигателя, отличаются мировой новизной, и многие из них защищены авторскими свидетельствами и патентами. Всего в конструкцию двигателя внедрено более 30 изобретений, защищенных авторскими свидетельствами.

Наиболее характерной является разработка и внедрение устройства для плоскопараллельного перемещения камеры сгорания, обеспечивающего управление положением центра масс летательного аппарата.

Для всех известных способов управления за счет поворота камеры сгорания, поворота газовой струи за счет введения в струю твердых тел, впрыска жидкости за счет использования дополнительных рулевых двигателей или газовых сопел по сравнению с новым решением, реализованным в двигателе С5.92, характерны значительные потери энергетических характеристик, малый ресурс работы.

Создание моментов по каналам управления объектом (КА) обеспечивается путем плоскопараллельного перемещения камеры в плоскости, перпендикулярной оси объекта. Свобода перемещения камеры обеспечивается по топливным магистралям трёхшарнирным сдвоенным трубопроводом, установленным за насосами турбонасосного агрегата (ТНА).

Двигатель работает на двух режимах по тяге:

- режим БТ ~2000 кгс;
- режим МТ ~1400 кгс.

Переход с режима на режим обеспечивается подачей или стравливанием давления газа в управляющую полость регулятора, установленного на линии питания горючим газогенератора привода турбины ТНА.

Постоянство соотношения расходов компонентов топлива через камеру и газогенератор (горючее – несимметричный диметилгидразин, окислитель – азотный тетраоксид) поддерживается стабилизаторами давления на линиях питания окислителем данных агрегатов.

В линии подачи горючего в камеру установ-

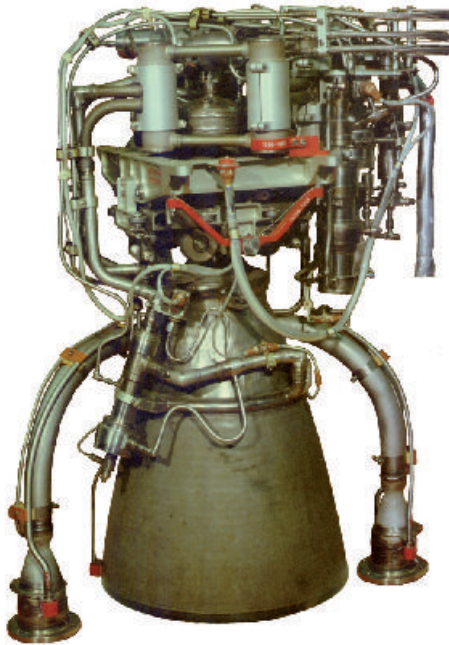
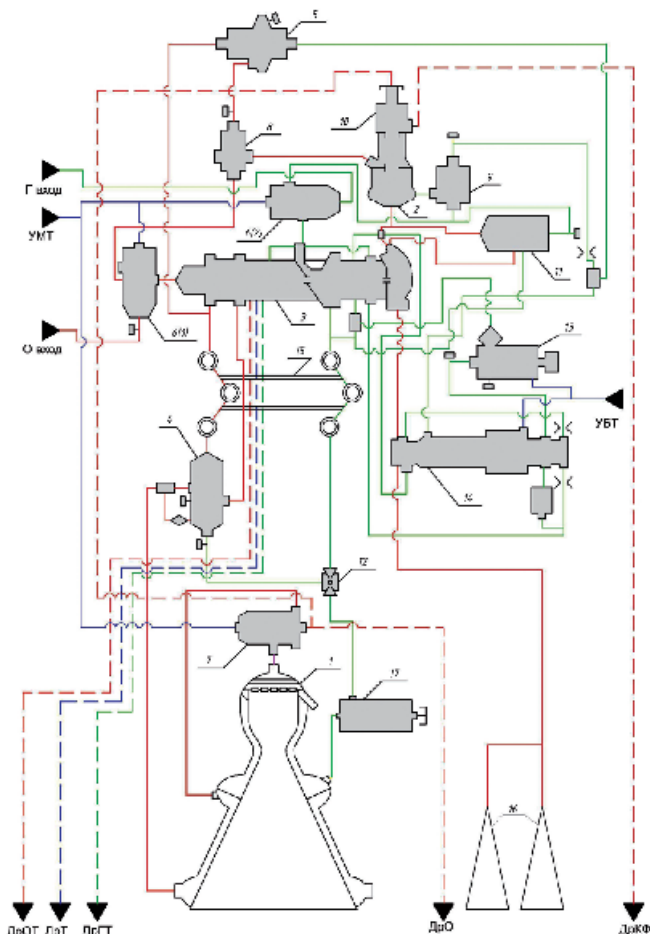


рисунок 1. Общий вид двигателя C5.92



1 – камера сгорания; 2 – газогенератор; 3 – ТНА;
 4 – стабилизатор камеры; 5 – стабилизатор газогенератора;
 6 – клапан входа; 7 – клапан пускоотсечной;
 8, 9 – клапан переключения; 10 – клапан-форсунка;
 11 – клапан газовый; 12 – труба Вентури; 13 – золотник;
 14 – гидроредуктор; 15 – трубопровод шарнирный;
 16 – выхлопные сопла; 17 – дроссель.

рисунок 2. Принципиальная пневмогидравлическая схема двигателя C5.92

лен управляемый дроссель, который обеспечивает с помощью стендовой системы управления настройку двигателя на заданное значение соотношения расходов компонентов топлива при огневых контрольно-технологических испытаниях (КТИ).

Для ускоренной раскрутки ротора ТНА, с целью уменьшения времени выхода двигателя на установившийся режим, турбина ТНА выполнена с двумя газовыми соплами – пусковым и режимным. Переход с пускового режима (работают оба сопла) на основной (работает режимное сопло) осуществляется газовым клапаном, закрывающим расход газа через пусковое сопло при достижении величины давления за насосом горючего ТНА определённого значения.

Двигатель C5.92 (рисунок 1) может изготавливаться и поставляться в двух конструктивных вариантах: C5.92.0000-0, C5.92.0000-0-01. Двигатель C5.92.0000-0-01 отличается от двигателя C5.92.0000-0 наличием радиационно-охлаждаемого насадка сопла камеры, обеспечивающим повышение удельного импульса тяги на 2,6 с.

Принципиальная пневмогидравлическая схема двигателя C5.92 представлена на рисунке 2.

К настоящему времени в составе МКБ «Фрегат», «Фрегат-СБ» успешно отработали и доставили КА в нужные точки космического пространства 43 двигателя C5.92.

2. Основные показатели и условия работы двигателя C5.92

Тяга двигателя, кгс:

- режим БТ 2000 ± 100 ;
- режим МТ 1400 ± 100 .

Удельный импульс тяги, с:

- режим БТ 330^{+2}_{-1} ;
- режим МТ 316^{+5}_{-8} .

Соотношение расходов компонентов:

- режим БТ $(1,98...2,02) \pm 0,035$ при 0°C ;
- режим МТ $(1,98...2,02) \pm 0,04$ при 5°C .

Масса конструкции двигателя, кг

- ≤ 80

Суммарное время работы, с

- ≤ 2000

из них:

- на режиме БТ ≤ 2000 ;
- на режиме МТ ≤ 100 .

Число включений двигателя:

- на режиме БТ ≤ 10 ;
- на режиме МТ ≤ 14 .

список литературы

Петрик В.А., Дерягин Ю.А., Пиунов В.Ю. Двигатели разгонных блоков разработки «КБХиммаш им. А.М. Исаева» – филиала ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» // Двигатели, 2010. № 4.

Статья поступила в редакцию 20.03.2013 г.

ДВИГАТЕЛЬ СТАБИЛИЗАЦИИ, ОРИЕНТАЦИИ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАПУСКА МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ МКБ «ФРЕГАТ»

Ю.И. Агеенко,

кандидат технических наук, КБ химического машиностроения им. А.М. Исаева –
филиал ФГУП «Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева»
Россия, Московская область, г. Королёв,
yi.ageenko@mail.ru;

Yu.I. Ageenko

Приводятся результаты экспериментальных исследований по повышению энергетической эффективности однокомпонентных жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) каталитического разложения гидразина.

Ключевые слова: гидразин; удельный импульс; катализатор; температура.

Жидкостные реактивные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) широко применяются в качестве исполнительных органов системы управления для ориентации, стабилизации и коррекции космических аппаратов (КА). Они также используются в двигательных установках стабилизации, ориентации и обеспечения запуска (ДУ СООЗ) разгонных блоков различных ракет.

Реактивные системы на однокомпонентном жидком топливе имеют ряд преимуществ по сравнению с системами на двухкомпонентном топливе: для работы микродвигателей требуется только один бак с одним питающим устройством и, соответственно, меньшее количество агрегатов автоматики; конструкция однокомпонентных ЖРДМТ значительно проще; относительно низкая температура рабочего тела ($t < 1200^\circ\text{C}$). Получение «чистых» и «радиопрозрачных» продуктов разложения топлива, не содержащих углерода, играет особенно существенную роль при установке на борту КА оптических устройств, у которых повышенная чувствительность к загрязнению, а также для обеспечения надежной радиосвязи, особенно для межпланетных полетов.

В 1980 году КБхиммаш по техническому заданию от НПО им. С.А. Лавочкина приступило к разработке ЖРДМТ С5.221.00-0 тягой 50 Н и С5.216.00-0 тягой 10 Н для объектов «Фобос-1» и «Фобос-2».

Двигатели должны работать на принципе каталитического разложения гидразина. Несмотря на несколько более низкое значение удельного импульса по сравнению с двухкомпонентными ЖРДМТ на так называемой штатной паре компонентов топлива «азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ)», эти двигатели обладают существенным преимуществом – у них радиопрозрачный выхлопной факел из сопел двигателей, что очень важно для объектов дальнего космоса и объектов навигации, радио- и телетрансляции и т.д.

Двигатели С5.221.00-0 и С5.216.00-0 прошли все этапы отработки, включая МВИ и успешно, без замечаний, эксплуатировались в составе объектов «Фобос-1» и «Фобос-2», запущенных в 1988 году. В каждом объекте «Фобос» использовались 24 ЖРДМТ С5.221.00-0 и

ALTITUDE STABILIZATION AND CONTROL SYSTEM OF SUSTAINER ENGINE OF «FREGAT» UPPER STAGE

The article presents the results of experimental research on increasing of power efficiency of the liquid-monopropellant thruster of hydrogen catalytic decomposition.

Keywords: hydrazine; specific impulse; catalyst element; temperature.

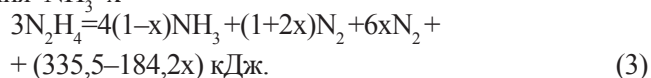
4 ЖРДМТ С5.216.00-0.

В 1993 году НПО им. С.А. Лавочкина выставило Протокол согласования применения двигателя С5.221.00-0 в составе МКБ «Фрегат», а в 2000 году оформило Дополнение № 2 к Техническому заданию. В одну ДУ СООЗ МКБ «Фрегат» входят 12 двигателей С5.221.00-0. ЖРДМТ С5.221.00-0 работает на принципе каталитического разложения гидразина.

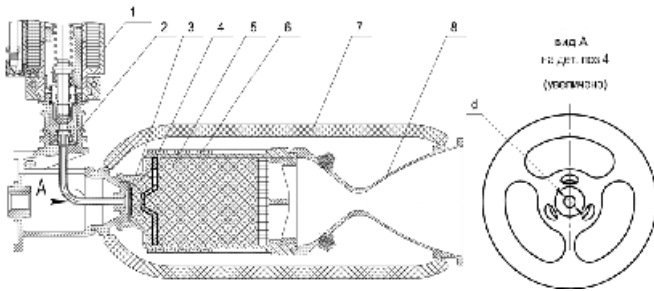
Гидразин в присутствии катализатора разлагается с выделением тепла и образованием газообразных продуктов, в которые входит аммиак, азот и водород. Характер процесса каталитического разложения гидразина довольно сложен и зависит от геометрической формы и размеров реактора разложения, природы и характеристик катализатора, времени пребывания в реакторе разложения, температуры катализатора и гидразина и других факторов. Разложение гидразина N_2H_4 происходит по двум последовательным реакциям (Беляев Н.М., Уваров Е.И., 1974):



При температуре выше 400 К происходит термическое разложение NH_3 по уравнению (2). В работе (Сарнер С., 1969) показано, что химическая реакция (2) более медленная, чем реакция по уравнению (1). Время пребывания в реакторе может составлять несколько миллисекунд, поэтому естественно ожидать, что только часть NH_3 разложится по уравнению (2). Если реакция (1) протекает полностью, а реакция (2) не полностью, то общая реакция разложения гидразина может быть представлена в зависимости от мольной доли разложения NH_3-x



При разложении гидразина на аммиак и азот по уравнению (1) температура и молекулярный вес продуктов разложения, определяющие величину удельного импульса ЖРДМТ, принимают максимальные значения. Расчетные данные (Беляев Н.М., Уваров Е.И., 1974) показывают, что в диапазоне $0 < x < 0,5$ удельный импульс



1 – электроклапан; 2 – разделитель; 3 – распылитель; 4 – распределитель; 5 – катализатор; 6 – электронагреватель; 7 – теплоизоляция; 8 – сопло.
рисунок 1. Однокомпонентный ЖРДМТ тягой 10 Н

давления остается практически постоянным при уменьшении температуры разложения. Это объясняется тем фактом, что при разложении NH_3 выделяется H_2 и средний молекулярный вес уменьшается примерно с той же скоростью, с которой происходит уменьшение температуры продуктов разложения. Удельный импульс давления имеет максимальное значение при $x \approx 0,3$.

В КБхиммаш им. А.М. Исаева разработаны и прошли квалификационные испытания два гидразиновых каталитических ЖРДМТ С5.216 и С5.221 тягой 10 и 50 Н соответственно. Конструктивная схема этих двигателей представлена на рисунке 1. Для обеспечения максимального удельного импульса давления в непрерывном режиме с одновременным обеспечением приемлемого теплового состояния мольная доля разложения NH_3-x реализуется в пределах 0,4-0,5. При этом максимальная температура стенки реактора разложения не превышает 850°C .

Двигатели работают как в непрерывном, так и в импульсном режимах. Минимальное время одного включения 0,05 с, максимальное – 600 с. Минимальная пауза между включениями – 0,05 с, максимальная – 600 с. Максимальная пауза между сеансами работы может быть несколько часов и даже суток (особенно для дальнего космоса). Суммарное время работы составляет 1300 с. Суммарное количество включений 5000.

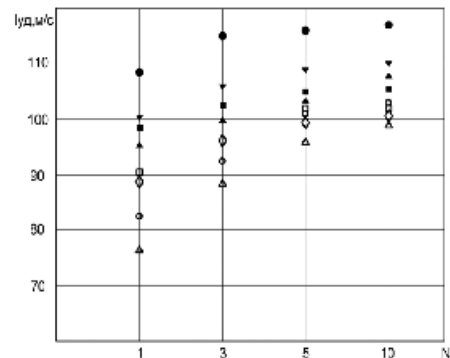
В техническом задании говорится, что может быть любое сочетание времен включений и пауз, а это при приведенных выше данных работы двигателя – огромное число сочетаний времен включений и пауз. Поэтому двигатель может работать как в непрерывном режиме (как маршевый двигатель), так и в импульсном режиме с чередованием времен коротких включений с различными паузами. Двигатель может работать в режиме одиночных коротких включений, когда пауза настолько велика, что каждое следующее включение происходит в начальных условиях предыдущего включения. Двигатель может работать в режиме так называемых «связанных включений», когда пауза между включениями настолько мала, что давление (тяги) в каталитическом пакете (камере разложения) не успевает упасть до первоначального значения, соответствующего значению до включения двигателя. Каждому из этих режимов соответствуют свои значения импульса тяги, удельного импульса тяги и других параметров. Наименьшее значение удельного импульса реализуется при самых коротких одиночных включениях («холодных»), наибольшее – в непрерывном режиме. Все это создает

большие трудности при отработке такого двигателя.

Для улучшения характеристик в импульсном режиме вокруг цилиндрической части реактора размещен электронагреватель, обеспечивающий повышенную начальную температуру перед включением двигателя в начале сеанса работы, так как с повышением температуры увеличивается активность катализатора и, следовательно, улучшаются динамические и энергетические характеристики импульсного режима. Однако при отработке на самых коротких включениях $\tau_{\text{в}}=0,05$ с с большими паузами $\tau_{\text{п}}=0,05$ с, особенно для первого включения в серии (или единичного включения), значение величины удельного импульса получалось низким, намного ниже заданного в техническом задании (рисунок 2, двигатели № 2, № 11, № 15, № 21).

Это, по-видимому, связано с тем, что при первых коротких включениях происходит недостаточное распределение гидразина по объему катализатора в реакторе и неполное его разложение из-за малого времени пребывания в реакторе, т.е. большая часть гидразина, поступающая в реактор за время включения 0,05 с, «проскакивает» по центру реактора. В пусковой период в реакторе давления нет – вакуум и гидразин поступает в виде «броскового» расхода под повышенным перепадом давления. Это усугубляется и пониженной температурой катализатора в центре реактора из-за плохой теплопроводности по объему зерен катализатора от периферии реактора, где расположен электронагреватель, к его центру.

Для устранения этих недостатков и повышения удельного импульса при коротких включениях реактор двигателя был модернизирован путем введения в него распределителя (см. рисунок 1, поз.4), выполненного из теплопроводного материала – меди М1, который в подогретом состоянии является катализатором разложения гидразина.



- № 19 – распределитель выполнен из меди М1 без покрытия, $d=0$;
- ▼ № 14А – распределитель выполнен из меди М1 с нанесенным на его поверхность слоем никеля толщиной 10 мкм, без центрального отверстия, $d=0$;
- № 5 – распределитель выполнен из меди М1 с нанесенным на его поверхность слоем никеля толщиной 10 мкм и имеет центральное отверстие $d=1,5$;
- ▲ № 12 – распределитель выполнен из меди М1 без покрытия и имеет центральное отверстие $d=1,2$ мм;
- △ № 2, □ № 11, ◇ № 15, ○ № 21 – двигатели с реакторами без распределителя, выполненные согласно рисунку 1.

рисунок 2. Зависимость удельного импульса от порядкового номера включения при $\tau_{\text{в}}=0,05$ с и $\tau_{\text{п}}=0,05$ с

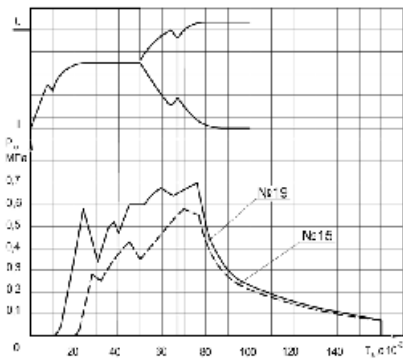


рисунок 3. Сравнение импульсов давления в реакторах без распределителя № 15 и с распределителем № 19

Размещение распределителя в слое зерен катализатора согласно рисунку 1 исключает пусковой «проскок» топлива, улучшает распределение топлива по объему реактора, особенно в начальной его части, что способствует более эффективному использованию объема катализатора и более полному разложению топлива. При этом за счет хорошей теплопроводности меди увеличивается температура катализатора в центре реактора. Все это способствует улучшению динамических и энергетических характеристик в импульсном режиме работы при сохранении характеристик непрерывного режима.

Были проведены исследования по выбору наиболее оптимального из вариантов исполнения распределителя, представленных в пояснениях к рисунку 2 (двигатели № 19, № 14А, № 5, № 12). Как видно из рисунка 2, где представлены результаты огневых испытаний двигателей, наибольшее значение удельного импульса в коротких включениях с $\tau_{в}=0,05$ с и $\tau_{п}=50$ с реализовано в двигателе № 19 с медным распределителем из меди М1 без покрытия и без центрального отверстия ($d=0$).

На рисунке 3 представлено сравнение импульсов давления в реакторах без распределителя и с распределителем (см. рисунок 1, поз. 4) для первого включения с $\tau_{в}=0,05$ с и $\tau_{п}=600$ с. Видно, что импульс давления в двигателе № 19 с распределителем более полный, площадь под кривой давления в реакторе больше на $\approx 18\%$ по сравнению с двигателем № 15 (без распределителя), следовательно, и удельный импульс выше на $\approx 20\%$

$$I_{уд.имп} = k_T F_{кр} \frac{\int_0^{\tau_{имп}} P_k d\tau}{\int_0^{\tau_{имп}} G d\tau},$$

где $I_{уд.имп}$ – удельный импульс в импульсном режиме;
 k_T – коэффициент тяги сопла;
 $F_{кр}$ – критическое сечение реактора;
 P_k – давление в реакторе;
 G – секундный расход;
 $\tau_{имп}$ – время импульса.

Анализ результатов исследований показал, что с введением распределителя повышена энергетическая эффективность однокомпонентного ЖРДМТ в импульсном режиме, при этом параметры непрерывного режима практически сохранились неизменными.

Аналогичные исследования по расположению распределителя в объеме катализатора были проведены и на реакторах двигателей тягой 50 Н. Результаты исследований были использованы при разработке и создании однокомпонентных гидразиновых ЖРДМТ С5.216 и

С5.221 тягой 10 Н и 50 Н соответственно.

При отработке двигателя опробованы различные формы реакторов. Самый большой заброс давления в реакторе при запуске двигателя получался при прямом (не коническом) реакторе (по ТЗ допускается заброс давления до 3 Рк). В ЖРДМТ С5.221.00-0 начальная часть реактора коническая (см. рисунок 1). Это обеспечило запуск двигателя практически без забросов давления, даже на «холодном» двигателе. При отработке проверялись реакторы различной формы, прямой (без начальной конической части) и с коническим входом с углом конуса 60° , 90° и 120° . При работе двигателя в каталитическом пакете (КП) образуется так называемый «фронт разложения гидразина» (переход от жидкой фазы в газообразную). Расположение «фронта разложения» зависит от формы реактора, температуры катализатора, режима работы двигателя, плотности загрузки катализатора, разброса по размерам зерен и т.д. В зависимости от положения «фронта разложения» получается и различное значение перепада давления на КП. Поэтому после изготовления КП они подвергаются 100%-ным огневым КТИ для определения индивидуального сопротивления КП, используемого в дальнейшем для гидравлической настройки двигателя С5.221.00-0.

Двигатель С5.221 в настоящее время успешно используется в ДУ СООЗ межорбитальных космических буксиров «Фрегат» и «Фрегат-СБ». Всего для эксплуатации в составе аппаратов «Фобос-1» и «Фобос-2», МКБ «Фрегат» и «Фрегат-СБ» было изготовлено и успешно использовано 542 двигателя. Конструкционно-технологическая составляющая надежности двигателя С5.221.00-0 по состоянию на 10.11.2011 характеризуется следующими оценками:

- точечная несмещенная оценка вероятности безотказной работы (ВБР): $P=1,0$;
- нижняя граница одностороннего доверительного интервала ВБР при доверительной вероятности $\gamma=0,9$: $P_n=0,9955$, что значительно выше требований ТЗ.

В 2008 году ЖРДМТ С5.221.00-0 прошел сертификацию с получением свидетельства № ФСС КТ 134.01.1.3.764200.07.08 от 30 мая 2008 г.

Таким образом, в КБхиммаш им. А.М. Исаева проведены исследования по повышению энергетической эффективности однокомпонентных гидразиновых ЖРДМТ в импульсных режимах. В результате исследований удельный импульс в коротких включениях импульсного режима повышен на $\approx 20\%$.

С использованием результатов описанных выше исследований в КБхиммаш им. А.М. Исаева созданы ЖРДМТ каталитического разложения гидразина С5.216 тягой 10 Н и С5.221 тягой 50 Н.

список литературы

Беляев Н.М., Уваров Е.И. Расчет и проектирование реактивных систем управления космических летательных аппаратов. М: Машиностроение, 1974. 200 с.

Сарнер С. Химия ракетных топлив: пер. с англ.. М.: Мир, 1969. 488 с.

Статья поступила в редакцию 13.03.2013 г.

ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНЫМ КОСМИЧЕСКИМ БУКСИРОМ «ФРЕГАТ»

Л.Г. Александров*,
кандидат технических наук,
makarov@laspace.ru;
L.G. Aleksandrov**

О.А. Кузьмин*,
makarov@laspace.ru;
О.А. Kuzmin**

В.П. Макаров*,
кандидат технических наук,
makarov@laspace.ru;
V.P. Makarov**

В статье рассматриваются некоторые особенности структуры и конструкции ДУ РСУ, спроектированной для МКБФ среднего класса, имеющего ограниченное время работы в космическом пространстве.

Ключевые слова:

двигательная установка; эластичное вытеснительное устройство; жидкостной ракетный двигатель.

введение

При решении баллистической задачи выведения космического аппарата на орбиту существования проводится оптимизация способа её выполнения. Решается вопрос о необходимости наличия в составе космического аппарата (КА) двигательной установки, наделённой, помимо прочего, функцией вывода космического аппарата в нужную точку пространства, или о применении не входящего в состав КА межорбитального космического буксира «Фрегат» (МКБФ).

Если вопрос решается в пользу последнего, то МКБФ должен иметь маршевый двигатель большой тяги, создающий импульс силы для перемещения космической головной части (КГЧ) «буксир – аппарат» по выводной траектории полёта, и двигатели малой тяги управления положением КГЧ вокруг её центра масс. Когда все двигатели МКБФ работают на одном типе топлива, целесообразно их объединить в одну двигательную установку. Если маршевый двигатель работает на одном типе топлива, а двигатели малой тяги – на другом, то, как правило, имеют место две двигательные установки (ДУ): маршевая и реактивной системы управления (РСУ), что и осуществлено в МКБФ.

1. Основные технические характеристики ДУ РСУ

Двигательная установка реактивной системы управления МКБФ предназначена для:

- стабилизации и ориентации КГЧ на траектории перелёта в периоды работы маршевого двигателя МКБФ, а также в условиях пассивного полёта КГЧ;
- обеспечения условий запуска маршевого двигателя МКБФ;

* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

PROPULSION SYSTEM OF REACTION CONTROL SYSTEM OF «FREGAT» UPPER STAGE

The article considers several composition and construction characteristics of Reaction Control System PS designed for «Fregat» Upper Stage of medium class having limited lifetime for operation in space.

Keywords:

propulsion system;
elastic displacing device;
liquid-propellant engine.

- обеспечения увода отработавшего МКБФ с траектории движения выведенного им КА.

Рассматриваемая ДУ РСУ построена по классическому принципу жидкостной ракетной двигательной установки с вытеснительной системой подачи. В качестве топлива в ней применяется гидразин, обеспечивающий отсутствие загрязнений, выводимых КА, продуктами истечения жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ). Газ наддува для вытеснения топлива из бака – гелий. Тип внутрибакового устройства, обеспечивающего подачу топлива к двигателям в условиях действия малой гравитации – эластичное вытеснительное устройство (ЭВУ) в виде оболочки, выполненной из дублированного фторопластового материала (Абызов Н.М. и др., 2004). Давление подачи топлива к двигателям – постоянное и обеспечивается работой автоматического регулятора давления (редуктора). Температура топлива при работе ДУ РСУ находится в диапазоне значений от плюс 15 до плюс 45°C. В качестве двигателей в ДУ РСУ используются ЖРД МТ термokatалитического типа. Номинальная тяга двигателя при номинальном давлении на входе и номинальной температуре топлива 50 Н. Удельный импульс тяги двигателя на установившемся режиме не менее 2109 м/с. Количество двигателей в ДУ РСУ – 12.

Невырабатываемый остаток топлива (трубопроводы и бак) не более 1,2 литра.

2. Состав ДУ РСУ

Из представленной на рисунке 1 принципиальной блок-схемы ДУ РСУ видно, что в состав двигательной установки входят следующие системы и агрегаты:

** Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНЫМ КОСМИЧЕСКИМ БУКСИРОМ «ФРЕГАТ»

- система наддува, состоящая из аккумулятора высокого давления (ШБ), пускового пироклапана (ПК5) и блока наддува (ЭПК1СО);
- система хранения топлива и подачи его к двигателям, состоящая из топливного бака (БЗ) с ЭВУ, двух пусковых пироклапанов (ПК3, ПК159) и подводящих топливо к двигателям трубопроводов, с фильтрующими элементами, запорочными и проверочными клапанами;
- ЖРД МТ в количестве 12 штук, скомпонованные в четыре двигательных блока, установленных по осям МКБФ;
- датчики давления и температуры телеметрического контроля.

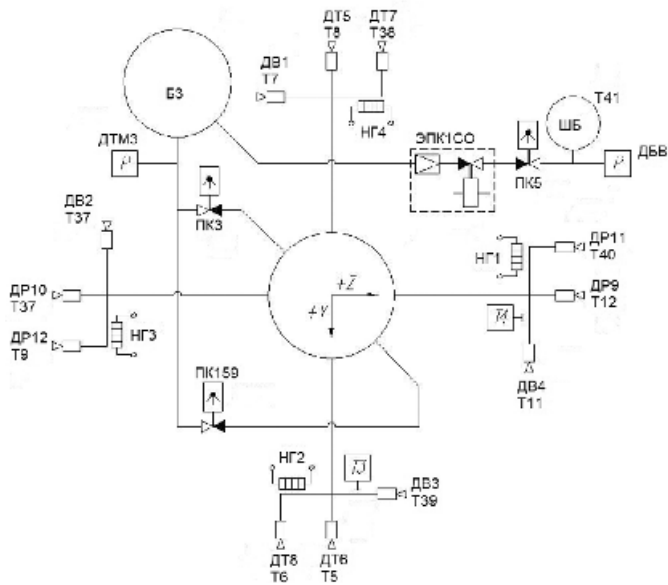


рисунок 1. Принципиальная блок-схема ДУ РСУ

ЖРД МТ установлены на элементы конструкции МКБФ через тепловые развязки, создающие требуемые условия теплообмена между двигателями и конструкцией МКБФ на пассивных и активных стадиях полёта.

Аккумулятор высокого давления представляет собой шаробаллон. Пусковой пироклапан ПК5 отсекает ШБ от топливного бака на этапе выведения космической головной части ракетносителя.

Блок наддува состоит из двухпозиционного электромагнитного пневмоклапана и редуктора, смонтированных в общем корпусе. Точность поддержания давления газа наддува на выходе из редуктора при работе ДУ РСУ не более $\pm 10\%$.

Топливный бак в зависимости от программы полёта МКБФ может быть выполнен:

- сферическим, с максимальной заправкой топливом 42 литра;
- цилиндрическим, со сферическими верхним и нижним днищами и цилиндрической вставкой между ними; максимальный объём заправки топливом 60 литров. Конфигурации внутреннего

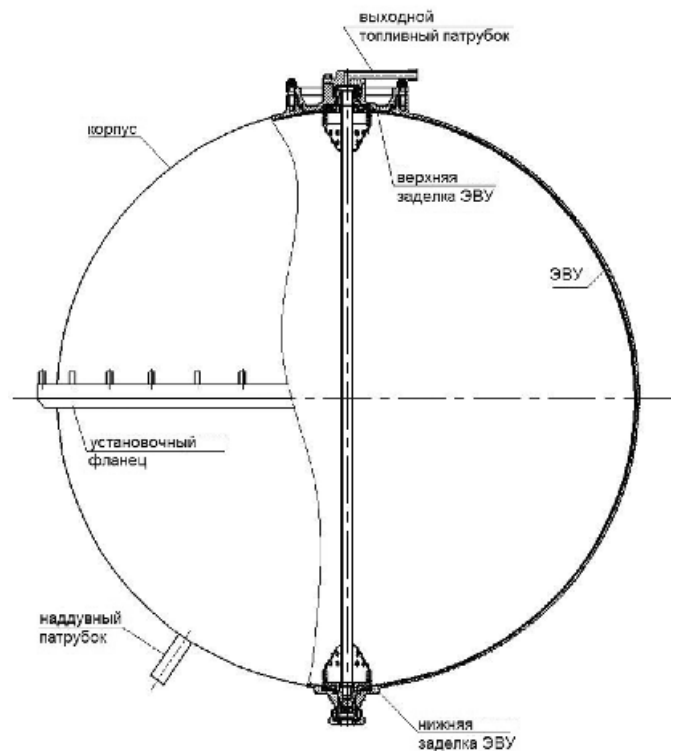
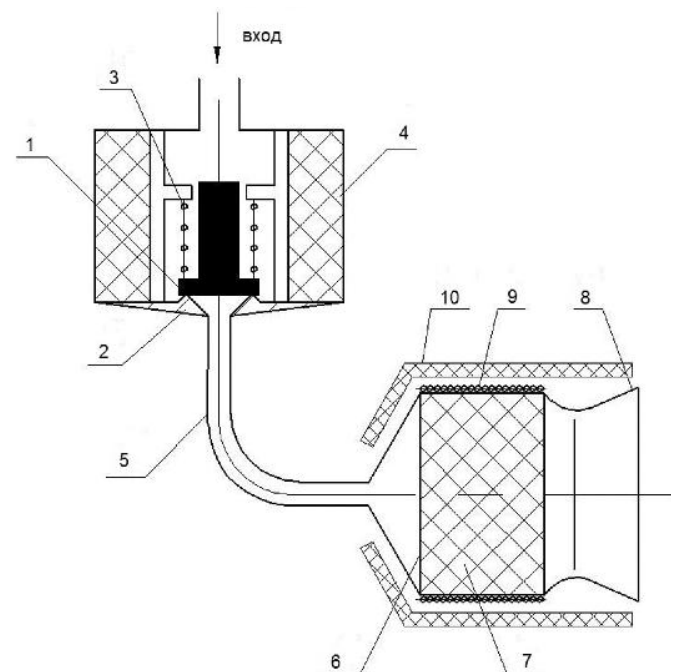


рисунок 2. Конструкционная схема топливного бака

объёма топливного бака каждого исполнения соответствует конфигурация ЭВУ (рисунок 2).

Применение ЭВУ позволило минимизировать массу топливного бака и массу невыработываемого из бака топлива. Пироклапаны ПК3 и ПК159 отсекают топливный бак от двигателей на этапе выведения КГЧ ракетносителя. Конструктивно они тождественны пироклапану ПК5. Дублиро-



- 1 – клапан; 2 – седло клапана; 3 – пружина;
- 4 – электромагнит; 5 – капилляр; 6 – реактор двигателя;
- 7 – катализатор; 8 – сопло; 9 – электронагреватель;
- 10 – ЭВТИ.

рисунок 3. Блок-схема двигателя ДУ РСУ

ванное их применение в гидравлическом тракте обеспечивает уменьшение гидравлического сопротивления тракта и равномерность подачи топлива блокам ДУ РСУ.

Из блок-схемы ЖРД МТ (рисунок 3), следует, что в состав двигателя входят: электромагнитный гидроклапан; капилляр, соединяющий клапан с камерой двигателя; камера с соплом; нагреватель двигателя и экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ).

Электромагнитный гидроклапан открывает или прекращает подачу топлива к двигателю. Капилляр обеспечивает заданный расход топлива в камеру двигателя. В камере содержится катализатор, разлагающий жидкое унитарное топливо – гидразин, на аммиак, азот и водород, которые находятся в газообразном состоянии при высоких значениях температур и давлений. Кинетическая энергия истекающей из сопла двигателя смеси газов создает силу тяги, приложенной к входному днищу камеры. Нагреватель двигателя перед началом его работы разогревает катализатор двигателя. С началом работы двигателя нагреватель отключается. ЭВТИ наряду с системой обеспечения теплового режима ДУ РСУ участвует в создании необходимых для нормального функционирования двигателя температурных условий.

3. Работа ДУ РСУ

Заправленная топливом и газом ДУ РСУ в составе КГЧ начинает работать на стартовом комплексе ещё до старта ракетносителя с подачи напряжения на нагреватели двигателей, что обеспечивает готовность ЖРД МТ к работе на момент отделения КА от МКБФ. На этапе работы ракетносителя проводится вакуумирование топливных магистралей путём открытия клапанов нескольких ЖРД МТ. Через 10 секунд после прекращения вакуумирования магистралей и закрытия клапанов двигателей подается команда на подрыв пусковых пироклапанов ПКЗ и ПК159. Начинается заполнение топливных магистралей топливом. Почти одновременно с подрывом ПКЗ и ПК159 подается команда на подрыв пускового пироклапана ПК5. Газ наддува из аккумулятора высокого давления подходит к входу пуско-отсечного электромагнитного клапана блока наддува. Через несколько секунд после подрыва пироклапанов ПКЗ и ПК159 открывается электроклапан ЭПК1СО блока наддува. Начинается наддув топливного бака и установление в топливной системе заданного значения давления топлива. Выключаются нагреватели двигателей. ДУ РСУ готова к работе.

После отделения КГЧ от ракетносителя включаются в работу двигатели ДУ РСУ по каналам вращения (ДВ), тангажа (ДТ) и рыскания (ДР) для успокоения и ориентации КГЧ в направлении полёта. По завершении предыдущего этапа работы

ДУ РСУ включаются двигатели ДТ7, ДТ8, ДР11, ДР12 для обеспечения запуска маршевого двигателя. ЖРД МТ работают, создавая перегрузку, обеспечивающую разделение жидкого топлива и газа наддува в топливных баках, питающих маршевый двигатель. Остальные двигатели работают по командам системы управления МКБФ, обеспечивая стабилизацию КГЧ. За три секунды до окончания режима обеспечения запуска включается маршевый двигатель. На этапе работы маршевого двигателя ДУ РСУ стабилизирует КГЧ. Предусмотрен режим создания условий запуска маршевого двигателя с помощью включения восьми ЖРД МТ, установленных в каналах тангажа и рыскания. При этом стабилизация КГЧ по этим каналам осуществляется путём отключения соответствующих двигателей (стабилизация по обратной логике).

Когда ЖРД МТ не работают, то из-за отключённых электрических нагревателей двигатели остывают. Чтобы температура реактора двигателей в паузах длительностью свыше 60 минут не опустилась ниже допустимой, предусмотрен режим их разогрева путём импульсного включения. Использование этого способа поддержания температурного режима термokatалитического двигателя в процессе орбитального полёта МКБФ наряду с электрическим подогревом повышает надёжность ДУ РСУ.

После отделения КА от МКБФ ДУ РСУ включается на увод МКБФ с траектории движения КА.

заключение

По мере эксплуатации МКБФ круг выполняемых им задач расширяется, что сопровождается совершенствованием его конструкции, в том числе и ДУ РСУ. Например, модернизируется система хранения и подачи газа наддува высокого давления и система обеспечения теплового состояния ДУ РСУ. Идет постоянная работа над повышением качества изготовления ЭВУ.

Результаты летных испытаний ДУ РСУ в составе МКБФ показывают, что проектные параметры ДУ полностью соблюдаются в течение орбитального функционирования МКБФ.

список литературы

Абызов Н.М., Комолов В.В., Маркачëв Н.А., Цвелëв В.М. Эластичные вытеснительные устройства (ЭВУ) для топливных баков // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: сб. науч. трудов НПО им. С.А. Лавочкина, 2004. № 5. С. 227-231.

Статья поступила в редакцию 11.03.2013 г.

АНТЕННО-ФИДЕРНЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ БУКСИРОВ «ФРЕГАТ»

ANTENNA FEEDER SYSTEMS FOR «FREGAT» UPPER STAGES

В.И. Машков*, **Л.Д. Киселёва***, **Л.А. Дякина***,
mashkov@laspace.ru; mashkov@laspace.ru; mashkov@laspace.ru;
В.И. Mashkov**, **L.D. Kiseleva****, **L.A. Dyakina****

Показан вклад специалистов антенного подразделения ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» и специалистов смежных подразделений на всех этапах создания межорбитальных космических буксиров «Фрегат» в части обеспечения их радиолиний бортовыми и наземными антенно-фидерными устройствами. Приведены некоторые сведения по совершенствованию методологии антенных измерений и технологии испытаний радиолиний космических аппаратов, в том числе и в реальных условиях их эксплуатации.

The article describes briefly the input of Antennas Subdivision specialists of Federal Enterprise «Lavochkin Association» as well as specialists of related subdivisions at all phases of «Fregat» Upper Stage production in terms of providing its radio links with on-board and ground antenna-feeder devices. Some data on improvement of antenna measurements methodology and spacecraft radio links testing technology, including testing under their actual operating conditions, are presented in the article.

Ключевые слова:
 антенна;
 антенно-фидерное устройство;
 антенный пост;
 направленный ответвитель;
 фидерный тракт.

Keywords:
 antenna;
 antenna feeder device;
 antenna post;
 feeder line;
 directional coupler.

С начала 90-х годов центр бортовых антенно-фидерных систем ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» приступил к созданию бортовых антенно-фидерных систем (АФС) для межорбитальных

космических буксиров «Фрегат» (МКБФ). Работки, которые были реализованы ведущими специалистами подразделения по другим темам, в значительной степени легли в основу формирова-

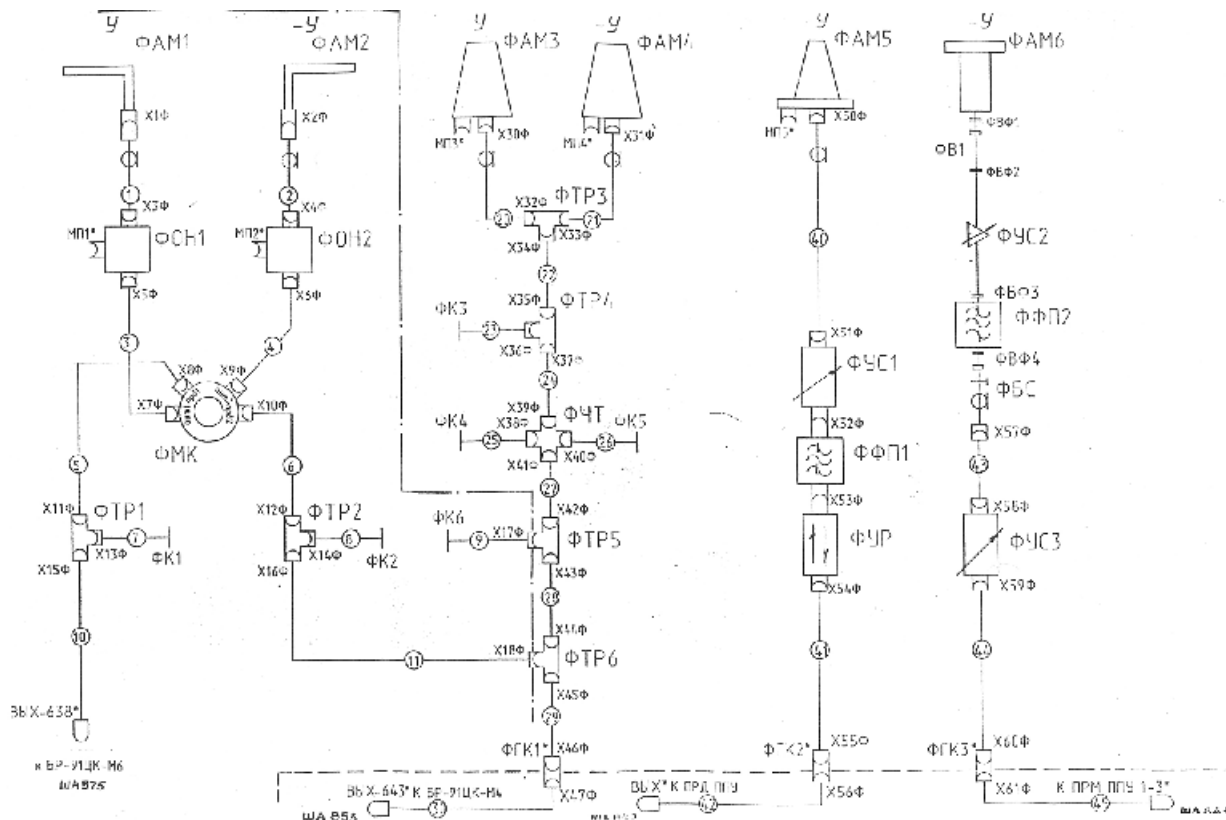


рисунок 1. Первичная схема АФС МКБФ общая (каналы М1, М6 ТМС и ППУ)

* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

** Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

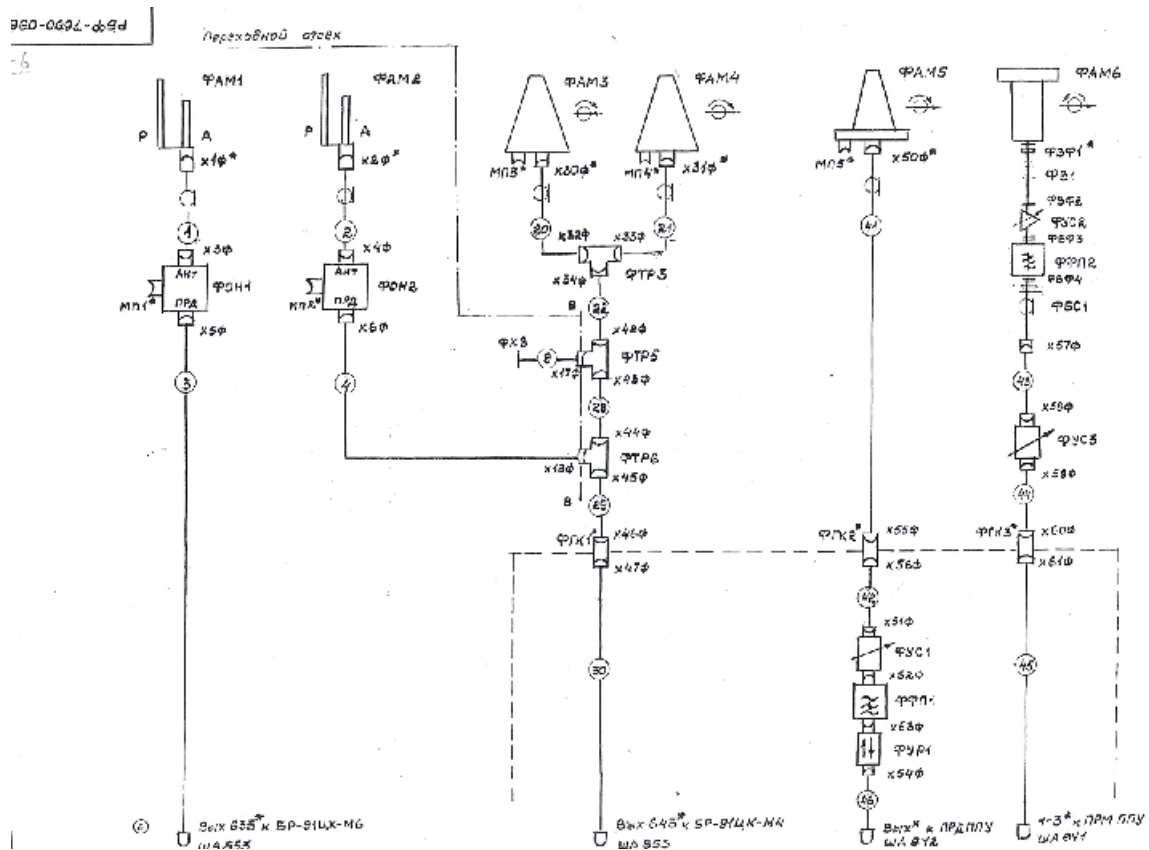


рисунок 2. Схема АФС МКБФ (каналы М1, М6 ТМС и ППУ) для МКБФ

ния идеологии, структуры и элементного состава антенно-фидерных систем МКБФ всех модификаций. Первоначальный вариант общей схемы АФС представлен на рисунке 1.

В этом варианте исполнения в обеспечение требований ТЗ предполагалось иметь на участке работы ракеты-носителя (РН) информационную связь телеметрических систем (ТМС) по каналам М1 (номинал рабочей частоты – 643,0 МГц) и М6 (номинал рабочей частоты – 633,0 МГц) в сфере, т.е. обеспечение связи на случай нештатной ситуации с РН – её «кувырканием». Это и обуславливало пространственное размещение антенн на переходном отсеке (ПХО) и форму их диаграмм направленности.

По мере приближения к первому квалификационному пуску в схему были внесены корректировки в части обеспечения связи по каналам ТМС М1 и М6 до момента отделения МКБФ от РН. Эти корректировки в основном были обусловлены следующими соображениями:

- исключительно малая вероятность аварии РН и её «кувыркания» тем более;
- полезная нагрузка первых пусков была условной;
- максимально возможное уменьшение массы АФС МКБФ;
- в полной мере для непосредственного приёма и оперативной обработки телеметрической информации на начальном участке был готов только один пункт СПО СК на площадке космодрома «Байконур».

Таким образом, для ПХО МКБФ потребовалась

новая разработка антенн для ТМС М1 и ТМС М6 со специфическими требованиями, которая и была оперативно и успешно решена в виде вибраторного излучателя с рефлектором. Методами математического моделирования коллектив специалистов центра выполнил проверочный анализ влияния конфигурации ПХО МКБФ на пространственные характеристики предложенных антенн ТМС М1 и М6, с учётом результатов которого и была выполнена оптимизация их размещения на ПХО.

Кроме того, принимая во внимание возможность обеспечения КИ на стартовой позиции, были окончательно выбраны и форма диаграмм направленности антенн на ПХО, и их месторасположение. Вариант общей схемы приобрёл свой окончательный вид, который представлен на рисунке 2 и сохранился при обеспечении пусков КА «Кластер», КА «Кластер 2», КА «Марс-экспресс», КА «Амос-2».

«Уход» передатчиков ТМС из гермоотсека (схема общая представлена на рисунке 3) привёл к «перелопачиванию» всей АФС ТМС и её новой отработке по общей схеме, представленной на рисунке 4.

По результатам первых пусков было принято решение сохранить основные параметры формы диаграммы направленности на ПХО при обеспечении пусков МКБФ с космодромов «Байконур» и «Плесецк», что было реализовано во всех соответствующих модификациях МКБФ.

Для конических логопериодических антенн ТМС М1 (рисунок 5), схема размещения которых

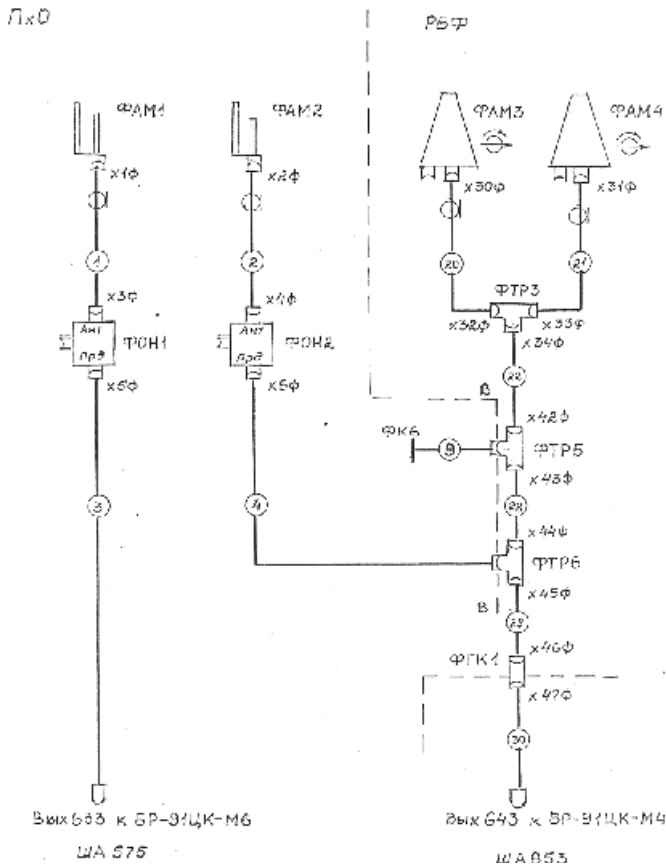


рисунок 3. Общая схема АФС ТМС МКБФ (передатчик в гермоотсеке)

на МКБФ представлена на рисунке 6, кабельных коммутаторов ТМС М1 на отрывных разъёмах потребовалась глубокая переработка и отработка конструкции, обусловленная переходом на новый частотный диапазон.

Кроме этого, конические логопериодические антенны в процессе эволюции сбросили с себя высокочастотные «питающие» кабели, а взамен приобрели щелевое трансформаторное питание.

Следует особо отметить работы по обеспечению электрической прочности всех элементов АФС, так как они вынуждены сохранять свою работоспособность во всём диапазоне изменения атмосферных давлений – от нормального до вакуума. Окончательные решения, заложенные в конструкции этих элементов, были подтверждены соответствующими испытаниями по программам ДИ и ПРИ.

Идеология диаграммообразования, применённая в вибраторных антеннах ПХО МКБ «Фрегат» (рисунок 7), оказалась заразительной. При модернизации блока «И» ракеты-носителя «Союз» в ЦСКБ «Прогресс» её воспроизвели в нескольких модификациях вибраторных антенн различных бортовых передающих радиокомплексов блока «И».

Особенно богата динамикой преобразований судьба АФС для приемопередающих устройств – (применялась на первых шести МКБФ). Это про-

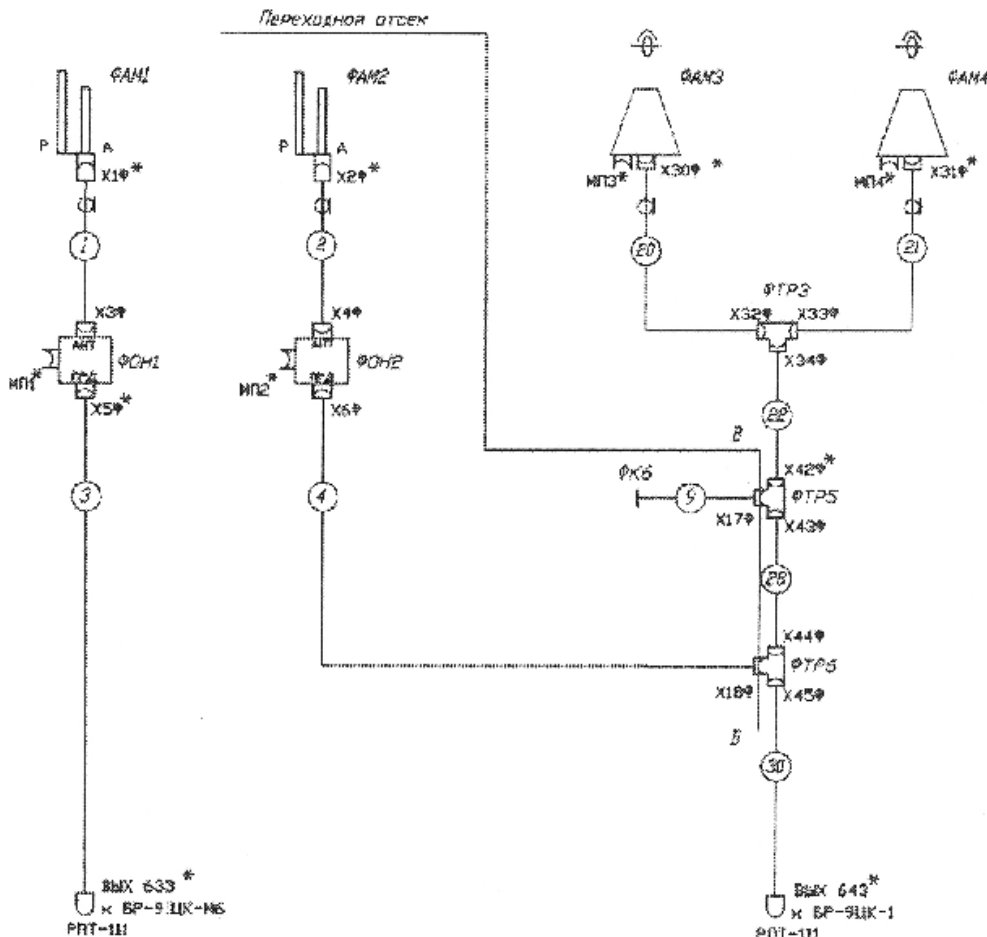


рисунок 4. Общая схема АФС ТМС МКБФ (передатчик вне гермоотсека)



рисунок 5. ФАМЗ с механизмом «выноса»

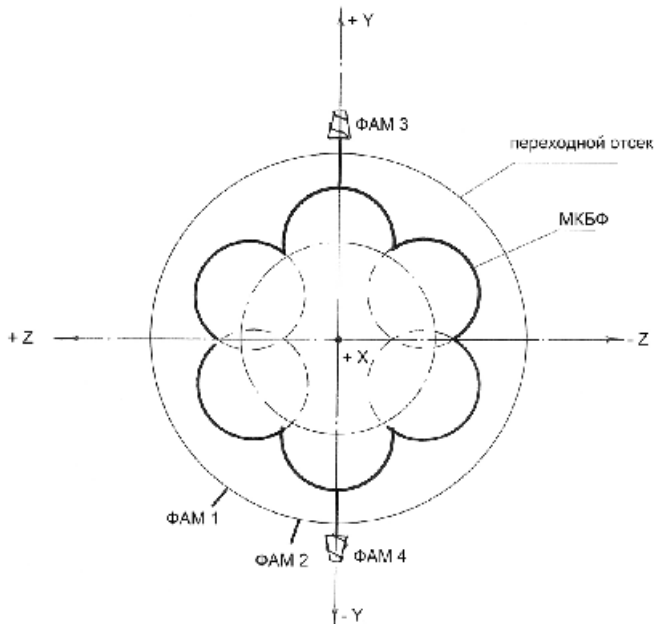


рисунок 6. Схема размещения антенн ТМС на МКБФ



рисунок 7. ФАМ1 на ПХО МКБФ

слеживается даже на тех схемах АФС МКБФ, которые представлены на рисунках 1 и 2. Для радиолнии ППУ многократно из-за изменения исходных данных оперативно перерабатывались схемно-конструктивные решения фидерных трактов, что вновь и вновь требовало перерасчётов, конструирования и новых отработок.

Коллектив специалистов центра выполнил для АФС ППУ расчёт конструктивных параметров полосно-пропускающих фильтров (рисунок 8), который позволил и НПО им С.А. Лавочкина изготавливать волноводные СВЧ-элементы, обеспечивающие без элементов настройки заданные радиотехнические требования. И всякий раз схемно-конструктивные обновления в АФС ППУ МКБФ упирались в перекомпоновку волноводных трактов и организации «новых опор» для них на блоке баков.

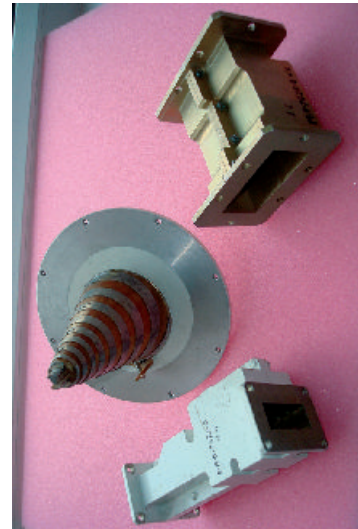


рисунок 8. Передающая МНА ППУ (ФАМ5) и полосно-пропускающие фильтры ППУ

Модернизация же МКБФ в «Фрегат-СБ» потребовала от нас не столько «переделки» АФС ТМС, сколько усложнения технологии сборки, отработки и испытаний МКБ «Фрегат-СБ» в части АФС ТМС М1 и М6. Схема размещения антенн для МКБ «Фрегат-СБ» представлена на рисунке 9.

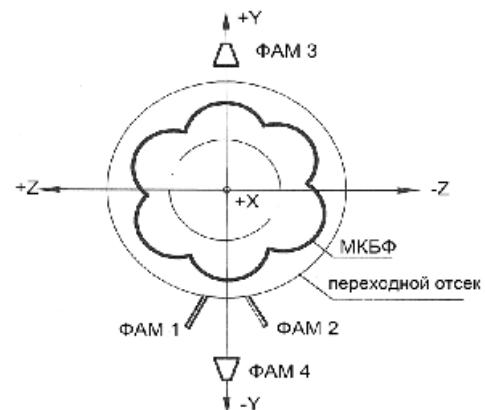


рисунок 9. Схема расположения антенн ТМС на МКБ «Фрегат-СБ»

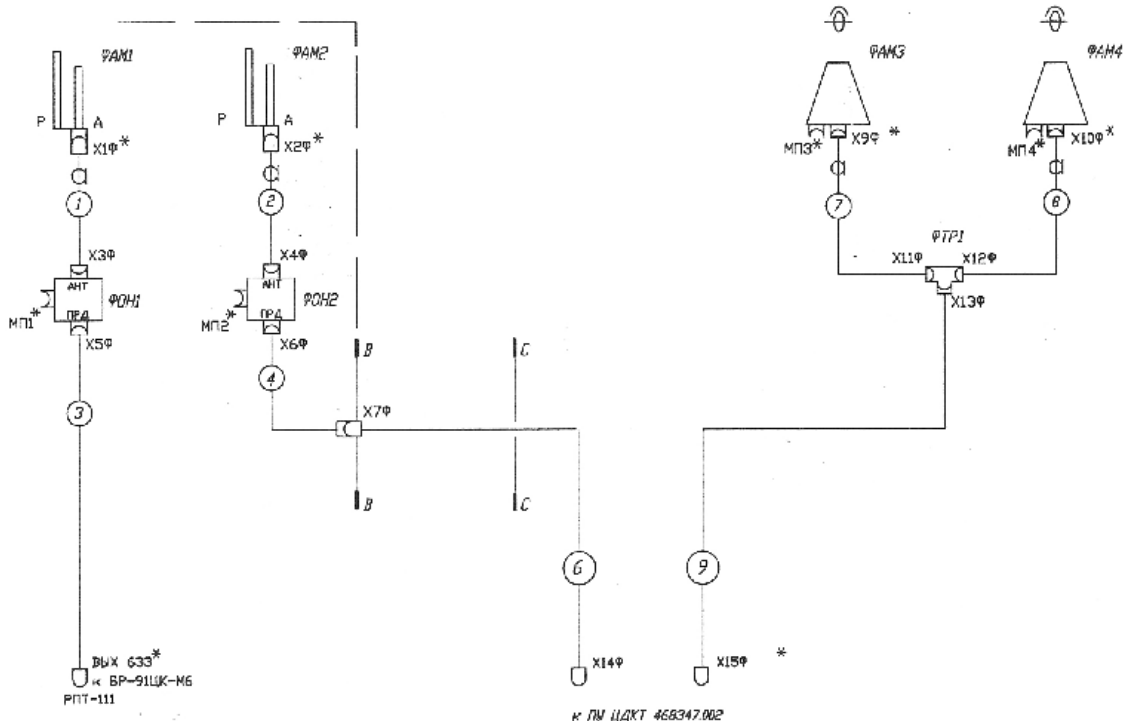


рисунок 10. Принципиальная схема АФС ТМС «Фрегат-СБ» МКБФ

В АФС ТМС МКБ «Фрегат-СБ», как показано на рисунке 10, переход на основные антенны (ФАМ3 и ФАМ4) в момент отделения ПХО выполняется при срабатывании высокочастотного переключателя на выходе передатчика ТМС М1 и расчленении фидерного тракта антенны ФАМ2 в отрывном соединителе X7Ф. При «сбросе СБ» остатки фидерного тракта антенны ФАМ2 расчленяются в сечении С-С за счёт срабатывания «пируножа». Для этой модификации впервые применены при комплексных испытаниях в КИС НПО им. С.А. Лавочкина и на ТК имитаторы антенн ПХО ФАМ1 и ФАМ2.

Антенны ФАМ1 и ФАМ2 на ПХО МКБ «Фрегат-СБ» в силу особенностей конструкции ПХО «укорочены» и по своим конструктивным размерам отличаются от антенн ФАМ1 и ФАМ2 на ПХО МКБФ (рисунки 11 и 12).

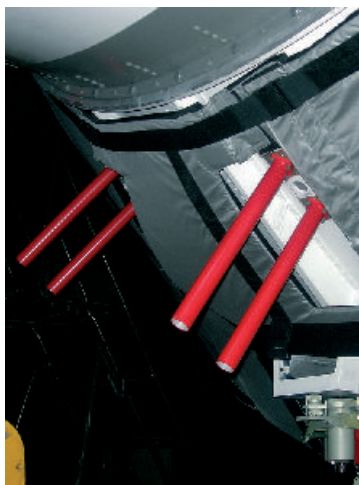


рисунок 11. Антенны ТМС1 (ФАМ2) и ТМС2 (ФАМ1) на ПХО

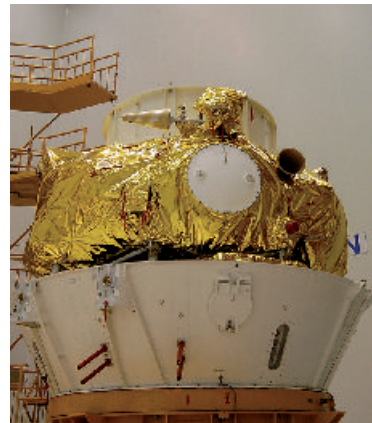


рисунок 12. Направленная рупорная антенна системы 38Г6 (ФА3), ФАМ4, ФАМ1 и ФАМ2

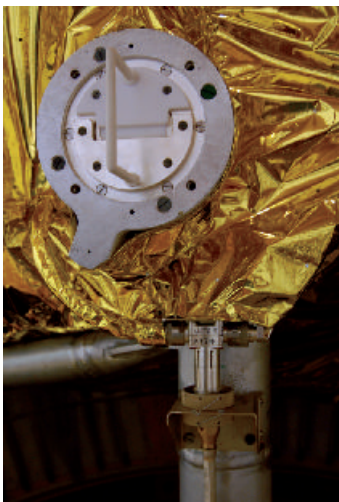
С целью обеспечения технологических потребностей при комплексных испытаниях ТМС МКБФ всех модификаций в состав фидерных трактов АФС дополнительно введены, помимо технологических зондов в антеннах или поглощающих насадках, вновь разработанные направленные ответвители (ФОН1 и ФОН2), которые позволяют обеспечить потребности комплексных испытаний ТМС М1 и М6 на КИСе и ТК и контролировать уровень высокочастотной мощности в трактах передающих антенн. Направленные ответвители на основе выполненных ранее по другим темам разработок были реализованы по схеме, позднее применённой для S-диапазона. Конструктивная конфигурация направленных ответвителей для ТМС М1 и М6 аналогична применённой для S-диапазона и отличается только размерами, обусловленными различием в номиналах рабочих частот.

Направленный ответвитель (ФОН1 и ФОН2 для ТМС М1 и М6, ФОН1 для ТМ передатчиков S-диапазона) выполнен в виде связанных между собой полосковых линий, степень связи между которыми характеризуется переходным ослаблением величиной 25-27 дБ.

Для конических спиральных антенн (ФАМ3 и ФАМ4) применены имевшиеся технические решения поглощающих насадок – СУ 163.000.00. Для антенн ФА1 и ФА2 системы 38Г6 после адаптации их для работы на КИ в составе приёмопередающих средств МКБ «Фрегат» применены радиопоглощающие насадки типа ИПК-1.

Из-за отсутствия задела поглощающих насадок для вибраторных антенн (ФАМ1 и ФАМ2) и их предшественниц, установленных на ПХО МКБФ, была предложена оригинальная конструкция насадки на основе поглощающей коаксиальной линии, которая вне периодов КИ (до сборки КГЧ) заменяется технологическими защитными кожухами. Для антенн (ФАМ1 и ФАМ2), применяемых на ПХО РБ «Фрегат-СБ», взамен вибраторных антенн (ФАМ1 и ФАМ2) на ПХО МКБФ, упомянутая поглощающая насадка модифицирована в укороченном виде.

При переходе с малонаправленных антенн системы 38Г6 (ФА1 и ФА2, которая представлена на рисунке 13) на направленные рупорные (ФАМ3), представленные на рисунке 14, в арсенале средств появились вновь разработанные плоские насадки, адаптированные под раскрыв рупора. Практически все насадки обеспечивают в процессе их применения ослабление излучаемой антеннами мощности не менее 30 дБ, при этом влияние насадок на КСВ антенны не превышает 10%.

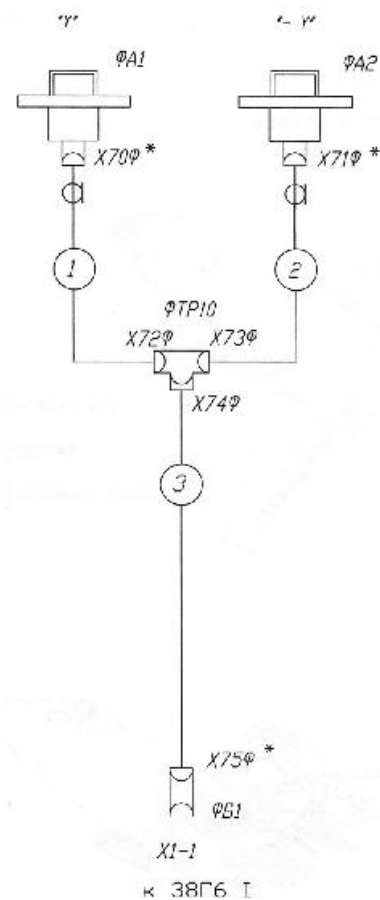


рисунки 13. Антенна ФА2 системы 38Г6

Так, если на начальном этапе развития МКБФ для обеспечения траекторных измерений при небольших значениях дальности в АФС системы 38Г6 (рисунок 15) потребовалось только адаптировать малонаправленные антенны ФА1 и ФА2 в конструктив МКБФ и разработать новые высокочастотные кабели, то для обеспечения сеансов



рисунки 14. Антенна ФА3 системы 38Г6



рисунки 15. Принципиальная схема АФС 38Г6

траекторных измерений на значительных удалениях (дальность связи более 10000 км) уже была создана направленная рупорная антенна ФА3 в отдельном канале системы 38Г6 (на основе известного малонаправленного излучателя ФА1 и ФА2).

Дебют этой направленной антенны (рисунок 16) состоялся в составе МКБФ при запуске КА «GSTB-Y2/A».

Таким образом, на трех МКБФ в том числе и при запуске КА «GSTB-Y2/A» применён так называемый усиленный вариант системы 38Г6 согласно схеме рисунка 16 и с размещением антенн в соответствии со схемой рисунка 17.

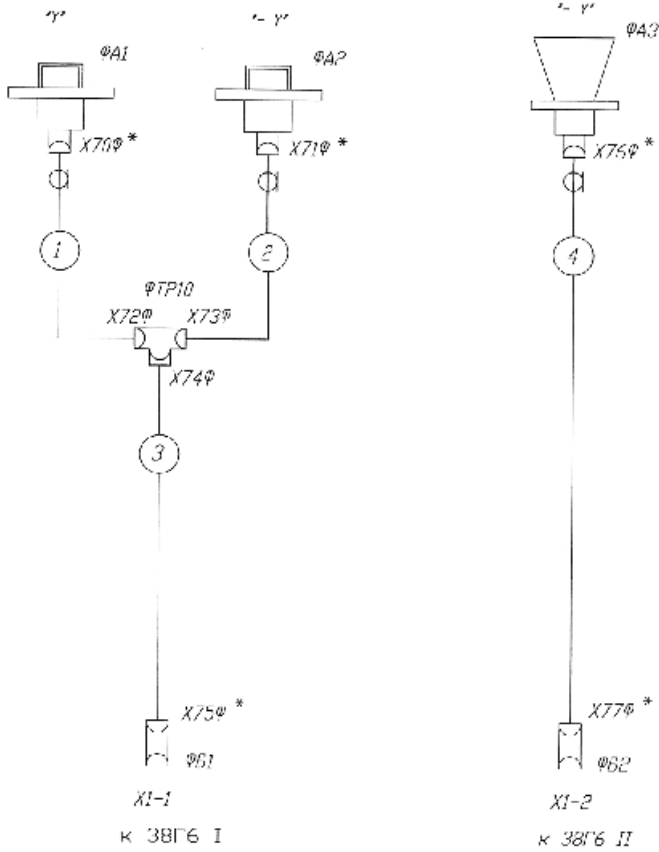


рисунок 16. Принципиальная схема АФС 38Г6

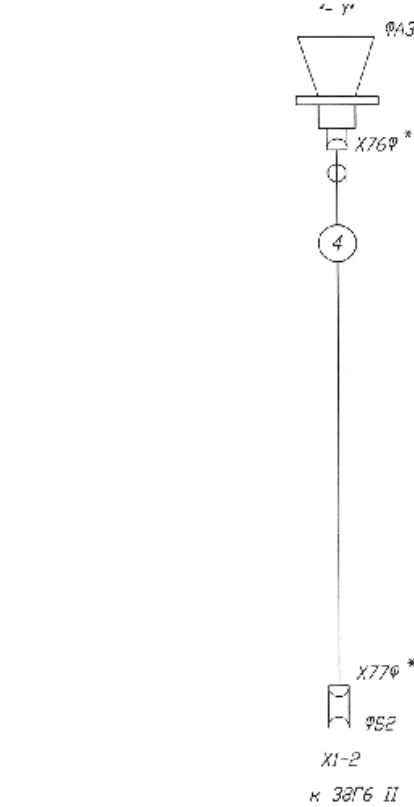


рисунок 18. АФС 38Г6

Все действия по изменению конфигурации антенных устройств и их размещении в конструктиве разгонного блока проходят испытания в составе соответствующих полноразмерных антенных макетов МКБФ в БЭК1 ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». Представление об этом виде испытаний можно в первом приближении составить, обратившись к рисунку 19.

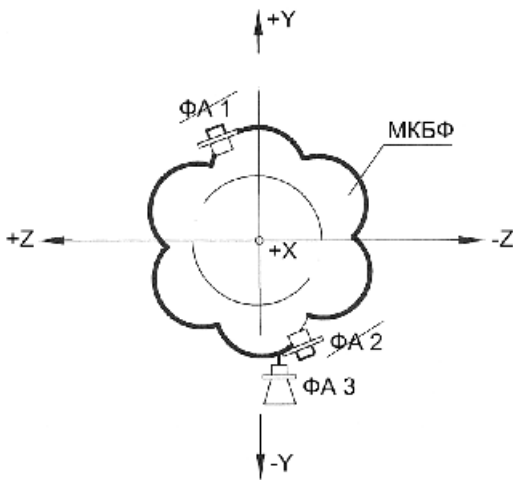


рисунок 17. Схема размещения антенн системы 38Г6

А принимая во внимание результаты этих трех пусков МКБФ с учётом применения АСН в составе аппаратных средств МКБФ, в системе 38Г6 используется только один комплект передатчика с направленной рупорной антенной (как показано в схеме на рисунке 18) для обеспечения измерений на больших удалениях.

Все антенные устройства и элементы фидерных трактов, включая кабельные сборки, начиная с первоначальных действий по разработке и отработке и завершая реальной работой в составе МКБФ, обязательно последовательно подвергались всем видам испытаний: ЛОИ, ДИ, ПРИ, ПСИ и КИ.

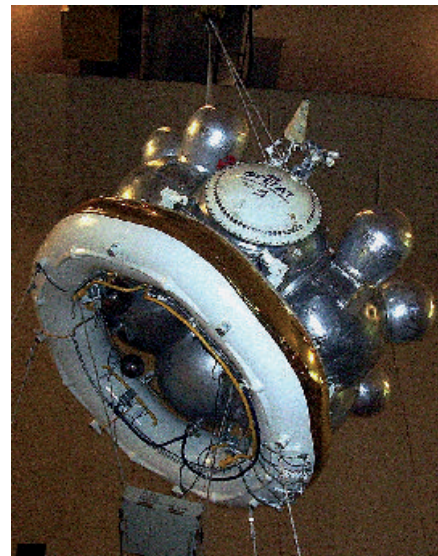


рисунок 19. Антенный макет МКБ «Фрегат-СБ»

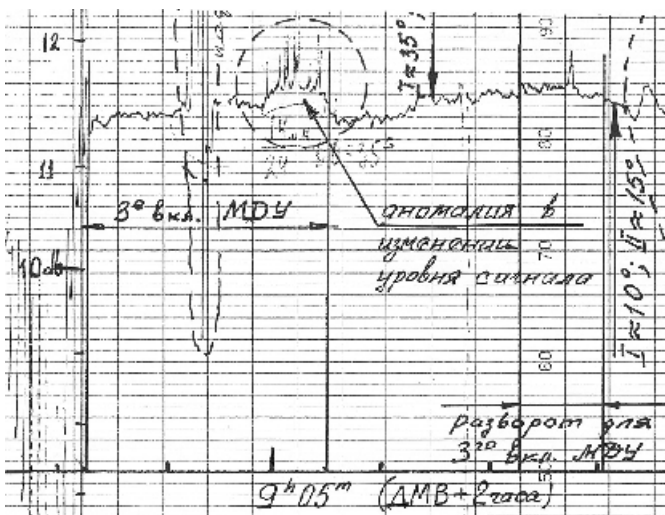
Развитие направления по адаптации «Фрегата» к обеспечению пусков с Гвианского космического центра привело к появлению на борту МКБФ ТМ передатчиков S-диапазона. Таким образом, эта

По мере решения поставленных выше задач были реализованы возможности в части совершенствования инструментария, применяемого для антенных измерений и мониторинга радиоканала. Многоблочный отечественно-импортный комплекс приборов начиная с 2007 года был превращён в связку анализатора спектра CSA фирмы Agilent Technologies с управляюще-обрабатывающим ПК, для которого разработано уникальное специализированное ПО «ustas/ant_san», «ustas/rad_mon» и «ustas/ant_bort».

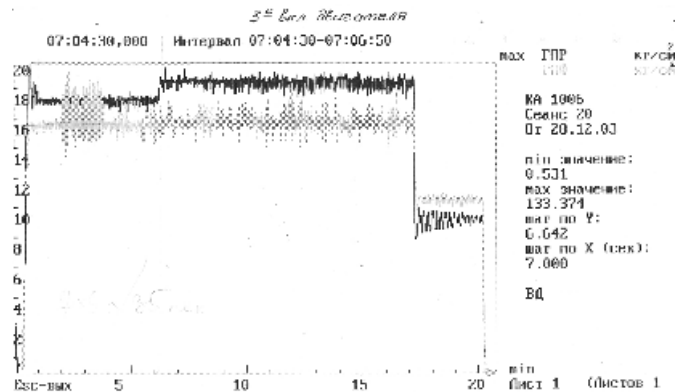
Это мобильное рабочее место позволяет не только осуществлять прецизионные антенные измерения при диагностике и отладке антенных постов, включая процедуры контроля юстировки, но и выполнять прецизионный контроль параметров принимаемого радиосигнала с высокоскоростной фиксацией их в памяти ПК для последующего анализа. Разработанная методология анализа результатов мониторинга радиоканала позволяет, используя баллистические данные в согласованном формате, получить реальные сечения диаграмм направленности бортовых антенн в процессе ЛИ, в том числе и в присутствии факела двигателя.

Эффективность и целесообразность применения подобных средств даже «доисторического исполнения» можно оценить на частном примере послесеансного анализа приведённой ниже записи уровня принятого сигнала ТМС с МКБФ (рисунки 22 и 23). Техническая польза от постоянного применения мобильного рабочего места при подготовке и выполнении пусков МКБФ вполне очевидна из практического опыта, реально полученного на космодроме «Байконур» в период с 2001 по 2010 годы.

А когда возникла необходимость создать автономное рабочее место СПО при пусках с пл. 95 и пл. 31 в диапазонах ТМС и ВЗ, бригада специалистов при мощной поддержке технических служб космодрома «Байконур» водрузила на крышу пун-



рисунки 22. Аномалия в уровне принимаемого сигнала при работе МДУ МКБФ



рисунки 23. Анализ после пуска МКБФ ТМ параметров МДУ

кта связи «Мыслитель» (пл.43) ОПУ от станции МА9-МК с антенной Ø2,6м.

Для расширения возможностей МТС (малой телеметрической системы) в части значительного улучшения её потенциальных параметров (приём и обработка ТМ-информации МКБ «Фрегат» непосредственно в НПО им. С.А. Лавочкина) совместными усилиями специалистов антенного подразделения и производства на корпусе 133 (БЭК) в 2003-м году создан антенный пост НС-3,7Л. Основу конструкции антенного поста с зеркальной антенной диаметра 3,7 м составляет 2-степенной привод со скрещенными горизонтальными осями.

Применительно к данному варианту МТС была разработана и доведена до практического применения обобщённая методика контроля юстировки антенного поста с приводом, имеющим скрещенные горизонтальные оси, по «условно неподвижному Солнцу» (Машков В.И. Методика..., 2009). Полученный в НПО им. С.А. Лавочкина в процессе эксплуатации антенного поста НС-3,7 Л практический опыт был использован при создании аналогичных рабочих мест (АС3,7-3002-0) в ИСС им. М.Ф. Решетнёва (г. Железногорск) и в Гвианском космическом центре (АС-МРТК-3002-0 с модифицированным вариантом ОПУ) для обеспечения приёма ТМ-информации при пусках РН с МКБФ.

список литературы

Машков В.И. К вопросу юстировки остронаправленной антенны по Солнцу в системе координат поворотного устройства с горизонтальными осями X-Y // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2009. № 2. С. 41-48.

Машков В.И. Методика юстировки остронаправленной антенны по Солнцу в системе координат азимутально-угломестного привода // Сб. науч. трудов «Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов». М., РАКЦ, 2009. Вып. 7. С. 113-145.

Статья поступила в редакцию 13.03.2013 г.

СИСТЕМА ПРИЕМА И ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ, СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ

К.Б. Макарихин*,
dep830@laspace.ru;
К.В. Makarikhin**

А.А. Поляков*,
dep830@laspace.ru;
А.А. Polyakov**

В статье приводятся краткие сведения об истории создания и развитии системы автоматизированной обработки телеметрической информации межорбитального космического буксира (МКБ) и о системе контроля технологических параметров.

Ключевые слова:

телеметрия;

МКБ;

автоматизированная обработка.

1. Система приема и обработки телеметрических параметров

В конце 90-х годов, в один из наиболее трудных периодов для отечественной космической отрасли в целом и для нашего предприятия – в частности, по теме Фрегат сотрудниками НПО им. С.А. Лавочкина (НПОЛ) были созданы аппаратно-программные системы приема и обработки (СПО) телеметрической информации (ТМИ): для комплексного испытательного стенда (КИС) (СПО-КИС), технического комплекса (СПО-ТК) и стартового комплекса СПО-СК, а также для стенда в НЦАП (СПО-С). Наиболее сложным является комплекс СПО-СК, который предназначен для приема и оперативной обработки телеметрической информации МКБ «Фрегат» на следующих этапах работ:

- этап предстартовой подготовки изделия;
 - первая фаза полета (до отделения космической головной части от ракетносителя (РН));
 - участок полета МКБ «Фрегат» (МКБФ) и МКБ «Фрегат-сбрасываемые баки» (МКБФ-СБ) в зоне видимости СПО-СК, до и после отделения космического аппарата;
 - послеполетная обработка ТМИ.
- СПО-СК решает следующие задачи:
- отслеживание антенной системой траектории полета связки РН «Союз» – МКБФ и РН «Зенит» – МКБФ-СБ;
 - прием до шести потоков ТМИ;
 - регистрация ТМИ с временной привязкой к шкале единого времени;
 - полная обработка ТМИ в реальном времени;
 - представление результатов обработки расчета на экранах операторов и в виде распечаток;
 - оперативная передача ТМИ удаленным потребителям.

Штатное число принимаемых потоков – четыре, каждая из двух частот МКБ принимается двумя потоками. Информативности 8, 32, 256, 512 Кбит/сек (имеется

* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

THE SYSTEM OF RECEIVING AND PROCESSING OF TELEMETRY DATA, THE SYSTEM OF TECHNOLOGICAL PARAMETERS CONTROL

М.Г. Скрипкин*,
skripkin@laspace.ru;
M.G. Skripkin**

Н.В. Ушаков*,
n.usakov@laspace.ru;
N.V. Ushakov**

The article contains brief information on the history of creation and development of the automated processing system of the versatile space tug's telemetry and on the technological parameters control system.

Key words:

telemetry;

versatile space tug;

automated processing.

опыт работы с тремя потоками и информативностью 1024 Кбит/сек).

Максимально возможное число потоков – шесть в диапазоне Д1.

В состав СПО-СК входят:

- антенно-приемная система (рисунок 1);
- подсистема обработки информации;
- автономная система единого времени;
- средства связи;
- средства послеполетной обработки.



рисунок 1. Антенно-поворотное устройство ВН118. Стартовый комплекс площадки 31 Байконура

Структурная схема СПО-СК Байконура приведена на рисунке 2.

Антенно-приемная система имеет следующие характеристики:

- параболическое зеркало диаметром 2,5 м;
- скорость наведения – до 6,3 град/с по азимуту и по углу места;
- предельные углы наведения: по азимуту $\pm 270^\circ$, по углу места $0^\circ-90^\circ$;
- погрешность наведения – не более 30 угловых минут;
- нормальная работа при ветровых нагрузках не более 15 м/с;
- программное наведение, возможность ручного управления.

** Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

СИСТЕМА ПРИЕМА И ОБРАБОТКИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ, СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ

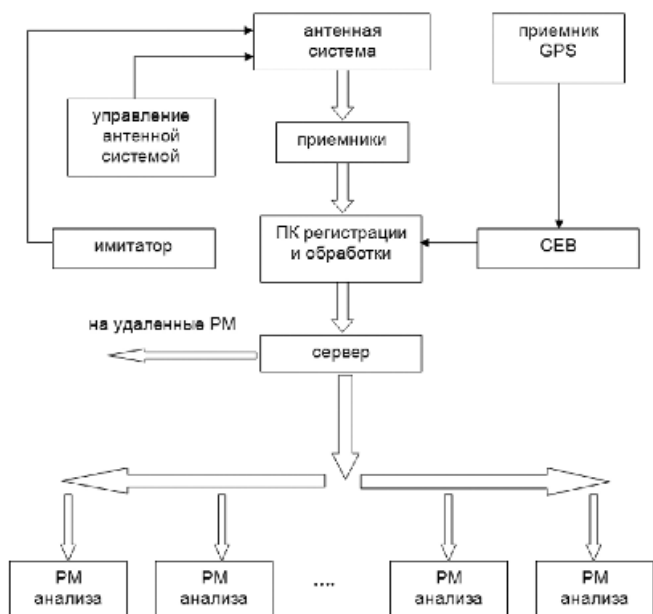


рисунок 2. Структурная схема СПО-СК

Средства приема ТМИ СПО-СК (рисунок 3) имеют следующие характеристики:

- частотный диапазон – Д1;
- модуляция – КИМ-ЧМ;
- информативность – 8, 32, 256, 512 кбит/сек;
- максимальная дальность приема – около 60 тыс. км (при информативности 8 кбит/сек);
- качество приема – не хуже 10^{-4} символа;
- штатное число потоков ТМИ на старте – резервированный прием ТМИ 256 Кбит/с и резервированный прием ТМИ 512 Кбит/с;
- используемые приемники РП ТМ1, РТ-101, РТ-102;
- наличие имитатора ТМ-сигнала.



рисунок 3. Средства приема ТМИ СПО-СК. Помещение 8-13 сооружения 100 площадки 31 Байконура. 2005 год

Подсистема обработки информации (рисунок 4) штатно состоит из шести рабочих мест анализа ТМИ, на которых в темпе приема ТМИ и послесекансно отображается полная информация о состоянии систем МКБ. Число рабочих мест может быть увеличено в зависимости от потребности.

Средства СЕВ СПО-СК имеют следующие основные характеристики:



рисунок 4. Подсистема обработки информации. Помещение 8-13 сооружения 100 площадки 31 Байконура. 1999 год

- синхронизация от Глонасс/GPS;
- точность временной привязки – не хуже 1 мсек;
- мобильность, автономность.

Модификация комплекса для ТК и КИСа отличается отсутствием СЕВ, антенного поста ВН118, дублирования и наличием ТМ-канала низкой частоты.

Данный комплекс зарождался в начале 90-х годов. У его истоков стояли А.Е. Ширшаков, А.Ю. Олейников, М.Г. Скрипкин; им, в свою очередь, поверил и всячески помогал А.А. Флоридов. Вместо устаревших стоек графического устройства, выдающих рулоно-километры вредной для здоровья и трудоемкой в расшифровке электрохимической бумаги, впервые были применены вычислительные средства на базе персональных компьютеров (ПК). Первые комплексы СПО использовали приемную часть от станций МА9-МКТМ и были зависимы от этой громоздкой аппаратуры, сроки эксплуатации которой уже были исчерпаны, а возможности для оперативного анализа изначально крайне ограничены.

Основной проблемой было отсутствие средств ввода ТМИ в ПК. Во многом именно эти средства в дальнейшем надолго определяли конфигурацию программного обеспечения. Разработка средств ввода ТМИ в ПК осуществлялась А.Е. Елизаровым и А.А. Поляковым. Первое разработанное устройство «Алекс» имело сопряжение только со специализированными стойками станций МА9-МКТМ. Далее для МКБФ была специально разработана плата МВС, а для подстраховки использовался регистратор Литон. Но все это была специализированная аппаратура малых серий, предприятия-изготовители которой могли в любой момент закрыться или прекратить их выпуск. В результате экспериментальной отработки ставка была сделана на промышленно изготавливаемые платы аналогового-цифровых преобразователей фирмы Lcard, работающей в сфере промышленной автоматизации. Достоинством этих плат была их серийность и гибкая структура, позволяющая программировать их под конкретные прикладные задачи, что и было осуществлено сотрудниками отдела.

В ходе разработки контрольно-проверочной аппаратуры для наземных испытаний МКБФ коллективу разработчиков НПОЛ пришлось столкнуться с тем, что если на предприятии станции МА9-МКТМ еще подде-

рживались в работоспособном состоянии, то на полигоне старые станции были совершенно непригодны для работы. Тогда и было принято смелое решение о работе со специализированными малогабаритными приемниками, а далее еще более дерзкое – построить на СК площадки 31 свою приемную станцию. В качестве приемников рассмотрены и опробованы аналоговые, а с развитием цифровых чипов – цифровые приемники разработки НИИ КП и приемники НПСР (ОКБ МЭИ). В результате было решено: кто разрабатывает передатчик, тот и делает средства приема, что существенно сократит сроки внедрения и облегчит взаимодействие. Исходя из этого принципа был выбран единый смежник – НИИ КП, тем более, что у него, кроме задела по приемнику, уже была в разработке и частично изготовлена антенная система ВН118 (Победоносцев В.А., 2007).

В то время на МКБФ все было в новинку – новое изделие, новая телеметрия, новая система управления (СУ), новая кооперация, безальтернативный отказ от традиционных телеметрических станций, практически полная автономность. Все зарождалось буквально на глазах и менялось по мере приобретения эксплуатационного опыта. Достаточно сказать, что только третья серия приемников с индексом РТ-102 стала удовлетворять потребностям СПО, а ранее используемые РП-ТМ1 и РТ-101 имели существенные недостатки. Но работа спорилась, мы всегда находили поддержку в НПОЛ у руководителя работ по МКБФ В.А. Асюшкина, а на полигонах – у тогдашнего начальника испытательного центра В.Н. Байкина.

Первые пуски с Байконура были очень ответственны. Чтобы принять ТМИ, бригады НПОЛ разъезжались по измерительным пунктам (ИП), расположенным в разных уголках нашей страны. Здесь и пригодился старый опыт работы со станциями МА9-МКТМ, которыми были оборудованы ИПы, и универсальность плат Lcard – в кратчайшие сроки было разработано мобильное рабочее место приема ТМИ. Уже в дальнейшем, благодаря модернизации приемников, оптимизации антенно-приемного тракта и набранной статистики качества приема на СПО-СК удалось отказаться от поездок на ИПы.

Одним из факторов успешного использования СПО была тщательная поэтапная отработка программно-аппаратного обеспечения (ПАО) приема и обработки ТМИ на этапах КИСа, отработки на ТК и СК. На всех трех комплексах использовалось единое программное ядро и аппаратные средства, которые наращивались в зависимости от решаемых задач. Создание и эксплуатация комплекса велись в тесном сотрудничестве со специалистами всех систем МКБ и с отделом эксплуатации СПО в КИСе, во главе которого в то время стоял В.В. Панов. Свой особый вклад во внедрение СПО внесли: А.С. Шмаков, возглавивший в дальнейшем отдел эксплуатации СПО, и В.М. Наумов, возглавляющий сейчас отдел электрических испытаний МКБФ в КИСе. Неоценимый опыт работы в КИСе намного облегчил внедрение комплексов на ТК и СК, в том числе благодаря преемственности операторов – тот, кто работал и внедрял комплексы в КИСе, тот их монтировал и рабо-

тал с ними на полигоне. Заметный вклад внесли в разработку, внедрение и эксплуатацию комплексов приема и обработки ТМИ сотрудники ОКБ: К.Б. Макарихин, С.А. Жданова, С.Н. Прокофьев, М.В. Мелехин. Со стороны смежников хочется отметить специалистов НИИ КП – О.Е. Лопатко, В.А. Победоносцева, А.В. Шувалова. Все эти годы комплекс СПО успешно функционировал и развивался, под будущие работы в Гвиане опробована работа комплекса в s-диапазоне, принята ТМИ с площадки 45, заменены устаревшие приемники на приемники типа РТ-102, доработано программное обеспечение под современные аппаратно-программные средства, заменены устаревшие аппаратные средства, доработаны блоки и ПАО управления приводом антенны, в состав системы включен имитатор ВЧ-сигнала и анализатор спектра, в состав СЕВ введен блок хранения времени, изменена схема приема ТМИ по низкой частоте. Большую помощь СПО по работе с антенно-приемной системой, особенно в начале ее становления, оказывали сотрудники антенного отделения В.И. Машков и Д.И. Белов. Совместно с ними на площадке 43 из старого восстановленного привода, бывшего в употреблении зеркала на крыше местного узла связи «Мыслитель» был смонтирован антенный пост с ручным управлением и приемной станцией (СПО-М), который по характеристикам приема не уступал ВН118. К сожалению, в связи с дефицитом финансирования, отсутствием на тот момент доступных каналов связи и неоднозначным статусом узла связи пост проработал в качестве дублирующего несколько пусков и в дальнейшем не использовался. Свою «отрицательную» роль в судьбе данного антенного поста сыграло и СПО-СК площадки 31, высокая надежность которого и резервирование основных компонентов позволили отказаться от дублирующих антенных постов.

С развитием каналов связи на СПО была возложена новая задача – передача принятой информации в информационно-вычислительный комплекс Главного конструктора и презентация полетной информации руководящему составу Роскосмоса и НПОЛ на ТК, в тесном сотрудничестве с Ю.В. Казакевичем и А.В. Ефановым данная задача была решена.

В 2006 году на космодроме «Плесецк» были сданы в эксплуатацию комплексы приема и обработки ТМИ на ТК и СК, которые отличаются от Байконура более высокой степенью резервирования узлов, отсутствием автономной СЕВ, наличием площадки обслуживания антенны и удаленной антенной имитатора. Несмотря на минимальность доработок для Плесецка, сдача комплексов в эксплуатацию была непростой задачей; специалисты, принимающие систему в эксплуатацию, изучали все досконально и на этапе монтажа и ввода в эксплуатацию документация на комплексы была существенно переделана, а аппаратура смежников доработана. На рисунке 5 представлена доработанная антенна ВН-118 СПО-СК в Плесецке.

В рамках международной кооперации по теме Куру комплекс СПО был существенно доработан для работ с новой объединенной ТМС s-диапазона в КИСе и ТК и с расширенными функциональными связями с евро-



рисунок 5. Антенна СПО-СК в работе

пейскими системами Гвианского космического центра на СК. В 2009 году в НПОЛ, а в 2011-м – на ТК и СК в Гвианском космическом центре (ГКЦ) комплексы СПО были сданы в эксплуатацию. Большой вклад в развитие математики для ГКЦ был внесен Н.В. Ушаковым и А.Б. Пчелинцевым. В работе комплекса на полигоне традиционно помогал руководитель центра «Космодромь» А.С. Золотов.

В ГКЦ у СПО появились следующие принципиально новые задачи:

- синхронизация с СЕВ Гвианского космического центра в стандарте IRIG-B;
- выдача отдельных параметров ТМИ в службу безопасности ГКЦ;
- прием ТМИ от европейских измерительных пунктов;
- имитация выдачи полетной ТМИ для проверки функционирования Европейских средств;
- наличие двух типов ретрансляторов ВЧ-сигнала.

Установить управляемую антенну на крыше командного пункта не удалось из-за финансовых соображений, поэтому была установлена приемная антенна (рисунок 6) Ижевского радиозавода (ИРЗ), которая принимала ТМИ как непосредственно с РН на старте, так и с двух ретрансляторов, входящих в состав СПО-СК.

Характеристики приемной антенны на крыше командного пункта (КП):

- тип параболическая;
- коэффициент усиления 25 Дб;
- ширина диаграммы направленности 5°;



рисунок 6. Приемная телеметрическая антенна МКБФ на крыше командного пункта Гвианского космического центра

- поляризация: левая круговая, коэффициент эллиптичности не менее 0,8.

Один ретранслятор изготовления ИРЗ находится на уровне 13,5 м и передает сигнал при отъезде мобильной башни обслуживания (МБО) на СПО-СК. Ретранслятор состоит из двух пассивных антенн:

- тип – параболическая;
- коэффициент усиления 20 Дб;
- ширина диаграммы направленности $\pm 12,5^\circ$;
- поляризация: левая круговая, коэффициент эллиптичности не менее 0,8.

Второй ретранслятор предоставлен европейской стороной и передает сигнал с уровня 27 м через антенную насадку МКБФ на крышу МБО для связи с СПО-СК и европейским измерительным пунктом «Галиот».

Внедрение СПО на новом полигоне принесло совсем новые проблемы. Если в бытовом плане и в плане рабочих помещений все было на минимально европейском уровне (см. рисунки 7, 8 и 9), то местный климат преподавал нам свои уроки. То, что без нареканий годами работало на открытом воздухе на Байконуре и в Плесецке, во французской Гвиане стало подвергаться коррозии. Соленные дожди, высокая влажность и высокая температура за год практически съели защитное покрытие малошумящего усилителя (МШУ) (рисунок 10), хотя прибор продолжал функционировать. Сmejнику пришлось потрудиться – поменять и прибор и технологию его защитного покрытия, а мы во избежание подобных прецедентов теперь демонтируем МШУ в перерывах между работами.



рисунок 7. Рабочие места анализа ТМИ на ТК МКБФ Гвианского космического центра



рисунок 8. Рабочие места приема ТМИ на ТК МКБФ Гвианского космического центра



рисунок 9. СПО СК на КП Гвианского космического центра

В настоящее время ведется разработка новых комплексов приема и обработки ТМИ для космодромов «Плесецк» и «Восточный».

2. Система контроля технологических параметров

Для наземных автономных измерений датчиков при обработке МКБФ НПО им. С.А. Лавочкина в сотрудничестве с А.В. Кантором были разработаны три базовых системы (опыт эксплуатации с 1999 года). Все три системы основаны на единой модульной системе сбора данных (крейтах), подключаемых к системе регистрации и отображений (компьютер, ноутбук) при помощи различных типов контроллеров. Питание осуществляется от устройств бесперебойного питания. Питание вибрационных датчиков (27В) производится от отдельного блока питания. Было разработано три основных модификации:

1. СКТД – система контроля температур и давлений, применяется при измерениях температур и давлений непосредственно с датчиков МКБФ при обработке изделия на заводе, при испытаниях на техническом комплексе, при заправке на заправочной станции (ЗС) и при транспортировке. Связь датчиков изделия с СКТД осуществляется кабелями длиной до 60 м. Регистрация и отображение на стандартном компьютере по ЕРР протоколу (возможен COM, USB, Net).

2. СДКТД – система дистанционного контроля температур и давлений, используется при измерениях температур и давлений непосредственно с датчиков МКБФ на стартовом комплексе. Связь датчиков изделия с СКТД осуществляется кабелями длиной до 60 м, удаленная регистрация и отображение на компьютере по протоколу «Манчестер-2» (до 1,5 км).

Под задачи МКБФ СКТД и СДКТД обеспечивают темповые измерения, регистрацию, обработку и визуальный контроль до 32 температурных датчиков и 24 датчиков давления. Возможно расширение числа опрашиваемых датчиков, объединения нескольких систем, расширения номенклатуры датчиков.

Технические характеристики:

- измеряемый диапазон сопротивлений датчиков температур от 20 Ом до 204 Ом;
- относительная погрешность измерения сопротивления датчиков температуры 0,1% при нормальных

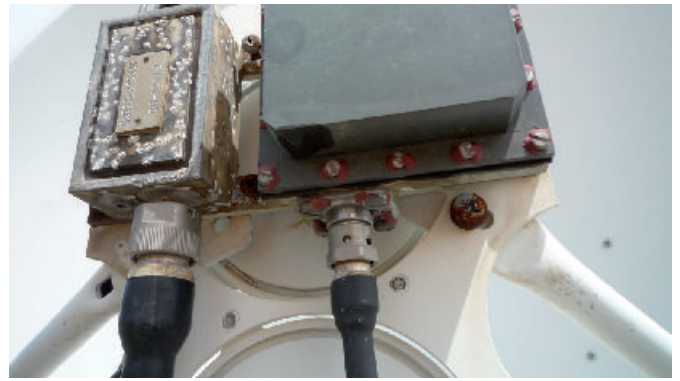


рисунок 10. МШУ после года нахождения в условиях южноамериканского климата

климатических условиях;

- измеряемый диапазон соотношения плеч потенциометрических датчиков давлений от 0% до 100%;
- относительная погрешность измерения плеч потенциометрических датчиков давлений 0,1% при нормальных климатических условиях;
- штатная опросность всех датчиков МКБФ – 1 раз в 2 сек.

3. Система контроля быстроменяющихся процессов, воздействующих на МКБФ и КА, предназначена для регистрации перегрузок и ускорений при транспортировке МКБФ.

Технические характеристики:

- число регистрируемых датчиков 16;
- частота опроса 400 изм/сек.;
- измеряемое напряжение ± 10 В;
- основная систематическая погрешность 0,05%.

Система применялась также для замеров токов и напряжений в цепях подрыва пиропатронов и при контроле шин СУ.

В настоящее время система используется для автономной проверки головных обтекателей НПОЛ и виброакустических датчиков.

В 2009-2012 годах на базе новых крейтов были разработаны системы для контроля технологических параметров и вибродатчиков в КИСе, в ТВК, на ТК и ЗС изделий «Спектр-Р», «Электро-Л», а также для проверки датчиков двигательной установки. Новую систему отличает ее современный интерфейс и адаптируемость к решаемым задачам. На базе крейта была разработана система опроса датчиков вакуума для работы в ТВК с изделиями «Спектр-Р», «Электро-Л». Сейчас крейты выпускаются с возможностью установки в них 1, 2, 8, 16 плат, а в платах появилась возможность установки субмодулей, измеряющих различные типы сигналов.

список литературы

Победоносцев В.А. Очерки истории развития отечественной ракетной радиотелеметрии (1946-2006 гг.) и место системы БРС-4 в этой истории. 3-е изд., испр., доп. М.: Изд-во «Тривант», 2007. 160 с.

Статья поступила в редакцию 15.04.2013 г.

ЦЕНТР УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТАМИ НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА: РАБОТА С МЕЖОРБИТАЛЬНЫМ КОСМИЧЕСКИМ БУКСИРОМ «ФРЕГАТ»

Ю.В. Казакевич*,
st96@laspace.ru;
Yu. V. Kazakevich**

И.В. Зефиоров,
кандидат технических наук*,
zefirov@laspace.ru;
I. V. Zefirov**

В статье рассказано об истории создания центра управления полетами НПО им. С.А. Лавочкина (ЦУП-Л), о поставленных перед центром целях и задачах по обеспечению сопровождения запусков межорбитального космического буксира «Фрегат» (МКБФ). Приведены основные принципы информационного взаимодействия. Подробно описаны используемые аппаратное и программное обеспечение.

Ключевые слова: центр управления полетами; программно-алгоритмическое обеспечение; обработка телеметрической информации.

ВВЕДЕНИЕ

При разработке МКБ «Фрегат» предполагалось, что аппарат осуществляет автономный полет без проведения закладок командно-программной информации с Земли. Тем не менее, круг задач наземных служб был очерчен достаточно широко. Требовалось испытать с привлечением разработчиков в условиях реального полета работу всех систем и элементов конструкции, де-факто понять динамику аппарата. Также было необходимо продемонстрировать заказчику качество предоставляемых услуг в реальном масштабе времени, предоставить сведения о положении отделяемой полезной нагрузки, условиях выведения – температурах, вибрациях и т.д. Наконец, из требований к безопасности следовала необходимость слежения за положением МКБФ в ходе всей летной работы, включая этапы затопления или увода на орбиту существования.

Неизбежность создания центра, выполняющего роль летного инструмента разработчиков МКБФ, была очевидной. Такой центр и был создан в 1999 году на базе Центра проведения летных испытаний (ЦПИ), несколько ранее до этого закончившего работу по КА «Купон». При создании начального варианта информационно-вычислительного комплекса Главного конструктора (ИВК ГК) были использованы опыт, организационные и программные наработки группы специалистов, участвовавших в сопровождении КА «Купон» и серии прикладных КА. Позже к работам по ИВК ГК МКБ «Фрегат» присоединилась другая группа разработчиков, занимавшаяся ранее сопровождением КА «Аркон-1». Появились совместные новые идеи по улучшению работы многих компо-

MISSION CONTROL CENTER OF «LAVOCHKIN ASSOCIATION» FOR «FREGAT» VERSATILE SPACE TUG OPERATING

This article reports the history of «Lavochkin Association» Mission Control Center, reasons of its building, purposes and objectives to support «Fregat» Versatile Space Tug launches tracking as well as the basic principles of informational interaction. Used hardware and software are described in detail.

Key words: Mission Control Center; algorithmic software; telemetry data processing.

нентов программного обеспечения, а также по качественному повышению уровня их функциональности. Именно эти идеи, доказав свою жизнеспособность на протяжении нескольких десятков запусков, определяют облик современного состояния ИВК ГК МКБ «Фрегат» как подразделения ЦУП-Л и являются базой для дальнейшего развития в соответствии с новыми требованиями.

1. Цели и задачи ИВК ГК МКБФ

Целью создания ИВК ГК МКБФ является обеспечение оперативного анализа работы бортовых систем МКБ «Фрегат» во взаимодействии с наземными пунктами при выведении полезной нагрузки. ИВК ГК позволяет решать следующие основные задачи:

- подготовка исходных данных для обработки телеметрической информации (ТМИ);
- прием, обработка, отображение и хранение ТМИ;
- оперативный и апостериорный анализ функционирования систем МКБФ;
- информационное обеспечение полета;
- оценка качества выведения полезной нагрузки;
- формирование и выдача отчетных форм заказчику запуска;
- взаимодействие с ЕЦУП РБ (единый ЦУП РБ в г. Краснознаменск), космодромами («Байконур», «Плесецк», ГКЦ), ЦУПами КА полезной нагрузки и другими службами по каналам связи;
- выполнение представительских функций.

Указанный перечень поставленных задач определяет состав и режимы функционирования основных компонентов ИВК ГК.

* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

** Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

2. Информационные потоки

Необходимость оперативного анализа работы бортовых систем МКБФ означает, что специалисты НПОЛ должны иметь возможность оценивать работу бортовых систем во время полета или предстартовых мероприятий, находясь непосредственно в помещениях ИВК ГК.

Источниками информации для ИВК ГК являются отдельно привлекаемые наземные станции, а также специализированная сеть наземных измерительных комплексов – НИК РБ, оснащенная станциями типа МА-9МКТМ-4.

Дополнительный инструмент контроля положения аппарата – бортовая система 38Г6 позволяет проводить траекторные измерения с помощью наземных систем «Кама» (рисунок 1). К сожалению, технология работы исключает получение и обработку таких данных с систем «Кама» в реальном масштабе времени.



рисунок 1. Мобильный вариант системы «Кама»

При наличии достаточно большого набора станций в НИК РБ сеть обладает некоторыми недостатками, которые ограничивают эффективность сети в конкретной ситуации:

- использование специфических схем передачи данных внутри сети и замкнутость на ЕЦУП;
- отсутствие станций за пределами территории РФ.

Работы, проводимые для компенсации первого недостатка, заключались в создании надежного канала связи с ЕЦУП, а также усиленной оптимизации технологии получения информации в самом ЕЦУП.

В 2003-2006 годах использовалась схема, согласно которой ИВК ГК производил сбор информации непосредственно в последовательном коде со специально выделенного для ИВК ГК терминального окончания (стандартный блок ТУ-647М из комплекта УРТС-2, разработчик – РНИИКИ) в ЕЦУП РБ, после чего информация сжималась и передавалась по коммутируемым каналам связи, позже – по выделенному каналу тональной частоты.

В 2006 году, при содействии ЦЭНКИ, была введена в эксплуатацию оптоволоконная «последняя миля» в ЕЦУП РБ. Сетевое окончание в ЦПИ обеспечивалось оператором связи «Комкор» с помощью мультиплексирования имеющегося на предприятии канала Е1 до узла связи ЦЭНКИ.

К сожалению, в 2007 году была введена в действие новая политика информационной безопасности ЕЦУП РБ, согласно которой прямое получение информации с помощью потоковых протоколов стало невозможным. По этой причине, до настоящего времени, ТМИ сначала проходит предварительную обработку в ЕЦУП и только потом передается в ЦПИ. При этом передача происходит не полным, а сокращенным потоком, в котором присутствует только информация системы управления МКБФ, что значительно снижает возможности оперативного анализа работы бортовых систем специалистами предприятия.

Первые испытания ИВК ГК провел в 1999 году. За последующие годы существенно изменились используемые технологии работы средств связи – от устаревших АИ-010 до современных сетей MPLS.

Для обеспечения гарантированного получения телеметрии от МКБФ (при наличии зоны видимости) в период с 2000 по 2003 год привлекалась «Малогоабаритная (мобильная) телеметрическая станция» (МТС) (рисунок 2а) из состава ЦУП-Л, а начиная с 2003 года «Наземная станция приема и обработки телеметрической информации» НС-3.7Л (рисунок 2б), расположенные непосредственно на территории НПОЛ. Использование этих станций значительно облегчило задачу оперативного анализа состояния бортовых систем МКБФ (особенно на высокоапогейных орбитах), так как в этом случае ТМИ поступает полным потоком и статистически содержит меньшее количество сбоев по сравнению с другими источниками.

Дополнительный важнейший источник информации – это станции системы приема и обработки стартового комплекса (СПО СК) на полигонах. Для получения информации и ведения голосового репортажа с полигонов используются линии ISDN с полосой 2В+D и выделенные асинхронные линии операторов связи. Для работы с ГКЦ «Куру» привлекается крупный международный оператор связи «Франстелеком». В качестве дополнительных источников информации в реальном времени на ряде пусков использовалась станция, распо-



а – антенная система МТС; б – станция НС-3.7Л.
рисунок 2. Антенные системы

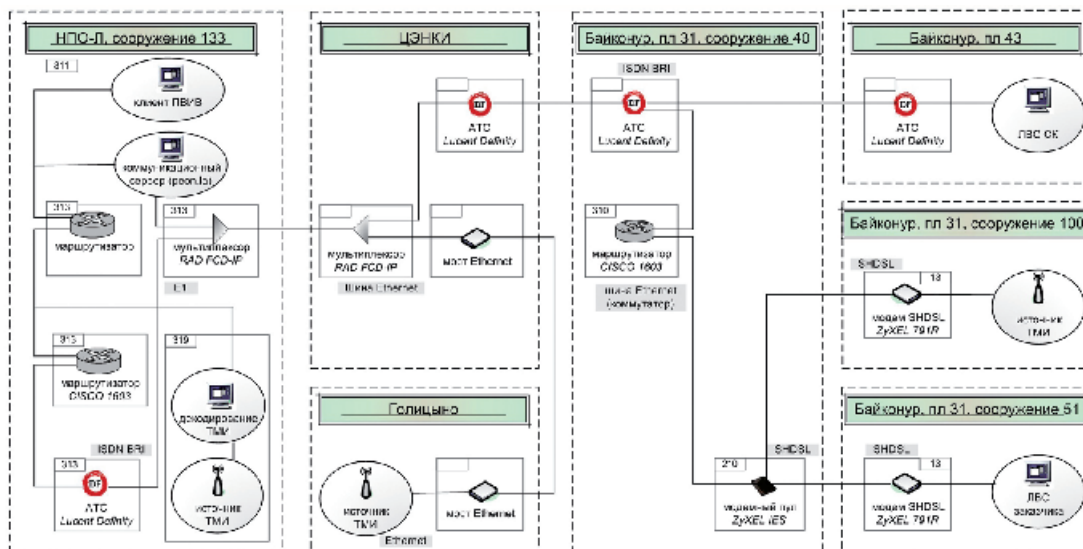


рисунок 3. Пример схемы информационного обеспечения пуска в части передачи данных (МКБФ с КА «Венера-Экспресс»)

ложенная в г. Железногорск, а также станция ИП № 2 площадки № 44 НПО ИТ.

Специалисты НПОЛ по бортовым системам имеют возможность оценивать работоспособность своих систем уже на этапе проведения сеанса «контроля набора стартовой готовности», который проводится за несколько суток до пуска.

Информационные потоки, приходящие со стартовых комплексов, обеспечивают оперативное наблюдение за полетом МКБФ лишь в течение нескольких минут, пока он не выйдет из зоны видимости СК. Для получения ТМИ МКБФ на других участках полета используются станции НИК РБ, расположенные по всей территории России от Щёлково и Красного Села на западе до Усурийска и Енисейска на востоке, и обеспечивающие практически непрерывное покрытие траектории движения «Фрегата» своими зонами видимости. Пример схемы информационного обеспечения пуска приведен на рисунке 3. Для пусков из ГКЦ используется сеть зарубежных станций, основными из которых являются гвианский пункт «Галлиот» и австралийский «Перт».

3. Аппаратное обеспечение и размещение

ИВК ГК размещается в секторе ДКА ЦУП-Л и использует для своей работы имеющуюся инфраструктуру в составе:

- серверы обработки информации;
- средства системы единого времени;
- средства приема и транслирования видеосигнала;
- средства коллективного отображения – табло, широкоформатные экраны, бегущие строки (одно многозонное табло на базе тонкорамочных мониторов Samsung показано на рисунке 4);
- рабочие места специалистов группы анализа (от 10 до 14 мест, в зависимости от пуска);
- рабочие места приема ТМИ и обработки ТМИ;
- рабочие места баллистической группы;
- места для работы представителей заказчика и гостей.

Система связи ИВК ГК обеспечивает обмен с



рисунок 4. Многозональное табло на базе тонкорамочных мониторов Samsung

такими внешними абонентами, как ЕЦУП и СК (Байконур, Плесецк, ГКЦ) и включает в себя:

- аппаратно-программные средства для передачи и приема данных;
- средства технологической и циркулярной громкой голосовой связи;
- систему цифровой телефонии с возможностью дозвона на номер любой из трех используемых на предприятии АТС или на внешний номер.

Обмен различными видами информации осуществляется по согласованным форматам и протоколам обмена на основе широко используемых сетевых протоколов TCP/IP и UDP/IP.

С 2008 года проводится унификация рабочих мест, которая стала возможной благодаря использованию единой программной платформы ЦУП-Л. В группе анализа используются типовые бездисковые терминальные станции, работающие по технологии клиент-сервер. Правильность этого подхода подтвердилась в 2011 году во время запусков КА «Электро-Л» и «Спектр-Р». После завершения этапа выведения за несколько минут по отработанной технологии все необходимые терминальные станции были переключены с

сервера обработки ТМИ «Фрегат» на сервер обработки ТМИ КА. Специалисты, работающие в ЦУП-Л, смогли оперативно перейти к работе по другому изделию на одном и том же рабочем месте (Молодцов В.А., 2012).

4. Обработка ТМИ

4.1. ПАО приема-передачи ТМИ

Взаимодействие ИВК ГК МКБФ с внешним миром начинается с программно-алгоритмического обеспечения (ПАО) приема и обработки телеметрических информационных потоков. Эта подсистема, функционирующая в промышленной UNIX-среде, форматирует потоки ТМИ в универсальный формат ЦУП-Л (Amica) и имеет простую консоль управления (рисунок 5). Оператор имеет возможность устанавливать соединения с СК, ЕЦУП или МТС, в реальном времени отслеживать параметры поступления потоков ТМИ и даже значения основных признаков в заголовке телеметрических кадров.

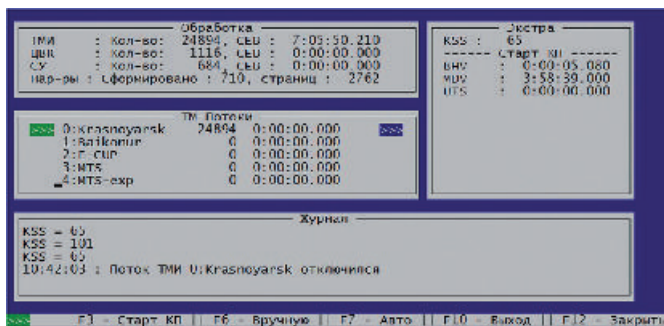


рисунок 5. Консоль программы приема и обработки ТМИ («Фикус»)

В качестве подсистемы используется ПО сжатия и восстановления информации для передачи по каналам связи, что существенно снижает нагрузку на систему передачи данных. Используемые в нем решения синхронизированы со средствами первичного приема СПО СК. Данный компонент ПО имеет консольный полуавтоматический режим работы с функцией регистрации параметров сжатия блоков информации. Для ТМИ МКБФ коэффициент сжатия при штатно работающей системе управления (СУ) составляет до 85%, при СУ, работающей в тестовом режиме, – до 96%.

Полученная телеметрическая информация помещается в архив необработанной «сырой» ТМИ. Выбранные по критерию максимизации качества информации потоки ТМИ направляются по локальной сети ЦУП-Л на дальнейшую штатную обработку в ПАО обработки ТМИ из состава ИВК ГК для обеспечения доступа из универсальных приложений ЦУП-Л.

4.2. ПАО обработки ТМИ

Основной задачей этой программы является оперативное преобразование «сырой» телеметрии, поступающей от установленных на борту МКБФ приборов и датчиков, в физические значения. Алгоритмы всех таких преобразований задаются для каждого запуска в виде исходных

данных (ИД) и, как правило, требуют только настройки ряда индивидуальных для каждого МКБФ параметров обработки.

С наступлением очередной зоны видимости от соответствующих источников сразу же начинает поступать телеметрия МКБФ. ПАО обработки ТМИ включается в работу и не останавливается до окончания зоны видимости. Текущая версия ПАО может одновременно работать в реальном времени с тремя различными потоками ТМИ без каких-либо видимых задержек. Обработанная ТМИ архивируется для последующего использования в сеансном и послесеансном режимах.

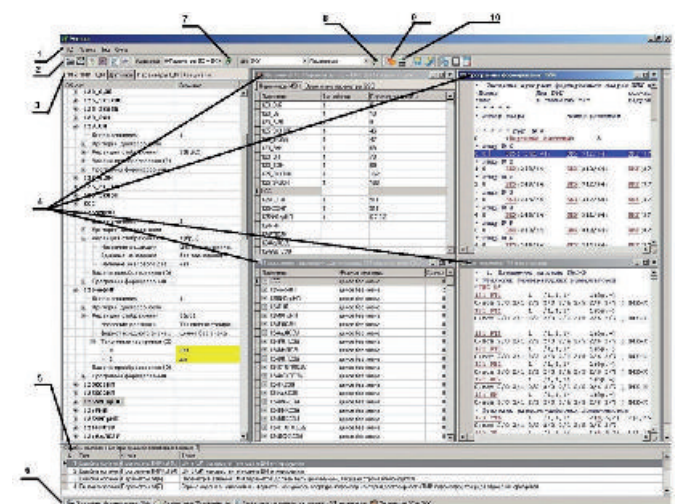
4.3. ПАО подготовки ИД

Эта программа предназначена для подготовки исходных данных для автоматизированной обработки и отображения ТМИ. На основании текстовой документации формируются бинарные файлы со специальной структурой, где задаются алгоритмы обработки ТМИ и форматы отображения результатов обработки.

Программа обеспечивает выполнение следующих функций:

- ввод исходных данных в формализованном виде;
- проверка корректности данных и выдача сообщений о синтаксических и логических ошибках;
- оперативный переход к обнаруженным ошибкам;
- редактирование данных;
- наглядное отображение информации в различных видах;
- формирование бинарных файлов, необходимых для первичной обработки и отображения ТМИ.

Элементы оконного интерфейса этой программы представлены на рисунке 6.



- 1 – панель главного меню;
- 2 – верхняя панель вызова интерфейсов;
- 3 – боковая панель отображения проанализированных ИД;
- 4 – интерфейсы ввода и изменения ИД;
- 5 – таблица ошибок найденных при анализе введенных данных;
- 6 – нижняя панель переключения между запущенными интерфейсами;
- 7 – вызов интерфейса расшивки датчиковых ТМ параметров;
- 8 – вызов интерфейсов определяющих параметры ЦМ;
- 9 – запуск анализа введенных ИД;
- 10 – запуск компиляции бинарных файлов.

рисунок 6. Элементы оконного интерфейса программы

КА	1022	БШВ	00:04:34	Сеанс	11	Дата ТМ	01.11.10
ТМС	ФО 2	СЕВ	09:33:02	Режим ТМ	НП256	Начало ТМ	09:32:25
РЕЖИМ	НП256		09:32:25,268	ТМИ1	4.02	В. ТМИ	09:32:25,328
				ТМА1	2.80	В. ТМА	09:32:25,328
				ТМОТР1	0.03	В. ТМОТ	09:32:25,328
ВРЕМЯ	00:04:34		09:33:02,218	ТМИ6	0.26	В. ТМИ	09:32:25,328
ПРД	ВКЛ		09:32:25,268	ТМА6	0.29	В. ТМА	09:32:25,328
КСЗУ	КИЗУ, исходное состояние		09:32:25,268	ТМОТР6	0.26	В. ТМОТ	09:32:25,328
				ИКС	203		09:32:25,268
ОЛК1	12	ЕД. ТМШ	09:32:25,268	ОЛК2	12	ЕД. ТМШ	09:32:25,268
100ЛК11	228	ЕД. ТМШ	09:32:25,268	100ЛК21	228	ЕД. ТМШ	09:32:25,268
100ЛК12	228	ЕД. ТМШ	09:32:25,268	100ЛК22	228	ЕД. ТМШ	09:32:25,268
ТМК1	17.0	ГРАД.	09:32:25,268	ТМК2	17.5	ГРАД.	09:32:25,268
Т65	16.5	ГРАД.	09:32:25,608	Т66	15.5	ГРАД.	09:32:25,628

рисунок 7. Пример шаблонного ТМ-формуляра

4.4. Отображение и отчеты

4.4.1. ПАО представления и отображения результатов обработки ТМИ

Программы, связанные с приемом-передачей и обработкой ТМИ, установлены на специализированных рабочих местах, управляются операторами ЦУП-Л и обычно скрыты от посторонних глаз. Однако результаты их работы предназначены для просмотра и анализа большим числом специалистов НПОЛ по бортовым системам. Вся обработанная информация оперативно выводится на так называемые телеметрические формуляры (рисунки 7, 8), организованные по нескольким группам в рамках одного общего перечня.

ПАО представления и отображения результатов обработки ТМИ рассчитано на работу с большим количеством пользователей. Во время отдельных запусков число одновременно просматриваемых формуляров может достигать 100.

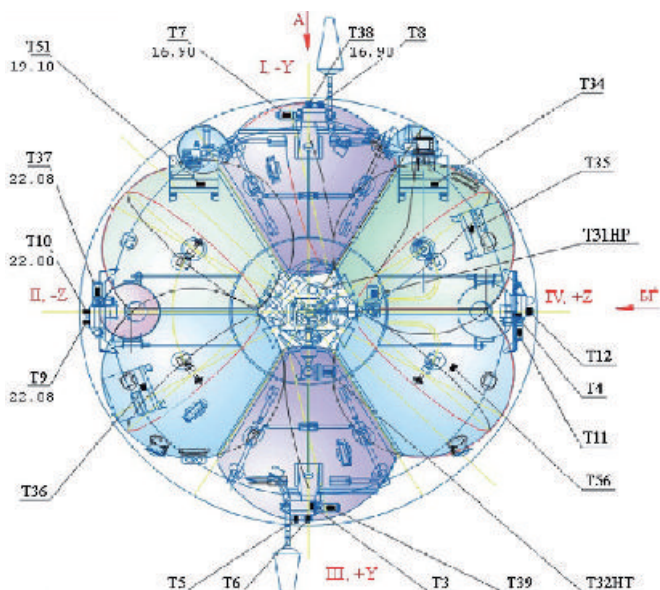


рисунок 8. Пример графического ТМ-формуляра

Поддерживаются возможности просмотра в сеансном и послесеансном режиме с сохранением истории изменения параметров, подсветка изменяющихся параметров, пошаговое листание вперед и назад по времени, представление значений параметров в шаблонном, табличном, рулонном и графическом видах.

4.4.2. ПАО трехмерного отображения полета МКБФ

Если ПАО отображения результатов обработки ТМИ с использованием формуляров является непосредственным наследником предыдущих наработок и выполнено, по сути, по «классической» схеме, то о программе, описываемой в данном разделе, этого сказать нельзя.

Еще при подготовке к первому запуску перед разработчиками встало несколько противоречащих друг другу задач. Как в рамках одной программы отображения совместить полезность, оперативность и наглядность? Как отобразить максимум специализированной информации и, в то же время, иметь возможность использовать ее для демонстрационных целей? Как обеспечить эту программу такой системой настроек, чтобы ее можно было использовать с одним набором исходных данных на разных операционных платформах и для нескольких целевых аудиторий, от узких специалистов и технического персонала обеспечения запуска до заказчиков и представителей руководства?

Эти задачи решались методом проб и ошибок. К первым пускам было подготовлено несколько автономных программ, которые обеспечивали только небольшую часть функциональности и управлялись разными операторами. По мере накопления опыта и в результате учета многочисленных пожеланий начали появляться версии ПАО, объединяющие возможности нескольких ранних разработок. К 2006 году программа Map/LaunchViewer приобрела вполне

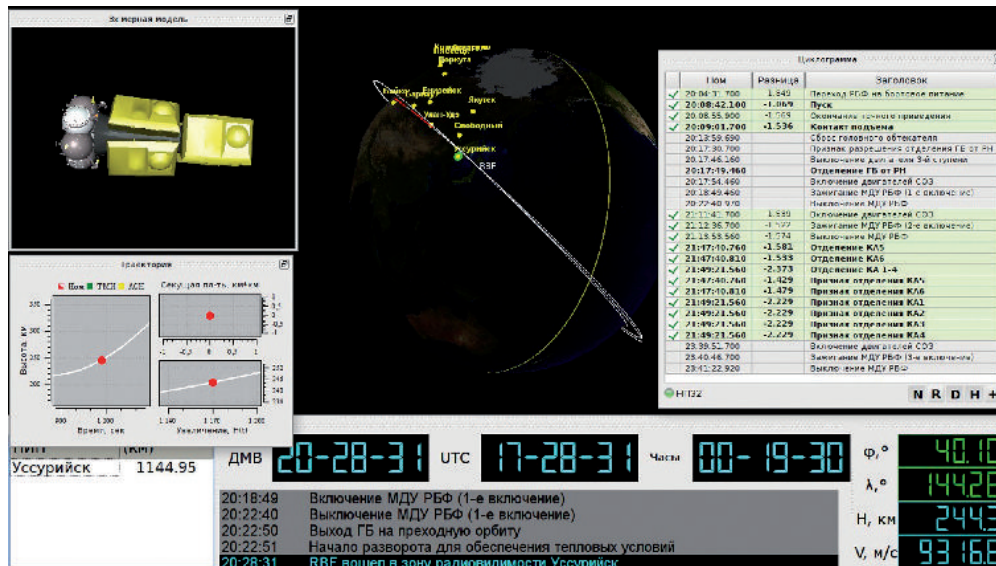


рисунок 9. Вид ПАО LaunchViewer

законченный вид, а к 2011 году был проведен полный рефакторинг (переработка) кода с целью обеспечения полноценной кроссплатформенности.

Программа LaunchViewer (рисунки 9, 10) предназначена для наглядного отображения орбитального движения и кинематических параметров МКБФ. Программа показывает в двухмерной и трехмерной проекциях траекторию движения, условия видимости наземными измерительными пунктами, условия обзора поверхности Земли с МКБФ, условия освещенности МКБФ и поверхности Земли Солнцем. Данный продукт является полноценным ТМ-

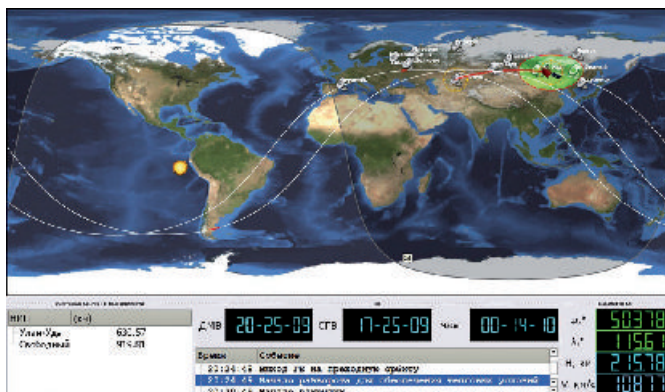


рисунок 10. Окно плоской проекции ПАО LaunchViewer



рисунок 11. Работа со специалистами CNES. Тулуза, декабрь 2006, КА «Corgot»

клиентом, работающим по технологии, совместимой с платформой ЦУП-Л.

Информационная панель программы (рисунок 10) содержит основные временные, скоростные и координатные характеристики, а также список событий, активных НИПов и расстояний от них до КА.

Практика использования ПАО трехмерного отображения полета включала в себя разворачивание комплектов в ЦПИ, на стартовых площадках, в помещениях заказчиков (рисунок 11).

Все объекты, как правило, использовали режим работы ПАО с доступом к реальной телеметрической информации МКБФ. Для обеспечения такого доступа проводились необходимые работы по созданию надежных и защищенных каналов связи до ЦУП-Л.

4.4.3. Обобщенный формуляр

Для отдельной демонстрации заказчику основных событий циклограммы полета МКБФ было разработано ПАО «Обобщенный формуляр» (Asparabus). Общий вид программы представлен на рисунке 12.

4.4.4. Баллистико-навигационное обеспечение

Среди многих служб, принимающих участие в оценке работы бортовых систем, следует особо отметить группу баллистико-навигационного обеспечения (БНО). Именно в ее задачу входит оценка качества выведения полезной нагрузки и, тем самым, подтверждение выполнения целевой задачи запуска МКБФ.

Часть группы БНО во время запусков МКБФ находится в ЕЦУП и совместно со специалистами ЕЦУП принимает участие в определении параметров орбиты по данным измерений текущих навигационных параметров, полученных с нескольких НИПов. Результаты этих расчетов поступают в ЦПИ по кана-

**ЦЕНТР УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТАМИ НПО ИМ. С.А. ЛАВОЧКИНА:
РАБОТА С МЕЖОРБИТАЛЬНЫМ КОСМИЧЕСКИМ БУКСИРОМ «ФРЕГАТ»**

№	СОБЫТИЕ	РАСЧЕТНОЕ ЗНАЧЕНИЕ ВРЕМЕНИ СОБЫТИЯ			ФАКТИЧЕСКОЕ ЗНАЧЕНИЕ ВРЕМЕНИ СОБЫТИЯ		
		от "ОТП" (с)	от "КП" (с)	ДМВ (ч.м.с.мс)	от "ОТП" (с)	от "КП" (с)	ДМВ (ч.м.с.мс)
		1	СТАРТ (КП)	5,80	0,00	20:09:01,70	5,83
2	Сборос ГО	303,79	297,99	20:13:59,69	303,43	297,60	20:13:59,30
3	ОТДЕЛЕНИЕ ГБ	533,66	527,76	20:17:49,46			
4	<i>Первый активный участок на МДУ - выход на переходную орбиту</i>						
5	ВКЛЮЧЕНИЕ СОЗ1	538,56	532,76	20:17:54,46			
6	ВКЛЮЧЕНИЕ МДУ (КЗ1)	593,56	587,76	20:18:49,46			
7	ОТКЛЮЧЕНИЕ МДУ (ГК1)	825,07	819,27	20:22:40,97			
8	Время работы МДУ(с)	230,16					
9	<i>Второй активный участок на МДУ - выход на целевую орбиту</i>						
10	ВКЛЮЧЕНИЕ СОЗ2	3765,80	3760,00	21:11:41,70	3765,83	3760,00	21:11:41,70
11	ВКЛЮЧЕНИЕ МДУ (КЗ2)	3820,80	3815,00	21:12:36,70	3820,86	3816,01	21:12:36,71
12	ОТКЛЮЧЕНИЕ МДУ (ГК2)	3897,66	3891,86	21:13:53,56	3897,66	3891,82	21:13:53,52
13	Время работы МДУ (с)	76,66			76,61		
14	<i>Отделение КА</i>						
15	ОТДЕЛЕНИЕ КА 5 (1-я ком СУ)	5924,86	5919,06	21:47:40,76	5924,85	5919,02	21:47:40,71
16	ОТДЕЛЕНИЕ КА 6 (1-я ком СУ)	5924,91	5919,11	21:47:40,81	5924,91	5919,08	21:47:40,78
17	ОТДЕЛЕНИЕ КА 5,6 (2-я ком СУ)	5925,66	5919,86	21:47:41,56	5925,67	5919,83	21:47:41,53
18	ОТДЕЛЕНИЕ КА 1-4 (1-я ком...)	6024,85	6019,05	21:49:20,75	6024,86	6019,02	21:49:20,72
19	ОТДЕЛЕНИЕ КА 1-4 (2-я ком...)	6025,66	6019,86	21:49:21,56	6025,64	6019,81	21:49:21,51
20	ОТДЕЛЕНИЕ КА 5 (ТМ)	5924,86	5919,06	21:47:40,76	5925,00	5919,17	21:47:40,87
21	ОТДЕЛЕНИЕ КА 6 (ТМ)	5924,86	5919,06	21:47:40,76	5925,00	5919,17	21:47:40,87
22	ОТДЕЛЕНИЕ КА 1 (ТМ)	6024,85	6019,05	21:49:20,75	6025,00	6019,17	21:49:20,87
23	ОТДЕЛЕНИЕ КА 2 (ТМ)	6024,85	6019,05	21:49:20,75	6025,00	6019,17	21:49:20,87
24	ОТДЕЛЕНИЕ КА 3 (ТМ)	6024,85	6019,05	21:49:20,75	6025,00	6019,17	21:49:20,87
25	ОТДЕЛЕНИЕ КА 4 (ТМ)	6024,85	6019,05	21:49:20,75	6025,00	6019,17	21:49:20,87
26	<i>Третий активный участок - уход РБФ</i>						
27	ВКЛЮЧЕНИЕ СОЗ3	12655,80	12650,00	23:39:51,70			
28	ВКЛЮЧЕНИЕ МДУ (КЗ3)	12710,80	12705,00	23:40:46,70			
29	ОТКЛЮЧЕНИЕ МДУ (ГК3)	12747,02	12741,22	23:41:22,92			
30	Время работы МДУ (с)	36,22					

рисунок 12. Обобщенный формуляр (Asparagus)

Войти Данные

Тип орбиты

Независимая орбита

Переходная орбита

Орбита отягченная ГБ

Орбита увода

Вектор состояния

Время от ОТП, сек: 5925,66

X, км: -2015,941973 Vx, м/с: 7102,340675

Y, км: 7015,037653 Vy, м/с: 2036,965662

Z, км: 6,533516 Vz, м/с: -58,339711

Орбита отделения ГБ

Время оскуляции, сек от КП: 5919,85147

Большая полуось, км: 7298 Эксцентриситет: 0,0003

Высота апогея, км: 929 Высота перигея, км: 925

Наклонение, град: 52 Восходящий узел, град: 9,32

Аргумент перигея, град: 163,16 Истинная аномалия, град: 246,85

Максимальная высота, км: 933 Минимальная высота, км: 921

Период: 1:43:25

Расчет Открыть Параметры Выход

рисунок 13. Одна из форм ПАО БНО

отделения от РН, переходной орбиты, целевой орбиты КА, квазицелевой орбиты МКБФ после отделения КА и орбит «увода» и «существования» МКБФ).

Полученные данные сопоставляются с результатами обработки ТМИ, полученными непосредственно в ИВК ГК в результате анализа ТМИ от двух независимых систем. Только после этого специалисты группы БНО в составе ИВК ГК формируют и выдают отчетные формы заказчику пуска (рисунки 13, 14).

Дополнительно, к каждому запуску группой БНО подготавливается большое количество справочной информации по условиям предстоящего полета (интервалы видимости, тени, целеуказания, ориентация МКБФ относительно Земли и Солнца). В случае нештатной ситуации вся указанная информация по условиям полета может быть оперативно уточнена с помощью ПО, разработанного для группы БНО.

Орбита отделения ГБ	Целевая орбита КА5	Целевая орбита КА5 в J2000	Целевая орбита КА6	Целевая орбита КА6 в J2000	Целева...
Параметр, размерность	Номинальное значение	Реальное значение	Расхождение	Допуск	Значение в допуске
Дата	13.07.2011	13.07.2011	0		
Время UTC	4:05:43	4:05:43	0		
Период	1:43:25	1:43:24	0	16	В допуске
Большая полуось, км	7298	7298	0	10	В допуске
Эксцентриситет	0,00030	0,00030	0,00000	0,001	В допуске
Высота апогея, км	929	929	0		
Высота перигея, км	925	925	0		
Наклонение, град	52,00	52,00	0,0 угл. мин.	4 угл. мин.	В допуске
Восходящий узел, град	9,32	9,32	-0,2 угл. мин.	12 угл. мин.	В допуске
Аргумент перигея, град	163,16	163,16	0,3 угл. мин.		
Истинная аномалия, град	246,85	246,84	-0,6 угл. мин.		
Максимальная высота, км	933	933	0		
Минимальная высота, км	921	921	0		

Отмена невозможна. Word Excel Закрыть

рисунок 14. Отчетная таблица ПАО БНО

лам связи в виде электронных форм следующих двух типов:

- fg – точные времена выполнения основных операций (старта, отделения, включения и выключения двигателя), вектор состояния МКБФ;
- fm – параметры орбит (орбиты выведения ГБ после

список литературы

Молодцов В.А. Управление полетом КА «Электро-Л». Год работы // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2012. № 1. С. 15-22.
Статья поступила в редакцию 09.04.2013 г.

СРЕДСТВА ЦИФРОВОЙ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ РАДИОЛИНИИ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ И ЭКСПЛУАТАЦИИ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА «ФРЕГАТ»

А.Г. Воличенко,
кандидат технических
наук*,
isde301@nm.ru;
A.G. Volichenko**

Ю.Н. Королёв,
доктор экономических
наук*,
isde301@nm.ru;
Yu.N. Korolev**

Приведены результаты инициативной научно-исследовательской работы (НИР) по выбору оптимального метода модуляции в цифровых телеметрических радиоприёмниках и результаты испытаний средств радиоприёма, разработанных с учетом рекомендаций этой НИР.

Ключевые слова: межорбитальный космический буксир (МКБ); радиопередающее устройство; радиоприёмное устройство; антенна; антенно-приёмная система; частотная манипуляция с непрерывной фазой (ЧМНФ).

В 1997 году по инициативе руководителей телеметрических подразделений ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина» (НПОЛ) коллектив ОАО «НИИ КП» (НИИ КП) был привлечен к разработке средств телеметрической радиоприёмной линии межорбитального космического буксира «Фрегат» (МКБФ). В НИИ КП были разработаны бортовые радиопередающие устройства диапазона Д1, размещаемые на МКБФ, но не входящие в состав бортовой телеметрической системы, и наземные – антенно-приёмная система (АПС), включающая в свой состав приёмную антенну с малошумящим усилителем (МШУ) и приёмники. В радиоприёмной линии был выбран вид кадра и метод модуляции типа РТСЦ (КИМ-ЧМ $m=1$), с тем чтобы можно было использовать развернутые штатные наземные приёмные средства системы РТС9 (МА9МКТМ). КИМ-ЧМ – кодово-импульсная частотная манипуляция.

Разработки велись параллельно с инициативной НИР, результаты которой были опубликованы в научно-технических журналах и доложены на научно-технических конференциях (Воличенко А.Г. и др., 2003; 2006; 2007).

Разработку и поставку бортовой аппаратуры сбора данных телеметрической системы для МКБФ обеспечили КБ (ДООО «ИРЗ») и Ижевский радиозавод (ИРЗ). В 2004 году между НПОЛ, НИИ КП и ДООО «ИРЗ» был согласован Протокол по электрическому сопряжению телеметрических систем ИРЗ с передающими устройствами НИИ КП. Про-

MEANS OF DIGITAL TELEMETRY RADIO LINK USED FOR TESTING AND OPERATION OF «FREGAT» VERSATILE SPACE TUG

О.Е. Лопатко,
кандидат
технических наук*,
isde301@nm.ru;
O.E. Lopatko**

В.А. Победоносцев,
доктор технических
наук*,
isde301@nm.ru;
V.A. Pobedonostsev**

The results of initiative research and development activity for the purpose of selection of the optimal modulation method in digital telemetry radio links and the results of testing of radio link means, developed taking into account recommendations of this research and development activity, are presented.

Key words: Versatile Space Tug; radio transmitter; radio receiver; antenna; antenna-receiving system; continuous phase frequency modulation.

токол в дальнейшем уточнялся (редакция 2008 г. и редакция 2009 г.) Разработанные передатчики РПТ111 изготавливаются в цехе НПК-3 НИИ КП.

АПС разработки НИИ КП вошла в состав системы приема и обработки стартового комплекса (СПО СК) разработки НПОЛ и в январе 2000 года была введена в строй автономно и в составе СПО СК.

Аппаратура СПО СК и приемные устройства согласно проекту размещены в бункере управления МКБ «Фрегат», а приёмная антенна была развернута на крыше бункера управления РБФ примерно в 300 метрах от стартового сооружения. Первоначально задача, поставленная телеметристами НПОЛ перед специалистами НИИ КП, ограничивалась контролем бортовой телеметрии МКБФ при использовании автономных приемников и средствами АПС при проведении штатных предстартовых испытаний МКБФ на техническом (ТК) и стартовом (СК) комплексах космодрома. Но уже на этапе испытаний первого пуска МКБФ (9 февраля 2000 года) на космодроме «Байконур» специалистами НИИ КП была решена задача приёма телеметрической информации в полёте МКБФ средствами СПО СК от момента старта до момента отделения МКБФ от ракеты-носителя 11А511У «Союз» («Союз-ФГ», «Союз-2» – дальнейшие модификации серийной ракеты «Союз»).

Первые поставки АПС с приемниками и передатчиков РПТ111 были осуществлены НИИ КП в конце 1999 года. В январе 2000-го первый лётный

* ОАО «НИИ космического приборостроения», Россия, г. Москва.

** JSC «Space Device Engineering Institute», Russia, Moscow.

СРЕДСТВА ЦИФРОВОЙ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ РАДИОЛИНИИ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ И ЭКСПЛУАТАЦИИ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА «ФРЕГАТ»

таблица 1 – Технические характеристики антенного устройства АПС

№	наименование параметра	диапазон Д1	диапазон Д4
1	частотный диапазон, МГц	625,5...649	2200...2290
2	диаметр параболического зеркала, м	2,5	2,5
3	диаграмма направленности по уровню минус 3 дБ (при уровне боковых лепестков не менее 3 дБ) не более	14,5°	5°
4	коэффициент усиления антенны, дБ	21	31
5	допустимые ветровые нагрузки, м/сек	20	20
6	точность сопровождения по азимуту и по углу места не хуже, мин	30	30
7	шумовая температура при углах места 90° не более, К	100°	100°
8	максимальная скорость наведения по обеим осям – не менее, угл. град/сек	6,5	6,5
9	коэффициент усиления МШУ, дБ	28	30
10	коэффициент шума МШУ, дБ	1,45	1,7

образец МКБФ был доставлен на космодром, где на ТК пл. 31 космодрома «Байконур» были проведены его проверки.

Параметры АПС приведены в таблице 1.

На рисунке 1 слева – антенна АПС, развернутая на крыше бункера управления МКБФ на пл. 31 космодрома «Байконур» (2000 г.); справа – антенна АПС-2, развернутая рядом с бункером управления МКБФ пл. 43 космодрома «Плесецк» (2006 г.).

В результате проделанной работы в НИИ КП была решена комплексная задача по построению практически новой радиолинии для конт-



рисунк 1. Антенны антенно-приемной системы (АПС)

таблица 2 – Сравнительные характеристики передатчиков с ЧМНФ, разработанных в НИИП (РНИИ КП) и ОАО «НИИ КП»

№	наименование параметра	РПТ111	РПТ402
1	год разработки	1998	2005
2	наименование (тип кадра) бортовой телеметрической системы	БР-91ЦК-М6, БР-9ЦК-1 (РТС-9)	БР-91ЦК-М6, БР-9ЦК-1 (РТС-9)
3	интерфейс модулирующего входа	трансформаторные шины нулей и единиц	шины такт и информация по RS-485
4	диапазон несущих частот	Д1 (625,5...649 МГц)	Д4 (2218...2284 МГц)
5	вид модуляции	КИМ-ЧМНФ	КИМ-ЧМНФ с обкаткой
6	индекс модуляции	m=1	m=0,7
7	скорость передачи информации, кбод	8, 16, 256 и 512	8, 16, 256 и 1024
8	способ формирования частотной манипуляции	ЧМНФ с использованием квадратурного фазового модулятора	ЧМНФ с использованием квадратурного фазового модулятора и дополнительным сглаживанием
9	нестабильность индекса модуляции, %	0,01	0,01
10	способ формирования несущей частоты	прямое умножение частоты кварцевого генератора	прямое умножение частоты кварцевого генератора
11	нестабильность несущей частоты, МГц	±0,02	±0,02
12	ослабление выходного сигнала на отстройке не менее, дБ	±9Ft 40	±4Ft 40
13	уровень побочных излучений в полосе ±30 МГц, дБ	-50	-50
14	уровень гармонических составляющих на частотах 2f _н , 3f _н , 4f _н не более, дБ	-60	-60
15	номинальная выходная мощность, Вт	12...17 (6...8)	12 ⁺² ₋₂ (6 ^{+1,5} _{-1,5})
16	наличие переключения мощности	да	да
17	наличие двух выходов	нет	нет
18	потребляемая мощность, Вт (КПД%)	47 (30)	80 (15)
19	вес, кг (габариты, мм)	2,2 (205×170×53)	2,4 (205×170×53)

роля параметров МКБФ в диапазоне частот Д1, обеспечивающей скорость передачи информации от 8 до 512 кбит/сек. При этом специалисты отказались от старых принципов построения передатчиков с частотной модуляцией, используемых ранее в отрасли, и реализовали прямую частотную модуляцию на несущей частоте передатчика с использованием квадратурного векторного фазовращателя (фазового модулятора). Это позволило получить очень стабильную несущую частоту и индекс модуляции при формировании частотной манипуляции с непрерывной фазой (КИМ-ЧМНФ), что позволило в сравнении с аналогами увеличить стабильность девиации и значительно уменьшить ширину спектра и полосу частот занимаемым спектром выходного сигнала передатчика в эфире.

Новый передатчик стал первым в серии телеметрических передатчиков с частотной манипуляцией с непрерывной фазой (ЧМНФ), разработанных в НИИ КП и в отрасли. Параметры передатчика



рисунок 2. Телеметрическое передающее устройство РРТ111

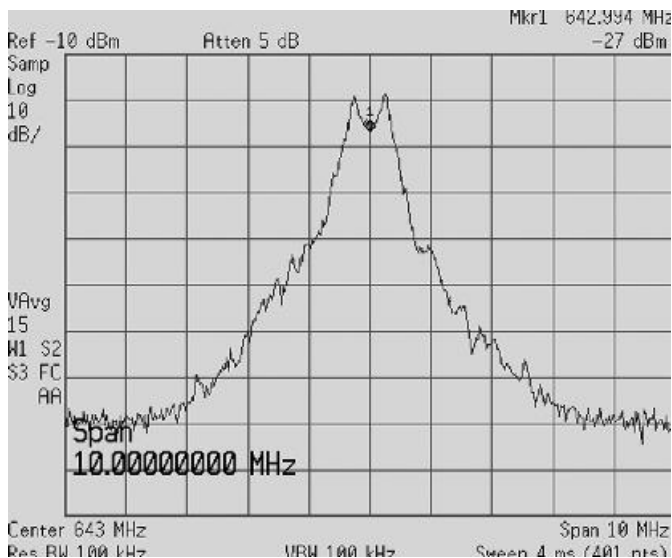


рисунок 3. Экспериментально снятый спектр передатчика РРТ111 при скорости передачи данных 512 кбод

РРТ111 представлены в таблице 2. На этом передатчике впервые была введена переключаемая выходная мощность (режим 0,5 P), что позволило производить предстартовые работы в режиме с уменьшенной выходной мощностью. Для высокочастотных и мощных каскадов в передатчике широко использована технология микрополосковых линий на подложке из поликора. Передатчик РРТ111 показан на рисунке 2. Вид формируемого спектра выходного сигнала передатчика на скорости передачи данных 512 кбод приведён на рисунке 3.

Одновременно с передатчиком разрабатывался для наземного использования контрольный приемник РТ101. Необходимо отметить, что традиционный подход при разработке телеметрических приемников в отрасли состоял в разработке многоканального телеметрического приемника на диапазоны М2 и М3. Затем антенно-фидерное устройство оснащалось конверторами заданного диапазона частот (например, Д1 или Д2), а преобразованный сигнал метрового диапазона поступал по кабельной сети на вход приемной станции. Такой подход к проектированию определялся тем, что основными диапазонами, выделенными для работы в СССР, были именно М1 и М3. Дециметровые диапазоны использовались обычно на вторичной основе. Кроме того, как и в случае с телеметрическими передатчиками, в СССР не было стандартов на построение и параметры телеметрических приемников, что существенно сказалось на характеристиках проектируемых в различных ведомствах измерительных телеметрических приемников. Такие параметры, как избирательность по соседнему каналу или блокирование не были оговорены, поскольку не было общепринятых величин разнеса соседнего канала или величин мощности сигнала блокирования. Поэтому при испытаниях ракетно-космических изделий радиосредства всех диапазонов поступали на одну измерительную приемную станцию метрового диапазона частот, создавая благоприятную среду для появления помех и взаимовлияний между каналами.

Контрольный приемник РТ101, хотя и с пониженной чувствительностью, стал первым отечественным телеметрическим приемником, разработанным по принципу совмещения традиционного аналогового супергетеродинного приемника с цифровой обработкой (цифровым детектированием сигнала) на второй промежуточной частоте (ПЧ), равной 4 МГц. Кроме того, он был сразу разработан на диапазон частот Д1 и имел все необходимые фильтрующие элементы как на входной частоте диапазона Д1, так и на промежуточной частоте. Это техническое решение позволило значительно уменьшить габариты приемника и повысить его основные технические характеристики (динамический диапазон, избирательность и надежность). Приемник РТ101 показан на рисунке 4 слева. Особенностью наземной АПС при этом стало усиле-

СРЕДСТВА ЦИФРОВОЙ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ РАДИОЛИНИИ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ И ЭКСПЛУАТАЦИИ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА «ФРЕГАТ»

таблица 3 – Телеметрические радиоприемные устройства, разработанные в ОАО «НИИ КП» для ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»

№	наименование радиоприемных устройств год разработки	тип совместимой телеметрической системы (при доработке интерфейса системы) Интерфейс	диапазон несущих частот, МГц	тип модуляции / способ формирования	скорость приема информации, кбод	чувствительность (без МШУ/ скорость приема информации, кбод), дБВт	габариты/масса
1	РТ101(1999)	РТС-9 Шины ТАКТ DATA	Д1 (625,5...649)	КИМ-ЧМ m=1	8, 32, 256, 512	-110/512	308×82×210 мм 3,9 кг
2	РТ102(2000)	РТС-9 Шины ТАКТ DATA	Д1 (625,5...649)	КИМ-ЧМ m=1	8, 32, 256, 512	-122/512	308×82×210 мм 3,9 кг
3	РТ404(2005)	РТС-9 RS-485, TTL шины ТАКТ, DATA	Д4 (2200...2290)	КИМ-ЧМ m=0,7 со сглаживанием	8, 32, 256, 1024	-120/512	210×360×85 мм 5 кг

ние и передача по кабелю непосредственно сигналов принимаемого диапазона (в данном случае Д1), что позволило избежать перекрестных помех при преобразовании частот. С целью увеличения дальности связи, учитывая излучаемую мощность передатчика и коэффициент усиления приёмной антенны (21 дБ), в НИИ КП для замены ранее разработанного аналогового приемника был разработан приемник РТ102, обладающий повышенной чувствительностью. В приемнике реализован принцип квазиоптимальной цифровой обработки принимаемого сигнала; дальнейшее повышение чувствительности может быть обеспечено за счет когерентного приема, учета межсимвольных связей и использования корректирующих кодов. Примененные решения позволили реально повысить чувствительность приемника и увеличить энергетический потенциал телеметрической радиолинии. Кроме того, в РТ102 применен более удобный пользовательский интерфейс в виде клавиатуры и дисплея. Все органы управления и контроля приёмником расположены на его передней панели. Приемник РТ102 показан на рисунке 4 справа.



рисунок 4. Телеметрические приемники РТ101 и РТ102

Параметры приемников РТ101 и РТ102 приведены в таблице 3.

Кроме уже рассмотренных радиоприборов для

наземного приемного тракта, в НИИ КП был разработан контрольный передатчик, предназначенный для автономной проверки работоспособности как всего приемного тракта, так и его отдельных составляющих. Первым в разработанном ряду передатчиков стал контрольный передатчик ИТ101, работающий в диапазоне Д1 (рисунок 5).



рисунок 5. Контрольный передатчик на диапазон Д1 ИТ-101

Антенно-приемная система оснащена средствами автономного самоконтроля, которые предназначены для проведения оперативного контроля высокочастотного тракта прохождения сигнала бортового устройства, а также для локализации мест возникающих неисправностей. Первый («демонстрационный») пуск МКБ «Фрегат» состоялся 9 февраля 2000 года со стартового комплекса пл. 31, второй пуск – 20 марта 2000 года. В 2005 году аналогичная антенно-приёмная система АПС-2 была введена в строй на пл. 43 космодрома «Плесецк» (см. рисунок 1 справа). При разработке ТЗ на АПС-2 был учтен опыт эксплуатации и доработок АПС на космодроме «Байконур». В соответствии с ТЗ наземный комплекс АПС-2 должен был обеспечить приём информации:

- от установленного на СК МКБФ (вместе с ракетой носителем) – при его предстартовых испытаниях;
- в полёте МКБФ – от момента старта до момента его отделения от ракеты-носителя 11А511У, что ориентировочно соответствует наклонной дальности 1200 км и 525 секунд полета от момента старта.

Скорость передачи-приёма телеметрических данных: 8000 дв.ед/сек, 32000 дв.ед/сек, 256000 дв.ед/сек, и 512000 дв.ед/сек. С использованием приёмных устройств типа РТ102 и в режимах скорости приёма данных 8000 дв.ед/сек и 32000 дв.ед/сек первоначально была достигнута дальность штатного приёма сигналов до 9000 км, а потом и до 36000 км. Испытания средств разработанной радиолинии в различных режимах были проведены в период 1999...2011 гг. и показали отличные результаты.

Прием информации с МКБФ производится в зонах видимости Байконура непосредственно от момента старта с дальности 300 метров до момента отделения от МКБФ полезной нагрузки (космического аппарата). Естественно, что высоты орбит для разных космических аппаратов различаются. Максимальное удаление МКБФ от приёмной антенны для отдельных пусков (при выводе КА на геостационарную орбиту), как известно, достигает 36000 км. На максимальной дальности связи скорость передачи данных по заданной программе устанавливается 8 кбит/сек или 32 кбит/сек. Изменение дальности связи от 300 метров до 36000 км предъявляет особые требования к динамическим качествам входных каскадов приёмных устройств.

До 80-х годов отечественная ракетная радиотелеметрия не испытывала практической необходимости в освоении вида модуляции ЧМНФ с индексом модуляции $m=0,7$, хотя было известно, что этот вид модуляции может быть использован во многих случаях при проектировании цифровых линий связи. Постановка задачи внедрения в отечественные телеметрические радиолинии вида модуляции ЧМНФ относится к началу 80-х. Цель внедрения обосновывалась стремлением формирования более узкого «первого» лепестка излучаемого спектра и подавления внеполосных (паразитных) излучений в дальней зоне, мешающих нормальной работе других радиосредств, однако жесткой необходимости такого внедрения в СССР не было.

Необходимость освоения «ЧМНФ с обкаткой» с индексом модуляции $m=0,7$ в отечественной ракетной телеметрии появилась после заключения международных контрактов с участием предприятий Роскосмоса и в связи с **требованием зарубежных партнеров** о соответствии параметров бортовых радиопередающих устройств требованиям зарубежных стандартов по ракетной телеметрии, об обеспечении совместимости этих устройств с зарубежными наземными приемными радиотеле-

метрическими средствами.

Именно в процессе работ по адаптации радиотелеметрии МКБФ к зарубежным стандартам выяснилось, что выполнение требований международных стандартов в части заданной полосы излучения радиопередатчиков и уровня внеполосных излучений может быть обеспечено за счет применения модуляции типов «ЧМНФ с обкаткой», в частности, рекомендуемых американским стандартом типа IRIG-106.

В отечественной радиотелеметрии до настоящего времени радиодиапазон Д4 не используется, тогда как зарубежная радиотелеметрия его использует. В англоязычной литературе его именуют как «S-диапазон» (2200...2290 МГц). Требование использования диапазона Д4 при реализации международных проектов при осуществлении пусков за пределами территории РФ является обязательным, т.к. необходимо обеспечение совместимости радиопередающих устройств, размещенных на «российском изделии» (в данном случае МКБФ в гвианском космическом центре – ГКЦ) с приемными средствами, развернутыми на измерительных пунктах, принадлежащих США и Франции, то есть вне территории РФ.

В рамках программы МКБФ в Куру (ГКЦ) в НИИ КП были разработаны бортовое передающее устройство РПТ402 со скоростью передачи данных от 8 кбит/сек до 1024 кбит/сек с индексом модуляции $m=0,7$ и приемное устройство РТ404 для приема сигналов с такими параметрами.

В процессе выполнения работ было показано теоретически и подтверждено практически, что с небольшой потерей энергии радиолинии ЧМНФ-передатчики совместимы с существующими ЧМ-приемниками системы РТС-9 МА9МКТМ, а при информативности 1 Мбит/сек могут приниматься и регистрироваться приемными станциями МПРС разработки ОКБ МЭИ в режиме с использованием ЧМ-демодулятора РТСЦ (т.е. не с использованием ФМ-демодулятора собственно системы «Орбита-ТМ»).

При разработке ЧМНФ-передатчика РПТ402 (рисунок 6) был использован опыт разработки ЧМНФ-передатчиков типа РПТ111. Для адаптации к диапазону Д4 разработаны новые облучатели и МШУ приемной антенны АПС. Параметры передатчика РПТ402 приведены в таблице 2, вид спектра выходного (излучаемого) сигнала передатчика РПТ402 приведен на рисунке 7.

Параметры приемника РТ404 приведены в таблице 3, приемник РТ404 – на рисунке 8 (слева).

31 мая 2007 года при пуске МКБФ на космодроме «Байконур» прошли успешные летные испытания отечественных средств радиолинии диапазона Д4 с передатчиком РПТ402 с информативностью 1024 кбит/сек с видом модуляции ЧМНФ. Испытания были проведены в интересах международной программы МКБФ в Куру. Прием осуществлялся АПС, развернутой на пл. 31, с приемным устройс-



рисунок 6. Передающее устройство на диапазон Д4 РПТ402

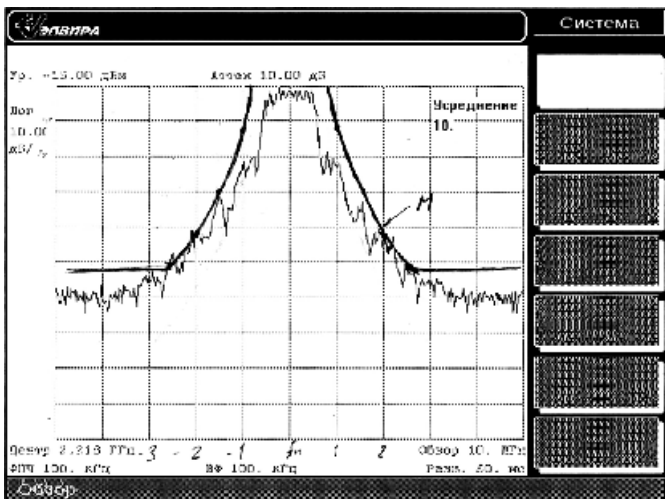


рисунок 7. Экспериментально полученный спектр передатчика РПТ402 S-диапазона (диапазона Д4)



рисунок 8. Телеметрический приемник РПТ404 и контрольный передатчик ИТ403, работающие в диапазоне Д4

твом РТ404 разработки НИИ КП. Одновременно приём телеметрии МКБФ в S-диапазоне осуществлялся приёмной станцией НПРС (разработки ОКБ МЭИ) с приемной антенной ТНА-57У ИП-2 космодрома «Байконур».

Летным испытаниям предшествовала наземная отработка средств в КИС ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», в том числе с участием представителей французской стороны. Было подтверждено, что характеристики радиосигнала передатчика РПТ402 соответствуют нормам, заданным французскими заказчиками, для сигналов с CPFSK (ЧМНФ) $m=0,7$.

Одновременно с испытаниями средств радиолинии S-диапазона была подтверждена предсказанная специалистами НИИ КП возможность приёма информации ЧМНФ-передатчика не только с использованием АПС-2, но и с использованием приёмных средств МПРС – ТНА-57У.

Справка: антенна ТНА-57У (разработка ОАО «ОКБ МЭИ») совместно с МА9МКТ (разработка ОАО «РКС») штатно используется для приема сигналов РБ «Бриз-М» в диапазоне Д2 с передатчиком РПТ201 разработки НИИ КП.

Первый пуск изделия Союз-МКБФ в ГКЦ был проведен 21.10.2011 на полигоне Куру (Французская Гвиана). Сеанс приема информации прошел штатно с использованием наземных приемных средств, привлекаемых французской стороной. Результаты испытаний подтвердили совместимость отечественных передатчиков и приемников с зарубежными радиотелеметрическими средствами приема данных, работающими в S-диапазоне (в диапазоне Д4).

Передатчик РПТ402 (спектр которого приведен на рисунке 8) предназначен для размещения на МКБФ в Куру, имеет скорость передачи данных 1,024 Мбит/сек, индекс модуляции $m=0,7$. Уровень внеполосных излучений этого передатчика удовлетворяет требованиям американского стандарта IRIG-106.

АПС, развернутая на пл. 31 космодрома «Байконур», эксплуатируется с января 2000 года. В НИИ КП с учетом опыта эксплуатации АПС и АПС-2 проводится проработка создания АПС-3, которую первоначально предполагается использовать для «дооснащения», а после 2014 года – для замены выработавших свой ресурс входящих устройств АПС и АПС-2.

За период с 1998 года до 2012 года в НИИ КП разработано и освоено в серийном производстве несколько типов телеметрических передатчиков и приемников, предназначенных для ракетно-космических изделий. Эксплуатация этих устройств показывает, что телеметрические изделия НИИ КП охватывают широкую область применения телеметрических систем.

На рисунке 9 представлены сравнительные характеристики огибающих спектров в дальней зоне телеметрических систем

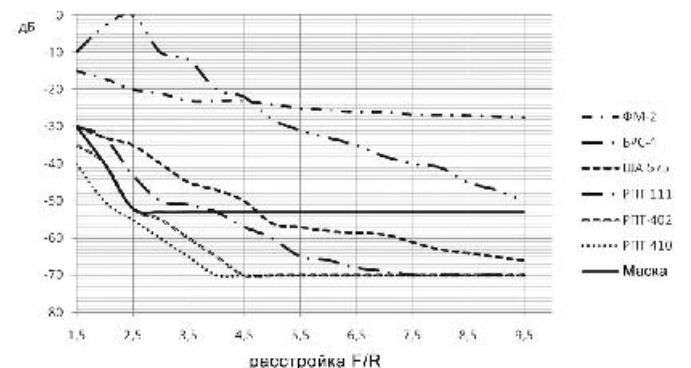


рисунок 9. Огибающие спектров в дальней зоне телеметрических систем

зоне передатчиков разных телеметрических систем. Преимущества спектров ЧМНФ-передатчиков по сравнению со спектрами передатчиков с другими видами модуляции очевидны. Требованиям стандарта удовлетворяют разработанные в НИИ КП передатчики РПТ402 и РПТ410.

На рисунке приведены огибающие спектров радиопередающих устройств следующих находящихся в эксплуатации отечественных РТС: «Орбита-ТМ» (ФМ-2); БРС-4 (Скут-40, две несущие частоты); БИТЦ-2 (кадр РТС-9 передатчики ША575 с ЧМ или РПТ111 (РПТ201) с ЧМНФ); БР-91ЦК-М6 (кадр РТС-9 передатчик РПТ402 с ЧМНФ и «сглаживанием»); УМРТС (кадр «Орбита-ТМ» передатчик РПТ410 с ЧМНФ и дополнительным «сглаживанием»).

Все спектры приведены к одной скорости информации и построены в относительной шкале при изменении частоты F , отнесенной к скорости передачи информации R .

При необходимости спектры всех передатчиков НИИ КП с ЧМНФ могут быть доведены до требований стандарта путем введения дополнительного сглаживания, аналогичного РПТ402. Используя большой опыт проектирования телеметрических радиоприборов, специалисты НИИ КП могут разработать практически любой телеметрический передатчик или приемник в диапазонах частот М2, М3, Д1, Д2, Д4 с заданной угловой модуляцией. В НИИ КП ведется разработка новых типов передатчиков и приемников, использующих самую современную элементную базу малой и средней интеграции. При этом удастся значительно уменьшить габариты передатчиков с малой выходной мощностью (до 1 Вт) и современными методами модуляции (ЧМНФ, QPSK и т.д.). На рисунке 10 показан макетный образец передающего устройства с угловой модуляцией на диапазон Д4, использующего ЭРИ малой и средней интеграции.

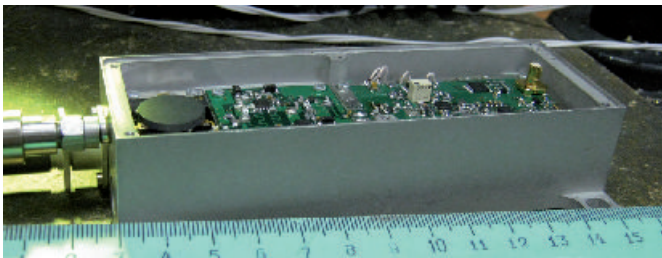


рисунок 10. Макетный образец передатчика на диапазон Д4 (S-диапазон) с угловой модуляцией и мощностью до 1 Вт

заключение

Разработки передатчиков, проводимых в НИИ КП для изделия МКБФ, базируются на общем опыте разработок и испытаний аналогичных устройств. С начала испытаний (первый пуск МКБФ состоялся 9 февраля 2000 года) и по состоянию на начало февраля 2013 года – в составе изделий трёх

типов осуществлено более 200 лётных испытаний радиопередающих устройств, разработанных и изготовленных в НИИ КП. Все 200 испытаний в полёте – безотказные. В настоящее время перспективными являются телеметрические радиолнии, оснащенные передатчиками с КИМ-ЧМНФ, обладающие меньшим спектром, и занимающие значительно меньшую полосу частот и совместимые как с отечественными, так и с зарубежными средствами приёма телеметрической информации. Показаны перспективы развития передающих устройств в части микроминиатюризации.



Группа участников работ у приёмной антенны АПС СПО СК на пл. 31 космодрома «Байконур». Слева направо: А.В. Шувалов (НИИ КП), А.А. Поляков (НПОЛ), А.Е. Ширшаков (НПОЛ), В.М. Наумов, Д.И. Белов (НПОЛ), В.А. Победоносцев (НИИ КП), В.И. Машков (НПОЛ)

список литературы

Воличенко А.Г., Вольский С.В., Лопатко О.Е., Победоносцев В.А. и др. Повышение помехоустойчивости космической телеметрической радиолнии // Электросвязь, 2003. № 1. С. 26-30.

Воличенко А.Г., Вольский С.В., Лопатко О.Е., Победоносцев В.А. и др. О перспективных видах модуляции для отечественного стандарта цифровой радиотелеметрии тройного назначения (опыт НИИ КП) // Научно-техническая конференция ФГУП ОКБ МЭИ «Современные проблемы радиотелеметрии», Москва, ЦКС «Медвежьи Озёра», 23-24 мая 2006: тезисы докладов. С. 14-16.

Воличенко А.Г., Вольский С.В., Лопатко О.Е., Победоносцев В.А. и др. О перспективных видах модуляции для отечественного стандарта цифровой радиотелеметрии тройного назначения (опыт НИИ КП) // Радиотехнические тетради, ОКБ МЭИ, 2007. № 34. С. 24-31.

Статья поступила в редакцию 21.03.2013 г.

ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА «ФРЕГАТ»

TELEMETRY SYSTEMS OF «FREGAT» VERSATILE SPACE TUG

*В.Т. Феофилактов**,
fvt@irz.ru;
*V.T. Feofilaktov***

*В.С. Даньков**,
dankov@irz.ru;
*V.S. Dankov***

*М.В. Исев**,
isev@irz.ru;
*M.V. Isev***

*А.В. Шивырталов**,
shiv@irz.ru;
*A.V. Shivyrtalov***

*С.М. Шельяков**,
shsm@irz.ru;
*S.M. Shelpyakov***

*К.И. Вылегжанин**,
koswil@irz.ru;
*K.I. Vylegzhanin***

В статье дано описание понятия «телеметрия» применительно к космическому приборостроению, рассмотрены телеметрические системы межорбитального космического буксира «Фрегат», приведены их технические описания и характеристики.

Ключевые слова: телеметрия; телеметрическая система; локальный коммутатор; система измерения температуры.

ВВЕДЕНИЕ

В буквальном смысле понятие *телеметрия* означает *измерение на расстоянии*. Во многих областях, для того, чтобы знать, в каком состоянии находится объект, каков его температурный режим, правильно ли функционируют его блоки и агрегаты, необходимо иметь инструмент, позволяющий производить подобные измерения с учетом значительного удаления объекта от пункта контроля (*Назаров А.В. и др., 2007*). В области космической аппаратуры таким инструментом является телеметрическая система. Датчики, устанавливаемые на изделие, обладают минимальной функциональностью. Информация, получаемая от датчика, будь то измерение вибрации, температуры, перемещения или какой-либо контрольный уровень напряжения, не может быть передана на контроль в исходном виде. Задача системы принять данную первичную информацию, переработать её, привести к единому виду, достаточному для анализа, и передать через радиолинию. Каждый производитель не может создавать системы с каким-либо уникальным способом преобразования информации датчиков, существуют определенные стандарты, где описаны основные методы получения, обработки и передачи информации. Не останавливаясь на деталях, можно определить основные требования, предъявляемые к системам: циклический опрос датчиков с определенной скоростью опроса (или информативностью работы системы), определенная структура выходной информации с конкретным расположением служебных слов в кадре, определенный метод повышения либо понижения скорости опроса как ступени коммутации, так и непосредственно датчиков.

В 1998 году отделением телеметрии Ижевского

The article gives a description of «telemetry» term in the context of space instrumentation engineering. Telemetry systems of «Fregat» Versatile Space Tug have been considered, their technical descriptions and parameters are given.

Key words: telemetry; telemetry system; local switch board; temperature measuring system.

радиоавтоматизации в соответствии с техническими заданиями, выданными ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», были разработаны телеметрические системы для вновь создаваемого межорбитального космического буксира «Фрегат» (МКБФ): БР-91ЦК-М4 и БР-91ЦК-М6. Система БР-91ЦК-М4 была разработана для низкоопросных измерений, БР-91ЦК-М6 – для высокоопросных. В данных системах использовалась как изготавливаемая на тот момент времени приборная база, так и вновь разработанная. В дальнейшем, с целью улучшения функциональных, массогабаритных и энергетических характеристик, была проведена модернизация с разработкой следующих систем: БР-9ЦК-1 взамен БР-91ЦК-М4 и БР-9ЦК-М6 взамен БР-91ЦК-М6. Для обеспечения одновременно низкоопросных и высокоопросных измерений и передачи данных по одной радиолинии была разработана система БР-9ЦК-6М, а для проведения контроля на предстартовой подготовке изделия – система БР-9ЦК-Т. Далее приведены более подробные данные по телеметрическим системам, входящим в настоящее время в состав МКБФ.

1. Общие сведения

В состав МКБФ входят следующие телеметрические системы:

- БР-9ЦК-М6 – устанавливается на переходной отсек к РБ, предназначена для передачи информации быстроменяющихся параметров;
- БР-9ЦК-1 – устанавливается в негерметичный приборный отсек непосредственно на МКБ, предназначена для передачи информации датчиков,

* ДООО «Ижевский радиоавтоматизационный завод», Россия, Удмуртская республика, г. Ижевск.

** Associated Limited Liability Company «Izhevskiy Radiozavod», Russia, Udmurt Republic, Izhevsk.

устанавливаемых на МКБ, массивов информации бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) и аппаратуры спутниковой навигации (АСН);

- БР-9ЦК-6М – функционально объединяет системы БР-9ЦК-М6 и БР-9ЦК-1, большая часть приборов устанавливается в негерметичный приборный отсек непосредственно на МКБ, остальная часть на переходной отсек, предназначена для передачи информации датчиков и массивов информации БЦВМ и АСН;
- БР-9ЦК-Т – устанавливается на разгонный блок и предназначена для наземного контроля объекта: передачи информации температурных датчиков и датчиков давления.

Все системы являются бортовой аппаратурой, при этом БР-9ЦК-6М, БР-9ЦК-1, БР-9ЦК-6М функционируют во время выведения и штатной эксплуатации РБ, БР-9ЦК-Т – во время предстартовой подготовки.

БР-9ЦК-6М, БР-9ЦК-1 устанавливаются на МКБ вместе, БР-9ЦК-М6 функционирует только во время выведения, а БР-9ЦК-1 на всем протяжении штатной эксплуатации МКБ, обе системы предназначены для установки на изделия при запусках с российских космодромов. Система БР-9ЦК-6М является модернизацией БР-9ЦК-1 в части введения дополнительной аппаратуры и возможностей для передачи быстротеменяющихся параметров (по аналогии с БР-9ЦК-М6), данная система предназначена для установки на изделия при запусках с космодрома Гвианского космического центра (Куру, Французская Гвиана).

Телеметрические системы БР-9ЦК-6М, БР-9ЦК-1, БР-9ЦК-6М построены по единому принципу с использованием временного разделения каналов. Верхняя ступень коммутации, имеющая минимальное число каналов и максимальную частоту опроса каждого канала, обеспечивает прием информации от второй ступени, обработку, преобразование и выдачу информации на бортовой передатчик. В качестве верхней ступени применяется основной коммутатор (ОК) – устройство, задающее режим работы системы, её информативность, вырабатывающий все необходимые временные сигналы для работы. Второй ступенью коммутации являются локальные коммутаторы (ЛК) – приборы, размещаемые в месте скопления датчиков и имеющие в несколько раз большее число каналов опроса. К локальным коммутаторам подсоединяются датчики, либо приборы следующей ступени – системы измерения температур (СИТ). В связи с тем, что температурные параметры, как правило, изменяются медленно, по сравнению с вибрационными или иными аналоговыми, а также сигнальными параметрами, скорость опроса каналов СИТ наименьшая. В системе не обязательно наличие низших ступеней коммутации, бывает достаточно только двух – ОК и ЛК, а иногда и одной – ОК. Кроме основных функциональных устройств – ОК, ЛИ и СИТ, в системе могут присутствовать следующие: распределительное устройство (РУ) – для приема и распределения команд, управления питанием приборов, связи

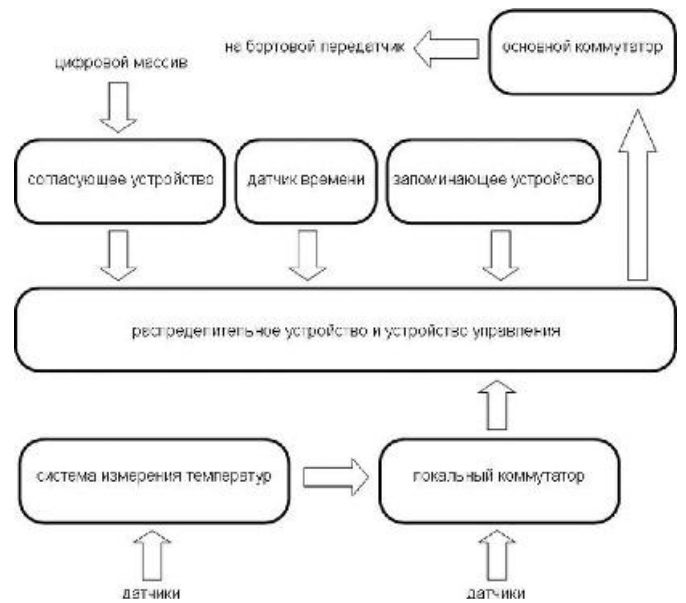


рисунок 1. Обобщенная структурная схема телеметрической системы

устройств между собой; запоминающее устройство (ЗУ) – для записи и воспроизведения информации; датчик времени – для формирования внутреннего времени системы; согласующие устройства – для приема массивов информации от различных источников. Непосредственно устройства могут физически располагаться как в разных приборах, так и в одном. Обобщенная структурная схема телеметрической системы представлена на рисунке 1.

Основные режимы работы:

- непосредственная передача (НП) – сбор, преобразование и выдача телеметрической информации в реальном режиме времени по низкой частоте (НЧ) и на бортовой передатчик (БП) для передачи по радиолинии;
- запись – происходит посредством запоминающего устройства (ЗУ), обычно запись используется при невозможности работы системы в режиме непосредственной передачи, например, при уходе объекта из зоны радиовидимости, при этом БП обычно выключен;
- воспроизведение – может происходить как в «прямом» направлении, т.е. от более ранних событий с более поздним, так и в «обратном»; в рассматриваемых системах используется прямое многократное воспроизведение по всем каналам ОК, в данных режимах ЛК и СИТ выключены;
- непосредственная передача и запись – данный режим представляет собой совмещение режима непосредственной передачи и режима записи, т.е. одновременно происходит выдача информации на БП и запись информации посредством ЗУ, в данном режиме работают все приборы системы.

Как правило, телеметрическая система предназначена для сбора, обработки и передачи информации различного типа датчиков, таких как:

1. Аналоговые – обеспечивают выдачу определенного уровня напряжения в шкале от 0 до +6,3 В, либо на основе получаемого от системы напряжения питания,

- либо на основе собственного напряжения питания.
2. Сигнальные (дискретные) – обеспечивают выдачу двух состояний: «замкнуто» или «разомкнуто», либо контактами реле, либо посредством электронного ключа с открытым коллектором или выхода микросхемы.
 3. Термосопротивлений – обеспечивают изменение сопротивления в зависимости от температуры и выдачу определенного напряжения при опросе стабильным током с постоянной величины.
 4. Термопары – обеспечивают выдачу определенного уровня ЭДС в зависимости от температуры.

Первые два вида датчиков подключаются к локальным коммутаторам, термосопротивления и термопары подключаются к системам измерения температур.

Погрешность приема и преобразования информации аналоговых датчиков составляет не более $\pm 1\%$ при выходном сопротивлении датчика не более 1 кОм, при увеличении выходного сопротивления датчика допускается увеличение погрешности измерения на 0,2% на каждый дополнительный килоом. Погрешность измерения напряжения термопар составляет не более $\pm 2\%$ от заданной шкалы измерения, погрешность при измерении сопротивления терморезисторов составляет не более $\pm 2,5\%$ от заданной шкалы измерения. В связи с использованием в системах одинаковой приборной базы и схемотехнических решений для приема информации датчиков, вышеприведенные данные справедливы для всех систем.

Кроме информации датчиков, система может принимать и передавать в составе телеметрического кадра различного рода массивы информации (системы управления, аппаратуры навигации и т.п.).

1.1. Структура выходного телеметрического кадра (видеосигнала)

Выходной видеосигнал систем БР-9ЦК-6М, БР-9ЦК-1, БР-9ЦК-6М представляет собой последовательный двоичный код, выдаваемый относительно общей цепи, по двум выходам: линия единиц («Код 1») и линия нулей («Код 0»). Каждый разряд выходного кода определяется наличием импульса напряжения на определенной линии, т.е. при передаче логической «1» присутствует импульс на линии единиц, при передаче логического «0» – на линии нулей. Каждое слово выходного сигнала состоит из десяти разрядов и содержит информацию опроса одного аналогового или восьми сигнальных датчиков.

Телеметрический кадр системы составляют 512 слов. Последнее слово в кадре является служебным и несет информацию об окончании кадра системы – кадровое слово (синхросылка), во время формирования выходного сигнала основной коммутатор осуществляет формирование кадра путем запрета выдачи всех единиц во всех словах кадра,

кроме кадрового (применимо для систем БР-9ЦК-М6 и БР-9ЦК-1, в системе БР-9ЦК-6М принято иное формирование синхросылки). Первое слово кадра (в системах БР-9ЦК-1 и БР-9ЦК-6М) несет информацию о режиме работы системы, состояниях приборов и является командно-служебным словом (КСС). Если в КСС нет необходимости (например, в системе БР-9ЦК-М6), на его месте может передаваться информация датчиков.

Согласно используемой структуре, в системах принято следующее количество логических каналов ОК, ЛК и СИТ (число аппаратных входов отличается от числа логических): каналы ОК – 8, каналы ЛК – 64, каналы СИТ – 64.

В системах принято следующее распределение источников информации по каналам ОК:

- в БР-9ЦК-М6 – все каналы отведены под блок локального коммутатора;
- в БР-9ЦК-1 – ЛК-М/1 и СИТ-ПМ/1 – 1, 5 каналы, ЛК-М/2 и СИТ-ПМ/2 – 4, 8 каналы, массив БЦВМ – 3, 7 каналы, данные АСН – 2, 6 каналы;
- в БР-9ЦК-6М – в зависимости от режима: в «НП1024» - ЛК-М/1, СИТ-ПМ/1 и массив БЦВМ – 1 канал (с чередованием), ЛК-М/2, СИТ-ПМ/2 и данные АСН – 5 канал (с чередованием), ЛК-А/3 – 2, 4, 6, 8 каналы, ЛК-А/5 – 3, 7 каналы; в остальных режимах - ЛК-М/1 и СИТ-ПМ/1 – 1, 7 каналы, ЛК-М/2 и СИТ-ПМ/2 – 6, 8 каналы, массив БЦВМ – 3, 5 каналы, данные АСН – 2, 4 каналы.

Система БР-9ЦК-Т отличается от вышеприведенных систем, как в части функционального построения, так и в части структуры выходного сигнала. Более полные данные по данной системе приведены ниже.

1.2. Конструктивное исполнение

В построении систем заложен приборный принцип, т.е. каждый функционально законченный блок выполнен в виде отдельного прибора.

В системах БР-9ЦК-1 и БР-9ЦК-6М основным прибором являются центральные блоки ЦБ-4 и ЦБ-6М соответственно, выполненные в герметичном конструктиве.

В качестве локальных коммутаторов используются приборы ЛК-М, ЛК-А, в качестве систем измерения температур приборы СИТ-ПМ. ЛК и СИТ конструктивно выполнены в виде пакета рамок с установленными на них печатными платами и плоскими соединителями, с распайкой выводов непосредственно на платы, что позволяет исключить проводной монтаж, снизить время изготовления аппаратуры и повысить надежность.

Для хранения программ опроса датчиков используются либо приборы ППЗУ-М, выполненные в виде «заглушек» и устанавливаемые на соответствующий соединитель ЛК, либо программируется непосредственно сам прибор – СИТ-ПМ, БР-9ЦК-Т.

Связь между приборами системы осуществляется посредством кабелей.

2. Устройство и работа телеметрических систем

2.1. Телеметрическая система БР-9ЦК-М6

В состав системы входят:

- прибор ЛК-ОК, масса не более 0,5 кг, потребление (при полной нагрузке по цепи питания датчиков) не более 5,4 Вт – 1 шт.;
 - прибор ППЗУ-М, масса не более 0,035 кг, потребление не более 0,01 Вт – 1 шт.;
 - кабель связи с БП, масса не более 0,2 кг – 1 шт.
- Внешний вид системы (без кабеля) представлен на рисунке 2.

Система представляет собой многоканальное телеметрическое устройство с временным разделением каналов и обеспечивает работу в одном режиме – непосредственной передачи, со скоростью 512000 бит/с.

Первой ступенью является основной коммутатор, имеющий восемь логических каналов, в качестве второй ступени используется блок локального коммутатора (БЛК) – аналог ЛК, с помощью которого производится последовательный опрос датчиков, обе ступени коммутации аппаратно находятся в составе прибора ЛК-ОК и работают синхронно. Функционально БЛК имеет 64 канала, а фактически позволяет подключать 160 сигнальных датчиков (20 слов) и 64 аналоговых датчиков (64 слова). Тип опрашиваемого входа и порядок опроса определяются прошивкой ППЗУ-М.

Информация БЛК в системе распределена на все каналы ОК, в результате чего в кадре системы передаётся восемь кадров БЛК и частота опроса канала составляет 800 Гц. Для установления требуемой частоты опроса датчиков необходимо либо запараллеливание каналов БЛК, т.е. передача информации определенного входа по нескольким, равномерно распределенным в кадре каналам – используется при частоте опроса датчика более 800 Гц, либо передача информации нескольких датчиков по одному и тому же каналу – используется при частоте опроса датчиков менее 800 Гц.

Система, посредством наличия в своем составе перепрограммируемого прибора ППЗУ-М, позволяет многократное изменение программы опроса датчиков, в том числе и потребителем, практически на любом этапе предстартовой подготовки.

Основные характеристики системы БР-9ЦК-М6 приведены в таблице 1.

В приборе ЛК-ОК предусмотрено подключение



рисунк 2. Телеметрическая система БР-9ЦК-М6

таблица 1 – Основные характеристики системы БР-9ЦК-М6

параметр	значение
информативность, бит/с	512000
возможная частота опроса входа ЛК, Гц	от 100 до 51200
возможность оперативного перепрограммирования	да
напряжение питания, В	24-33
масса, кг (с кабелями и амортизаторами)	не более 0,8
потребление, Вт	не более 5,41
ресурс работы, час	250
гарантийный срок службы, лет	10

прибора СИТ-ПМ, что позволяет при необходимости создать, с минимальной модернизацией, вариант системы с возможностью передачи информации не только аналоговых и сигнальных, а также температурных датчиков.

2.2. Телеметрическая система БР-9ЦК-1

В состав системы входят:

- центральный блок ЦБ-4, масса не более 1,4 кг, потребление не более 2,7 Вт – 1 шт.;
- локальный коммутатор ЛК-М, масса не более 0,5 кг, потребление (при полной нагрузке по цепи питания датчиков) не более 2,8 Вт – 2 шт.;
- система измерения температур СИТ-ПМ, масса не более 0,4 кг, потребление не более 2,7 Вт – 2 шт.;
- блок коммутации питания и команд БКПК, масса не более 0,55 кг, потребление от бортовой сети отсутствует – 1 шт.;
- прибор ППЗУ-М, масса не более 0,035 кг, потребление не более 0,01 Вт – 2 шт.;
- комплект кабелей, масса не более 0,9 кг – 1 комплект.

Система представляет собой многоканальное телеметрическое устройство с временным разделением каналов. Первой ступенью является основной коммутатор, входящий в состав центрального блока. П посредством коммутаторов второй (приборы ЛК-М) и третьей (приборы СИТ-ПМ) ступени производится последовательный опрос датчиков, все три ступени коммутации работают синхронно.

К системе БР-9ЦК-1, имеющей в составе два ЛК, можно подключить до 624 сигнальных и до 126 аналоговых датчиков (16 сигнальных и два аналоговых входа ЛК занимает информация СИТ), а также до 126 температурных датчиков. Локальные коммутаторы можно располагать на расстоянии до 100 метров от центрального блока, что позволяет размещать их на изделии непосредственно в местах скопления датчиков. Система позволяет многократное изменение программы опроса датчиков, в том числе и потребителем, практически на любом этапе предстартовой подготовки.

Структурная схема системы представлена на рисунке 3.

Система обеспечивает работу в следующих режимах:

- дежурный – включается по подаче напряжения

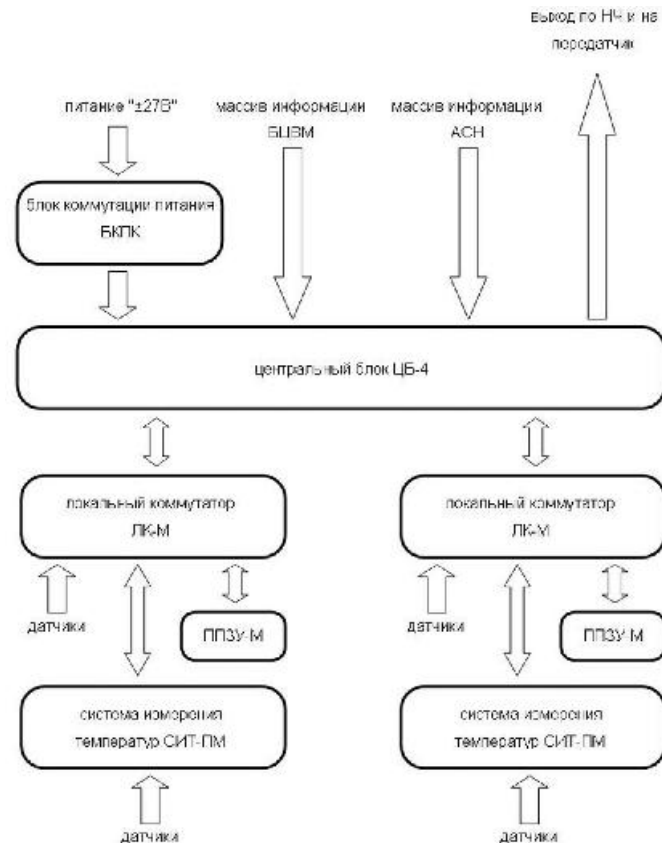


рисунок 3. Структурная схема системы БР-9ЦК-1

питания на систему или после подачи команды «ВЫКЛ. ТМ», в данном режиме все приборы, за исключением ЦБ, выключены, в ЦБ функционирует датчик времени;

- непосредственная передача – включается по соответствующим командам, в данном режиме происходит последовательный опрос датчиков и прием массивов информации от БЦВМ и АСН, формирование телеметрического кадра и выдача данных в реальном времени на бортовой передатчик, в режимах «НП» запоминающее устройство из состава ЦБ находится в режиме «СТОП»;
- запись и воспроизведение – включается по соответствующим командам, работа в режиме записи аналогична работе в режиме «НП», за исключением того, что БП выключен и информация записывается посредством ЗУ; в режиме воспроизведения происходит выдача записанной информации в полном объеме телеметрического кадра на БП, а ЛК и СИТ отключены;
- непосредственная передача и запись – совмещенный режим непосредственной передачи и записи, объединяет в себе принципы работы обоих режимов.

Кроме опроса и выдачи информации датчиков система БР-9ЦК-1 обеспечивает прием и передачу в составе телеметрического кадра массивов БЦВМ и АСН, формирование внутреннего кода времени в трех шкалах.

Основные приборы системы приведены на рисунке 4 (в порядке слева на право: ЛК-М, БКПК, ППЗУ-М, ЦБ-4, СИТ-ПМ).

Основные характеристики системы БР-9ЦК-1 приведены в таблице 2.



рисунок 4. Основные приборы системы БР-9ЦК-1

таблица 2 – Основные характеристики системы БР-9ЦК-1

параметр	значение
информативность, бит/с	256000, 32000, 8000
возможная частота опроса входа ЛК, Гц	от 3,125 до 6400
возможность оперативного перепрограммирования	да
выдача данных по интерфейсу RS-485	да
ёмкость памяти ЗУ, Мбайт	16
количество принимаемых команд	14
напряжение питания, В	24 – 33
масса, кг (с кабелями и амортизаторами)	не более 5
потребление, Вт	не более 13,5
ресурс работы, час	1200
гарантийный срок службы, лет	10

2.3. Телеметрическая система БР-9ЦК-6М

В состав системы входят:

- центральный блок ЦБ-6М, масса не более 1,4 кг, потребление не более 2,7 Вт – 1 шт.;
- локальный коммутатор ЛК-М, масса не более 0,5 кг, потребление (при полной нагрузке по цепи питания датчиков) не более 2,8 Вт – 2 шт.;
- локальный коммутатор ЛК-А, масса не более 0,3 кг, потребление (при полной нагрузке по цепи питания датчиков) не более 2,8 Вт – 2 шт.;
- система измерения температур СИТ-ПМ, масса не более 0,4 кг, потребление не более 2,7 Вт – 2 шт.;
- блок коммутации питания и команд БКПК, масса не более 0,55 кг, потребление от бортовой сети отсутствует – 1 шт.;
- прибор ППЗУ-М, масса не более 0,035 кг, потребление не более 0,01 Вт – 4 шт.;
- комплект кабелей, масса не более 1,1 кг – 1 комплект.

Система представляет собой многоканальное телеметрическое устройство с временным разделением каналов. Первой ступенью является основной коммутатор, входящий в состав центрального блока. Посредством коммутаторов второй (приборы ЛК-М, ЛК-А) и третьей (приборы СИТ-ПМ) ступени производится последовательный опрос датчиков, все три ступени коммутации работают синхронно.

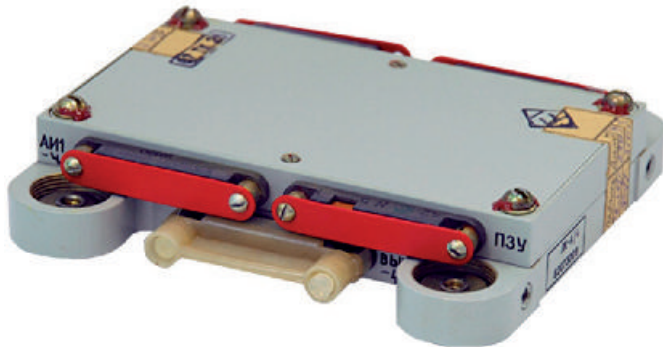


рисунок 5. Внешний вид прибора ЛК-А

К системе БР-9ЦК-6М, имеющей в составе два ЛК-М и два ЛК-А, можно подключить до 624 сигнальных и до 254 аналоговых датчиков (16 сигнальных и два аналоговых входа ЛК-М занимает информация СИТ), а также до 126 температурных датчиков.

Как было сказано ранее, система БР-9ЦК-6М является модернизацией системы БР-9ЦК-1 и по приборному составу, принципу функционирования и режимам работы практически аналогична БР-9ЦК-1 за исключением следующих особенностей:

- введен новый режим работы – непосредственная передача со скоростью выдачи данных 1024000 бит/с – режим «НП1024»;
- в состав системы введено два прибора ЛК-А, выполняющие быстроопросные измерения – внешний вид приведен на рисунке 5;
- изменена структура телеметрического кадра для возможности передачи быстроопросных измерений и передачи данных нескольких источников по одному каналу ОК;
- в состав телеметрического кадра вместо кадрового слова в качестве синхропосылки введена псевдослучайная последовательность с постоянным значением в соответствии со спецификацией IRIG.

Основные характеристики системы БР-9ЦК-6М приведены в таблице 3.

таблица 3 – Основные характеристики системы БР-9ЦК-6М

параметр	значение
информативность, бит/с	1024000, 256000, 32000, 8000
возможная частота опроса входа ЛК, Гц	от 3,125 до 51200
возможность оперативного перепрограммирования	да
выдача данных по интерфейсу RS-485	да
ёмкость памяти ЗУ, Мбайт	16
количество принимаемых команд	15
напряжение питания, В	24 – 33
масса, кг (с кабелями и амортизаторами)	не более 5,5
потребление, Вт	не более 19
ресурс работы, час	1200
гарантийный срок службы, лет	10

2.4. Телеметрическая система БР-9ЦК-Т

Система выполнена в едином конструктиве и состоит из следующих функциональных модулей:

- коммутатор сигналов температурных датчиков (КСТД) – предназначен для получения и преобразования информации термодатчиков;
- коммутатор сигналов датчиков давления (КСДД) – предназначен для получения и преобразования информации датчиков давления;
- формирователь кадра (ФК) – предназначен для управления модулями КСТД и КСДД, формирования и выдачи кадра;
- источник питания (ИП) – предназначен для преобразования первичного питания «±27В» во внутренние напряжения для работы модулей.

Внешний вид системы БР-9ЦК-Т представлен на рисунке 6.

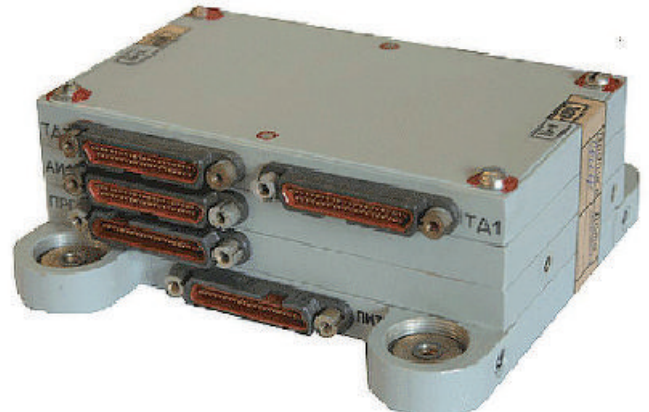


рисунок 6. Внешний вид системы БР-9ЦК-Т

Система имеет отличную от приведенных выше систем структуру выходного сигнала, состоящую из синхропосылки длиной четыре байта и информационной части длиной от 16 до 256 байт, которая может включать информацию датчиков, значение контрольной суммы (сигнатуры), значение счетчика кадров.

БР-9ЦК-Т функционирует совместно с системой контроля температуры и давления (наземная аппаратура) и позволяет передавать выходную информацию с использованием интерфейса RS-422 на расстояние до 1200 метров.

заключение

Все рассмотренные системы имеют вероятность безотказной работы не менее 0,999 за все время штатной эксплуатации и прошли натурные испытания в составе МКБФ с положительными результатами.

список литературы

Назаров А.В. и др. Современная телеметрия в теории и на практике: учебный курс. СПб.: Наука и техника, 2007. 672 с.

Статья поступила в редакцию 28.02.2013 г.

БАТАРЕИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА «ФРЕГАТ»

М.С. Плешаков,
доктор технических наук*,
orion-hit@mail.ru;
*M.S. Pleshakov***

В.В. Корохов,
кандидат технических наук*,
orion-hit@mail.ru;
*V.V. Korohov***

М.Ю. Асфатадурьян,
кандидат технических наук*,
orion-hit@mail.ru;
*M.Y. Asfatsaduryan***

А.Н. Мафтей,
аспирант*,
orion-hit@mail.ru;
*A.N. Maftey***

В статье представлены преимущества и предпосылки выбора химического источника тока системы электроснабжения межорбитального космического буксира «Фрегат». Рассмотрены пути модернизации и совершенствования характеристик батарей. Представлены телеметрические данные о напряжении батарей в процессе вывода космического аппарата.

Ключевые слова:

*межорбитальный космический буксир;
химический источник тока;
литий-тионилхлорид;
батарея;
система электроснабжения.*

Система электроснабжения межорбитального космического буксира «Фрегат» (МКБФ) построена на основе батарей из первичных элементов электрохимической системы литий-тионилхлорид, разработанных и производимых Закрытым акционерным обществом инженерной фирмой «Орион-ХИТ» (ЗАО ИФ «Орион-ХИТ»).

ЗАО ИФ «Орион-ХИТ» образовано 13 октября 2003 года и является правопреемником ООО «Инженерная фирма «Орион-ХИТ», созданного в 1992 году на базе ОКТБ «Орион». ИФ «Орион-ХИТ» представляет собой современный научно-исследовательский опытно-конструкторский комплекс по разработке и производству литиевых химических источников тока. Предприятие проводит полный цикл работ от фундаментальных исследований до создания технологий литиевых химических источников тока (ХИТ), разработки конструкторско-технологической документации на заводы по производству литиевых элементов и литиевых батарей. В различное время в «Орион-ХИТ» выпускались литиевые источники тока различных электрохимических систем и назначений:

1. Литиевые аккумуляторы электрохимических систем:
 - литий-дисульфид титана (Li/TiS₂);
 - литий-сернистый ангидрид (Li/SO₂).

* ЗАО ИФ «Орион-ХИТ», Россия, Ростовская область, г. Новочеркасск.

THE BATTERIES FOR VERSATILE SPACE TUG «FREGAT» POWER SUPPLY SYSTEM

Д.Б. Федотов,
кандидат технических наук*,
orion-hit@mail.ru;
*D.B. Fedotov***

The article presents the advantages and background for choice of Versatile Space Tug «Fregat» Power Supply System chemical current source, considering the ways of modernization and improvement of battery parameters, and presenting the telemetry data about battery voltage during SC injection.

Key words:

*Versatile Space Tug;
chemical current source;
lithium-thionyl chloride;
battery;
Power Supply System.*

2. Тепловые батареи электрохимической системы LiSi/NiCl₂.

3. Первичные литиевые источники тока электрохимических систем:

- литий-диоксид марганца (Li/MnO₂);
- литий-хлористый тионил (Li/SOCl₂).

В настоящее время в ЗАО ИФ «Орион-ХИТ» разработаны и поставлены на производство элементы электрохимической системы литий-хлористый тионил различных модификаций в габаритах R6, R14 и R20. На основе этих элементов разработана серия литиевых батарей: 9ER14PS-20, 9ER14PS-24, 9ER14PS-28, 9ER14P-24, 9ER20P-16, 9ER20P-20, 9ER20P-28 и другие – всего более 50 типов.

Выбор батарей электрохимической системы литий-тионилхлорид для энергообеспечения МКБФ неслучаен. Литий-тионилхлоридные элементы (ЛТЭ) постоянной готовности обладают уникальными характеристиками (*Химические источники тока*, 2003; *Кромптон Т.*, 1986; *Кедринский И.А. и др.*, 1992):

- высокая удельная энергия – до 650 Вт·ч/кг;
- широкий диапазон рабочих температур – от минус 55 до 85 °С (существуют специализированные элементы, работающие до температуры 200°С (*Babai V.*, 1986; *Babai M.*, *Bababigi S.*, *Bineth I.*, 1984);

** Close corporation Engineering company «Orion-HIT», Russia, Rostov region, Novocherkassk.

таблица – Сравнительные характеристики литиевых источников тока

электро-химическая система	напряжение		теоретическая удельная энергия		практически достигнутая удельная энергия		диапазон рабочих температур
	разомкнутой цепи, В	среднее разрядное, В	Вт×ч/ дм ³	Вт×ч/ кг	Вт×ч/ дм ³	Вт×ч/ кг	
Li/(CF _x) _n	2,8...3,5	2,4...2,7	–	2190	620	470	минус 20-60
Li/MnO ₂	3,5	2,5...3,0	–	1140	750	330	минус 20-55
Li/MoO ₃	2,7...3,0	2,0...2,6	2160	780	–	230	–
Li/FeS	1,7...1,8	1,3...1,5	2140	–	290	77	минус 20-70
Li/CuS	2,15	1,6...1,8	2470	1050	410	300	минус 10-60
Li/CuO	2,35	1,0...1,5	3120	1285	750	340	минус 10-70
Li/SO ₂	2,92	2,7...2,9	–	1090	560	300	минус 55-70
Li/SOCl₂	3,65	3,0...3,5	1512	1477	1143	660	минус 55-150
Li/SO ₂ Cl ₂	3,96	3,25...3,35	–	–	1039	532	–
Li-ИА	3,6	3,5...3,0	–	–	250	150	минус 20-60
Zn/MnO ₂	1,6...1,65	1,15...1,25	900	305	110	50	минус 20-50
Zn/HgO	1,35	1,3...1,25	2500	260	400	110	0-55
Zn/Ag ₂ O	1,6	1,5...1,55	2000	280	300	130	0-55

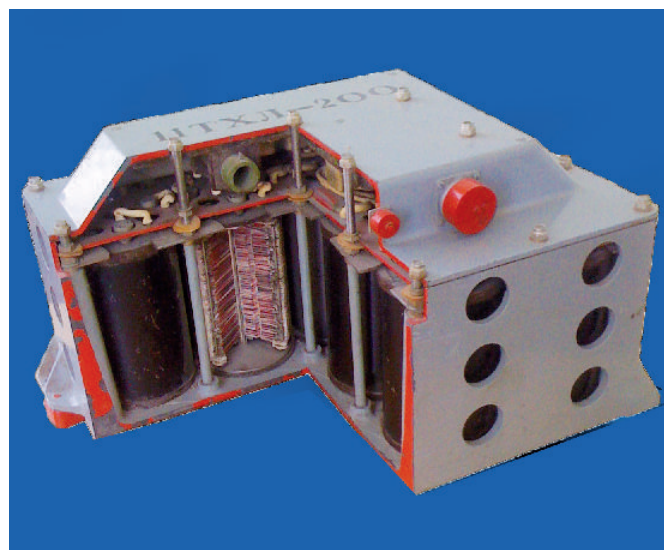
- длительный срок сохранности заряда – 3÷5, а при определённых условиях эксплуатации до 15 лет (www.softbatteries.com).

По удельной энергии ЛТЭ превышают традиционные ХИТ с водными электролитами (серебряно-цинковые, ртутно-серебряные, никель-кадмиевые и другие) в 3÷5 раз. Среди литиевых первичных источников тока ЛТЭ также имеют наиболее высокие достигнутые характеристики.

Сравнение литиевых первичных источников тока и литиевых аккумуляторов по достигнутым характеристикам приведены в таблице (*Химические источники тока*, 2003; *Кромптон Т.*, 1986; *Кедринский И.А. и др.*, 1992; *Литий-ионные аккумуляторы*, 2002).

Учитывая, что МКБ – это группа ракетно-космической техники наиболее требовательная к массе служебных систем, установленных на них, то по описанным выше преимуществам, особенно по отношению запасённой энергии к единице массы, батарее на основе ЛТЭ наиболее подходящий источник тока для МКБФ. Однако, применение литий-тионилхлоридных источников тока для МКБФ не являлось первым опытом применения литиевых ХИТ в истории НПО им. С.А. Лавочкина.

Впервые в СССР ЛТЭ были применены НПО им. С.А. Лавочкина. В 1984 году на аэростатных зондах при спуске в атмосфере Венеры были использованы элементы CSC 93 и BCX 72 производства США. За счёт электропитания от них, аппаратура зондов передавала в течение 46 часов информацию об атмосфере Венеры. В это же время разработка элементов системы литий-хлористый тионил началась в ОКБ «Орион» (г. Новочеркасск), и уже в 1988 году по программе «Фобос»

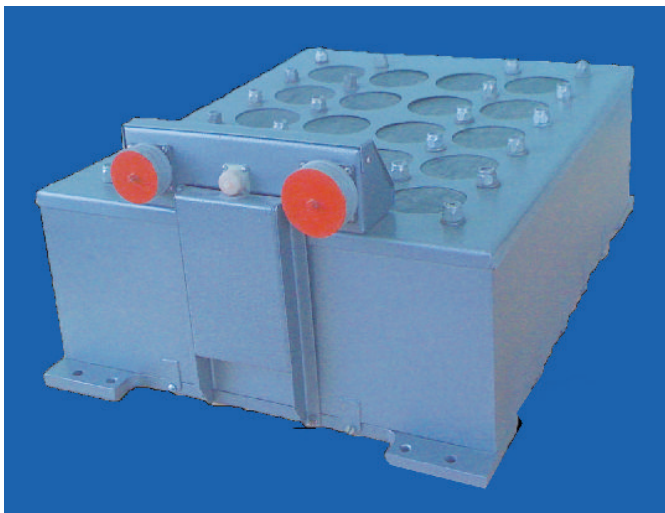


- напряжение разомкнутой цепи – 40,0 В;
- напряжение при разряде по штатной циклограмме – 29,0–40,0 В;
- ёмкость при разряде по штатной циклограмме – 200,0 А×ч;
- масса – 52 кг.

рисунок 1. Батарея 11ТХЛ-200 и её технические характеристики

в качестве ИТ для обеспечения сеанса посадки применили батарею 11ТХЛ-200 (рисунок 1) разработки и производства ОКБ «Орион».

В 1995 году батарея 10ER20S-24 (рисунок 2) была применена для обеспечения работы бортовых систем космических аппаратов «Интербол» на теновом участке орбиты и, в первую очередь, электронагревателей клапанов системы исполнительных органов и элементов конструкции в связи с нехваткой емкости аккумуляторной батареи (*Рудакова М.М., Артюхов М.И., Молодцов В.А.*, 2000).



- напряжение разомкнутой цепи – 36,5 В;
- номинальное напряжение – 32,5 В;
- номинальная ёмкость – 150,0 А·ч;
- масса – 40 кг.

рисунок 2. Батарея 10ER20S-24 и её технические характеристики

За пять лет существования космического аппарата «Интербол-1» он пять раз проходил «большую» солнечную тень, в ходе чего батарея 10ER20S-24 была разряжена приблизительно на 80% и полностью выполнила возложенные на нее задачи.

Эта же батарея была применена по программе «Марс-96» для обеспечения предполагаемого сеанса посадки спускаемого аппарата.

Следует сравнить изображенные на рисунке 1 и рисунке 2 батареи.

Батарея 11ТХЛ-200 построена по традиционному принципу – для набора емкости используются габаритные размеры единичного элемента (ТХЛ-200 обладал емкостью 200 А·ч), а для набора напряжения эти элементы соединяются последовательно в батарее. Таким образом, батарея состояла из 11 элементов. Существенным недостатком при таком построении источника тока являлось то, что при выходе из строя одного элемента вся батарея теряла работоспособность.

В отличие от 11ТХЛ-200 батарея 10ER20S-24 содержала 240 элементов ER20S номинальной емкостью 10 А·ч, и в ней был заложен модульно-блочный принцип построения. Это позволило значительно повысить надежность батареи в целом.

Принцип заключается в том, что для набора напряжения элементы малой емкости также соединяются последовательно, а затем для набора емкости и обеспечения заданных токовых нагрузок из последовательных цепочек набирается необходимое количество параллельных цепей.

Таким образом, при отказе элемента в какой-либо цепочке (возможен при решении некоторых задач выход из строя более одного элемента из состава батареи) батарея будет оставаться работоспособной и обеспечивать штатную работу аппаратуры. Такой принцип построения батарей

в нашей стране впервые был разработан ОКБ «Орион» (ныне ЗАО ИФ «Орион-ХИТ») в начале 90-х годов прошлого века и действует до настоящего времени. По этому же принципу создавались батареи для МКБФ.

В 2000 году 9 февраля при первом квалификационном пуске МКБФ на нем были установлены три батареи 9ER20S-16 (две для электропитания системы управления и одна для электропитания системы измерения). Батарея 9ER20S-16 была разработана в 1993 году. Её внешний вид и основные технические характеристики представлены на рисунке 3.

В процессе первых квалификационных пусков МКБФ батареи 9ER20S-16 полностью выполнили как штатную, так и факультативную программы и проработали на орбите более 24 часов. На основании этого была определена избыточность емкости батарей и подтверждена возможность снижения массы системы энергоснабжения. В данной компоновке система энергообеспечения отработала при четырёх пусках МКБФ.



- напряжение разомкнутой цепи – 32,8 В;
- номинальное напряжение – 30,5 В;
- номинальная ёмкость – 150,0 А·ч;
- масса – 23 кг.

рисунок 3. Батарея 9ER20S-16 и её технические характеристики

В ЗАО ИФ «Орион-ХИТ» непрерывно проводится работа по модернизации поставленных на производство батарей с целью повышения удельных характеристик и их надёжности. Ряд таких модернизаций претерпели и бортовые батареи системы энергообеспечения МКБФ.

В 2001 году был завершён очередной этап модернизации бортовых батарей МКБФ и разработаны батареи 9ER20P-16 и 9ER14PS-20. Внешний вид и технические характеристики батарей приведены на рисунках 4 и 5.

В разработанных батареях впервые в отечественной космонавтике был реализован принцип, так называемой «умной» батареи. Батарея «сооб-



- напряжение разомкнутой цепи – 32,8 В;
- номинальное напряжение – 31,0 В;
- номинальная ёмкость – 160,0 А×ч;
- масса – 21 кг.

рисунок 4. Батарея 9ER20P-16 и её технические характеристики



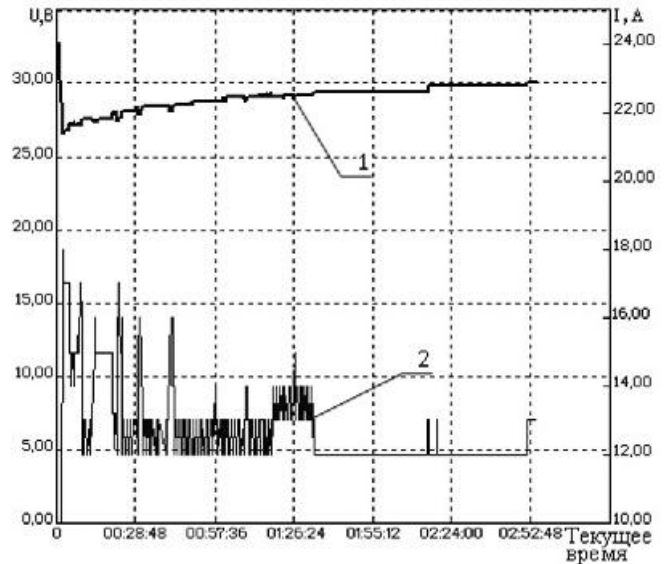
- напряжение разомкнутой цепи – 32,8 В;
- номинальное напряжение – 31,0 В;
- номинальная ёмкость – 100,0 А×ч;
- масса – 15 кг.

рисунок 5. Батарея 9ER14PS-20 и её технические характеристики

щает» в систему измерения МКБФ информацию о разрядном напряжении, токе, снятой емкости и температуре внутри корпуса батареи. Это было реализовано за счёт введения в состав батарей унифицированного устройства телеметрии бортовых батарей, которое значительно упростило получение объективной информации о состоянии системы энергообеспечения МКБФ.

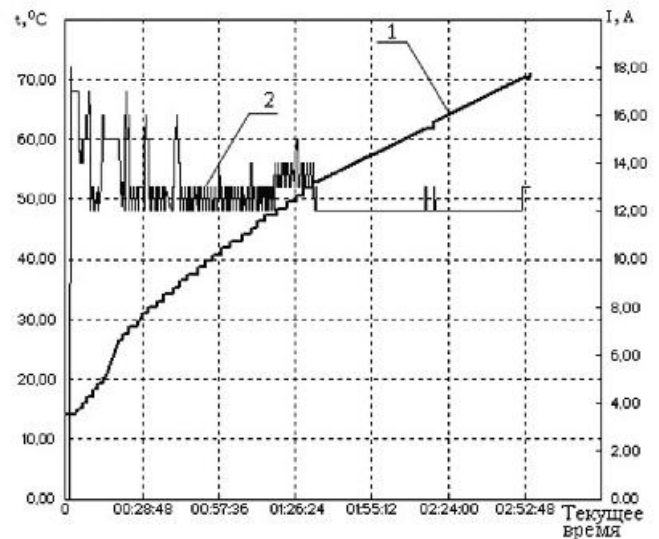
Батарея 9ER20P-16 предназначена для электропитания потребителей приборного отсека ПО2 (системы управления), а батарея 9ER14PS-20 – для электропитания аппаратуры МКБФ (система измерения и служебные системы).

Учитывая различные задачи при выводе космических аппаратов при помощи МКБФ, для оптимизации энергетических ресурсов на «малое» время вывода (до 3,5 часов) с 2003 года стали использовать две батареи 9ER14PS-20 (ХИТ 1 и ХИТ 2), а



1 – напряжение; **2** – ток.

рисунок 6. Графики изменения напряжения и тока батареи 9ER14PS-20 (ХИТ 1) при выводе межпланетной станции «Марс-Экспресс»



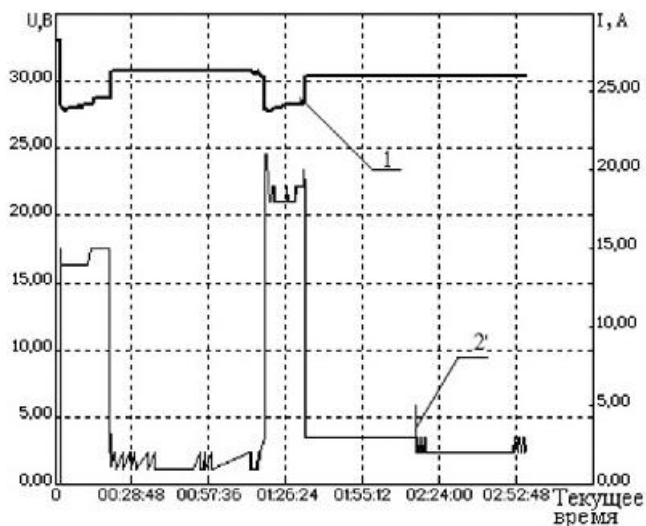
1 – температура; **2** – ток.

рисунок 7. Графики изменения температуры и тока батареи 9ER14PS-20 (ХИТ 1) при выводе межпланетной станции «Марс-Экспресс»

для работы более 3,5 часов – батареи 9ER20P-16 и 9ER14PS-20 (ХИТ 1).

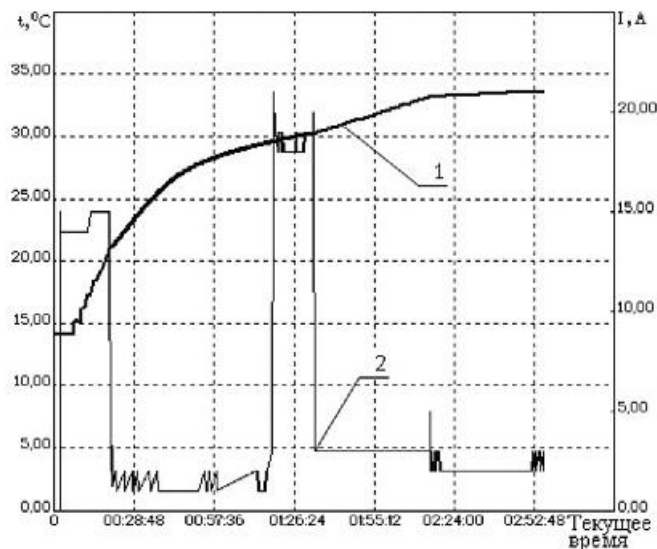
Зависимости напряжения и температуры батарей ХИТ 1 и ХИТ 2 при выводе межпланетной станции «Марс-Экспресс» 2 июня 2003 года представлены на рисунках 6-9.

Для увеличения энергетических возможностей МКБФ была произведена его модернизация за счёт применения сбрасываемого бака и увеличения, таким образом, количества заправляемого топлива. Модификация получила обозначение – МКБ «Фрегат-СБ». Увеличение запаса топлива позволило увеличить время для вывода КА на орбиту и, как следствие, потребовало увеличения времени работоспособности системы энергообеспечения. В 2003 и 2007 годах были разрабо-



1 — напряжение; 2 — ток.

рисунок 8. Графики изменения напряжения и тока батареи 9ER14PS-20 (ХИТ 2) при выводе межпланетной станции «Марс-Экспресс»



1 — температура; 2 — ток.

рисунок 9. Графики изменения температуры и тока батареи 9ER14PS-20 (ХИТ 2) при выводе межпланетной станции «Марс-Экспресс»



– напряжение разомкнутой цепи – 32,8 В;
– номинальное напряжение – 31,0 В;
– номинальная ёмкость – 40,0 А×ч;
– масса – 7,7 кг.

рисунок 10. Батарея 9ER20P-5 и её технические характеристики

таны батареи 9ER20P-24 (более энергоёмкая, чем 9ER20P-16) и 9ER14PS-28 (более энергоёмкая, чем 9ER14PS-20).

Учитывая, что вывод на целевую орбиту КА при применении модернизированного МКБ «Фрегат-СБ» более длительный, а массогабаритные параметры запускаемых аппаратов возросли, потребовалось дополнительное электрообеспечение нагревателей СОТР. С целью сохранения системы энергообеспечения на модернизированном МКБ «Фрегат-СБ» по аналогии с прототипом МКБФ (от двух батарей 9ER20P-16 и 9ER14PS-20 (ХИТ 1), для электропитания нагревателей СОТР в 2003 году была разработана батарея 9ER20P-5 (рисунок 10). Данная батарея вместе с батареями 9ER20P-16 и 9ER14PS-20 (ХИТ 1) обеспечивали электропитание при первых двух пусках РБ «Фрегат-СБ» (КА «Электро-Л» и КА «Спектр-Р») в 2011 году.

Полученный опыт эксплуатации батарей системы ЛТХ в составе МКБ «Фрегат» и «Фрегат-СБ» показал высокую надежность примененного блочно-модульного принципа построения батарей, видов и объёма проверочных операций при подготовке батарей к пуску. Постоянное совершенствование элементов, а также высокие значения теоретических удельных характеристик системы литий-хлористый тионил позволяют неуклонно улучшать тактико-технические характеристики системы энергообеспечения семейства МКБФ.

список литературы

Кедринский И.А. и др. Литиевые источники тока. М.: Энергоатомиздат, 1992. 220 с.

Кромптон Т. Первичные источники тока: пер. с англ. М.: Мир, 1986. 328 с.

Литий-ионные аккумуляторы / Под ред. И.А. Кедринского и В.Г. Яковлева. Красноярск: ИПК «Платина», 2002. 268 с.

Рудакова М.М., Артюхов М.И., Молодцов В.А. Организация прохождения большой солнечной тени КА «Интербол-1»: сб. научн. трудов НПО им. С.А. Лавочкина. М.: Блок-информ-экспресс, 2000. Вып. 2 С. 101-105.

Химические источники тока: справочник / Под ред. Н.В. Коровина и А.М. Скундина. М.: Издательство МЭИ, 2003. 740 с.

Babai M., Bababigi S., Bineth I. The stability of Li/SOCl₂ system at elevated temperatures // Proc. Symp. Lithium Batteries, Washington, D.C., Oct. 9-14, 1983. N.Y.; Pennington, 1984. P. 194-203.

Babai V. Long range storage and operating capability of Li/SOCl₂ cells // 3 Int. Meet. Lithium Batteries, Kyoto, 27-30 May, 1986. Extend. Abstr., S.1., 1986. P. 60.

www.saftbatteries.com (дата обращения: 28.03.2013).

Статья поступила в редакцию 27.03.2013 г.

МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА ТЕПЛООВОГО РАЗРУШЕНИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА «ФРЕГАТ» ПРИ ВХОДЕ В АТМОСФЕРУ ЗЕМЛИ

В.С. Финченко,
доктор технических наук*,
finval@migmil.ru;
V.S. Finchenko**

С.Н. Устинов*,
ust@laspace.ru;
S.N. Ustinov**

А.А. Иванков,
доктор физико-математических наук*,
ival@laspace.ru;
A.A. Ivankov**

В статье кратко описана конструкция межорбитального космического буксира (МКБ) «Фрегат», проведен анализ процессов, происходящих при его движении в атмосфере Земли после выполнения своей основной функции, сформирован сценарий теплового разрушения МКБ «Фрегат», приведены методика и результаты расчета тепловых нагрузок на него и остаточной массы элементов его конструкции, достигающих земной поверхности.

Ключевые слова: межорбитальный космический буксир; элемент конструкции; сценарий теплового разрушения; тепловой поток; остаточная масса неразрушаемого элемента.

ВВЕДЕНИЕ

Межорбитальный космический буксир (МКБ) «Фрегат» является многофункциональным и предназначен для использования в составе ракет-носителей (РН) среднего и тяжелого классов для выведения:

- космического аппарата (КА) на опорную орбиту искусственного спутника Земли;
- КА с опорной орбиты на высокоэнергетические орбиты, в том числе и на геостационарную;
- автоматической межпланетной станции на трассу полета к намеченной планете и другие пусковые операции.

Программа запуска КА с использованием МКБ «Фрегат» предусматривает проведение операций по направлению буксира в зону затопления после отделения от него полезной нагрузки.

Поэтому неотъемлемой частью работ по организации каждого запуска КА с использованием МКБ «Фрегат» является проведение расчетов его движения и теплового разрушения после входа в атмосферу Земли. Это необходимо для выделения на поверхности Земли зон, опасных для осуществления человеческой деятельности в продолжение времени увода МКБ «Фрегат» с орбиты и спуска в атмосфере. В результате расчетов выявляются элементы конструкции МКБ «Фрегат», достигающие земной поверхности, определяется остаточная масса каждого из них и геометрические параметры зоны их возможного падения на поверхность Земли.

Для решения этих задач в статье излагается общий подход, который может быть также применен для опре-

THERMAL DESTRUCTION CALCULATION METHOD AND ITS RESULTS FOR «FREGAT» VERSATILE SPACE TUG DURING ENTRY INTO THE EARTH ATMOSPHERE

The article briefly describes a design of «Fregat» Versatile Space Tug and an analysis of phenomena taking place when it descends in Earth atmosphere after finishing its base function. The article also considers a thermal destruction scenario of «Fregat» Versatile Space Tug as well as method and results of calculation of heat fluxes impacted on it and remaining mass of its structural elements reaching the Earth surface.

Key words: Versatile Space Tug; structural element; thermal destruction scenario; heat flux; remaining mass of indestructible structural elements.

деления тепловой деструкции МКБ и других типов. Этот подход предусматривает выполнение следующих этапов исследования:

- проведение подробного анализа конструкции МКБ с выявлением его элементов и фрагментов, могущих представлять собой в результате разрушения МКБ отдельно летящие объекты;
- определение формы и геометрических параметров этих объектов, их аэродинамических характеристик и теплофизических свойств их материалов;
- построение, на основе анализа параметров предельного температурного состояния, обуславливающего целостность конструкции МКБ и отдельных его элементов, сценария разрушения буксира, т.е. последовательности распада на отдельные объекты;
- выбор допущений и предположений, упрощающих расчетные процессы по выбираемой методике расчета с сохранением достаточно высокой точности результатов;
- проведение расчетов по определению: тепловой нагрузки на МКБ, параметров траектории его полета (высоты, скорости и траекторного угла) и наступления момента времени его разрушения на отдельные части, т.е. начальных условий автономного полета этих частей;
- проведение расчетов по определению: тепловой нагрузки на распавшиеся и совершающие автономный полет элементы МКБ; траектории их полета; уноса массы из-за выгорания конструкционного материала и остаточной массу «несгоревших» элементов

* ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

** Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

МКБ;

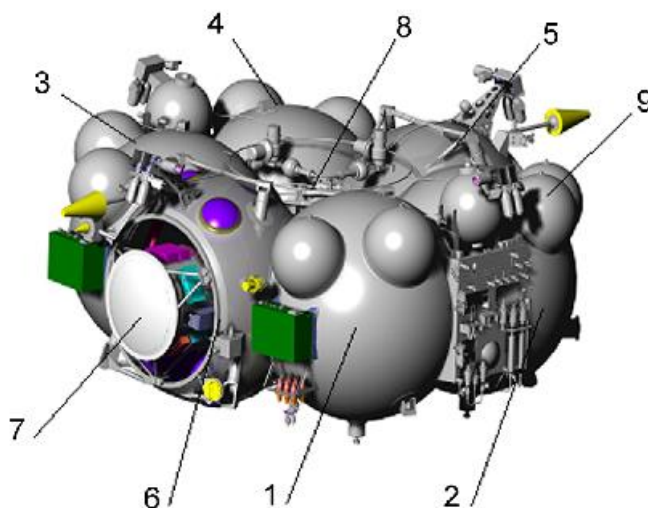
- проведение расчетов по определению приращения скоростей автономно движущихся частей МКБ, получаемых ими в результате возможного взрывного характера разрушения баков МКБ с остатками топлива;
- проведение вероятностных расчетов по определению эллипсов рассеивания и гистограмм распределения точек падения достигших земной поверхности элементов конструкции МКБ.

Далее в статье описывается реализация описанного подхода на примере исследования разрушения при входе в атмосферу Земли МКБ «Фрегат» после выполнения миссий «Гилас» (увод РБ с геопереходной орбиты – ГПО) и «Плеяды/Элиза/ССОТ» (увод РБ с солнечно-синхронной орбиты – ССО) и других (Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б., 2009; Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В., 1994).

1. Исходные данные для расчета теплового разрушения межорбитального космического буксира «Фрегат»

На рисунке 1 показан общий вид конструкции МКБ «Фрегат», конструктивную основу которого составляют шесть сваренных между собой металлических сфер 1-6, центры которых расположены на окружности. Четыре сферы 1-4 – это топливные баки двигательной установки (ДУ) (два бака горючего Г1 и Г3 и два бака окислителя О2 и О4), сфера 5 – использована в качестве герметичного приборного отсека ПО-2, сфера 6 – негерметичного отсека ПО-1.

В негерметичном отсеке 6 ПО-1 размещены шаробаллоны системы наддува ДУ и системы обеспечения запуска (СОЗ), топливный бак СОЗ и малый приборный отсек (МПО) 7. В герметичном отсеке 5 ПО-2 размещены приборы системы управления. МПО имеет герметичный корпус, внутри которого размещен один из блоков системы управления МКБ «Фрегат». Снаружи на



1, 2, 3 и 4 – топливные баки; 5 – приборный отсек ПО-2; 6 – приборный отсек ПО-1; 7 – малый приборный отсек; 8 – ДУ; 9 – блок двигателей малой тяги.

рисунок 1. Общий вид межорбитального космического буксира «Фрегат»

корпусе МПО размещены блоки радиокомплекса и телеметрии. В пространстве между сферическими баками размещается ДУ 8. Для обеспечения запуска ДУ в невесомости и управления ориентацией МКБ «Фрегат» в полете используются четыре блока двигателей малой тяги (ДМТ) 9. Каждый из двенадцати двигателей содержит реактор и клапан. Кроме того, в конструкцию МКБ «Фрегат» входят два бака с гидразином для питания ДМТ, две антенны телеметрической системы и две химические батареи, а также агрегаты, обеспечивающие и регулирующие подачу топлива в камеру сгорания ДУ и других управляющих двигателей (трубопроводы, коллекторы, электропневмоклапаны, топливные насосы, редукторы, ресиверы, выхлопные патрубки и т.д.).

Основные элементы конструкции МКБ «Фрегат» перечислены в таблице 1.

Кроме того, при входе в атмосферу на верхней части МКБ «Фрегат» остаются неотделяемые от него адап-

таблица 1 – Перечень элементов конструкции МКБ «Фрегат» и адаптеров

№	наименование элемента	форма	масса, кг
1	топливные баки Г1, Г3	сфера	48.1
2	топливные баки О2, О4	сфера	61.0
3	шаробаллоны ШБ2, 1ШБ1, 2ШБ1, 3ШБ1	сфера	11.43
4	шаробаллон 4ШБ1	сфера	4.34
5	шаробаллон ШБ СОЗ	сфера	4.35
6	бак СОЗ	сфера с цилиндрической вставкой. Аппроксимация – сфера	8.85
7	головка ДУ	цилиндр	60.6
8	сопло ДУ	конус (угол раствора 18°)	14.4
9	реактор ДМТ (12 штук)	цилиндр (трубка)	0.800
10	клапан ДМТ (12 штук)	призма – прямоугольник в сечении, нормальном к оси, в сечении через ось – трапеция	0.300
11	ASAP-S (миссия «Плеяды»)	цилиндр с четырьмя пластинами, исходящими от диаметра цилиндра	342
12	PAS 937S (миссия «Гилас»)	усеченный конус и сквозным отверстием	98.5
13	корпуса приборных отсеков и размещенные в них блоки, наружные аккумуляторные батареи, антенны и др.	сферические элементы приборных отсеков, призмы, цилиндры, цилиндрические стержни пластины и др. формы	473

таблица 2 – Таблица вариантов ориентации РБ при входе в атмосферу Земли

наименование элемента	форма	площадь миделевого сечения, м ²	масса, кг	Rx ном., кг/м ²
МКБ+PAS 937S, вход соплом вперед	цилиндр	7.321	941.5	98.9
МКБ+PAS 937S, вход адаптером вперед	цилиндр	7.321	941.5	107.2
МКБ+ASAP-S, вход соплом вперед	цилиндр	8.501	1954	164.1
МКБ+ASAP-S, вход адаптером вперед	цилиндр	8.501	1954	153.3

теры ASAP-S и PAS 937S, что также учитывается как при расчетах движения МКБ «Фрегат» с адаптером, так и при автономном движении адаптеров после разрушения МКБ «Фрегат».

Вся поверхность МКБ «Фрегат» до входа в атмосферу покрыта матами экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ).

В таблице 2 приведены возможные варианты ориентации МКБ «Фрегат» при входе в атмосферу Земли и его параметры. Принято, что масса сухого буксира составляет 843 кг, масса адаптера PAS 937S – 98.5 кг. Масса величиной 1954 кг входящего в атмосферу МКБ «Фрегат» с нижней частью адаптера ASAP-S массой 342 кг после отделения КА «Плеяды» обусловлена возможной массой остатков в баках ДУ компонентов топлива, оцениваемой величиной 769 кг.

Далее в таблице 3 представлены коэффициенты аэродинамического сопротивления c_x МКБ «Фрегат» и его основных элементов при сплошном обтекании их газовым потоком с гиперзвуковой скоростью (число Маха $M > 5$), когда, собственно, и происходит интенсивное тепловое разрушение материала элемента. Эти зависимости получены с использованием имеющейся базы расчетных и экспериментальных данных тел различной формы (*Справочные материалы по аэродинамике для конструкторов*, 1974).

Тепловое воздействие газового потока конструкция МКБ «Фрегат» начинает испытывать уже на значительных высотах – в верхних слоях разреженной атмосферы Земли. Обычно расчеты параметров газового воздействия на входящие в атмосферу Земли объекты начинают вести с высоты 120 км, где средняя плотность газа находится в диапазоне $(2.5 \dots 3.0) \cdot 10^{-8}$ кг/м³, а длина свободного пробега частиц газа составляет еще несколько метров.

При дальнейшем снижении МКБ «Фрегат» тепловое воздействие газа на него возрастает и достигает максимума уже в плотных слоях атмосферы. При этом тепловое разрушение МКБ «Фрегат» развивается по опре-

деленному сценарию. Этот сценарий может зависеть от ориентации буксира в момент входа в атмосферу.

Учитывая, что конструктивную основу МКБ «Фрегат» составляют шесть сваренных между собой сфер из легкоплавкого алюминиевого сплава и при любой ориентации полета как раз эти баки воспринимают основную тепловую нагрузку, особых отличий в сценарии разрушения МКБ «Фрегат» от его ориентации ожидать не следует. Тем не менее, в приведенных в статье результатах расчетов во внимание принимались две ориентации буксира относительно набегающего газового потока: верхним торцом (адаптером) и нижним торцом (соплом ДУ) навстречу потоку. Обе эти ориентации наиболее вероятны из-за статической устойчивости в газовых потоках тел цилиндрической формы со смещенным относительно торца положением центра масс (для миссии «Плеяды» – 45% от высоты МКБ «Фрегат»).

Этим случаям соответствует следующий сценарий (последовательность процесса) теплового разрушения МКБ «Фрегат»:

- нагрев, начиная с высоты 120 км, ЭВТИ на передней, встречающей газовый поток, торцевой поверхности буксира;
- достижение на определяемой высоте температуры разрушения ЭВТИ, её сгорание и механический сброс напором газа с поверхности буксира;
- нагрев четырех топливных баков и двух приборных отсеков до температуры, обуславливающий их разъединение по сварным швам как наиболее слабым местам;
- тепловое разрушение всех шести сфер и выброс в автономный полет расположенных внутри них и снаружи элементов буксира;
- автономный полет всех рассматриваемых в таблице 1 элементов МКБ «Фрегат» с потерей массы их по мере оплавления и уноса материала этих элементов;
- прекращение потери массы падающими элементами и достижение ими земной поверхности.

таблица 3 – Коэффициенты аэродинамического сопротивления элементов МКБ «Фрегат»

элемент РБ	$c_x \pm \Delta c_x$	площадь миделя, м ²
топливные баки Г1, О2, Г3, О4	0.9±0.03	1.450
шаробаллоны ШБ2, 1ШБ1, 2ШБ1, 3ШБ1	0.9±0.03	0.106
шаробаллоны 4ШБ1 и ШБ СОЗ	0.9±0.03	0.052
головка ДУ	1.4±0.20	0.042
сопло ДУ	0.2±0.02	0.220
реактор ДМТ	1.4±0.20	0.002
клапан ДМТ	1.4±0.20	0.0007
МКБ «Фрегат-МТ», торцом вперед	1.3±0.20	7.321
ASAP-S, ориентация конусом вперед	1.4±0.10	6.038
МКБ+PAS 937S, вход соплом вперед	1.3±0.20	7.321
МКБ+PAS 937S, вход адаптером вперед	1.2±0.15	7.321
МКБ+ASAP-S, вход соплом вперед	1.4±0.20	8.501
МКБ+ASAP-S, вход адаптером вперед	1.5±0.15	8.501

При определении прогрева конструкции МКБ «Фрегат», траекторных параметров в момент его разрушения и потери массы элементов РБ при их автономном спуске используются теплофизические свойства и оптические характеристики материалов элементов МКБ «Фрегат».

Разрушение ЭВТИ, укрывающей всю поверхность МКБ «Фрегат», наступает при достижении температуры её поверхности 350°C.

Решение проблемы теплового разрушения МКБ «Фрегат» по методике настоящей статьи сводится к решению следующих задач:

- расчет тепловых потоков, воспринимаемых поверхностью МКБ «Фрегат» на всех режимах обтекания его потоком газа, и прогрева конструкции буксира до температуры нарушения его целостности;
- определение траекторных параметров в момент разрушения МКБ «Фрегат» (высоты, скорости и траекторного угла), являющихся начальными условиями автономного полета в атмосфере всех элементов, на которые МКБ «Фрегат» распадается;
- расчет тепловых потоков к каждому из совершающих автономный полет элементов буксира, их прогрева до температуры плавления материала элемента и определение величины потери его массы;
- расчет траектории каждого из элементов и определение высот, на которых их масса становится нулевой или остаточной для элементов, достигающих земной поверхности.

Решение этих задач проводится в единой постановке с привлечением разработанного в НПО им. С.А. Лавочкина программного комплекса (Иванков А.А., 2009), реализующего описываемую ниже методику расчета.

2. Расчетная методика для определения параметров и последствий теплового разрушения МКБ «Фрегат» при входе в атмосферу Земли

2.1. Общие положения и допущения методики

При спуске МКБ «Фрегат» в атмосфере Земли на его конструкцию со стороны набегающего газового потока действуют конвективные и радиационные (лучистые) тепловые потоки. Конвективные тепловые потоки обусловлены торможением газа атмосферы в ударном и в пограничном слоях у лобовой поверхности МКБ «Фрегат». Радиационные тепловые потоки обусловлены излучением высокотемпературного ($T \sim 6000 \dots 12000$ К) газа в сжатом ударном слое, образующемся перед лобовой поверхностью обтекаемого элемента конструкции буксира.

Рассматриваемая методика включает в себя системы уравнений для расчета лучистых и конвективных тепловых потоков, нестационарное уравнение теплопроводности для определения температуры по сечению стенки элемента конструкции МКБ «Фрегат» в отсутствии в них внутренних источников тепловыделения

и с подвижной границей поверхности элемента из-за уноса массы материала, систему уравнений движения МКБ «Фрегат» и его элементов в поле тяготения Земли и, наконец, уравнение, описывающее скорость потери массы элемента.

Расчет прогрева материала конструкции МКБ «Фрегат» и его элементов проводится решением нестационарного уравнения теплопроводности в одномерной постановке. Такое допущение оправдано тем, что в решаемых здесь задачах температурные градиенты в нормальном направлении к стенке (оболочке) элемента существенно больше, чем в касательном (вдоль оболочек).

В рассматриваемой методике расчета прогрева конструкции МКБ «Фрегат» принята следующая физическая модель его разрушения: при достижении температуры оболочки блока баков в 500...600°C происходит разделение по всем сварным швам с одновременным выбросом всех основных элементов конструкции (см. таблицу 1) в автономный полет.

В расчетах автономного полета элементов разрушившегося МКБ «Фрегат» и дальнейшего их теплового разрушения принимается допущение о неизменяемости формы элемента, площади его миделевого сечения и гиперзвукового значения аэродинамических коэффициентов. Учитывается только изменение массы элемента. При этом полагается, что цилиндрические и конические элементы конструкции МКБ «Фрегат» (см. таблицу 1) сохраняют устойчивое положение в полете, а сферические хаотично вращаются относительно своего геометрического центра.

Для численного решения системы обыкновенных дифференциальных уравнений движения элементов МКБ «Фрегат» в поле тяжести планеты используется метод Эйлера с пересчетом с погрешностью аппроксимации $O(\tau^2)$.

2.2. Расчет удельных тепловых потоков

Для расчета лучистых удельных тепловых потоков к поверхности МКБ «Фрегат» и его элементам применяется методика (Борисов В.М., Голомазов М.М., 2004), основанная на использовании интегральной полу-сферической степени черноты однородного газового объема, расположенного возле лобовой поверхности МКБ «Фрегат». В задачах гиперзвукового обтекания эта область – высокотемпературный ударный (сжатый) слой, расположенный между ударной волной и лобовой поверхностью МКБ «Фрегат» или его элемента конструкции. В расчетах этот слой аппроксимируется локально-плоским (в рассматриваемом сечении) слоем, который однороден по распределению температуры плотности и давления газа.

Конвективные тепловые потоки к МКБ «Фрегат» и его элементам зависят от режимов течения, реализуемых возле их поверхности, которые определяются по критерию Кнудсена $Kn=l/L$, где l – средняя длина свободного пробега молекул газа; L – некоторый характерный размер объекта в поле течения. В рассматриваемом случае – это поперечный размер МКБ «Фрегат» и его элемента, совершающего автономный полет в атмос-

фере. Эти режимы течения классифицируются следующим образом:

- режим свободномолекулярного течения, когда $Kn > 10$, что соответствует течению сильно разреженного газа;
- переходной режим $10 \geq Kn \geq 0.01$, заключенный между свободномолекулярным и течением сплошной среды;
- режим течения сплошной среды $Kn < 0.01$.

При свободномолекулярном режиме течения удельные тепловые потоки к поверхности МКБ «Фрегат» определяются с помощью соотношений

$$q = a_e P_\infty \left(\frac{RT_\infty}{2\pi\mu} \right)^{0.5} \times \left[S^2 + \frac{k}{k-1} - \frac{1}{2} \frac{(k+1) T_w}{(k-1) T_\infty} \right] \cdot \chi(S_\theta) - 0.5 \exp(-S_\theta^2),$$

$$q = 0 \text{ при } \pi/2 < \theta < \pi,$$

где θ – угол падения линии тока к поверхности элемента;

k – показатель адиабаты;

P_∞, T_∞ – давление и температура газа в набегающем потоке;

T_w – температура поверхности буксира или его элемента конструкции;

$$\chi(x) = \exp(-x^2) + \pi^{0.5} x(1 + \operatorname{erf}(x));$$

$$\operatorname{erf}(x) = 2\pi^{-0.5} \int_0^x \exp(-t^2) dt - \text{функция ошибок};$$

$$S = (\kappa/2)^{0.5} M_\infty - \text{скоростное отношение};$$

$$S_\theta = S \cos(\theta).$$

Конвективный тепловой поток в переходном режиме течения при нормальном падении линии тока в точку поверхности МКБ «Фрегат» и его элементов конструкции рассчитывается по зависимостям чисел Стантона St (безразмерный коэффициент теплоотдачи), полученным обобщением большого количества экспериментальных и теоретических данных при обтекании различных (базовых) форм элементов конструкции, таких как сфера, цилиндр, цилиндрический торец. Используя выражение для числа St в виде

$$St_i = \frac{q_{0i}}{\rho_\infty V_\infty (I_0 - I_w)}, \quad i=1, 2, 3,$$

где I_0 и I_w – соответственно энтальпия торможения и энтальпия газа при температуре стенки T_w , а индекс i определяет характер формы обтекаемых элементов ($i=1$ – сферическая форма, $i=2$ – цилиндрическая, $i=3$ – форма цилиндрического торца), запишем выражение для теплового потока в критической точке элемента конструкции

$$q_{0i} = St_i \rho_\infty V_\infty (I_0 - I_w), \quad i=1, 2, 3.$$

Распределение тепловых потоков по поверхности сферического элемента для переходного режима течения определяется справедливой для ламинарного пограничного слоя аппроксимацией

$$q_i(\varphi) = q_0 [0.55 + 0.45 \cos(2\varphi)], \quad 0 \leq \varphi \leq 90^\circ,$$

где φ – полярный угол точки на поверхности сферы, отсчитываемый от оси симметрии течения.

Расчет конвективных тепловых потоков при сплош-

ном режиме обтекания проводится с помощью конечных соотношений, которые для ламинарного и турбулентного пограничного слоя в расчетных точках поверхности имеют вид

$$q_l = K_l(R, \theta) \cdot \rho_\infty^{0.5} R^{-0.5} V_\infty^{3.05} (1 - H_w / H_0),$$

$$q_t = K_t(R, \theta) \cdot \rho_\infty^{0.8} R^{-0.2} V_\infty^{3.3} (1 - H_w / H_0),$$

где коэффициенты K_l для ламинарного и K_t для турбулентного режимов течения – заданные функции своих аргументов (берутся из таблиц конфиденциального источника информации);

R – характерный линейный размер обтекаемого элемента конструкции.

Сшивка решений на границах различных режимов обтекания проводится программным способом с использованием линейных или кубических сплайнов.

Расчитанные значения удельных тепловых потоков к обтекаемой газом поверхности МКБ «Фрегат» затем используются при формировании граничных условий для решения уравнения теплопроводности при определении температурных полей в расчетном сечении конструкции.

2.3. Расчет прогрева и уноса материала элемента конструкции

Расчет прогрева материала конструкции элементов МКБ «Фрегат», как уже указывалось, проводится в одномерной постановке. Для определения температуры по сечению стенки в отсутствие источников тепловыделений используется нестационарное уравнение теплопроводности

$$C\rho \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left[\lambda(x) \frac{\partial T}{\partial x} \right], \quad 0 < x < \delta, \quad 0 < t \leq t_k, \quad (1)$$

где $T=T(x, t)$ – температура;

$C(x)$, $\rho(x)$ и $\lambda(x)$ – соответственно теплоемкость единицы массы, плотность и коэффициент теплопроводности материала;

x – координата, отсчитываемая в направлении, нормальном к поверхности стенки, $x=0$ соответствует стороне, обтекаемой набегающим потоком газа;

δ – начальное значение толщины стенки;

t и t_k – текущее и конечное время прогрева.

Теплофизические характеристики $C(x)$, $\rho(x)$ и $\lambda(x)$ являются разрывными функциями там, где имеется стык материалов с различными теплофизическими свойствами. В точках разрыва должны выполняться условия непрерывности температуры и условия сопряжения.

Начальное распределение температуры поперек стенки задается функцией $T_{\text{н}}(x)$

$$T(0, x) = T_{\text{н}}(x), \quad 0 \leq x \leq \delta, \quad t=0. \quad (2)$$

Граничные условия 1-го типа моделируют унос теплозащитного материала.

На передней подвижной границе унос материала происходит при постоянной температуре разрушения $T_{\text{р}0}$

$$T(t, x) = T_{\text{р}0}, \quad x = x_{\text{ун}0}(t); \quad 0 \leq x_{\text{ун}0} \leq \delta, \quad 0 < t \leq t_k, \quad (3)$$

где $x_{\text{ун}0}(t)$ – положение разрушаемой границы, определяемое в процессе решения. Скорость движения границы $V_{\text{ун}0}(t) = dx_{\text{ун}0}/dt$ находится из уравнения баланса

тепла по формуле

$$V_{\text{ун},0} = \frac{q_0 - \varepsilon_0 \sigma_* T^4}{\rho_0 I_{\text{эф}}} \quad (4)$$

где q_0 – суммарный тепловой поток к поверхности;
 ε_0 – интегральная степень черноты поверхности;
 σ_* – постоянная Стефана – Больцмана;
 ρ_0 – плотность материала;
 $I_{\text{эф}}$ – эффективная энтальпия разрушения материала; индекс «0» относится к внешней поверхности стенки обтекаемого элемента.

При отсутствии уноса материала с поверхности при $T(t, x) < T_{\text{р}0}$ вместо условия (3) выполняется условие (5), которое записывается в виде

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial x} = q_0 - \varepsilon_0 \sigma_* T^4, \quad x = x_{\text{ун},0}, \quad 0 < t \leq t_{\text{к}} \quad (5)$$

На внутренней поверхности $T(t, x)$ всегда меньше $T_{\text{р}1}$, и поэтому граничное условие имеет вид

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial x} = q_1 - \varepsilon_1 \sigma_* T^4, \quad x = \delta, \quad 0 < t \leq t_{\text{к}} \quad (6)$$

где q_1 – суммарный тепловой поток к поверхности;
 ε_1 – приведенная интегральная степень черноты поверхности (индекс «1» относится к внутренней поверхности $x=\delta$).

Унос материала внутри может возникнуть на границе двух различных материалов. Он происходит в материале с меньшей температурой разрушения. В этой точке $x_{\text{ун},i}(t)$ ставится граничное условие 1-го типа с температурой разрушения материала с меньшим значением $T_{\text{р}i}$. Скорость внутреннего уноса в отличие от (4) определяется по формуле

$$V_{\text{ун},i} = \frac{[q]_i}{\rho_i I_{\text{эф},i}} \quad (7)$$

где $[q]_i$ означает скачок теплового потока, расходимого на разрушение материала при температуре $T_{\text{р}i}$.

Таким образом, задача об определении температуры в поперечном сечении стенки элемента МКБ «Фрегат» формулируется следующим образом: найти решение уравнения (1) при заданных начальных (2) и граничных условиях на внешней поверхности (3) или (5), и на внутренней поверхности (6) с учетом соотношений (4) на внешней и (7) на внутренней поверхностях.

2.4. Определение движения МКБ «Фрегат» и его элементов в поле тяжести планеты

Рассматривается система уравнений движения МКБ «Фрегат» в поле тяготения Земли, которая в рамках разработанной математической модели и созданного на ее основе единого программного комплекса используется в качестве программного алгоритма, управляющего ходом всего вычислительного процесса.

Функции, описывающие траекторию движения МКБ «Фрегат» и элемента его конструкции, определяющие характеристики набегающего (невозмущенного) потока газа, необходимые для определения поля течения и расчета тепловых нагрузок на элемент, находятся из реше-

ния системы уравнений движения в поле притяжения Земли

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\sigma_x g_0 \frac{\rho V^2}{2} - g \sin \theta; \\ \frac{d\theta}{dt} &= \sigma_x K g_0 \frac{\rho V}{2} + \left(\frac{V}{R} - \frac{g}{V} \right) \cos \theta; \\ \frac{dH}{dt} &= V \sin \theta; \quad \frac{dL}{dt} = V \frac{R_{\text{пл}}}{R} \cos \theta; \end{aligned} \quad (8)$$

$$\sigma_x = \frac{c_x S}{mg}; \quad K = \frac{c_y}{c_x}; \quad g_0 = \gamma \frac{M_{\text{пл}}}{R_{\text{пл}}^2}; \quad g = g_0 \frac{R_{\text{пл}}^2}{R^2},$$

где V – скорость движения центра масс МКБ «Фрегат» или его элемента (совпадает со скоростью невозмущенного потока в обращенном движении);

θ – угол наклона вектора скорости к местному горизонту;

H – высота полета над поверхностью планеты;

L – дальность полета, отсчитываемая вдоль образующей поверхности планеты;

σ_x – баллистический параметр;

g_0, g – ускорение силы тяжести на поверхности планеты и на высоте H ;

S_m – площадь миделевого сечения;

$m=m(t)$ – масса тела;

$R_{\text{пл}}, R=R_{\text{пл}}+H$ – радиус планеты и расстояние от ее центра до центра масс тела;

$c_x=c_x(t), c_y$ – коэффициенты аэродинамических сил лобового сопротивления и подъемной силы;

$K=c_y/c_x$ – аэродинамическое качество;

γ – гравитационная постоянная;

$M_{\text{пл}}$ – масса планеты.

В качестве начальных условий к системе (8) в момент $t=0$ задаются начальные значения баллистических функций: высоты входа H_e , скорости V_e , угла θ_e и дальности L .

$$H=H_e, \quad V=V_e, \quad \theta=\theta_e, \quad L=L_e=0; \quad t=0.$$

Система (8) получена в предположении, что движение МКБ «Фрегат» или его элемента плоское и происходит под действием силы тяжести и аэродинамических сил, Земля – шар радиуса $R_{\text{пл}}$ и ее поле тяготения – центральное. Движение элемента вокруг центра масс не рассматривается.

Баллистический параметр σ_x , входящий в систему уравнений движения (8), в общем случае является переменной величиной $\sigma_x=\sigma_x(t)$, поскольку зависит от входящих в него переменной по траектории массы тела $m=m(t)$.

2.5. Определение скорости уноса массы

Скорость уноса массы тела dm/dt при разрушении поверхности в каждой точке траектории определяется следующим образом. Пусть известно распределение значения толщины $\Delta\delta$ уноса массы вдоль образующей поверхности S тела, т.е. определена зависимость вида

$$\Delta\delta = \Delta\delta(t, \vec{r}), \quad \vec{r} \in S.$$

Тогда элемент объема dV унесенного слоя за время dt с поверхности S определяется соотношением

$$dV = \int_S \Delta\delta(t, \bar{r}) dS.$$

Выражения для элемента поверхности dS в сферической системе координат (r, θ, φ) , и толщины уноса $\Delta\delta$ в точке поверхности через скорость уноса массы тела V_d имеют вид

$$dS = r^2 \sin\theta d\theta d\varphi \left(1 + \left(\frac{dr}{rd\theta} \right)^2 \right)^{0.5},$$

где $r=r_w(\theta)$ – полярный радиус образующей поверхности;

$$\Delta\delta(\theta) = V_d dt.$$

С учетом этих выражений для элемента объема унесенного слоя dV получается соотношение в виде определенного интеграла вдоль образующей поверхности

$$\begin{aligned} dV &= \int_S \Delta\delta(\bar{r}) dS = \\ &= \int_0^{2\pi} d\varphi \int_0^{\theta_b} \Delta\delta(\theta) r_w^2(\theta) \sin\theta \left(1 + \left(\frac{dr_w}{rd\theta} \right)^2 \right)^{0.5} d\theta = \\ &= 2\pi \left(\int_0^{\theta_b} V_d r_w^2(\theta) \sin\theta \left(1 + \left(\frac{dr_w}{rd\theta} \right)^2 \right)^{0.5} d\theta \right) dt. \end{aligned}$$

С учетом приведенного выше соотношения выражение для элементарного уноса массы dm с поверхности обтекаемого тела за время dt записывается в виде

$$\begin{aligned} dm &= \rho_m dV = 2\pi\rho_m \times \\ &\times \left(\int_0^{\theta_b} V_d r_w^2(\theta) \sin\theta \left(1 + \left(\frac{dr_w}{rd\theta} \right)^2 \right)^{0.5} d\theta \right) dt. \end{aligned}$$

Тогда скорость уноса массы тела dm/dt определяется выражением

$$\dot{m} = \frac{dm}{dt} = 2\pi\rho_m \left(\int_0^{\theta_b} V_d r_w^2(\theta) \sin\theta \left(1 + \left(\frac{dr_w}{rd\theta} \right)^2 \right)^{0.5} d\theta \right).$$

При отсутствии уноса материала с поверхности масса тела остается неизменной.

3. Результаты расчетов теплового разрушения МКБ «Фрегат» при входе в атмосферу

Для демонстрации результатов расчета теплового разрушения МКБ с использованием приведенной в статье методики рассмотрены два случая движения МКБ «Фрегат» в атмосфере Земли: после выведения КА «Гилас» на геопереходную и КА «Плеяды» – на солнечно-синхронную орбиты.

Условия входа МКБ «Фрегат» на условной границе атмосферы Земли, высота которой составляет 120 км, для двух вариантов ориентации каждого из МКБ «Фрегат» в момент входа в атмосферу (см. таблицу 3) приведены в таблице 4.

таблица 4 – Баллистические условия входа МКБ «Фрегат» в атмосферу Земли

параметр входа	траектория увода МКБ «Фрегат»	
	с ГПО («Гилас»)	с ССО («Плеяды»)
высота, км	120	120
скорость, км/с	10.306	7.959
траекторный угол, град	-5.74	-1.70

Эти данные используются для расчета траекторных параметров целостного МКБ «Фрегат» в атмосфере, определения тепловой нагрузки и прогрева его конструкции при аэродинамическом торможении до температуры, обуславливающей момент распада МКБ «Фрегат» на отдельные элементы, в который определяются и начальные условия дальнейшего автономного спуска в атмосфере каждого из элементов, представленных в таблице 1.

Рассчитанные значения максимальных тепловых потоков q_{\max} , скорости V , высоты H и траекторного угла θ в момент времени t разрушения блока баков МКБ «Фрегат» сведены в таблицу 5.

В соответствии со сценарием разрушения МКБ «Фрегат» начинается с потери его наружной теплоизоляции ЭВТИ на передней, встречающей газовый поток, торцевой поверхности буксира, когда она, согласно расчетам, для всех случаев ориентации разогреется до 350°C на высотах 110...104 км. Расчеты дальнейшего прогрева сферических баков буксира показывают, что на приведенных в таблице 6 высотах температура оболочки баков достигает значений 550-600°C, при которой в принятом в данной методике предположении происходит их мгновенное разделение по сварным швам и выпадение из них всех указанных в таблице 1 элементов конструкции МКБ «Фрегат» и их автономный спуск в атмосфере.

Далее, с использованием данных таблицы 5 в качестве условий начального движения, изложенная в статье методика позволяет вести расчет траекторных параметров автономного спуска в атмосфере основных элементов МКБ «Фрегат» (см. таблицу 1), определять их траекторные параметры, тепловую нагрузку на поверхность элемента и унос массы его материала.

Результаты этих расчетов для случая увода МКБ «Фрегат» с адаптером ASAP-S с ССО (миссия «Плеяды») приведены в таблице 6, где m_0 и m_k – начальная и конечная массы элемента; q_{\max} – максимальное значение теплового потока, воздействовавшего на элемент; H_k – высота исчезновения массы элемента; V_k – скорость падения элемента на поверхность; t_0 и t_k – время начала и прекращения уноса массы с поверхности элемента; t_n – время достижения элементом земной поверхности, отсчитываемое от момента теплового разрушения МКБ «Фрегат».

Как следует из таблицы 6, неразрушаемыми элементами МКБ «Фрегат», достигающими поверхность Земли в виде объектов уменьшенной массы, являются четыре шаробаллона системы наддува топливных баков ДУ (элементы № 3), близкие по массе и размеру шаробаллоны 4ШБ1 и ШБ СОЗ (элементы № 4 и 5),

МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА ТЕПЛООВОГО РАЗРУШЕНИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО БУКСИРА «ФРЕГАТ» ПРИ ВХОДЕ В АТМОСФЕРУ ЗЕМЛИ

таблица 5 – Траекторные параметры в момент разрушения МКБ «Фрегат»

условия входа	ориентация МКБ «Фрегат» при входе	q_{\max} , кВт/м ²	t , с	V , км/с	H , км	θ , град
при сходе с ГПО	соплом вперед	114	89	9.864	91.53	-4.74
	адаптером вперед	126	96	9.875	93.40	-4.76
при сходе с ССО	соплом вперед	78	112	8.032	97.02	-1.158
	адаптером вперед	100	150	8.140	89.04	-1.158

таблица 6 – Результаты расчета теплового разрушения МКБ «Фрегат»

№ элементов в табл. 1	m_o , кг	m_k , кг	q_{\max} , кВт/м ²	H_k , км	V_k , м/с	t_o , с	t_k , с	t_n , с
1	48.1	0	127	70	-	55	87	-
2	61.0	0	132	73	-	56	100	-
3	11.42	5.78	373	-	20	130	180	700
4 и 5	4.35	0.81	400	-	18	100	140	1050
6	8.85	0	197	76	-	54	84	-
7	60.6	37.5	1100	-	85	105	175	450
8	14.4	0	270	67	-	116	152	-
9	0.8	0	570	76	-	79	97	-
10	0.3	0	372	76	-	24	86	-
11	342	342	1040	-	78	-	-	985
12	98.5	0	216	88	-	44	106	-
13	473	0	126...805	85...52	-	10...50	75...158	-

головка ДУ (элемент № 7) и нижняя часть адаптера ASAP-S (элемент № 11), составленная из пластин углепластика, скрепленных между собой массивными алюминиевыми элементами. При этом адаптер достигает поверхности практически без потери массы.

При более крутом угле входа, которому соответствует вход МКБ «Фрегат» в атмосферу после схода с ГПО (миссия «Гилас»), унос массы шаробаллонов системы наддува топливных баков ДУ протекает в течение более короткого времени – за 20 секунд против 50 в миссии «Плеяды». Однако величина остаточной массы элементов под № 3 в этом случае оказывается меньшей, чем при пологой траектории входа в атмосферу после схода МКБ «Фрегат» с ССО – 3.3 кг против 5.78 кг. Аналогичная ситуация и с остаточной массой ДУ (элемент № 7) – 15.2 кг против 37.5 кг. Это объясняется более высокой скоростью потери массы материала этих элементов при существенно более высоких значениях плотности теплового потока q_{\max} воздействующего на эти элементы.

заключение

Предложенная методика применима для расчета параметров теплового разрушения межорбитальных космических буксиров «Фрегат» различных модификаций, однако получаемые результаты существенно зависят от баллистических условий входа их в атмосферу Земли и, в меньшей степени, от массы МКБ.

Эта методика не учитывает и возможного разброса элементов МКБ «Фрегат» в момент разрушения баков за счет возможного взрывного явления, вызываемого смешением компонентов топлива в атмосфере.

Исследование условий возможного взрывного

явления при разрушении МКБ «Фрегат» и разработка методики расчета приращения скоростей разлетающихся элементов его конструкции является предметом последующих теоретических работ, посвященных проблеме теплового разрушения межорбитальных космических буксиров и разгонных блоков ракетно-космической техники.

список литературы

- Борисов В.М., Голомазов М.М., Иванков А.А., Финченко В.С.* Расчет лучистого теплообмена в задачах обтекания тел с учетом потери массы теплозащитного покрытия // Известия РАН. Механика жидкости и газа, 2004. № 4. С. 143-151.
- Демьяненко Д.Б., Дудырев А.С., Ефанов В.В.* Принципы проектирования малых космических аппаратов // Космические исследования, 1994. Т. 32, № 5. С. 143.
- Иванков А.А.* Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2009614632 РФ. Расчетное определение тепломассообмена при проектировании космических спускаемых аппаратов / Заявка: № 2009613552; 09.07.2009; Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ: 31.08.2009.
- Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В., Мартынов М.Б.* Космические модули комплекса «Фобос-Грунт» для перспективных межпланетных станций // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2009. № 2. С. 3-7.
- Справочные материалы по аэродинамике для конструкторов.* Том 10. Книга 2. Аэродинамика летательных аппаратов сегментально-конической формы. ГОНТИ-1, 1972. 174 с.
- Статья поступила в редакцию 11.03.2013 г.*

Современные фундаментальные научные исследования Земли и Вселенной невозможны без космонавтики.

Для исследования планет и малых тел Солнечной системы, Солнца и солнечно-земных связей, астрономии, астрофизики высоких энергий, физики космической плазмы и многих других направлений исследований создаются уникальные высокотехнологичные космические аппараты, обсерватории на основе инновационных проектно-конструкторских решений.

В НПО им. С.А. Лавочкина накоплены значительные знания и опыт создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. С 1965 года и по настоящее время предприятие является головным в стране в этом направлении. За этот период создано несколько больших серий и множество уникальных научных космических аппаратов, успешно выполнивших поставленные перед ними задачи и давших ученым огромный материал для исследований. Многие аппараты выполнили свои уникальные миссии впервые в истории и обеспечили мировой приоритет страны в исследовании Космоса.

Вот некоторые из них:

- мягкая посадка на Луну, космический аппарат «Луна-9»;
 - доставка на Землю лунного грунта в автоматическом режиме, космический аппарат «Луна-16»;
 - мобильная автоматическая лаборатория «Луноход-1», космический аппарат «Луна-17»;
 - мягкая посадка на Венеру, космический аппарат «Венера-7»;
 - мягкая посадка на Марс, космический аппарат «Марс-3»;
 - доставка в атмосферу Венеры аэроstatных станций и передача на Землю изображения ядра кометы Галлея, космические аппараты «Вега-1» и «Вега-2».
- Значительный вклад в познание Вселенной внесли орбитальные астрофизические обсерватории: «Астрон», «Гранат», «Спектр-Р», «Радиоастрон».

В начале 2014 года выйдет в свет трехтомная монография «Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований». В этой книге представлены методология, методы проектирования и расчета научных автоматических космических аппаратов и их служебных систем, созданных в НПО им. С.А. Лавочкина.

Авторами монографии являются ведущие ученые и специалисты, создавшие уникальные автоматические космические аппараты для фундаментальных научных исследований. Их знания и опыт бесценны для нового поколения специалистов по космической технике.

Монография посвящена столетию со дня рождения (1914–2014) выдающегося советского ученого и конструктора космической техники, Героя Социалистического Труда, лауреата Ленинской премии, члена-корреспондента АН СССР, главного конструктора нашего объединения (1965–1971) Георгия Николаевича Бабакина



издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
ФГУП «НПО имени С.А. ЛАВОЧКИНА»

редактор В.В. Ефанов

технический редактор А.В. Савченко

корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –
«НПОЛ – ГРАФИК ДИЗАЙН»

подписано в печать 15.01.2014. формат 60x84/8.

бумага офсетная, печать офсетная, объем 11,5 печ. л. тираж 1000 экз.

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Полстар» (МАИ),
Волоколамское ш., д. 4, Москва А-80, ГСП-3, 125993

