



ЛЕТ запуска геостационарного гидрометеорологического спутника нового поколения «ЭЛЕКТРО-Л» № 1. Запущен с космодрома «БАЙКОНУР» 20 января 2011 года.

11 декабря 2015 года ракетой «ЗЕНИТ» с разгонным блоком «ФРЕГАТ-СБ» запущен спутник «ЭЛЕКТРО-Л» № 2 с усовершенствованной целевой аппаратурой.

1 января 2016 года исполнилось 75 лет со дня рождения и 50 лет научной и педагогической деятельности Алифанова Олега Михайловича – доктора технических наук, профессора в области теории проектирования космических аппаратов, управления тепловыми режимами и тепловой защиты летательных аппаратов, члена-корреспондента РАН, вице-президента Российской академии космонавтики имени К.Е. Циолковского, главного научного сотрудника – заведующего кафедрой «Космические системы и ракетостроение» МАИ. О.М. Алифанов родился в 1941 году в Москве.

После окончания Московского авиационного института в 1964 году, защитил кандидатскую (1971) и докторскую (1979) диссертации.

В своих работах он открыл актуальное научное направление, основанное на принципиально новом подходе – методах обратных задач, имеющих важное значение для диагностики, моделирования и управления процессами теплопереноса, проектирования и отработки теплонагруженных конструкций летательных аппаратов. Им впервые разработана теория и методология решения обратных задач теплообмена, создана ведущая в стране научная школа по данной проблеме, получившая широкое международное признание и выделившаяся в самостоятельную область научных исследований. Разработанные методы и технические средства, включая их конверсионные формы, использованы при проектировании и испытаниях ракет-носителей «Н-1», «Энергия», ряда боевых ракет, космических аппаратов «МЕТЕОР-2», «МАРС-96», аэрокосмического аппарата «Буран»; при создании новых композиционных материалов и конструкций, в том числе гибких надувных оболочек для возвращения космических объектов.

О.М. Алифанов 50 лет преподаёт в МАИ и 25 лет заведует кафедрой. Автор и соавтор более 400-х работ, включая 11 книг, 5 энциклопедий, 41 патент, 9 учебных пособий, новых курсов лекций по проектированию и отработке летательных аппаратов. По приглашениям университетов и академий США, Франции, Германии, Италии, Китая, Болгарии, Бразилии, Малайзии, Мексики и Вьетнама подготовил и прочёл лекционные курсы для студентов и специалистов по новым методам идентификации ма-

тематических моделей процессов тепло- и массообмена и решению обратных задач.

Олег Михайлович председатель Экспертного совета ВАК, Научного совета РАН и диссертационного докторского совета, член Совета РАН по космосу и Президиума НТС Роскосмоса, вице-президент Российской академии космонавтики, член Международной академии астронавтики (Париж, Франция), член комитета советников Международного космического университета (Страсбург, Франция), член редколлегий 6-ти отечественных и 5-ти международных научных журналов, руководитель Научно-образовательного центра МАИ «Математические методы оптимизации и идентификации аэрокосмических систем и летательных аппаратов» и главный научный сотрудник МАИ.

О.М. Алифанов награждён государственными и международными наградами, среди которых: Государственная Премия СССР (1984), Премия Президента России в области образования (2002), Премия Правительства РФ в области космической деятельности (2012), Диплом Европейского качества и Золотая медаль Европейской научно-промышленной палаты (2013).

Редколлегия и редсовет журнала, коллеги по работе сердечно поздравляют Олега Михайловича со знаменательной датой и желают ему крепкого здоровья, творческих успехов и новых научных свершений.



с о д е р ж а н и е

Лихачев В.Н., Федотов В.П.

Метод оценки направления гравитационного ускорения на активном участке посадки КА на поверхность Марса.3

Москатынцев И.В.,

Тулин Д.В.,

Шабарчин А.Ф.,

Привезенцев А.С.,

Иванов Н.Н.

Экономичная редуционно-эжекторная НСОТР для космических аппаратов.7

Гордиенко Е.С., Худорожков П.А.

К вопросу выбора рациональной траектории полёта к Луне15

Клименко Н.Н.

Программно-целевой подход к созданию аэрокосмической системы на базе псевдокосмических аппаратов26

Голубев Ю.Ф., Тучин А.Г.,

Грушевский А.В.,

Корянов В.В., Тучин Д.А.,

Морской И.М., Симонов А.В.,

Добровольский В.С.

Основные методы синтеза траекторий для сценариев космических миссий с гравитационными манёврами в системе Юпитера и посадкой на один из его спутников (окончание)37

Соколов А.С., Комков В.А.,

Мозговой Ю.В.

Основные принципы построения программной системы подготовки и функционирования блока управления и специализированного языка программирования46

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.vestnik.laspac.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) 575 55 63, (495) 575 54 69
факс: (495) 572 00 68
адрес электронной почты: VESTNIK@LSPACE.RU
адрес в Интернете: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

главный редактор –

к.э.н.

С.А. Лемешевский

заместитель главного редактора –

д.т.н., профессор **В.В. Ефанов**

редакционная коллегия

д.т.н.

к.э.н.

к.т.н.

к.т.н.

д.т.н.

д.т.н., профессор

В.М. Давыдов

К.А. Занин

Х.Ж. Карчаев

М.Б. Мартынов

А.А. Мошшеев

А.Е. Назаров

К.М. Пичхадзе

А.В. Савченко

редакционный совет

председатель

к.э.н.

чл.-корр. РАН

д.ф.-м.н., профессор

д.т.н., профессор

академик РАН

чл.-корр. АНРТ

д.т.н., профессор

академик РАН

д.т.н., профессор

д.т.н., профессор

академик

НАН Беларуси

академик РАН

д.т.н., профессор

д.т.н.

д.т.н., профессор

д.т.н., профессор

чл.-корр. РАН

академик

НАН Украины

С.А. Лемешевский

О.М. Алифанов

В.В. Асмус

Б.И. Глазов

Л.М. Зеленый

Х.И. Ибадинов

А.А. Любомудров

М.Я. Маров

Ю.А. Матвеев

В.Ю. Мелешко

О.Г. Пенязьков

Г.А. Попов

В.Е. Усачов

В.С. Финченко

В.В. Хартов

Е.Н. Хохлачев

Б.М. Шустов

Я.С. Яцкив

журнал является рецензируемым изданием

у ч р е д и т е л ь

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



9 772075 694002

16001



>

chief editor –
c.sc. (ec.) **S.A. Lemeshevskiy**

deputy chief editor –
d.eng., professor **V.V. Efanov**

editorial board

V.M. Davydov
K.A. Zanin

d.eng. **K.Z. Karchayev**

c.sc. (ec.) **M.B. Martynov**

c.sc. (eng.) **A.A. Moishev**

d.eng. **A.E. Nazarov**

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

A.V. Savchenko

editorial council

chairman –
c.sc. (ec.) **S.A. Lemeshevskiy**

corresponding
member RAN **O.M. Alifanov**

doctor of physical and mathematical
sciences, professor **V.V. Asmus**

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**

academician NASB **O.G. Penyazkov**

academician RAN **G.A. Popov**

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

d.eng. **V.S. Finchenko**

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

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 Ser-
vice 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

Likhachev V.N., Fedotov V.P.

The method of evaluation of direction
of gravity acceleration
in active phase of SC landing on Mars surface.....3

Moskatiniev I.V., Tulin D.V.,

Shabarchin A.F.,

Privezenchev A.S., Ivanov N.N.

Energy-conserving reduction-ejector
GTCS for spacecraft7

Gordienko E.S., Khudorozhkov P.A.

On the question of selection of rational
trajectory to the Moon.....15

Klimentko N.N.

Program and objective approach
to aerospace system development
on the pseudosatellite basis.....26

Golubev Yu.F., Tuchin A.G.,

Grushevskii A.V.,

Koryanov V.V., Tuchin D.A.,

Morskoy I.M., Simonov A.V.,

Dobrovolskii V.S.

The main methods of trajectories synthesis
for gravity assist space
missions to the Jupiter system with landing
on one of its satellites (completion).....37

Sokolov A.S., Komkov V.A., Mozgovoy Yu.V.

Philosophy of the control unit preparing
and functioning programming
system design and specialized
programming language46

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 «VESTNIK «NPO IM. S.A. LAVOCHKINA»
 - 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.vestnik.laspase.ru>
 - subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JOURNALY» (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) 575 55 63, (495) 575 54 69
fax: (495) 572 00 68
e-mail: VESTNIK@LSPACE.RU
internet: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.RU>

МЕТОД ОЦЕНКИ НАПРАВЛЕНИЯ ГРАВИТАЦИОННОГО УСКОРЕНИЯ НА АКТИВНОМ УЧАСТКЕ ПОСАДКИ КА НА ПОВЕРХНОСТЬ МАРСА

THE METHOD OF EVALUATION OF DIRECTION OF GRAVITY ACCELERATION IN ACTIVE PHASE OF SC LANDING ON MARS SURFACE



В.Н. Лихачев¹,
кандидат технических наук,
fed_vp@laspace.ru;
V.N. Likhachev



В.П. Федотов¹,
fed_vp@laspace.ru;
V.P. Fedotov

Точность знания ориентации космического аппарата перед его контактом с поверхностью Марса может достигать 3...4°. При этом управление КА в условиях прекращения поступления информации от радиолокационной измерительной системы на высотах ниже 15 м может привести к значительной горизонтальной скорости в момент контакта посадочных опор с поверхностью. В статье предложен автономный метод определения ориентации вектора ускорения свободного падения, реализуемый на основе информации гироскопических и радиолокационных средств измерения.

Ключевые слова:
мягкая посадка;
гироскоп;
акселерометры;
радиолокационные средства измерения;
горизонтальная скорость.

The accuracy of spacecraft attitude knowledge before its touchdown can reach 3...4°. Whereupon the SC control under condition of termination of data receipt from the Doppler radio-locating measuring system at heights below 15 meters it can lead to significant horizontal velocity at instance of contact of landing legs with the surface. The article provides an autonomous method of attitude definition of free fall acceleration vector is proposed. This method can be realized on the basis of data of gyro-inertial and radio-locating measuring instruments.

Key words:
soft landing;
gyroscope;
accelerometers;
radio-locating measuring instruments;
horizontal velocity.

¹ ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

ВВЕДЕНИЕ

Для доставки на поверхность небесных тел стационарных или передвижных исследовательских комплексов требуется выполнение ориентированной мягкой посадки космического аппарата (КА). Это требует использования посадочных опор на КА, снижения его скорости к моменту контакта до 2...3 м/с и отклонения продольной оси КА от вертикали на угол не более 5...7°. Наиболее критичным параметром для обеспечения мягкой посадки является величина остаточной горизонтальной скорости к моменту контакта, которая не должна превышать 1 м/с. Данная работа посвящена решению проблемы выполнения требований по остаточной горизонтальной скорости.

1. Обоснование необходимости уточнения направления вектора гравитационного ускорения

Планета Марс обладает хотя и разреженной, но всё-таки протяжённой атмосферой. Её сопротивление позволяет существенно сократить скорость движения космического аппарата от значения на границе атмосферы (4,5...6 км/с) до сверхзвуковых скоростей, соответствующих числу Маха порядка 1,5...2,5 (250...450 м/с). Дальнейшее снижение скорости можно обеспечить путём использования парашютной системы. Однако и она позволяет снизить скорость только до значений порядка 40...60 м/с. Поэтому для достижения малой скорости контакта посадочных опор с поверхностью после участка снижения на парашютной системе используется участок активного торможения на двигателях торможения.

Ввиду значительных расстояний от Земли КА должен быть полностью автономным и обладать гибкой логикой управления. В связи с этим для выполнения всех операций по управлению движением на указанных участках КА должен иметь комплекс:

- измерительных средства в виде звёздных приборов ориентации, акселерометров, гироскопов и измерителей высоты и скорости движения КА относительно поверхности;
- вычислительных средств для преобразования измерительной информации в команды управления;

- исполнительных устройств для управления ориентацией и движением центра масс КА;
- устройств электроавтоматики, пиротехники, электроснабжения, связи и т.п.

Для выполнения управляемого торможения с использованием реактивных двигателей необходимо знание ориентации базовых осей КА относительно гравитационной вертикали. Для некоторых типов КА эта задача решается путем использования звездных приборов ориентации и знания баллистических параметров траектории сближения КА относительно геодезической системы координат Марса. По результатам расчётов, проведённых на Земле, на борт КА до входа в атмосферу передается ряд необходимых параметров, и в вычислительном комплексе формируется некоторая виртуальная посадочная система координат (ПСК), неподвижная относительно инерциального пространства, в которой для номинальной расчетной траектории обеспечивается точное знание направления гравитационной вертикали (*Лихачев В.Н. и др.*, 2013; 2014).

При таком способе реализации ПСК за счёт:

- погрешностей перехода от инерциального пространства к информации звездных приборов ориентации;
- погрешностей знания траекторных параметров;
- погрешностей знания положения приборной системы координат относительно базовых осей КА;
- погрешностей гироскопических средств КА;
- рассеивания точек посадки относительно номинальной расчетной точки к моменту контакта оси ПСК могут отклоняться от гравитационной вертикали на угол до 3...4°. Вычисление параметров движения на борту КА выполняется навигационной задачей с использованием инерциальных средств измерения, – гироскопов и акселерометров. При этом ошибка в знании истинной высоты КА над поверхностью к моменту включения двигателей торможения может составлять сотни метров, а точность знания проекций скорости перемещения КА относительно поверхности – порядка 10 м/с и более. Поэтому на борту КА для управления движением перед включением и при работе двигателей торможения используются радиолокационные средства (РЛС), которые на основе изменения фазы и доплеровского эф-

фекта смещения частоты отраженного сигнала измеряют истинную дальность и составляющие скорости движения КА относительно поверхности Марса в проекции на 3...4 узких луча его антенной системы.

Точность измерения составляющих скорости КА по лучам антенной системы РЛС – порядка 1,5...2% при систематической составляющей порядка 0,1...0,3 м/с. Переход от составляющих скорости, измеренных по лучам антенной системы РЛС, к вертикальной и горизонтальной скорости относительно поверхности Марса выполняет навигационная задача, реализуемая в вычислительном комплексе КА. При этом используется матрица ориентации КА относительно осей ПСК. За счёт высокой точности измерений РЛС точность оценки высоты к моменту включения двигателей торможения повышается до 10 м, а к моменту перед контактом – до 1 м; точность знания вертикальной скорости – до 1,5 и 0,2 м/с, а горизонтальной скорости – до 2,5 и 0,3 м/с соответственно. Это позволяет скомпенсировать влияние ошибок в знании ориентации КА на точность знания горизонтальной составляющей скорости движения КА. Однако на высотах менее 10...20 м достоверность и точность измерений РЛС существенно ухудшаются, поэтому заключительная часть траектории при работе двигателей торможения, как правило, заканчивается участком снижения с постоянной скоростью в отсутствие обновления информации от РЛС о высоте и проекциях вертикальной и горизонтальной скорости. Снижение КА с этой высоты выполняется, как правило, с постоянной скоростью, близкой к расчетной скорости контакта. Длительность этого участка составляет порядка 5...7 с. Но на этом же участке за счет наличия ошибки в знании ориентации вектора гравитационного ускорения накапливается горизонтальная составляющая скорости

$$V_{hor} = \Delta V_c + \Delta V_h + g_m \times \text{tg} \Delta \psi \times \Delta t_k, \quad (1)$$

где V_{hor} – значение горизонтальной скорости в момент контакта;

ΔV_c – динамическая ошибка управления;

ΔV_h – погрешность оценки горизонтальной скорости по информации РЛС;

g_m – модуль ускорения свободного падения на поверхности Марса;

$\Delta \psi$ – точность знания направления гравитационного ускорения в осях ПСК;

Δt_k – длительность участка спуска с постоянной скоростью.

При этом составляющая за счет погрешности знания направления гравитационного ускорения в соотношении (1) является основной и достигает значения

$$\Delta V_{hor} = 3,73 \text{ м/с}^2 \times \text{tg}(3^\circ \dots 4^\circ) \times (5 \dots 7 \text{ с}) = 1,0 \dots 1,8 \text{ м/с},$$

которое уже превышает допустимый предел для горизонтальной скорости контакта.

Таким образом, налицо необходимость проведения оценки направления гравитационного ускорения в осях ПСК. Оценка может быть проведена там, где обеспечивается нормальное функционирование РЛС – на заключительном участке снижения под парашютом и при работе двигателя торможения.

2. Способ решения

На участках полёта после получения достоверной информации от РЛС вектор скорости посадочного модуля в текущий момент времени можно представить как сумму векторов

$$\mathbf{V} = \mathbf{V}_0 + \mathbf{V}_a + \mathbf{g}_m \times \Delta t_{es}, \quad (2)$$

где $\mathbf{V} = \mathbf{V}(t_{es})$ – вектор скорости в текущий момент времени, оцениваемый по информации РЛС;

$\mathbf{V}_0 = \mathbf{V}(t_{es0})$ – начальный вектор скорости, оцененный по информации РЛС на фиксированный момент времени (момент начала процедуры оценивания);

\mathbf{V}_a – интеграл от (кажущегося) ускорения в результате действия внешних (негравитационных) сил за время от начала оценивания до текущего момента времени, вычисляемый в осях ПСК на основе информации гироинерциальных средств бортового комплекса управления;

\mathbf{g}_m – вектор гравитационного ускорения на поверхности Марса, направление которого на интервале оценивания можно считать постоянным;

Δt_{es} – интервал времени от начала оценивания до текущего момента времени.

Если в качестве \mathbf{V}_0 принять вектор линейной скорости на момент начала оценки (t_{es0}) и с этого момента вычислять вектор \mathbf{V}_a , то из (2) на момент, отстоящий на Δt_{es} от указанного момента времени, направ-

ляющие косинусы вектора \mathbf{g}_m в ПСК определяются соотношением:

$$\mathbf{g}_m/|\mathbf{g}_m|=(\mathbf{V}-\mathbf{V}_o-\mathbf{V}_a)/(|\mathbf{g}_m|\Delta t_{es}). \quad (3)$$

Из этого соотношения видно, что точность оценивания угла отклонения вектора \mathbf{g}_m от осей ПСК зависит от:

- точности знания вектора скорости в момент начала процедуры оценки;
- точности знания текущего вектора скорости в момент окончания оценки;
- изменения «ухода» осей ПСК на интервале оценки;
- точности вычисления кажущейся скорости.

На интервале времени оценивания ($\Delta t_{es}=20\dots 60$ с) дополнительный «уход» осей ПСК не превысит $0,03^\circ$, а погрешность вычисления кажущейся скорости – $0,05$ м/с. Для мягкой посадки это пренебрежимо малые величины. Поэтому точность оценки ориентации вектора гравитационного ускорения зависит только от точности оценки вектора скорости в начальный и текущий моменты времени.

Если погрешность оценки вектора скорости на основе информации РЛС для начального момента времени и скорости в текущий момент времени составит $2,5$ и 1 м/с соответственно, а длительность интервала оценивания – $\Delta t_{es}=20$ с ($V_a \approx 75$ м/с), то точность определения угла отклонения вектора \mathbf{g}_m от осей ПСК составит 2° ; при длительности интервала $\Delta t_{es}=60$ с ($V_a \approx 250$ м/с) – $0,6^\circ$.

Если же для определения начальной скорости использовать отфильтрованное, например, среднее значение вектора скорости на интервале $\Delta t_m=1$ с, то точность её оценки составит $1,5$ м/с, если на интервале 2 с – 1 м/с. В этом случае точность оценивания углового положения вектора ускорения свободного падения относительно осей ПСК для интервала оценки $\Delta t_{es}=20$ с составит соответственно $1,2^\circ$ и $0,84^\circ$. Для интервала оценивания 60 с точность составит уже $0,35^\circ$ и $0,25^\circ$. Так как минимальная длительность снижения на парашюте после получения достоверной информации от РЛС составляет $20\dots 30$ с, а длительность работы тормозного двигателя до участка снижения с постоянной скоростью $20\dots 25$ с, то при указанных выше точностных характеристиках РЛС величина горизонтальной скорости в момент контакта посадочных опор с поверхностью Марса уже не превысит 1 м/с.

3. Реализация метода

После получения от РЛС устойчивой и достоверной информации о векторе скорости и завершения переходных процессов настройки в навигационной задаче необходимо:

- фиксировать момент этого события t_0 ;
- на интервале Δt_m рассчитать среднее значение вектора скорости \mathbf{V}_{om} ;
- параллельно с этим, начиная с середины интервала осреднения, интегрировать кажущееся ускорение в осях ПСК (вычислять вектор \mathbf{V}_a);
- начиная с момента времени $t_0+(20\dots 30)$ с на скользящем интервале Δt_{es} приступить к расчету средней скорости (\mathbf{V}_m) на этом интервале;
- для каждого последующего момента времени, соответствующего середине интервала осреднения, выполнить вычислительные операции (3) для оценки углов отклонения вектора гравитационного ускорения от осей ПСК.

Таким образом, одновременно с решением навигационной задачи на борту должно определяться направление вектора гравитационного ускорения, а результаты его определения должны использоваться в дискретные моменты времени, например, в моменты времени включения двигателя торможения и/или перехода на спуск с постоянной скоростью. Результаты оценки необходимо использовать как разовую поправку в ориентации вектора гравитационного ускорения в осях ПСК для соответствующего пересчета информации об ориентации и проекциях вертикальной и горизонтальной составляющих скорости перед их использованием в алгоритмах управления.

список литературы

Лихачев В.Н., Сихарулидзе Ю.Г., Федотов В.П. Заключительные этапы торможения и методика расчёта параметров управления движением КА, совершающего мягкую посадку на Луну // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 1 (17). С. 3-10.

Лихачев В.Н., Федотов В.П. Управление движением посадочного модуля космического аппарата «ЭКЗОМАРС» на этапе его спуска и посадки на поверхность Марса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 2 (23). С. 58-64.

Статья поступила в редакцию 01.12.2015 г.

ЭКОНОМИЧНАЯ РЕДУКЦИОННО-ЭЖЕКТОРНАЯ НСОТР ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

ENERGY-CONSERVING REDUCTION-EJECTOR GTCS FOR SPACECRAFT

И.В. Москатиньев¹,
miv@laspace.ru;
I.V. Moskatiniiev

Д.В. Тулин¹,
tulini@laspace.ru;
D.V. Tulin

А.Ф. Шабарчин¹,
кандидат технических наук,
shaf@laspace.ru;
A.F. Shabarchin

А.С. Привезенцев¹,
Privezen@laspace.ru;
A.S. Privezenchev

Н.Н. Иванов¹,
кандидат физико-математических наук,
ivanov_n_n@laspace.ru;
N.N. Ivanov

Настоящая работа, выполненная в НПО имени С.А. Лавочкина, посвящена созданию на предприятии экономичной редукционно-эжекторной наземной системы обеспечения температурного режима (НСОТР), работающей на чистом воздухе от компрессора высокого давления. В статье представлено описание базовой НСОТР, пригодной для экспериментальных исследований на предприятиях отрасли ответственных агрегатов и блоков различной конфигурации и назначения для уникальных космических аппаратов (КА). Структурно такая система представляет собой экспериментально-измерительный газовый комплекс, в который входят: компрессор высокого давления с блоком очистки и баллонами высокого давления (в НПО используются девять баллонов по 400 л); два последовательно установленных редуктора, в которых реализуется эффект Джоуля – Томсона (эффект Д–Т); эжекторный баллон; мобильный газоструйный эжекторный модуль с гибкими рукавами; контрольно-измерительную аппаратуру.

Ключевые слова: КА «АРКТИКА-М»; НСОТР; компрессор высокого давления; эжекторный модуль; эксперименты ЦАГИ.

ВВЕДЕНИЕ

В контрольно-испытательной станции (КИС) НПО и аналогичных станциях других предприятий при экспериментальной отработке агрегатов и модулей для КА требуется НСОТР, стабильно работающая на чистом воздухе (воздух не хуже 8 класса по ГОСТ ИСО 14644-1-2002).

Основное назначение НСОТР – отвод тепловых потоков и устранение перегрева блоков бортовой радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) и электронной измерительной техники (ЭИТ), обеспечение температурных требований, предъявляемых к РЭА

The work hereby, executed by Lavochkin Association, is dedicated to development of energy-conserving reduction-ejector ground thermal control system (GTCS), which utilizes pure air from high-pressure compressor. The article presents definition of GTCS applicable for experimental investigations of major aggregates and units of different configuration and purposes for unique spacecraft (SC). Structurally such system represents an experimental measuring gas complex, which includes high-pressure compressor with treatment unit and high-pressure balloons (9 balloons 400 l each are used at Lavochkin Association); two sequentially installed reduction units, where Joule – Thompson effect (J–T effect) is implemented; ejector balloon, mobile gas-ejection module with flexible pipes and control-and-measurement equipment.

Key words: «АРКТИКА-М» SC; GTCS; high-pressure compressor; ejector module; experiments carried by Central Institute of Aerohydrodynamics.

и ЭИТ. Однако имеющиеся возможности на НПО и на других предприятиях, такие, как стабильно работающие компрессорные станции (КС), смонтированные и подведённые в КИС воздушно-подземные трубопроводы, агрегаты автоматики и т.д. не всегда используются в полном объёме или не используются вовсе. Например, для создаваемого в НПО КА «АРКТИКА-М» требуется НСОТР, которая должна обеспечить отвод тепловых потоков одновременно от девяти радиационных теплообменников чистым охлажденным воздухом с требуемыми пара-

¹ ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

ЭКОНОМИЧНАЯ РЕДУКЦИОННО-ЭЖЕКТОРНАЯ НСОТР ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

метрами по массовому расходу ($G_{\Sigma}=0,58$ кг/с), давлению, температуре, точке росы, что реализовать не просто. К слову сказать, в НПО имени С.А. Лавочкина на экспериментах всегда уделялось и уделяется пристальное внимание (Котомин А.А., Харченко В.В., Душенов С.А. и др., 2015). В настоящей работе НПО и КА «АРКТИКА-М» будут рассматриваться как базовые предприятие и аппарат.

В КС НПО постоянно работают пять компрессоров, генерирующих воздух давлением $P_{\text{изб}}=0,6; 15; 35$ МПа, из них три компрессора генерируют воздух давлением $P_{\text{изб}}=0,6$ МПа, агрегатов очистки воздуха они не имеют. Очистка воздуха давлением $P_{\text{изб}}=35$ МПа сегодня требованиям НСОТР удовлетворяет, тогда как очистка воздуха давлением $P_{\text{изб}}=15$ МПа этим же требованиям не удовлетворяет. Воздух давлением $P_{\text{изб}}=15$ и 35 МПа должен иметь точку росы под давлением $T_{\text{TRD}}=-40$ и -50°C соответственно. При $T_{\text{TRD}}=-40$ и -50°C содержание воды в воздухе, согласно справочным данным, равно соответственно 0,117 и 0,038 г/м³. Заметим, что компрессор – это основной, самый дорогостоящий и сложный агрегат любой системы производства сжатого воздуха. Из компрессора воздух $P_{\text{изб}}=35$ МПа в баллоны-ресиверы поступает подогретым. В работе эта температура воздуха принималась $T_{\text{к}}=303$ К. Из компрессорной станции в КИС подведены три трубопровода длиной $L\approx 550-600$ м и диаметрами $d_{\text{в}}=52$ мм, $P_{\text{изб}}=0,6$ МПа; $d_{\text{в}}=30$ мм, $P_{\text{изб}}=15$ МПа, труба 42×6 мм; $d_{\text{в}}=20$ мм, $P_{\text{изб}}=35$ МПа, труба 28×4 мм. Материал трубопроводов высокого давления – сталь 12Х18Н10Т, трубопровода $P_{\text{изб}}=0,6$ МПа – труба черная стальная (Иванов Н.Н., Иванов А.Н., 2015). На КС предприятия редукторы постоянно понижают давление воздуха с 35 до 15 и с 15 до 0,6 МПа, при таком редуцировании корпуса редукторов и трубопроводы охлаждаются, их поверхности становятся влажными, иной раз обмерзают.

1. Постановка задачи

Используя чистый воздух давлением $P_{\text{изб}}=35$ МПа и чистый воздух $P_{\text{а}}=0,1$ МПа одного из помещений – «чистой комнаты» КИС, требуется разработать надежную, дешевую и качественную, простую в эксплуатации и обслуживании, безотказную, как пуля в канале ствола, НСОТР для экспериментальной отработки различных агрегатов и модулей КА. Воздух давлением $P_{\text{изб}}=35$ МПа вырабатывает поршневой компрессор 2ВМ4-8/401 с объемным расходом $P_{\text{в}}=8$ м³/мин=480 м³/час. Этот объемный расход соответствует массовому расходу компрессора $P_{\Sigma}=10,3$ кг/мин ≈ 620 кг/час (с учётом плотности атмосферного воздуха при нормальных условиях $\rho_0=1,293$ кг/м³). Данный компрессор изготовлен на ООО «Краснодарский компрессорный завод» в 2014 году. Общий вид компрессора 2ВМ4-8/401 по-

казан на рисунке 1, а агрегаты очистки воздуха компрессора и воздушные трубопроводы $P_{\text{изб}}=35; 15; 0,6$ МПа, навешенные на цеховой стене и подведенные к КИС – на рисунках 2а и 2б соответственно.



рисунк 1. Общий вид компрессора 2ВМ4-8/401 на $P_{\text{изб}}=35$ МПа



а



б

а – общий вид агрегатов очистки воздуха для компрессора 2ВМ4-8/401; б – воздушные трубопроводы $P_{\text{изб}}=35; 15; 0,6$ МПа, навешенные на цеховой стене и подведенные к КИС.

рисунк 2. Агрегаты очистки и трубопроводы подвода воздуха к КИС

2. Исходные данные для расчёта наземной НСОТР и эжекторного модуля

На компрессорной станции воздух из компрессора под давлением $P_{\text{изб}}=35$ МПа и с температурой $T_0 \approx 303$ К поступает в баллоны-ресиверы (девять баллонов по 400 литров), а из последних по трубопроводам подаётся к цеховым потребителям предприятия.

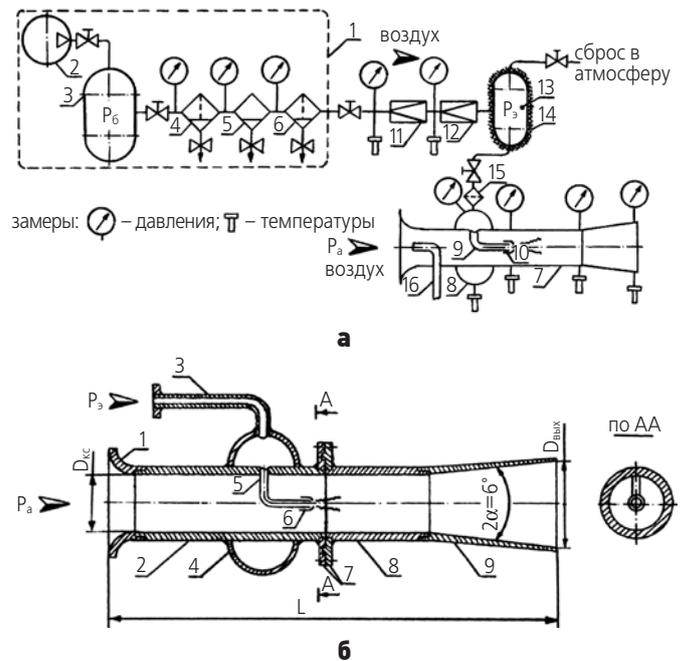
Определим плотность воздуха в баллонах-ресиверах (расчёт проводим по избыточному давлению):

$$\rho_b = P_{\text{изб}} \times \mu / (R_0 \times T_0) = 394,8 \text{ кг/м}^3,$$

где $P_{\text{изб}}=35$ МПа $= 350 \times 0,98 \times 10^5$ Н/м² – давление воздуха в баллонах-ресиверах; $\mu=0,029$ кг/моль – молекулярная масса воздуха; $R_0=8,31451$ Дж/(моль·К) – универсальная газовая постоянная; $T_0=303$ К – температура воздуха в баллонах-ресиверах.

3. Расчёт геометрии эжектора модуля

По окончании анализа различных технических решений была выбрана редукционно-эжекторная схема НСОТР, использующая компрессор на $P_{\text{изб}}=35$ МПа и возможности чистой комнаты КИС. Рассмотрим подробнее выбранную НСОТР (рисунок 3а). Основными компонентами данной НСОТР являются: компрессорная станция 1, включающая в себя компрессор 2, баллон-ресивер сжатого воздуха 3, фильтр-улавливатель твердых частиц 4, масло-влажготделитель 5, осушитель воздуха 6, агрегаты автоматики, манометры и т.д. Эжекторный модуль является основой НСОТР и содержит воздуховоздушный эжектор 7 с коллектором 8, форсункой 9 и форсуночным насадком 10, редукторы 11 (35/15 МПа) и 12 (15/0,6 МПа), эжекторный баллон-ресивер 13 с теплоизоляцией 14, финишный фильтр твердых частиц 15 (при необходимости), трубку полного напора Пито – Прандтля 16, контрольно-измерительные средства. Воздушные трубопроводы эжекторного модуля следует также теплоизолировать. Воздухо-воздушный эжектор показан на рисунке 3б. Этот эжектор содержит следующие блоки и узлы: входной конфузор 1, выполненный, например, по лемнискату Бернулли, отсек выравнивания скоростей низконапорного эжектируемого воздуха 2, подводящий трубопровод высоконапорного эжектирующего воздуха 3, коллектор 4, воздушную форсунку 5, форсуночный насадок 6, фланцевое соединение 7, камеру смешения эжектора 8, выходной диффузор 9.



а – схема НСОТР с редукторами и эжекторным модулем; б – конструкция воздухо-воздушного эжектора.

рисунок 3. Схема НСОТР с редукторами и эжекторным модулем, конструкция воздухо-воздушного эжектора

Основным устройством эжекторного модуля является воздухо-воздушный эжектор. В качестве эжектирующего воздуха, подаваемого в форсунку, используется воздух давлением $P_{\text{изб}}=0,6$ МПа, получаемый при редукции с помощью двух редукторов из компрессора $P_{\text{изб}}=35$ МПа. Воздух давлением $P_{\text{изб}}=0,6$ МПа выбран потому, что для такого давления имеются надёжные экспериментальные данные, полученные в ЦАГИ имени Н.Е. Жуковского и перепроверенные в ИЦ имени М.В. Келдыша. При редукции воздуха давлением от $P_{\text{изб}}^{\text{вх}}=35$ МПа до $P_{\text{изб}}^{\text{вых}}=0,6$ МПа в редукторах изменяется температура воздуха в соответствии с эффектом Джоуля – Томсона. При этом процессе в минимальном сечении редукторов скорость воздуха возрастает, в воздушном потоке возникает вихреобразование, происходит уменьшение температуры потока и его внутренней энергии.

Как целесообразнее уменьшить давление воздуха – с помощью одного редуктора (грубая «ломка» воздуха) или двух. Для ответа воспользуемся уравнением Пуассона для расширения газового потока по идеальной адиабате $pV^k = \text{const}$, где p – давление; V – удельный объем; k – показатель адиабаты, для воздуха $k=1,4$. Введём вместо удельного объёма V плотность газа, тогда имеем $p/\rho^k = \text{const}$. Далее воспользуемся зависимостью для адиабатического расширения $p/\rho_0 = (\rho/\rho_0)^k$ и уравнениями состояния в виде $p/\rho = RT$ и $p_0/\rho_0 = RT_0$, где $R=R_0/\mu$. Из данной зависимости и уравнений состояния получаем: $\rho = \rho_0 (T/T_0)^{1/(k-1)}$; $T = T_0 (P/P_0)^{(k-1)/k}$.

ЭКОНОМИЧНАЯ РЕДУКЦИОННО-ЭЖЕКТОРНАЯ НСОТ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

При редуцировании воздуха адиабатный процесс практически недостижим, ибо часть тепла отводится через стенки редуктора. По этой причине процесс редуцирования следует считать как политропный процесс с показателем политропы $n=1,25$ (Добровольский М.В., 2005; Баица Т.М., 1972) $T_{\text{вых}}=T_{\text{вх}}(P_{\text{вых}}/P_{\text{вх}})^{(n-1)/n}$, где $T_{\text{вых}}$ – температура воздуха на выходе из редуктора; $T_{\text{вх}}$ – температура воздуха на входе в редуктор; $P_{\text{вых}}$ – давление воздуха на выходе из редуктора; $P_{\text{вх}}$ – давление воздуха на входе в редуктор.

Результаты расчётов по этой формуле, а также скорость звука в минимальном сечении редуктора представлены в таблице.

Из таблицы видно, что температура воздуха на выходе из одного либо двух последовательно установленных редукторов получается одинаковой и равной $T_{\text{вых}}=134,4$ К. Окончательно, для дальнейших расчётов выбираем высоконапорный воздух, давление которого $P_{01}=0,6$ МПа, а температура $T_{01}=134,4$ К. Небезынтересно отметить, что по эжекторам различных схем сотрудниками научных школ ЦАГИ, ЦИАМ, ИЦ имени М.В. Келдыша, МЭИ, иных организаций выполнено большое количество значимых теоретических и экспериментальных работ.

Методом последовательных приближений, с использованием исходных данных для КА «АРКТИКА-М», был определён выходной диаметр $d_{\text{ф}}=6$ мм форсуночного насадка эжектора (площадь сечения $F_{\text{ф}}=28,27 \times 10^{-6}$ м²) и спрофилирован его внутренней контур. При профилировании внутреннего контура насадка, используя Руководство для конструкторов (Мельников Д.А., Пирумов У.Г., Семичастнов В.М. и др., 1964), можно обеспечить коэффициент расхода $\mu_{\text{ф}}=0,98$. При давлении торможения эжектирующего воздуха $P_{01}=0,6$ МПа и полном давлении эжектируемого (низконапорного) воздуха на входе в эжектор $P_{\text{а}}=0,1$ МПа из «чистой комнаты», т.е. при перепаде давлений $\sigma=P_{01}/P_{\text{а}}=6$, истечение воздуха из форсуночного насадка будет происходить со звуковой скоростью. Потери полного давления эжектируемого воздуха на входе в эжектор ввиду их малости можно не учитывать. Отношение давлений, при котором воздух истекает из форсуночного насадка со звуковой скоростью,

равно $\pi_{\text{кр}}=[(k+1)/2]^{k/(k-1)}=1,893 < P_{01}/P_{\text{а}}=6/1=6$. Плотность воздуха в коллекторе эжектора, когда его давление и температура $P_{01}=0,6$ МПа и $T_{01}=134,4$ К, равна $\rho_{01}=P_{01} \times \mu / R_0 \times T_{01}=15,265$ кг/м³. Определяем далее плотность воздуха в критическом сечении форсуночного насадка. Заметим, что в критическом сечении форсуночного насадка газодинамическая функция расхода $q(\lambda_1)=1$, число Маха и коэффициент скорости λ также равны $M=\lambda=1$ (Абрамович Г.Н., 1969):

$$\rho_1^* = \rho_{01} \times \{1 - \lambda^2(k-1)/(k+1)\}^{1/(k-1)} = 9,685 \text{ кг/м}^3.$$

Рассчитываем в критическом сечении форсуночного насадка температуру, скорость звука и массовый расход эжектирующего воздуха:

$$T_1^* = 2 \times T_{01} / (k+1) = 112 \text{ К};$$

$$a_1^* = (2/(k+1))^{0,5} \times (k \times R_0 \times T_{01})^{0,5} = 211 \text{ м/с};$$

$$G_{01} = G_{\text{ф}}^* = F_{\text{ф}} \times \rho_1^* \times a_1^* = 0,058 \text{ кг/с}.$$

Заметим, что, изменяя выходное сечение форсуночного насадка $F_{\text{ф}}^* = \text{var}$, можно изменять и расход эжектирующего воздуха $G_{01} = G_{\text{ф}}^* = \text{var}$. Имея массовый расход воздуха $G_{01} = G_{\text{ф}}^* = 0,058$ кг/с через форсуночный насадок, определим скорость втекания воздуха $w_{\text{вх}}$ из баллона-ресивера КС ($P_{\text{изб}}=35$ МПа и $\rho_0=394,8$ кг/м³) в входное сечение трубопровода ($d_{\text{в}}=20$ мм), подведённого к КИС. Данная скорость истечения воздуха в входном сечении трубопровода равна $w_{\text{вх}} \approx 0,5$ м/с, причём вниз по потоку эта скорость уменьшается.

Приведём рассчитанный массовый расход воздуха $G_{01} = G_{\text{ф}}^*$ к нормальным условиям за время 1 час. Для воздуха нормальные условия: $T_0=273,15$ К, $\rho_0=1,293$ кг/м³, $P_0=0,1$ МПа. С учётом этих данных через форсуночный насадок за 1 час проходит массовый и соответственно объёмный расход воздуха: $G_{\Sigma\text{ф}} = G_{01} \times 3600 = 208,8$ кг/час и $V_{\Sigma\text{ф}} = 161,5$ м³/час.

Для экспериментов КА «АРКТИКА-М» требуется суммарный массовый расход воздуха $G_{\Sigma} = G_{03} = 0,58$ кг/с. Зная $G_{\Sigma} = G_{03} = 0,58$ кг/с и расход воздуха через форсуночный насадок $G_{01} = G_{\text{ф}}^* = 0,058$ кг/с определяем массовый расход эжектируемого воздуха G_{02} , забираемого из «чистой комнаты», и коэффициент эжекции k :

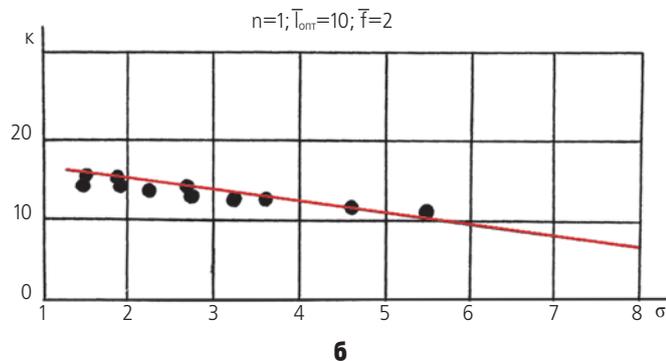
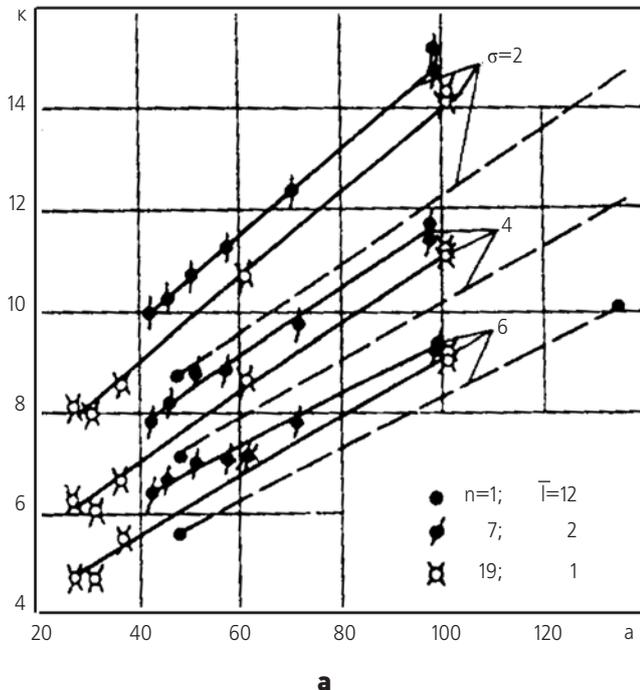
$$G_{02} = G_{03} - G_{01} = 0,58 - 0,058 = 0,522 \text{ кг/с};$$

$$k = G_{02} / G_{01} = 0,522 / 0,058 \approx 9.$$

таблица – Результаты расчёта редуцирования воздуха при различных давлениях на входе; скорость звука $a_{\text{зв}}$ в минимальном сечении редуктора

№	$P_{\text{вх}}$, кгс/см ²	$P_{\text{вых}}$, кгс/см ²	$P_{\text{вых}}/P_{\text{вх}}$	$(P_{\text{вых}}/P_{\text{вх}})^{n-1/n}$	$T_{\text{вх}}$, К	$T_{\text{вых}}$, К	$T_{\text{вых}}$, °С	$a_{\text{зв}}$, м/с, при $n=1,25$
1	350	150	0,43	0,84	303	255,8	-17,2	302,7
2	150	6	0,04	0,525	255,8	134,4	-138,6	219,5
3	350	6	0,017	0,443	303	134,4	-138,6	219,5
4	6	2	0,33	0,803	134,4	107,9	-165,1	196,6
5	350	2	0,0057	0,356	303	107,8	-165,1	196,6

Используя данные расчётов и эксперименты ЦАГИ, определим геометрические и газодинамические параметры эжектора (Жулев Ю.Г., Лашков Ю.А., Соловьев В.К. и др., 1978; Лашков Ю.А., Шумилкина Е.А., 1980; Черкез А.Я., 1969; Аркадов Ю.К., 2001; Иванов Н.Н., 1999). Экспериментальные данные, полученные в ЦАГИ, приведены на рисунках 4а и 4б.



$\sigma = P_{01}/P_a$ – перепад давления на форсуночном насадке (форсунках); n – число форсунок в эжекторе; $l = L_{KC}/d_{KC}$ – относительная длина камеры смешения; d_{KC} – диаметр камеры смешения; k – коэффициент эжекции; \bar{f} – степень расширения диффузора.

рисунок 4. Изменение коэффициента эжекции k в зависимости от геометрического параметра $a = F_{KC}/F_{\Phi} - 1$, где F_{KC} и F_{Φ} – площади сечения камеры смешения эжектора и форсунки (форсунок) соответственно (**а**) и в зависимости от перепада давления σ на форсуночном насадке для одноствольного эжектора с геометрическим параметром $a = 110 = \text{const}$ (**б**)

Используя данные на рисунке 4, определяем геометрический параметр $a = 110$, площадь сечения F_{KC} и диаметр d_{KC} камеры смешения эжектора:

$$F_{KC} = (a+1) \times F_{\Phi} \approx 3138 \text{ мм}^2;$$

$$d_{KC} = (4 \times F_{KC} / \pi)^{0.5} \approx 64 \text{ мм.}$$

Согласно рекомендациям ЦАГИ (Жулев Ю.Г., Лашков Ю.А., Соловьев В.К. и др., 1978; Лашков Ю.А., Шумилкина Е.А., 1980), для одноствольного эжектора оптимальная длина цилиндрической камеры смешения L_{KC} составляет порядка $(10-13) \times d_{KC}$. Учитывая эти рекомендации, выбираем $L_{KC} = 10d_{KC} = 640 \text{ мм}$.

Входной конфузор эжектора может быть выполнен в виде усеченного конуса либо по лемнискате Бернулли. В полярных координатах лемниската Бернулли имеет вид $\rho^2 = 2c^2 \times \cos 2\phi$, где c – расстояние между фокусами лемнискаты; ρ и ϕ – текущие полярный радиус и угол кривой.

Для эжектора выбираем выходной диффузор с полууглом раскрытия $\alpha = 3^\circ$ (полный угол диффузора $2\alpha = 6^\circ$) и степень расширения $\bar{f} = S_2/S_1 = 2$. Здесь $S_1 = F_{KC} = 3138 \text{ мм}^2$ – площадь входного сечения диффузора, $S_2 = 2 \times S_1 = 6276 \text{ мм}^2$ – площадь выходного сечения диффузора. Длина диффузора $L_d = (D_2 - D_1) / 2 \tan 3^\circ = 248 \text{ мм}$, где $D_1 = d_{KC} = 64 \text{ мм}$, а выходной диаметр диффузора $D_2 = (4 \times S_2 / \pi)^{0.5} \approx 90 \text{ мм}$. Окончательно суммарную длину эжектора назначаем $L_{\text{общ}} = 218 \text{ мм}$.

4. Газодинамический расчёт эжектора

В этом расчёте сначала определим температуру торможения смешанного воздуха T_{03} в выходном сечении смесительной камеры эжектора. Общее уравнение для теплосодержания воздушной смеси, когда $G_{03} = G_{01} + G_{02}$, имеет вид $G_{03} \times c_{p3} \times T_{03} = G_{01} \times c_{p1} \times T_{01} + G_{02} \times c_{p2} \times T_{02} + Q$,

где Q – количество теплоты, подведённое к смешанному воздуху через стенки камеры смешения либо за счет химических реакций в потоке; полагаем $Q = 0$. Здесь G_{01} , G_{02} , G_{03} ; T_{01} , T_{02} , T_{03} – массовые расходы и температуры торможения эжектирующего, эжектируемого и смешанного воздуха соответственно; c_{p1} , c_{p2} , c_{p3} – теплоёмкости эжектирующего, эжектируемого и смешанного воздуха при постоянном давлении, $c_{p1} = c_{p2} = c_{p3}$. Разделив все члены уравнения теплосодержания на $(G_{01} \times c_{p1} \times T_{01})$ и подставив $G_{03}/G_{01} = k+1$, получим $(k+1) \times T_{03}/T_{01} = 1 + k \times T_{02}/T_{01}$. Из этого уравнения определяем температуру смешанного воздуха в выходном сечении смесительной камеры эжектора: $T_{03} = (T_{01} + k \times T_{02}) / (k+1) = 277,14 \text{ К} \approx 4^\circ\text{C}$. В этом уравнении $T_{01} = 134,4 \text{ К}$; $T_{02} = 293 \text{ К}$; $k = 9$ – коэффициент эжекции. Зная T_{01} , T_{02} , $k = 9$ и скорость звука в критическом сечении форсунки a_1^* , определяем критическую скорость звука a_3^* в выходном сечении смесительной камеры: $a_3^* = a_1^* \times [(k \times (T_{02}/T_{01}) + 1) / (k+1)]^{0.5} = 303,4 \text{ м/с}$. Потери полного давления на входе в эжектор, как сказано выше, ввиду их малости не учитываются, поэто-

му полное давление эжектируемого воздуха на входе в эжектор равно атмосферному $P_{02}=P_a=0,1$ МПа. Площадь сечения, через которое эжектируемый воздух втекает в камеру смешения эжектора, равна $F_2=F_{KC}-F_{\Phi}=3,11 \times 10^{-3}$ м². Используя начальные параметры эжектируемого воздуха в «чистой комнате» $T_{02}=T_2=293$ К; $P_{02}=P_a=0,1$ МПа; $\rho_{02}=\rho_a=P_a \times \mu / R_0 \times T_2 = 1,167$ кг/м³; $G_{02}=0,522$ кг/с, определяем скорость втекания эжектируемого воздуха в начальное сечение камеры смешения эжектора: $w_2=G_{02}/(\rho_{02} \times F_2)=143,8$ м/с. Далее определяем критическую скорость звука для эжектируемого воздуха в начальном сечении камеры смешения эжектора: $a_2^*=[2k/(k+1) \times (R \times T_{02})]^{0,5} = 313,1$ м/с. Зная величины w_2 и a_2^* рассчитываем коэффициент скорости λ_2 и газодинамическую функцию $z(\lambda_2)$ для эжектируемого воздуха в начальном сечении камеры смешения эжектора $\lambda_2=w_2/a_2^*=0,46$ $z(\lambda_2)=\lambda_2+1/\lambda_2=2,64$. Продолжаем расчёт. Воспользовавшись основным уравнением эжекции и зная $z(\lambda_2)$, определяем газодинамическую функцию $z(\lambda_3)=\lambda_3+1/\lambda_3$, а по функции $z(\lambda_3)$ находим коэффициент скорости λ_3 . Основное уравнение эжекции имеет вид $[(k+1) \times (1+k \times T_{02}/T_{01})]^{0,5} \times z(\lambda_3) = z(\lambda_1) + k \times (T_{02}/T_{01})^{0,5} \times z(\lambda_2)$.

Из этого уравнения, зная, что для форсуночного насадка $z(\lambda_1)=2$, имеем $z(\lambda_3)=[z(\lambda_1)+k \times (T_{02}/T_{01})^{0,5} \times z(\lambda_2)] / [(k+1) \times (1+k \times T_{02}/T_{01})]^{0,5} = 2,58$. По функции $z(\lambda_3)=2,58$ находим $\lambda_3 \approx 0,45$, а по λ_3 определяем функцию плотности тока $q(\lambda_3)=0,6515$ и газодинамическую функцию давления $\pi(\lambda_3)=P/P_{03}=0,8868$. Зная критическую скорость звука в выходном сечении смесительной камеры $a_3^*=303,4$ м/с, определяем скорость смешанного воздушного потока в этом же сечении смесительной камеры: $w_3=\lambda_3 \times a_3^*=136,53$ м/с. Далее рассчитываем полное давление смешанного воздуха P_{03} в выходном сечении камеры смешения. Для расчета P_{03} используется уравнение сохранения массы, видоизменённые расходы воздуха G_1 и G_3 , а также следующие числовые значения $P_{01}=0,6$ МПа; $T_{01}=134,4$ К; $T_{03}=277,14$ К; $F_1=28,27 \cdot 10^{-6}$ м²; $F_3=3111,2 \cdot 10^{-6}$ м²; $q(\lambda_1)=1$; $q(\lambda_3)=0,6515$; $(P_{03}/P_{01}) \times \{(T_{01}/T_{03})^{0,5} \times (F_3/F_1) \times [q(\lambda_3)/q(\lambda_1)]\} = k+1$. Из последнего уравнения, подставив в него численные значения, получаем полное давление смешанного воздуха (давление торможения) в выходном сечении камеры смешения:

$$P_{03}=P_{01} \times (k+1) \times 1 / \{(T_{01}/T_{03})^{0,5} \times (F_3/F_1) \times [q(\lambda_3)/q(\lambda_1)]\} = 0,1192 \text{ МПа.}$$

По газодинамической функции давления $\pi(\lambda_3)=P/P_{03}=0,8868$ рассчитываем статическое (постоянное) давление потока смешанного воздуха в выходном сечении камеры смешения $p_3=\pi(\lambda_3) \times P_{03} \approx 0,106$ кг/см². Для определения коэффициента скорости λ_4 в выходном сечении кормового диффузора используем уравнение неразрывности, записав расход воздуха с помощью газодинамической функции $q(\lambda)$

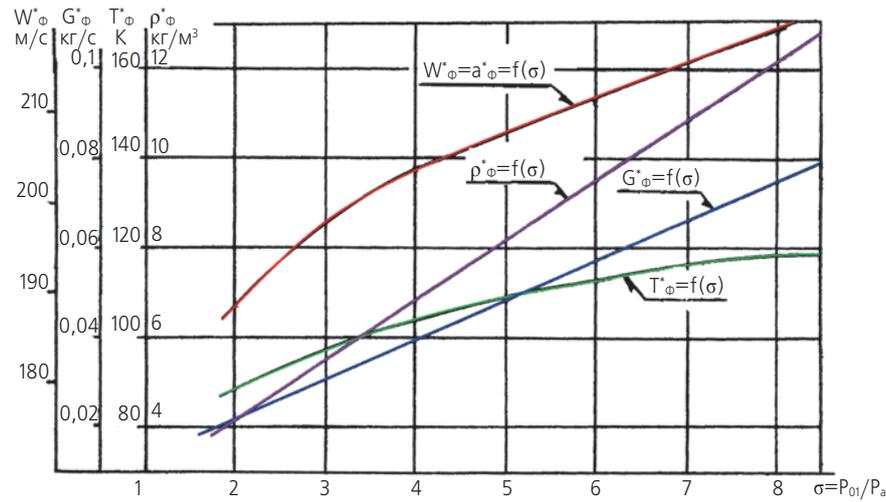
для входного и выходного сечений этого диффузора $P_{04} \times S_2 \times q(\lambda_4)/(T_{04})^{0,5} = P_{03} \times S_1 \times q(\lambda_3)/(T_{03})^{0,5}$. В кормовом диффузоре эжектора температура торможения смешанного потока воздуха не изменяется, поэтому $T_{03}=T_{04}=277,14$ К $\approx 4^\circ\text{C}$ и критическая скорость звука в воздухе $a_3^*=a_4^*=303,4$ м/с. Однако из-за потерь, возникающих в диффузоре (потери на трение, расширение с вихреобразованием), полное давление в выходном сечении диффузора P_{04} уменьшается $P_{04}=\sigma_d \times P_{03} \approx 0,117$ кгс/см², где $\sigma_d=0,98$ – коэффициент полного давления (Черкез А.Я., 1969). Зная $q(\lambda_3)=0,6515$, для входного и выходного сечений кормового диффузора можно записать $q(\lambda_4)=q(\lambda_3)/(\sigma_d \times S_2/S_1) = 0,3324$. Для смешанного воздуха в выходном сечении диффузора по величине $q(\lambda_4)=0,3324$ и газодинамическим таблицам определяем: коэффициент скорости $\lambda_4=0,21$, скорость $w_4=\lambda_4 \times a_4^*=63,7$ м/с газодинамическую функцию давления $\pi(\lambda_4)=P/P_{04}=0,9745$, статическое давление $p_4=\pi(\lambda_4) \times P_{04}=0,114$ кг/см², газодинамическую функцию плотности $\epsilon(\lambda_4)=\rho_4/\rho_{04}=0,9817$ и статическую плотность потока $\rho_4=\epsilon(\lambda_4) \times \rho_{04} = 0,9817 \times (P_{04} \times \mu / R \times T_{04}) = 1,42$ кг/м³.

В дополнение к расчётам при перепаде давления на форсунке $\sigma=P_{01}/P_a=6$, при $d=6$ мм=const и параметре $a=110$ =const были просчитаны дополнительно три варианта изменения параметров эжектирующей воздушной струи в критическом сечении форсуночного насадка и смешанного воздушного потока в выходном сечении диффузора при тех же $d=6$ мм=const и $a=110$ =const, но иных перепадах давления $\sigma=P_{01}/P_a=2$; 4; 8. Результаты расчётов представлены на рисунках 5а и 5б соответственно.

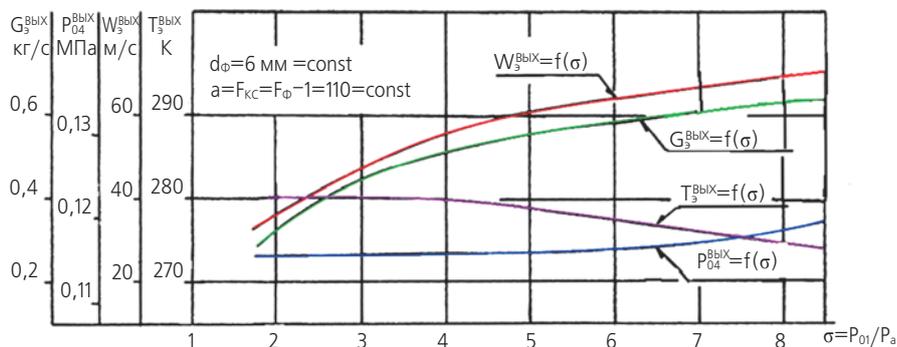
5. Расчёт акустических характеристик звуковой турбулентной струи, истекающей из форсуночного насадка в эжекторе

Шум, согласно принятой терминологии, – это любой нежелательный звук или раздражающий фактор в пределах частотной полосы. Все звуки возникают в результате изменения давления в воздухе. В человеческом ухе изменения давления воздушной среды преобразуются в электрические сигналы, которые воспринимаются мозгом как звук.

В эжекторе основным источником аэродинамического шума является воздушная струя, истекающая со звуковой скоростью в камеру смешения эжектора. Во время работы эжектора звуковая воздушная струя является затопленной холодной и неизотермической, а цилиндрическая камера смешения, помимо своего основного назначения, играет роль и акустического звукопоглощающего экрана. Шум воздушной струи рассчитывается в дБ. Определим аэродинамический шум звуковой воздушной струи эжектора при пере-



а



б

рисунок 5. Изменение скорости W_{ϕ}^* , $W_3^{\text{BЫX}}$, температуры T_{ϕ}^* , $T_3^{\text{BЫX}}$, плотности ρ_{ϕ}^* , $\rho_3^{\text{BЫX}}$, и массового расхода G_{ϕ}^* , $G_3^{\text{BЫX}}$ эжектирующей воздушной струи в критическом сечении форсуночного насадка (**а**) и смешанного воздушного потока в выходном сечении диффузора эжектора (**б**) соответственно в зависимости от перепада давления $\sigma = P_{01}/P_a = \text{var}$ на форсуночном насадке

паде давления $\sigma = P_{01}/P_a = 6$ через уровень звукового давления L_p , воздействующего на ухо человека (Мунин А.Г., Кузнецов В.М., Леонтьев Е.А., 1981). Измеренное экспериментально или рассчитанное звуковое давление сравнивается с минимальным звуковым давлением. В технической акустике за минимальное звуковое давление принято давление $p_{\text{cr}} = 2 \times 10^{-5} \text{ н/м}^2$. Определяем акустическую мощность W звуковой воздушной струи в зависимости от её скорости истечения W_c : $W = (k_0 \times \rho_c^2 \times W_c^8 \times d_{\phi}^2) / \{\rho_a \times (W_a)^5\} = 0,07 \text{ Вт}$, здесь $k_0 = 3 \times 10^{-5}$ – безразмерный коэффициент для модельных турбулентных струй; $\rho_c = \rho_1^* = 9,685 \text{ кг/м}^3$ – плотность воздуха в звуковой струе; $W_c = 211 \text{ м/с}$ – критическая скорость истечения звуковой струи из форсуночного насадка; $d_{\phi} = 0,006 \text{ м}$ – выходной диаметр форсуночного насадка; $\rho_a = 1,167 \text{ кг/м}^3 = \text{const}$ и $W_a = 342,5 \text{ м/с} = \text{const}$ соответственно плотность и скорость распространения звука в окружающей воздушной среде.

Зная акустическую мощность W , рассчитываем уровень акустической мощности струи $L_w = 10 \times \lg(W/W_{\text{cr}}) = 108,6 \text{ дБ}$, где $W_{\text{cr}} = 10^{-12} \text{ Вт}$ – минимальная акустическая мощность, принятая в акустике для сравнения.

Пренебрегая звукопоглощением на стенках камеры смешения эжектора, определим на произвольно выбранном расстоянии $R = 5 \text{ м}$ от эжектора уровень звукового давления L_p , создаваемого звуковой воздушной струей. Считаем, что звуковая струя излучает звук в виде сферически-симметричной волны одинаковой интенсивности I во всех направлениях. При такой геометрии интенсивность звука меняется по закону $1/R^2$. Интенсивность звука I (Вт/м^2) – это количество акустической энергии, проходящей через единицу поверхности. На расстоянии R от источника интенсивность звука I равна мощности источника W , умноженной на $1/(4\pi R^2)$. Переходя к децибелам, получаем уровень звукового давления, воздействующего на ухо человека (Тэйлор Р., 1978): $L_p = L_w + 10 \lg 1/(4\pi R^2) = 83,6 \text{ дБ}$.

Для сравнения напомним уровень звукового давления, например, бытового пылесоса $(L_p)_{\text{БП}} = 80 \text{ дБ}$ (Тэйлор Р., 1978). На рисунке 6 показано изменение уровня звукового давления L_p и акустической мощности W звуковой воздушной струи в зависимости от перепада давления $\sigma = P_{01}/P_a$ на форсуночном насадке эжектора.

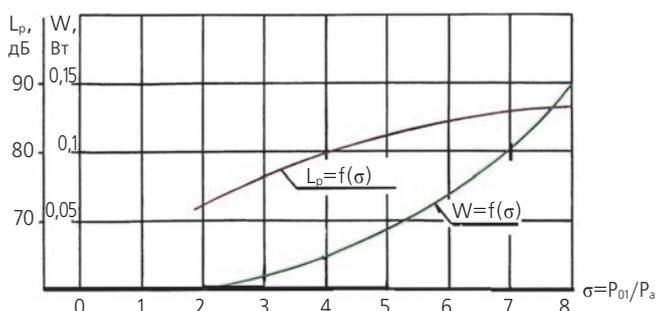


рисунок 6. Изменение уровня звукового давления L_p и акустической мощности W звуковой воздушной струи в зависимости от перепада давления $\sigma = P_{01}/P_a$ на форсуночном насадке эжектора

6. Расчёт стоимости 1 часа работы НСОТР для КА «АРКТИКА-М»

В НПО имени С.А. Лавочкина стоимость 1 м³ воздуха, сжатого до давления $P_{изб} = 35$ МПа, составляет $C_1 = 1478$ руб/м³ (цена 2015 г.). Расчёт, проведённый с использованием этой цифры, показал, что стоимость 1 часа экспериментальной работы НСОТР для КА «АРКТИКА-М» составляет $C_2 = 781$ руб/час.

заключение

Предложено техническое решение по воздушной НСОТР, реализация которого позволяет проводить отработку блоков и агрегатов различной конфигурации и назначения для космических и иных аппаратов, создаваемых на различных предприятиях. По данному решению можно компоновать экономичные и малогабаритные мобильные установки с большим сроком эксплуатации. Установки пригодны для работы внутри помещений и для транспортировки на большие расстояния с последующим использованием, например, на космодромах, с минимальными затратами времени на монтаж и демонтаж. Установки, выполненные по этому техническому решению, позволяют получать достоверные и значимые экспериментальные результаты при испытаниях КА и иных аппаратов, отказаться от импортного оборудования, гарантийный срок работы которых ~1 год. Предложенное техническое решение по НСОТР является отечественным продуктом в полном объёме. В экспериментах можно использовать как одиночный эжекторный модуль, так и одновременно группу, например, из четырех модулей, расположенных по периметру КА или иного агрегата. В качестве высоконапорного газа, помимо воздуха, при возникновении новых технических задач можно использовать гелий, азот, аргон, углекислый газ, смеси различных газов. При эксплуатации эжекторных модулей за ними нетрудно осуществлять авторский и технический надзор. Под конец напомним слова нашего выдающегося теплофизика А.И. Леонтьева, академика РАН: «Расчёты без эксперимента не стоят и цента».

Авторы выражают благодарность за внимание к работе, полезные советы и обсуждения: А.Е. Ширшакову, Ю.Н. Калайдину, А.А. Иванкову, А.Л. Бондаренко, В.М. Цуцкову, Г.П. Серову, В.Ю. Золотареву, Р.И. Гурову, А.Р. Попову (ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина»), А.Н. Иванову, Е.А. Ивановой (Агентство «Дэнекс»).

список литературы

- Абрамович Г.Н.* Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1969. 824 с.
- Аркадов Ю.К.* Новые газовые эжекторы и эжекционные процессы. М.: Физматлит, 2001. 334 с.
- Баишта Т.М.* Гидропривод и гидропневмоавтоматика. М.: Машиностроение, 1972. 264 с.
- Добровольский М.В.* Жидкостные ракетные двигатели. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 488 с.
- Жулев Ю.Г., Лаишков Ю.А., Соловьев В.К., Шумилкина Е.А.* Экспериментальное исследование многоствольных низконапорных эжекторов // Труды ЦАГИ. 1978. Вып. 1956. С. 20-24.
- Иванов Н.Н., Иванов А.Н.* К созданию в КИС НПО им. С.А. Лавочкина наземной СОТР, постоянно действующей на базе заводской компрессорной станции, для испытания различных типов космических аппаратов // Сборник «Актуальные проблемы российской космонавтики». Материалы XXXIX академических чтений по космонавтике. М., январь 2015. С. 441-443.
- Иванов Н.Н., Иванов А.Н., Фогельзанг И.И. и др.* Многоствольное эжекторное горелочное устройство // Патент РФ № 2116567 с приоритетом от 11.03.1996.
- Иванов Н.Н., Иванов А.Н.* Экономичное горелочное устройство для нагрева сталеразливочных ковшей // Сталь. 1996. № 8. С. 22-24.
- Котомин А.А., Харченко В.В., Душенок С.А. и др.* Аналитическое и экспериментальное исследование прочности и надежности неразрушаемых трансляторов детонации систем разделения КА // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 36-44.
- Лаишков Ю.А., Шумилкина Е.А.* Экспериментальное исследование тяговых и расходных характеристик многоствольных низконапорных эжекторов // Ученые записки ЦАГИ. М., 1980. Т. XI, № 4. С. 154-158.
- Мельников Д.А., Пирумов У.Г., Семичастнов В.М. и др.* Руководство для конструкторов по проектированию сверхзвуковых осесимметричных круглых сопел реактивных двигателей. М.: НИИТП. 1964. 366 с.
- Мунин А.Г., Кузнецов В.М., Леонтьев Е.А.* Аэродинамические источники шума. М.: Машиностроение, 1981. 248 с.
- Тэйлор Р.* Шум. М.: Мир, 1978. 306 с.
- Черкез А.Я.* Газовые эжекторы // Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1969. 824 с.

Статья поступила в редакцию 25.11.2015 г.

К ВОПРОСУ ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНОЙ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЁТА К ЛУНЕ



Е.С. Гордиенко¹,
аспирант,
gordienko.evgenyу@gmail.com;
E.S. Gordienko

Рассматривается методика выбора траектории полёта космического аппарата (КА) к Луне. Задача оценки необходимых величин характеристической скорости для коррекции траектории полёта к Луне и маневра торможения решается методом Монте – Карло. Приводится схема выведения и полёта КА на околокруговую полярную орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ) с высотой около 100 км. Рассматривается вариант проведения двух коррекций на этапе перелёта и манёвра торможения. Полёт на орбиту ИСЛ моделируется под действием возмущений от Земли, Луны и Солнца в геоцентрической геоэкваatorialной невращающейся системе координат. Проводится исследование характеристических затрат на коррекцию в случае переноса времён проведения коррекции. Учитываются погрешности участка выведения, определения параметров траектории полёта и исполнения коррекций.

Ключевые слова: космический аппарат; траектория полёта к Луне; метод Монте – Карло; коррекция траектории; полярная орбита.

ВВЕДЕНИЕ

В последние годы задача полёта на Луну вновь приобрела актуальность. Особый интерес учёных направлен на изучение приполярных районов Луны. Их ценность подтверждена недавними научными результатами, согласно которым на полюсах Луны имеются районы с относительно высоким содержанием воды в реголите (несколько процентов по мас-

¹ ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

ON THE QUESTION OF SELECTION OF RATIONAL TRAJECTORY TO THE MOON



П.А. Худорожков¹,
pavelkhud@gmail.com;
P.A. Khudorozhkov

The technique of choosing the trajectory of the spacecraft flight to the Moon is reviewed. The evaluation task of required values of the characteristic velocity for correction of the Moon trajectory and braking maneuver is solved by Monte – Carlo method. The profile of insertion and SC flight to the near-circular polar orbit around the Moon with an altitude of about 100 km is given. The case of two corrections during the flight and braking phases is considered. The flight into the Moon's orbit is simulated under the influence of perturbations from the Earth, the Sun and the Moon in the geocentric geoequatorial non-rotating coordinate system. The characteristic velocity cost in case of changing the times of correction execution is researched. Insertion phase errors, errors of the corrections execution and the errors of determining of the trajectory parameters are taken into account.

Key words: spacecraft; lunar trajectory; Monte – Carlo method; trajectory correction; polar orbit.

се) и которые также обладают хорошими условиями по освещённости Солнцем и радиосвязи с Землёй. Важным элементом разработки лунного КА является баллистическое проектирование траектории КА. Одним из интереснейших с научной и технической точки зрения проектов является экспедиция «ЛУНА-ГЛОБ».

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

1. Схема полёта

Целью экспедиции «ЛУНА-ГЛОБ» является изучение приполярных районов на поверхности Луны (Хартов В.В. и др., 2010). Рассмотрим схему полёта КА «ЛУНА-ГЛОБ». РН типа «СОЮЗ-2.1б» выводит КА и разгонный блок (РБ) типа «ФРЕГАТ» на незамкнутую траекторию. В расчётный момент включается двигательная установка (ДУ) РБ и осуществляется довыведение КА на околокруговую опорную орбиту ИСЗ с наклоном 51.8° и высотой 200 км. Далее происходит пассивный полёт по опорной орбите в течение $\sim 1-1.5$ часов, затем РБ выдаёт импульс, переводя КА на траекторию полёта к Луне. После отделения от РБ КА движется в течение ~ 4.5 суток по траектории полёта к Луне. На данном этапе экспедиции запланировано проведение двух коррекций при условии видимости КА с наземных станций слежения, а также выдача импульса торможения для перехода на орбиту ИСЛ с высотой ~ 100 км. После выдачи двух импульсов связанной коррекции КА переходит на посадочную орбиту ИСЛ 100×18 км. Далее происходит мягкая посадка на поверхность Луны в одну из областей кратера Богуславского. После прилунения запланировано функционирование КА на поверхности в течение одного года. Суммарное время полёта по орбитам ИСЛ не должно превышать 6 суток.

2. Постановка задачи

Целью работы является сокращение энергетических затрат на перелёт КА с орбиты выведения в окрестности Земли на орбиту искусственного спутника Луны. Для достижения поставленной цели в работе решается задача разработки методики оптимизации траектории полёта к Луне по критерию минимизации затрат топлива на перелёт. При решении данной задачи следует обеспечить видимость ответственных операций (проведение маневров коррекций и торможения) с российских НИП, отсутствие теней на орбитах ИСЛ; а также выдержать определённые величины углов места Солнца в точках посадки в момент прилунения.

В данной работе решается задача перехода на круговую орбиту ИСЛ с заданными величинами большой полуоси $a(t_f) = a_f = R_M + H_f$ (1838.57 км), эксцентриситета $e(t_f) = e_f = 0$ и селенографического наклона $i(t_f) = i_f$ (90°). Начальная масса аппарата равна m_0 (1500 кг).

В качестве способа определения энергетических затрат на перелёт оценим величину характеристической скорости ΣW . Она складывается из двух основных составляющих: величины тормозного импульса на переход с пролётной гиперболы на круговую орбиту искусственного спутника Луны W_1 и суммарных

затрат на проведение коррекций траектории перелёта КА с орбиты искусственного спутника Земли на орбиту искусственного спутника Луны W_2 :

$$\Sigma W = W_1 + W_2. \quad (1)$$

Рассмотрим задачу минимизации характеристических затрат на перелёт с функционалом вида

$$J = \Sigma W \rightarrow \min. \quad (2)$$

Анализ данной задачи предлагается проводить в два этапа. На первом – провести минимизацию величины затрат на выдачу тормозного импульса W_1 , на втором – рассмотрев разные моменты проведения коррекций траектории перелёта, минимизировать суммарные характеристические затраты на выдачу импульсов коррекций W_2 .

Расчет коррекций производится методом импульсной аппроксимации, согласно которому импульсы прилагаются мгновенно, а величина тяги стремится к бесконечности. Поэтому задача минимизации характеристических затрат на перелёт эквивалентна задаче максимизации конечной массы на орбите ИСЛ с функционалом:

$$J = m_j \rightarrow \max. \quad (3)$$

3. Модель и уравнения движения КА

Расчёт траектории перелёта к Луне осуществляется в рамках задачи четырёх тел (КА, Земля с учётом её сжатия, т.е. 2-й зональной гармоники J_2 , Луна и Солнце), и определяется численным интегрированием системы дифференциальных уравнений движения точки в невращающейся геоэквиаториальной геоцентрической системе прямоугольных координат OXYZ (СК1). При этом используется среднее равенство и средний геоэквиатор стандартной эпохи J2000.0. Дифференциальные уравнения, описывающие движение КА, имеют вид

$$\frac{d^2 \bar{r}}{dt^2} = -\frac{\mu_E}{r^3} \bar{r} + \sum_{i=1}^2 \mu_i \left(\frac{\bar{r}_i - \bar{r}}{|\bar{r}_i - \bar{r}|^3} - \frac{\bar{r}_i}{r_i^3} \right) + \bar{a}_E, \quad (4)$$

где r – геоцентрический радиус-вектор КА; μ_E – гравитационный параметр Земли; μ_i и r_i – гравитационные параметры и радиус-векторы возмущающих небесных тел (Луна, Солнце), где $i=1$ соответствует возмущениям от притяжения Луны, а $i=2$ – возмущениям от притяжения Солнца; $a_E = \{a_{EX}, a_{EY}, a_{EZ}\}$ – возмущающее ускорение, вызванное нецентральностью поля тяготения Земли:

$$\begin{aligned} a_{EX} &= a_{E0} \left[-1 + \frac{5z^2}{r^2} \right] \frac{x}{r}, & a_{EY} &= a_{E0} \left[-1 + \frac{5z^2}{r^2} \right] \frac{y}{r}, \\ a_{EZ} &= a_{E0} \left[-3 + \frac{5z^2}{r^2} \right] \frac{z}{r}, & a_{E0} &= \frac{3\mu_E J_2 R_e^2}{2r^4}, \end{aligned} \quad (5)$$

где R_e , J_2 – экваториальный радиус и коэффициент 2-й зональной гармоники геопотенциала Земли.

Векторы состояния Луны и Солнца определяются из табличных эфемерид DE-405 (*Standish E.M.*, 1998; *Степаньянц В.А. и др.*, 2000).

Использованы следующие значения констант: $\mu_E=398600.4481 \text{ км}^3/\text{с}^2$; $\mu_M=4902.79914 \text{ км}^3/\text{с}^2$; $\mu_S=132712439935 \text{ км}^3/\text{с}^2$; $J_2=0.0010826348$; $R_c=6378.136 \text{ км}$. Эфемеридная поправка $\Delta t(\text{TDB-UTC})$ принята равной 68.184 с.

4. Методика построения траектории полёта на орбиту ИСЛ

В точке посадки с селенографическими координатами (φ_n, λ_n) определяем даты и времена наступления лунного дня $t_{\text{лд}}$. Это необходимо для того, чтобы КА успел выполнить все возложенные на него научные функции. Условием наступления лунного дня является угол места Солнца на момент посадки, превышающий h_{min} . Значение h_{min} определяется из условия учёта рельефа поверхности Луны в районе точки посадки. Для кратера Богуславского это значение принято равным $h_{\text{min}}=3^\circ$. Полученные даты и времена используем в качестве потенциальных дат посадки $t_{\text{п}} \approx t_{\text{лд}}$ на поверхность Луны. Задаваясь длительностью нахождения на орбитах Луны $\sim N$ суток, получаем даты прилёта на орбиту ИСЛ t_f : $t_f = t_{\text{п}} - N$.

Опишем методику построения траектории перелёта КА с орбиты ИСЗ на орбиту ИСЛ.

На первом этапе с помощью алгоритма, основанного на использовании приближенной модели точечной сферы действия Луны, описанного в (*Гордиенко Е.С. и др.*, 2012), получаем вектор состояния в перигеете орбиты перелёта, двигаясь по которой в центральном поле Земли КА через время $\Delta t_{3-Л}$ попадает в точку, соответствующую координатам центра Луны.

Опишем основные моменты алгоритма. В начале полёта задаемся датой и временем подлёта к Луне $t_f = t_{\text{п}} - N$. По нему находим положение Луны на момент подлёта КА к её поверхности: $r_M = \{x_M, y_M, z_M\}$. Таким образом, определяем прямое восхождение α_M и склонение δ_M Луны в точке встречи с КА: $\sin(\alpha_M) = \frac{y_M}{\sqrt{x_M^2 + y_M^2}}$, $\cos(\alpha_M) = \frac{x_M}{\sqrt{x_M^2 + y_M^2}}$ и $\sin(\delta_M) = \frac{z_M}{r_M}$. Промежуточная орбита задаётся высо-

той H_0 и наклонением i_0 , зависящим от космодрома запуска. Далее определяем долготу восходящего узла Ω_1 . Задаётся большая полуось a_1 орбиты перелёта к Луне T_1 . Это определяет скорость отлёта к Луне V_1 , фокальный параметр p_1 орбиты T_1 , её эксцентриситет e_1 . Далее определяем аргумент широты конечной точки u_f , а затем – аргумент широты начальной точки u_0 , время перелёта $\Delta t_{3-Л} = (t_f - t_1)$ и момент прохождения перигея τ . Отсюда определяется начальное время t_0 и кинематические параметры КА r_1, V_1 при отлёте к

Луне. Начальный вектор состояния: положение КА $r_1 = \{x_1; y_1; z_1\}$ и его скорость $V_1 = \{V_{x1}; V_{y1}; V_{z1}\}$ вычисляются в геоцентрической, геоэквиаториальной невращающейся системе координат OXYZ (СК1). Тем самым, полностью определяем начальный вектор состояния КА при отлёте к Луне в приближенной модели точечной сферы действия Луны: t_1, r_1, V_1 .

Используем полученный вектор состояния в перигеете орбиты перелёта в качестве начального приближения для интегрирования дифференциальных уравнений движения КА, описанных в разделе 3.

Траектория полёта считается до тех пор, пока время движения КА по орбите перелёта с орбиты ИСЗ до орбиты ИСЛ не станет равным заданному $\Delta t_{3-Л}$. Учёт возмущений приводит к тому, что параметры траектории полёта КА сильно оскулируют и он не попадает в Луну после задания начального приближения в соответствии с упрощённой методикой (*Гордиенко Е.С. и др.*, 2012). Это характерно для слабозенергетических траекторий с временами перелёта $\Delta t_{3-Л} > 3.5$ суток. Поэтому на втором этапе решается краевая задача по получению траектории полёта КА, попадающей в Луну.

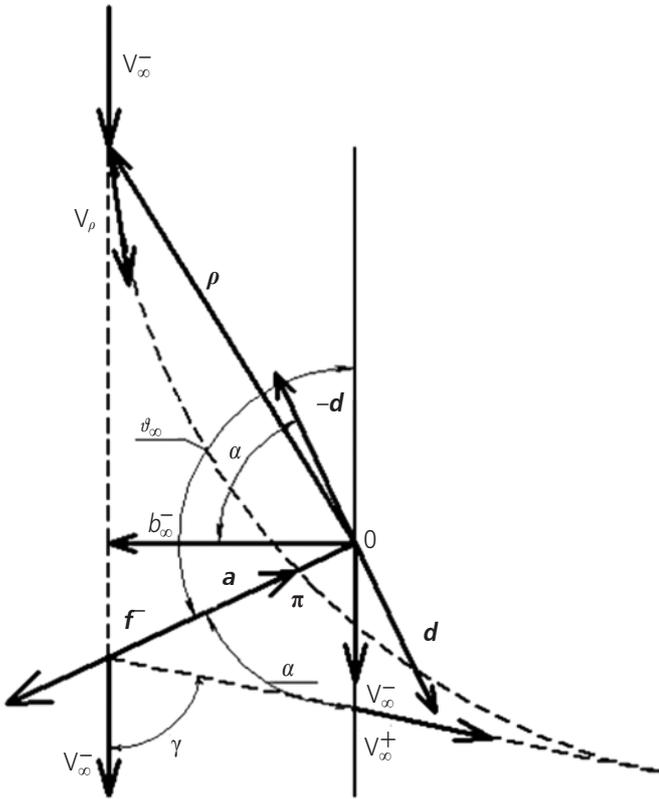
Здесь и далее краевые задачи решаются методом Ньютона. При этом варьируемыми параметрами на всех этапах являются время старта с космодрома t_c (задает прямое восхождение долготы восходящего узла Ω_c в точке старта), время нахождения на опорной орбите ИСЛ $\Delta t_{\text{по}}$ (задает аргумент широты перигея ω_0 перелётной орбиты) и величина большой полуоси орбиты перелёта a_0 (*Ивашкин В.В.*, 1975).

Величины варьирования для решения краевых задач принимаются равными: для времени старта с космодрома $\delta t_c = 0.01$ с, для времени нахождения на опорной орбите $\delta \Delta t_{\text{по}} = 0.15$ с и для величины большой полуоси орбиты перелёта $\delta a_0 = 1$ км.

Контролируемыми параметрами для второго этапа являются величина селеноцентрического вектора положения КА в конечный момент времени t_f : $\Delta r = \sqrt{(x - x_M)^2 + (y - y_M)^2 + (z - z_M)^2}$. Итерации продолжаем до тех пор, пока селеноцентрический вектор положения не станет меньше радиуса Луны: $\Delta r < R_M$, где $R_M = 1738.57$ км.

После третьего этапа получаем центральную траекторию полёта КА, попадающую в поверхность Луны в заданное время подлёта t_f . Центральной будем называть такую траекторию, которая в момент пересечения поверхности Луны t_f будет иметь нулевую проекцию вектора прицельной дальности при подлёте \vec{b} на картинную плоскость.

Систему координат СК2 привязываем к следующей картинной плоскости (КП): ось OZ (по орту \mathbf{k}) направлена противоположно вектору скорости при подлёте к Луне на бесконечности; оси OX и OY (орты \mathbf{i} и \mathbf{j}), лежат в КП, перпендикулярно орту \mathbf{k} (6), (7):



рисунк 1. Селеноцентрическая орбита подлёта КА к Луне

$$\bar{k} = -\frac{\bar{V}_\infty^-}{V_\infty^-}. \quad (6)$$

Вектор \bar{r}_M , направленный из центра Луны в центр Земли $-\bar{r}_M$ проектируем на КП: $Z_E = (-\bar{r}_M, \bar{k}) = -\bar{r}_M \cdot \cos(-\bar{r}_M, \bar{k})$ и по этой проекции определяем остальные орты СК2 \bar{i}, \bar{j} (7):

$$\bar{i} = \frac{-\bar{r}_M - Z_E \bar{k}}{|-\bar{r}_M - Z_E \bar{k}|}, \bar{j} = [\bar{k} \times \bar{i}]. \quad (7)$$

Мера центральности определяется вектором прицельной дальности при подлёте $\bar{b}^- = \frac{1}{f^2} (c^2 \bar{f} - \frac{\mu_M \bar{d}}{\sqrt{h}})$.

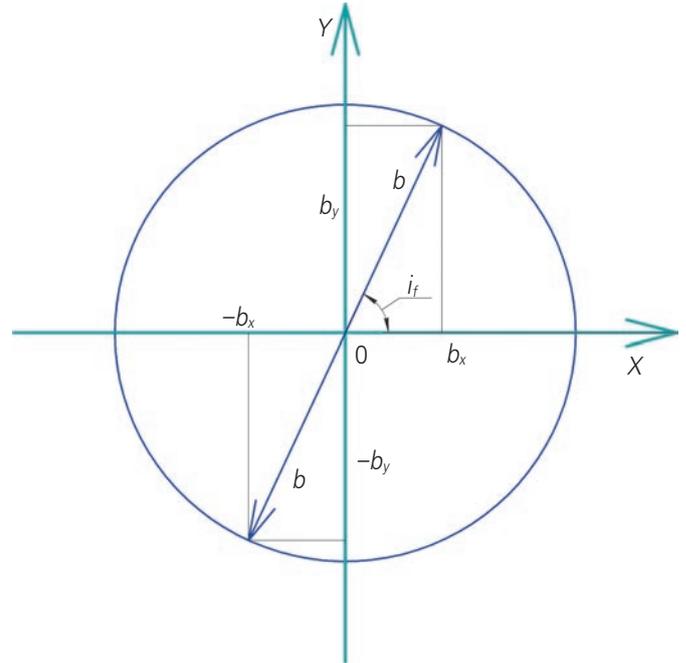
Этот вектор лежит в плоскости селеноцентрической орбиты, он проходит через центр Луны перпендикулярно вектору скорости подлёта на бесконечности $\bar{V}_\infty^- = \frac{\sqrt{h}}{f^2} (\mu_M \bar{f} + \sqrt{h} \bar{d})$, здесь c – константа площадей;

h – константа энергии; f – интеграл Лапласа для селеноцентрической орбиты подлёта к Луне, $\bar{d} = [c \bar{x} \bar{f}]$.

Интегрируем полученный в перигее вектор состояния КА до момента пересечения траекторией поверхности Луны. В итерациях сводим к нулю (с точностью $\varepsilon_1 < 0.01$ км) проекции вектора прицельной дальности при подлёте \bar{b}^- : $b_x = (\bar{b}^-, \bar{i}) = b \cdot \cos(\bar{b}^-, \bar{i})$, $b_y = (\bar{b}^-, \bar{j}) = b \cdot \cos(\bar{b}^-, \bar{j})$ и отслеживаем рассогласование фактического времени попадания в поверхность Луны t с заданным t_f $\Delta t = t - t_f$, оно не должно превышать 1 с.

На четвертом этапе решается краевая задача по получению отклонённой траектории, попадающей в заданную точку в картинной плоскости (b_x^*, b_y^*) в заданное время подлёта t_f .

На рисунке 2 представлены два возможных решения: первое – подлёт к орбите ИСЛ с северного направления, второе – подлёт к орбите ИСЛ с южного направления. Для определённости выбираем подлёт с северного направления, т.е. рассматриваем попадание в верхнюю точку.



рисунк 2. Два решения для i_f , различающиеся долгой восходящего узла конечной орбиты ИСЛ

Запишем формулы для вектора прицельной дальности и его координат в картинной плоскости:

$$b = \frac{r_\pi V_\pi}{V_\infty} = r_\pi \sqrt{1 + \frac{2V_{крп}^2}{V_\infty^2}}, \quad (8)$$

где $V_{крп}^2 = \frac{\mu_M}{r_\pi}$ – квадрат круговой скорости $V_{крп}$

в поле Луны на расстоянии r_π .

Координаты верхней точки вычисляются следующим образом:

$$b_x^* = b \cos(i_f), b_y^* = b \sin(i_f). \quad (9)$$

Как видно из рисунка 2, а также из формул (8), (9), координаты точки в картинной плоскости зависят от величины селенографического наклона i_f и высоты конечной орбиты ИСЛ $r_\pi = R_M + h_\pi$.

Контролируемыми параметрами на четвертом этапе, как и на третьем, являются проекции вектора прицельной дальности на картинную плоскость b_x, b_y , а также время попадания t_f . Итерации продолжаем до тех пор, пока величина рассогласования между проекциями вектора прицельной дальности b_x, b_y и задан-

ными величинами b_x^*, b_y^* $\Delta b = \sqrt{(b_x - b_x^*)^2 + (b_y - b_y^*)^2}$ не станет меньше $\varepsilon_2, \varepsilon_2 = 0.01$ км, при этом рассогласование по времени $\Delta t = t - t_f$ также не должно превышать 1 с.

Получившаяся отклонённая траектория представляет из себя пролётную гиперболическую орбиту с высотой в периселении h_π и селенографическим наклонением i , существенно отличающимися от заданных H_f и i_f . Рассогласование по высоте в периселении $\Delta h_\pi = |h_\pi - H_f|$ может превышать 5 км, по наклонению $\Delta i = |i - i_f| - 2^\circ$. Поэтому на пятом этапе данная траектория уточняется. Контролируемыми параметрами при этом являются высота в периселении пролётной орбиты h_π , селенографическое наклонение i_f и время пролёта периселения $t_\pi = t_f$. Итерации продолжаются до тех пор, пока не будут выполнены условия: $\Delta h_\pi < \varepsilon_\pi, \Delta i < \varepsilon_i, \Delta t < \varepsilon_t$, где $\varepsilon_\pi = 0.01$ км, $\varepsilon_i = 0.1^\circ, \varepsilon_t = 1$ с.

На шестом этапе происходит импульсный переход КА на круговую орбиту ИСЛ.

В итоге получается траектория полёта КА на орбиту ИСЛ с заданными величинами высоты в периселении H_f , селенографическим наклонением i_f и временем пролёта периселения t_f .

В качестве третьего контролируемого параметра при решении краевых задач вместо времени подлёта к Луне t_f можно рассмотреть время перелёта с орбиты ИСЗ на орбиту ИСЛ $\Delta t_{3-Л}$. При этом условия рассогласования по времени останутся такими же: $\Delta t < \varepsilon_t$, где $\varepsilon_t = 1$ с. Тогда КА будет переходить на требуемую орбиту в заданную дату подлёта к Луне, но время пролёта периселения будет несколько отличаться от заданного (как правило, на 4–6 часов).

Методика была проверена для орбит с селенографическими наклонениями в диапазоне $i_f \in [20^\circ, 160^\circ]$ и может быть применена для одноимпульсного перехода на орбиту ИСЛ с любым наклонением из диапазона $\varphi_k < i_f < \pi - \varphi_k$, где $\varphi_k = \arcsin(-\frac{V_{\infty}^-}{V_\infty})$, $-\pi/2 < \varphi_k < \pi/2$ – ши-

рота вектора скорости при подлёте на бесконечности (Ивашкин В.В., 1975). В случае перехода на около-экваториальные орбиты, для которых $i_f < \varphi_k$ и $i_f > \pi + \varphi_k$, возможен только трёхимпульсный переход.

5. Результат расчета номинальной траектории перелёта

Опишем процедуру выбора основной траектории перелёта. В дальнейших расчетах зададимся следующими значениями: высота опорной орбиты Земли $H_0 = 200$ км и её наклонение $i_0 = 51.8^\circ$, высота орбиты ИСЛ $h_\pi = 100$ км и её селенографическое наклонение $i_f = 90^\circ$, селенографические координаты основной точки посадки «Юг3» (72.9° ю.ш., 41.30° в.д.), минимальная величина угла места в точке посадки $h_{\min} = 3^\circ$, длительность нахождения на орбитах Луны $N = 6$ суток.

Воспользуемся описанной выше методикой для получения траекторий полёта КА к Луне, прилетающих на орбиты ИСЛ в заданные даты t_f . Рассмотрим диапазон дат с декабря 2017 года по январь 2019 года. Определим моменты наступления лунного дня $t_{ЛД}$ в точке посадки «Юг 3». Они связаны с датами подлёта к Луне соотношением: $t_f = t_{ЛД} - N$. Время перелёта с орбиты ИСЗ на орбиту ИСЛ $\Delta t_{3-Л}$ изменяется в пределах от ~4 до 5.5 суток. Из кривых, полученных для данных дат подлёта, были выбраны те, которые соответствуют минимальным величинам импульсов торможения для перехода на орбиты ИСЛ. Для них время перелёта составляет $\Delta t_{3-Л} = 4.5$ суток. Отличие состоит лишь в том, что кривая салатового цвета является функцией дат отлёта $t_0 = t_f - \Delta t_{3-Л}$, а кривая сиреневого цвета – функцией дат подлёта t_f .

Также на рисунке 3 приведены графики величин тормозного импульса в том же диапазоне дат подлёта к Луне с шагом в 1 день для различных времён перелёта $t_{3-Л}$: $\Delta t_{3-Л} \approx 4.3$ суток (синий цвет), $\Delta t_{3-Л} \approx 5.3$ суток (красный цвет). Ограничение по характеристической

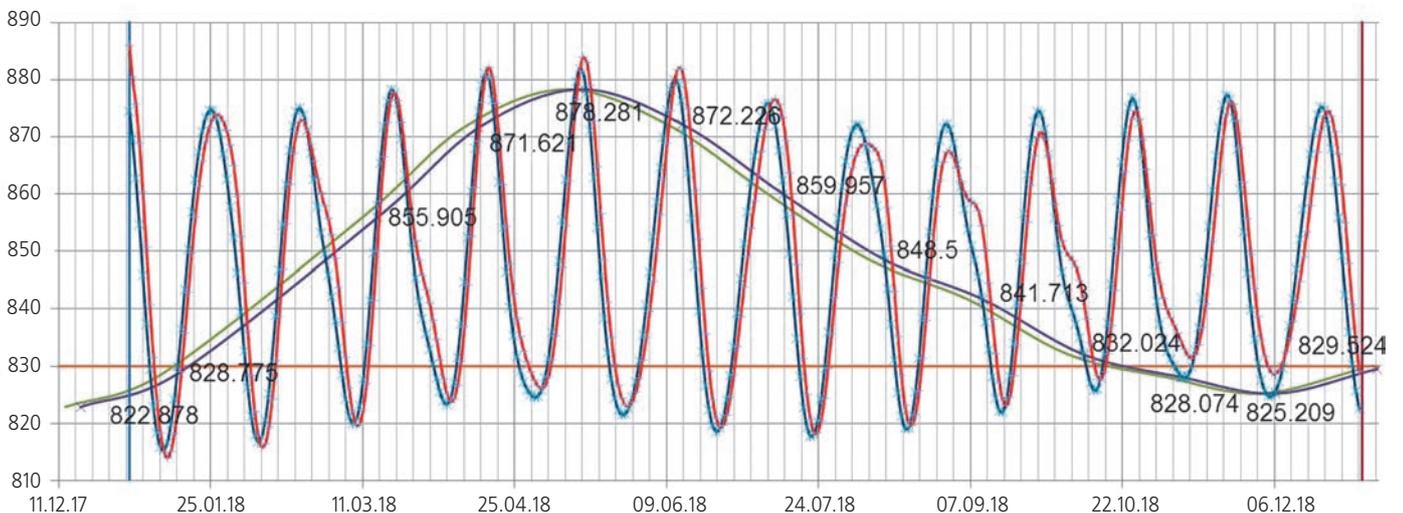


рисунок 3. Зависимости величины тормозного импульса $\Delta V_{\text{торм}}$ для разных вариантов

скорости на выдачу импульса торможения составляет 830 м/с (оранжевый цвет). Это пороговое значение характеристических затрат на манёвр торможения, которое способна выдать ДУ КА «ЛУНА-ГЛОБ». Вертикальные синяя и красная линии обозначают начало и конец 2018 года.

На рисунке 3 видно, что практически каждый месяц существуют траектории, обеспечивающие выполнение условия по величине тормозного импульса, но для большинства из них величины углов места в точке посадки «Юг 3» делают данные даты неприемлемыми для осуществления дальнейшей миссии. В рассматриваемом диапазоне дат старта t_c упомянутым выше условиям удовлетворяют даты полёта в ноябре и декабре 2018 года.

При условии обеспечения видимости с Земли при выходе на орбиту ИСЛ и посадки на поверхность Луны в качестве основной $t_{Ю}$ и резервной $t_{П}$ дат полёта были выбраны 6 и 7 декабря 2018 года ($\Delta V_{\text{торм}0}=827.038$ м/с и $\Delta V_{\text{торм}Р}=828.174$ м/с). За основную t_{co} и резервную t_{cp} даты старта были приняты 1 и 2 декабря 2018 года. Данные даты старта и полёта обладают наименьшими затратами на выдачу тормозного импульса W_1 при учёте описанных выше ограничений, где $W_1=\Delta V_{\text{торм}}$.

6. Результаты расчёта затрат характеристической скорости на коррекции траектории

Проведём оценку необходимых величин энергетических затрат на проведение коррекции для основной даты старта 01.12.2018 года. Ей соответствует траектория перелёта с параметрами, представленными в таблице 1. Как указывалось выше, задача решалась в импульсной постановке.

Время пролёта периселения $t_{\pi}=\{01.12.2018\ 23:24:41\ \text{UTC}\}$. Ему соответствуют координаты вектора состояния в перигее: $X=\{r, v\}$, $r=\{2754.945, 5642.735, 1960.024\}$ км, $v=\{-7.46946, 0.89733, 7.91545\}$ км/с.

Эта орбита выводит КА на гиперболу с параметрами, представленными в таблице 2, двигаясь по которой КА пролетает периселений в $t_{\pi}=t_f$, $t_{\pi}=\{06.12.2018\ 5:50:30\ \text{UTC}\}$.

Величина вектора скорости при подлёте на бесконечности для траектории равняется $V_{\infty}=847.631$ м/с, а углы его ориентации: $\varphi_k=2.235^\circ$, $\lambda_k=106.260^\circ$.

таблица 1 – Параметры номинальной траектории КА

радиус перигея $r_{п0}$, км	радиус апогея $r_{а0}$, км	долгота восходящего узла Ω_0 , °	наклонение i_0 , °	аргумент широты перигея ω_0 , °
6578.042	405077.026	49.653	51.8	22.346

таблица 2 – Параметры гиперболической орбиты КА

высота в периселении h_{π} , км	селенографическое наклонение, i_b , °	селенографическая долгота восходящего узла Ω_f , °	время перелёта $\Delta t_{3-л}$, дн	величина тормозного импульса $\Delta V_{\text{торм}}$, м/с
100.061	90.0012	286.248	4.268	827.038

Время пролёта периселения соответствует середине одновременной зоны видимости КА с наземных измерительных пунктов, расположенных в Медвежьих Озёрах и в Уссурийске.

6.1. Коррекция перелётной орбиты

В данном разделе рассматривается задача поиска моментов проведения коррекций выбранной траектории перелёта по критерию минимизации затрат топлива на их проведение – W_2 .

На участке перелёта к Луне планируется проведение двух коррекций траектории. Первая коррекция, выполняемая, как правило, на 32–36 часу полёта, предназначена для парирования погрешностей участка выведения. Вторая коррекция, выполняемая примерно за сутки до подлёта к Луне, устраняет погрешности проведения первой коррекции, обусловленные точностью определения параметров траектории перелёта к Луне перед первой коррекцией и точностью реализации первой коррекции. Обе коррекции выполняются при наличии видимости КА из НИП’ов.

Покажем правильность выбора примерных времён проведения коррекций. Учтём, что основным ограничением на диапазон возможных моментов проведения коррекций является проведение измерений для определения параметров траектории перелёта. Рассмотрим его подробнее.

6.2. Проведение измерений для определения параметров траектории перелёта

На интервале до первой коррекции программа измерений предусматривает выполнение измерений каждый час в течение ~20 часов с момента перехода на траекторию перелёта при выполнении условия радиовидимости с измерительных пунктов. Измерения завершаются за 6 часов до проведения коррекции. На интервале между первой и второй коррекциями программа предусматривает выполнение измерений в течение часа каждые 3.5 часа после проведения первой коррекции при выполнении условия радиовидимости с измерительных пунктов. Измерения завершаются за 6 часов до проведения коррекции и на интервале после второй коррекции до момента проведения манёвра торможения у Луны. Программа измерений предусматривает выполнение измерений

каждые 2 часа в течение ~20 часов с момента проведения второй коррекции при выполнении условия радиовидимости с измерительных пунктов. Измерения завершаются за 6 часов до манёвра торможения. Ошибки определения параметров траектории КА определялись в соответствии с методикой ИПМ имени М.В. Келдыша РАН (Тучин А.Г., 2004).

С учётом последовательности проведения измерений по траектории перелёта был сделан вывод о том, что мы можем менять моменты проведения первой и второй коррекций в следующих диапазонах (UTC): $t_{k1} \in [3.12.2018\ 9:24, 4.12.2018\ 5:50]$; $t_{k2} \in [4.12.2018\ 5:50, 5.12.2018\ 5:50]$. Рассмотрим методологию оценки величин импульсов коррекции.

6.3. Методология оценки величин импульсов коррекции

Отклонения параметров реальной траектории КА от их значений на номинальной траектории имеют вероятностный характер. Случайные отклонения параметров траектории КА от их номинальных значений на момент отделения КА от ракеты-носителя описываются шестикомпонентным случайным вектором. При этом параметры номинальной траектории являются математическими ожиданиями параметров его реальной траектории.

Число случайных факторов, влияющих на движение КА, достаточно велико, и среди них нет преобладающих по своему воздействию на движение. Поэтому в соответствии с центральной предельной теоремой можно считать, что этот шестикомпонентный случайный вектор подчиняется нормальному закону распределения. Такой вектор можно полностью описать ковариационной матрицей, в которой по диагонали расположены дисперсии соответствующих случайных величин, а недиагональные члены представляют собой вторые смешанные моменты.

Поэтому задача оценки требуемых приращений характеристической скорости КА при коррекциях решается статистическим методом Монте-Карло. Проводится массовый расчёт, состоящий из 1000 случайных реализаций.

Для накопления статистики моделируется полёт КА на Луну с учётом погрешностей выведения и работы РБ, погрешностей исполнения коррекций, а также погрешностей определения параметров траектории перелёта. Используя методику, описанную в разделе 4, для каждой реализации последовательно в моменты проведения первой и второй коррекции решаем задачу по получению орбиты ИСЛ с заданными высотой периселения h_{π} , наклонением i_f и временем пролёта периселения t_{π} . В моменты проведения коррекций скорость КА меняется таким образом, чтобы получить заданные величины контролируемых параметров.

При этом для краевых задач варьируемыми параметрами являются три проекции скорости V_x , V_y , V_z в точках проведения коррекции, а контролируемые параметрами: высота периселения орбиты ИСЛ h_{π} , её селенографическое наклонение i_f и время пролёта периселения t_{π} . Краевые задачи решаются методом Ньютона. Величины варьирования для решения краевых задач принимаются равными: $\delta V_x = \delta V_y = \delta V_z = 0.1$ м/с.

Точность решения краевых задач была выбрана следующей: для первой коррекции ошибки по селенографическому наклонению $\varepsilon_i < 0.005^\circ$, по высоте периселения $\varepsilon_{h_{\pi}} < 100$ м; для второй коррекции ошибки по селенографическому наклонению $\varepsilon_i < 0.001^\circ$ по высоте периселения $\varepsilon_{h_{\pi}} < 10$ м. Для обоих моментов проведения коррекций точность по времени пролёта периселения $\varepsilon_{t_{\pi}}$ задавалась с ошибкой менее 1 секунды.

В результате в каждой из точек проведения коррекций получаем приращения характеристической скорости ΔV_x , ΔV_y , ΔV_z , обеспечивающие выполнение контролируемых параметров с заданной точностью. Таким образом, находим величину и направление импульсов коррекций.

Далее проводится обработка результатов решения. Для каждой из коррекций, а также для импульса торможения определяются статистические характеристики, такие, как математическое ожидание ($M_{V_{\text{хар}\xi_i}}$), среднеквадратическое отклонение ($\sigma_{\xi_i V_{\text{хар}\xi_i}}$), предельное значение величины приращения характеристической скорости (по уровню 3σ) ($\lim_{(\Delta V_{\text{хар}\xi_i})}$); рассчитываются ковариационные матрицы рассеивания орбиты перелёта на моменты проведения 1-й коррекции K_{ξ_1} , 2-й коррекции K_{ξ_2} и торможения у Луны K_{ξ_T} (формирование орбиты ИСЛ). Учитываются ошибки выведения КА ракетой-носителем и разгонным блоком.

6.4. Исходные данные для расчета коррекций

РН и РБ обеспечивают выведение КА на перелётную траекторию Земля–Луна с определёнными погрешностями. В рассматриваемом случае выведения на траекторию перелёта к Луне максимальные отклонения параметров орбиты (по уровню 3σ) составляют: $\Delta H_a = 15279.3$ км, $\Delta h_{\pi} = 2.261$ км, $\Delta \omega = 9.6'$, $\Delta i = 2.664'$, $\Delta \Omega = 9.84'$.

Проведение манёвров обеспечивается либо работой корректирующего тормозного двигателя (КТД), либо работой восьми двигателей малой тяги (ДМТ). Точность выдачи импульсов скорости по модулю и по направлению (по уровню 3σ) зависит от величины импульса скорости. При этом при величине импульса коррекции 20 м/с и более используется КТД, при меньших импульсах – ДМТ.

Характеристики двигательной установки приведены в таблице 3.

таблица 3 – Характеристики двигательной установки

наименование	КТД	ДМТ
количество двигателей $N_{дв}$	1	8
тяга P , кгс	4119	49
удельный импульс $P_{уд}$, с	298.7	301
импульс последействия $J_{пл}$, Н·с	1176	2.9

Точность выдачи импульсов скорости по модулю и по направлению (3σ) зависит от величины импульса скорости и рассчитывается по формулам:

- для продольной составляющей

$$\Delta W_m = \sqrt{0.02^2 + (0.003 \cdot t)^2 + (0.0005 \cdot W)^2 + \left(\frac{P \cdot T_{ц}}{M_{пм}}\right)^2 + \left(\frac{J_{пл}}{M_{пм}}\right)^2},$$

где t – время работы ДУ, с; W – величина импульса скорости, м/с; P – тяга ДУ, Н; $J_{пл}$ – разброс импульса последействия при выключении ДУ, Н·с; $T_{ц}$ – длительность цикла счета БВК, с ($T_{ц}=0.05$ с); $M_{пм}$ – масса КА на момент выключения ДУ, кг;

- для поперечной составляющей: $\Delta W_6 \leq W \cdot \sin(40')$.

7. Результаты

Были выбраны следующие варианты проведения коррекций (UTC):

- 1 вариант: $t_{k1}=\{03.12.2018\ 9:24\}$,
 $t_{k2}=\{05.12.18\ 5:50\}$;
- 2 вариант: $t_{k1}=\{03.12.2018\ 9:24\}$;
 $t_{k2}=\{04.12.2018\ 5:50\}$;
- 3 вариант: $t_{k1}=\{04.12.2018\ 5:50\}$;
 $t_{k2}=\{05.12.2018\ 5:50\}$.

Статистические характеристики величин импульсов коррекций представлены в таблице 4.

Из таблицы 4 видно, что второй вариант проведения коррекций наиболее выгоден по критерию минимизации суммарных характеристических затрат на выдачу импульсов коррекций W_2 , где $W_2 = \lim_{(\Delta V_{хар\xi 1})} + \lim_{(\Delta V_{хар\xi 2})} + \lim_{(\Delta V_{хар\xi T})} - \Delta V_{тормО}$. Однако, чтобы успеть накопить достаточное количество информации о траектории, интервал времени между первой и второй коррекциями должен быть не менее одних суток. Поэтому в качестве основного выбираем первый вариант моментов проведения коррекций: $t_{k1}=\{03.12.2018\ 9:24\}$, $t_{k2}=\{05.12.18\ 5:50\}$ (UTC).

Из таблицы 4 видно, что перенос времени проведения второй коррекции на одни сутки назад уменьшает

затраты на выдачу импульсов на ~ 2.2 м/с, а перенос времени проведения первой коррекции на ~ 1 сутки вперёд увеличивает на ~ 19 м/с. Конечная масса КА изменяется в пределах $m_{т\epsilon} [1106.206; 1116.574]$ кг, а затраты топлива – $\Delta m_{т\epsilon} [383.426; 393.794]$ кг.

7.1 Основной вариант моментов проведения коррекций

Методом статистических испытаний были получены характеристики рассеивания перелётной траектории на моменты проведения первой и второй коррекций, а также на момент выполнения манёвра торможения. Были найдены характеристики рассеивания величин импульсов коррекции, торможения и рассеивания параметров получаемой орбиты ИСЛ.

Первая коррекция. На момент проведения первой коррекции (03.12.18 9:24 UTC) вектор состояния (СК1) имеет предельные ошибки (3σ) по положению 1366.66 км и по скорости 15.18 м/с. Математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение величины приращения характеристической скорости составляют $M_{\Delta V_{хар\xi 1}}=11.685$ м/с, $\sigma_{V\xi 1}=6.896$ м/с. Функция распределения вероятности представлена на рисунке 4.

Из рисунка 4 видно, что предельное значение величины приращения характеристической скорости (по уровню 3σ) определяется как $\lim_{(\Delta V_{хар\xi 1})} = M_{\Delta V_{хар\xi 1}} + 3\sigma_{V\xi 1}$ и равно $\lim_{(\Delta V_{хар\xi 1})} = 32.37$ м/с. Масса КА после первой коррекции $m_{k1}=1483.515$ кг.

Коэффициент асимметрии случайной величины $\Delta V_{хар\xi 1}$ равняется $A_{s\xi 1} = \mu_{3\xi 1} / \sigma_{V\xi 1}^3$, $A_{s\xi 1} = 1.115$. Это говорит о том, что кривая распределения вероятности более полого справа от математического ожидания $M_{\Delta V_{хар\xi 1}}$. Величина эксцесса, равная $E_{k\xi 1} = \mu_{4\xi 1} / \sigma_{V\xi 1}^4 - 3$, $E_{k\xi 1} = 1.355 > 0$, указывает на более островершинный характер распределения величины первого импульса коррекции по сравнению с нормальным распределением (рисунок 5). На рисунке 6 приведено распределение проекций импульса первой коррекции.

Вторая коррекция. На момент проведения второй коррекции (05.12.18 5:50 UTC) вектор состояния (СК1) имеет предельные ошибки (3σ) по положению 482.51 км и по скорости 5.23 м/с.

Математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение величины приращения характеристической скорости для второй коррекции составляют $M_{\Delta V_{хар\xi 2}}=1.8309$ м/с, $\sigma_{V\xi 2}=0.349$ м/с. Функция распределения вероятности представлена на рисунке 7.

таблица 4 – Статистические характеристики величин импульсов коррекций

№ варианта	$M_{V_{хар\xi 1}}$, м/с	$\lim_{(\Delta V_{хар\xi 1})}$, м/с	$M_{V_{хар\xi 2}}$, м/с	$\lim_{(\Delta V_{хар\xi 2})}$, м/с	$M_{V_{хар\xi T}}$, м/с	$\lim_{(\Delta V_{хар\xi T})}$, м/с	$m_{т}$, кг	W_2 , м/с
1	11.685	32.37	1.831	2.880	827.531	829.971	1113.120	38.183
2	10.006	32.492	0.156	0.577	827.475	829.930	1116.574	35.961
3	16.234	48.103	1.663	2.644	827.530	833.428	1106.206	57.137

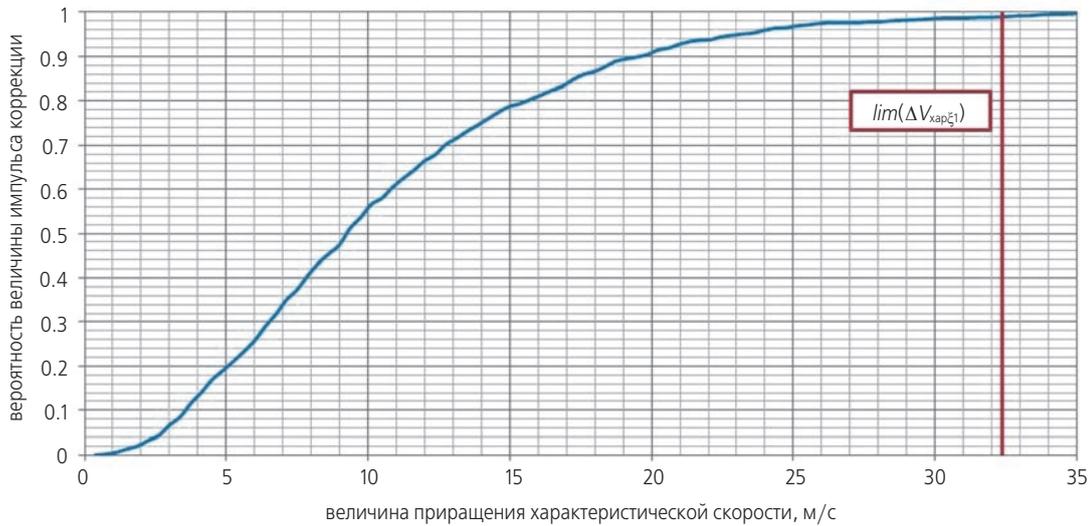


рисунок 4. Функция распределения вероятности для первого импульса коррекции

Из рисунка 7 видно, что предельное значение величины приращения характеристической скорости (по уровню 3σ) равняется $lim_{(\Delta V_{хар\xi_2})}=2.8804$ м/с. Масса КА после второй коррекции равняется $m_{k2}=1477.73$ кг.

Коэффициент асимметрии случайной величины $\Delta V_{хар\xi_2}$ $A_{s\xi_2}=\mu_{3\xi_2}/\sigma_{V\xi_2}^3$, $A_{s\xi_2}=0.07295$. Следовательно, кривая распределения вероятности почти симметрична относительно математического ожидания $M_{\Delta V_{хар\xi_2}}$. Величина эксцесса, равная $E_{k\xi_2}=\mu_{4\xi_2}/\sigma_{V\xi_2}^4-3$, $E_{k\xi_2}=2.625207 \gg 0$, указывает на ещё более островершинный характер распределения вероятности по сравнению с нормальным распределением (рисунок 8). На рисунке 9 приведено распределение проекций импульса второй коррекции.

Манёвр торможения. На момент проведения манёвра торможения (06.12.2018 05:50 UTC) вектор состояния имеет предельные ошибки (3σ) по положению 14.66 км и по скорости 18.89 м/с. Величина тормозного импульса при выходе на орбиту ИСЛ зависит от времени перелёта и дальности до Луны. Для выбранной даты старта величина тормозного импульса составляет ~ 827.038 м/с.

Математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение величины приращения характеристической скорости на участке торможения составляют $M_{\Delta V_{хар\xi T}}=827.531$ м/с, $\sigma_{V\xi T}=0.813$ м/с. Функция распределения вероятности представлена на рисунке 10.

Предельное значение величины приращения характеристической скорости (по уровню 3σ) равно $lim_{(\Delta V_{хар\xi T})}=829.971$ м/с.

Коэффициент асимметрии случайной величины $\Delta V_{хар\xi T}$ равняется $A_{s\xi T}=\mu_{3\xi T}/\sigma_{V\xi T}^3$, $A_{s\xi T}=-0.0533$. Следовательно, кривая распределения вероятности почти симметрична относительно математического ожидания $M_{\Delta V_{хар\xi T}}$. Величина эксцесса, равная $E_{k\xi T}=\mu_{4\xi T}/\sigma_{V\xi T}^4-3$, $E_{k\xi T}=0.06549 \neq 0$, показывает, что распределение величины импульса торможения практически совпадает с нормальным распределением (рисунок 11).

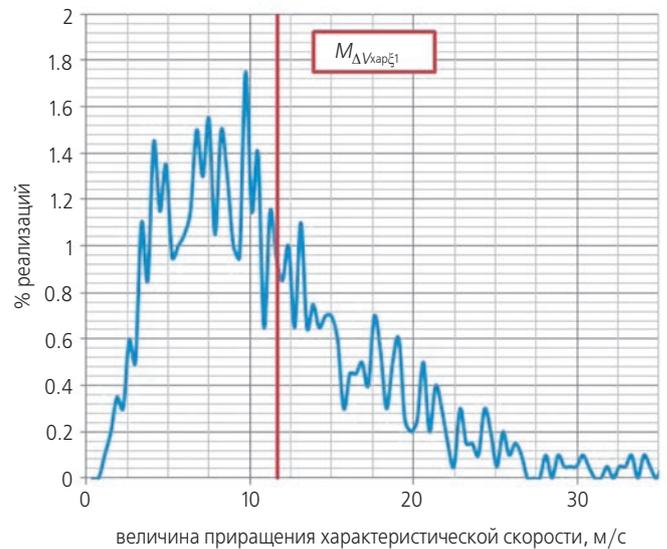


рисунок 5. Плотность распределения вероятности величины импульса первой коррекции

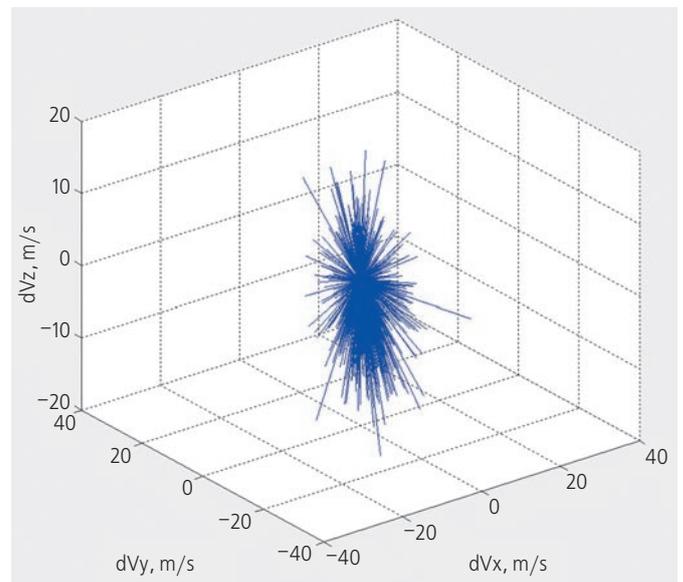


рисунок 6. Распределение проекций импульса первой коррекции

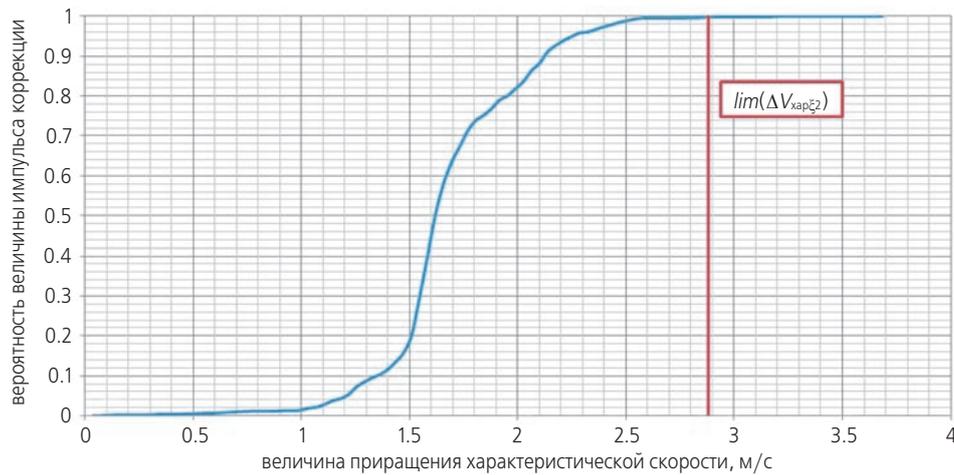


рисунок 7. Функция распределения вероятности для второго импульса коррекции

7.2 Орбита ИСЛ

После выполнения манёвра торможения КА переходит на орбиту ИСЛ с параметрами: высота периселения $h_{\pi}=100.061$ км, высота апоселения $H_{\alpha}=100.183$ км, селенографические долгота восходящего узла $\Omega_f=286.248^\circ$ и наклонение $i_f=90.0012^\circ$, время пролёта периселения: $t_{\pi}=\{06.12.2018\ 05:50:30\ \text{UTC}\}$. Максимальные отклонения от параметров орбиты ИСЛ получаются следующими (3σ): $\Delta h_{\pi}=1.6959$ км, $\Delta H_{\alpha}=1.6963$ км, $\Delta i=0.0326^\circ$, $\Delta \Omega=0.189^\circ$. Конечная масса КА при этом равняется $m_f=1113.12$ кг, а суммарные затраты топлива на коррекцию и переход на орбиту ИСЛ — $\Delta m_1=386.88$ кг.

заключение

В статье представлена методика построения траектории полёта КА, позволяющая получать траектории с наклонениями от 20 до 160 градусов к плоскости экватора Луны. С помощью этой методики проводится анализ возможных дат подлёта к Луне с декабря 2017 года по январь 2019 года по критерию минимизации характеристических затрат на выдачу тормозного импульса W_1 . Выбираются основные и резервные даты старта и подлёта к Луне.

Задача оценки величин импульсов коррекции была решена для основной даты старта. При разработке методологии оценки величин импульсов коррекции была использована упомянутая выше методика. Из рассмотренных вариантов проведения коррекций был выбран основной, обладающий наименьшими затратами на выдачу импульсов коррекций W_2 при учёте последовательности проведения измерений.

Приведённые результаты показывают, что исполнение манёвров коррекции перелётной траектории и торможения требует запаса характеристической скорости около $865.5+19$ м/с (на парирование возможных переносов моментов проведения коррекций).

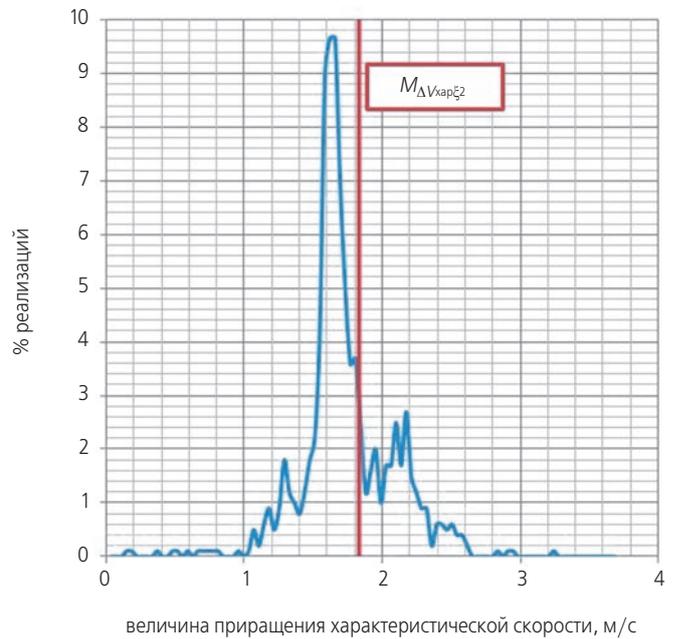


рисунок 8. Плотность распределения вероятности величины импульса второй коррекции

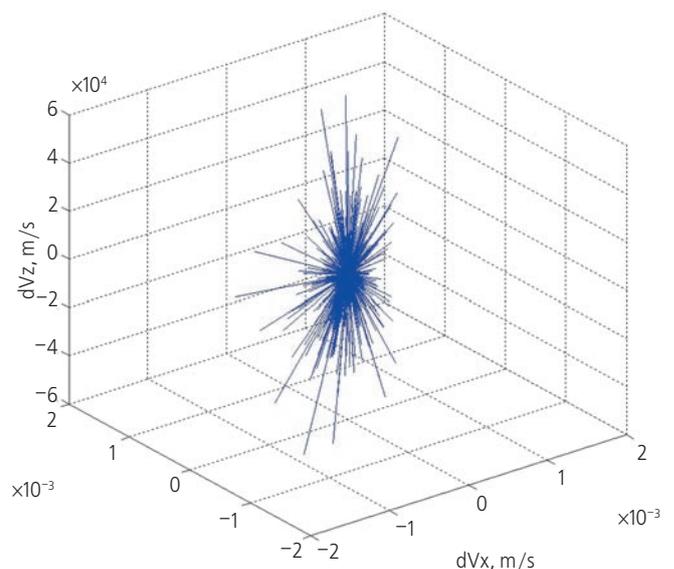


рисунок 9. Распределение проекций импульса второй коррекции

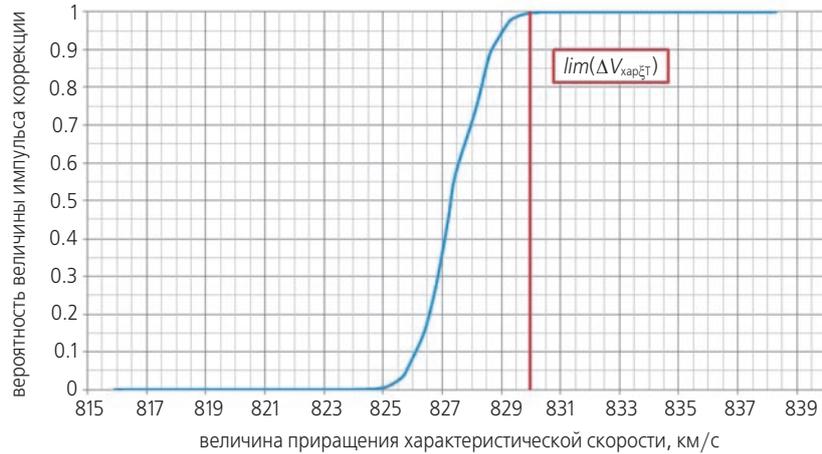


рисунок 10. Функция распределения вероятности импульса торможения



рисунок 11. Плотность распределения вероятности величины импульса торможения

Чем раньше проводится коррекция на траектории перелёта, тем меньше затраты характеристической скорости на её проведение, но при этом возрастают ошибки траектории подлёта КА к Луне. Поэтому оптимальным с точки зрения затраченного топлива и получаемых точностей параметров орбиты ИСЛ представляется предложенный вариант проведения коррекций: первую коррекцию траектории проводить как можно раньше после отделения от РБ, а вторую – как можно ближе к периселению подлётной траектории. При оптимальном выборе схемы проведения коррекций выигрыш по топливу может составить до 10 кг.

В расчётах учитывались только погрешности, обусловленные точностью выведения, исполнения импульсов ДУ КА, а также погрешности неточности знания положения КА. При этом движение КА рассматривалось в рамках математической модели, описанной в разделе 3, не учитывающей всех факторов, которые могут повлиять на движение КА. Поэтому в реальном полёте необходимое значение запаса характеристической скорости может незначительно возрасти.

список литературы

Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В. Разработка универсального алгоритма определения траектории попадания в Луну для случая центральной траектории

подлёта к Луне // Электронный журнал Молодежный научно-технический вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Май 2012. 7 с. [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 15.05.2012. URL: <http://sntbul.bmstu.ru/doc/467776.html> (дата обращения: 12.10.2015).

Ивашкин В.В. Оптимизация космических манёвров при ограничениях на расстояния до планет. М.: Наука, 1975. 392 с.

Степаньянц В.А., Львов Д.В. Эффективный алгоритм решения систем дифференциальных уравнений движения // Математическое моделирование. 2000. Т. 12, вып. 6. С. 9-14.

Тучин А.Г. Определение параметров движения КА по результатам измерений при наличии шума в динамической системе // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2004. № 2. 32 с.

Хартон В.В., Зеленый Л.М., Долгополов В.П., Ефанов В.В. и др. Новые российские лунные автоматические космические комплексы (К45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина и 40-летию КА «ЛУНА-16» и КА «ЛУНА-17») // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 5-12.

Standish E.M. JPL Planetary and Lunar Ephemerides. DE405/LE405. 1998. JPLIOM 312. F-98-048.

Статья поступила в редакцию 20.10.2015 г.

ПРОГРАММНО-ЦЕЛЕВОЙ ПОДХОД К СОЗДАНИЮ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НА БАЗЕ ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

PROGRAM AND OBJECTIVE APPROACH TO AEROSPACE SYSTEM DEVELOPMENT ON THE PSEUDOSATELLITE BASIS



Н.Н. Клименко¹,
кандидат технических наук,
Klimenko@laspace.ru;
N.N. Klimenko

Программно-целевой подход к созданию аэрокосмической системы на базе псевдокосмических аппаратов рассматривается на примере программы VULTURE. Программа VULTURE представляет собой совокупность НИОКР по разработке технологий и систем, которые обеспечивают военным заказчикам выведение и поддержание в полете полезной нагрузки массой 450 кг и потребляемой мощностью 5 кВт в течение не менее 5 лет с высокой вероятностью успешного применения по целевому назначению на атмосферной орбите (18000–27000 км).

Приведены также сведения о проектах псевдокосмических аппаратов и программ их создания, предшествующих полномасштабной НИОКР по созданию штатного псевдокосмического аппарата «Solar Eagle» и аэрокосмической системы VULTURE в целом.

Ключевые слова:

*псевдокосмический аппарат;
штатная система;
полномасштабная и масштабированная демонстрационная система;
наращивание технологических возможностей;
снижение уровня рисков;
надежность;
водородный топливный элемент;
фотоэлектрический преобразователь;
наблюдение и ретрансляция.*

Program and objective approach to aerospace system development on the pseudosatellite basis is revealed using VULTURE program as a baseline. VULTURE program represents research and development of technologies and systems, which enable the military to deliver and keep on-station pseudosatellite equipped with 450 kg payload with power consumption of 5 kWt for at least 5 years providing high probability of mission success at atmospheric orbit (18000–27000 km).

The article overviews also the pseudosatellites backbone and their design programs that preceded full-scale research and development of flight pseudosatellite named Solar Eagle, and the entire VULTURE aerospace system.

Key words:

*pseudosatellite;
flight system;
full-scale and scaled demonstration system;
technology maturation;
risk reduction;
reliability;
hydrogen fuel component;
photoelectric converter;
observations and retransmission.*

¹ ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

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

Введение

На протяжении последнего десятилетия ведутся активные работы по созданию псевдокосмических аппаратов (ПКА). Их разработка преследует цель устранить функциональную брешь в решении задач наблюдения, ДЗЗ и связи (*Wierzbanski T.*, 2006). Предпринимаются усилия за счет внедрения критических технологий в области использования и накопления солнечной энергии с целью обеспечить длительное пребывание носителя аппаратуры наблюдения и связи над заданными районами. Преимущество ПКА при решении задач наблюдения и связи состоит в том, что они оказываются в нужном месте и в нужное время столько, сколько нужно, а не ограниченное время в несколько десятков минут в сутки, как в случае применения традиционных КА. При этом наблюдение может вестись непрерывно в режиме «неморгающего глаза» над территорией, сопоставимой с такой страной, как Афганистан (*Hennigan W.J.*, 2011).

Более высокая целевая эффективность и относительно низкие затраты на применение ПКА, малозаметность для средств ПВО при намечившихся прорывных достижениях в области критических технологий привели к формированию ряда программ создания ПКА для решения реальных прикладных задач. К числу этих программ следует отнести:

- американско-британскую программу создания ПКА на солнечной энергии типа «Zephyr» (разработчик – компания QinetiQ);
- программу создания ПКА на жидком водороде «Global Observer» (разработчик – компания AeroVironment);
- программу создания ПКА на жидком водороде «Phantom Eye», «Phantom Ray» (разработчик – компания Boeing Phantom Works).

Эти разработки включались в качестве составных частей межвидовой программы демонстрации перспективных технологий JCTD (*AeroVironment Go: ...*, 2011), а также в состав программы HAPS (High – Altitude Pseudo – Satellite – высотные ПКА).

Положительные результаты реализации этих программ привели к формированию управлением DARPA суперпрограммы VULTURE (Very-high altitude Ultra-endurance, Loitering Theater Unmanned Reconnaissance Element – сверхвысотная система наблюдения с ультрадлительным барражированием над ТВД). Целью программы VULTURE является создание и применение ПКА – стратосферного беспилотного летательного аппарата (БЛА), оснащаемого комплексной полезной нагрузкой массой до 450 кг и обеспечивающего наблюдение земной поверхности в зоне обзора диаметром не менее 900 км в течение 5 лет беспосадочного полета. Несмотря на уникальность разработки в ней планируется учет результатов, полученных в ходе реализации предшествующих программ.

Первоначально программа VULTURE была ориентирована на создание штатного ПКА по схеме традиционной НИОКР. Однако в последующем программа была переориентирована на поэтапное развитие критических технологий в области накопления солнечной энергии и разработки топливных элементов, оказывающих решающее влияние на создание ПКА с длительным пребыванием на атмосферной орбите. Указанные технологии должны обеспечить перепрограммируемый с наземных комплексов продолжительный непрерывный полет ПКА, сочетающий ключевые достоинства летательных аппаратов (гибкость и оперативность реагирования на вновь возникающие задачи, высокое разрешение сенсоров, невысокий уровень энергопотребления связных приемопередатчиков) с достоинствами традиционных КА (постоянство нахождения на орбите без дозаправки, отсутствие технического обслуживания после запуска, небольшой состав орбитальной группировки). Такой летательный аппарат, по замыслу DARPA, должен обладать свойствами КА в авиационном конструктиве и объединять возможности того и другого.

Программа включает как предельные показатели эффективности ПКА, достижение которых является конечной целью, так и частные, промежуточные показатели, достижение которых позволит создать «промежуточный ряд» образцов ПКА для применения по целевому назначению. Различные по ТТХ и назначению ПКА будут поэтапно создаваться по мере развития критических технологий.

Программа VULTURE – нетривиальный и нестандартный проект разработки прикладной воздушно-космической системы (ВКС) на базе ПКА. Это обусловлено как ее содержанием, так и планируемыми результатами. Содержание и порядок реализации программы VULTURE не имеет аналогов в нашей стране. При ее формировании признано наличие значительных технических рисков, незавершенность и дальнейшее развитие базовых критических технологий, необходимость «пошагового» продвижения к штатной ВКС. Программа предусматривает разработку и демонстрацию технологий обеспечения замкнутого энергетического цикла при различных вариантах реализации проекта, повышение эффективности структурной интеграции больших конструктивных модулей с различной нагрузкой на крыло с учетом нелинейного аэроэластичного поведения планера, обеспечение высокой надежности с учетом всех системных факторов и факторов внешней среды.

Наличие технологических рисков планируется компенсировать постановкой работ по созданию высокоэффективных фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), аккумуляторных батарей (АКБ) и топливных элементов. Парирование рисков, обусловленных внешней средой, и валидация полученных



рисунок 1. ПКА типа «Zephyr»

технологических результатов будут достигаться за счет демонстрационных полетов масштабированных и полномасштабных демонстрационных образцов ПКА с поэтапным наращиванием продолжительности и высоты полета с учетом достигнутого энергетического баланса. В ходе разработки демонстрационных образцов ПКА предусматривается и поэтапное наращивание возможностей полезной нагрузки.

Демонстрационным полетам будет предшествовать тщательная наземная отработка, включая имитационное моделирование и натурные эксперименты на небольших высотах. Для достижения требуемых проектных и технологических результатов программа реализуется в несколько этапов. При этом на каждом последующем этапе ставятся и уточняются цели и задачи разработки в зависимости от достигнутых результатов на предыдущем этапе.

Программе VULTURE уделяется беспрецедентное внимание. При положительных результатах ее реализации ВКС на базе ПКА типа «Solar Eagle» может отнять функциональную нишу у традиционных МКА, создаваемых по программе ORS – Operationally Responsive Space, а также у БЛА, создаваемых по программе HALE UAV (High Altitude Long Endurance UAV – высотные БЛА с большой продолжительностью полета). В целом реализация программы VULTURE может привести к пересмотру ряда фундаментальных авиационных и космических парадигм и создать предпосылки для достижения решающего информационного превосходства над другими странами (Wierzbanski T., 2006). Следует отметить, что вопросы создания и проектирования ВКС на базе ПКА широко освещаются в научно-технической литературе, в том числе и у нас в стране (Клименко Н.Н., 2015; Брусов В.С. и др., 2015).

1. Программы и основные результаты работ по созданию ПКА типа «Zephyr», «Global Observer» и «Phantom Eye»

1.1. Программа по развитию работ по созданию ПКА типа «Zephyr»

Концепция создания ВКС на базе ПКА «Zephyr» сформирована еще в 2003 году британской компанией QinetiQ. Программа имела целью обеспечение длительного (в течение трёх месяцев) полета на высоте свыше 15000 м (т.е. за пределами действия средств УВД). ПКА «Zephyr» (рисунок 1) предназначались для решения военных и гражданских задач, таких, как оценка обстановки, картографирование, связь и ретрансляция, мониторинг трубопроводов, посевов, лесных пожаров, контроль государственной границы, противодействие незаконному рыболовству и других.

Компанией QinetiQ создано семейство ПКА типа «Zephyr» (*Zephyr Solar Powered ...*, 2010):

- прототип ПКА с размахом крыла 12 м осуществлял полет на высоте 8100 м в течение 4,5 и 6 часов;
- прототип ПКА с размахом 16,8 м осуществлял полет в течение 18 часов, в том числе 7 часов в ночное время;
- ПКА с размахом крыла 22,2 м, имевший следующие характеристики:
- масса – 50 кг,
- масса полезной нагрузки (оптикоэлектронная и инфракрасная камера или ретранслятор) – 2,5 кг,
- скорость – 20 км/час,
- высота полета – 21000 м,
- продолжительность полета – 54 часа.



рисунок 2. ПКА типа «Global Observer»

В 2014 году ПКА «Zephyr» № 7 осуществил 11-суточный полет на высоте 21000 м в зимних условиях (программа HAPS). Управление ПКА в полете осуществлялось через КА-ретранслятор. Это первый ПКА с военным регистрационным номером PS001 (*Chutter A.*, 2014).

Демонстрационные полеты ПКА «Zephyr» выполнялись на американских полигонах White Sands и Yuma в рамках программы JSTD. Так, в 2008 году на полигоне Yuma осуществлен полет на высоте 18000 м в течение 81 часа. Следует отметить, что управление ПКА осуществлялось как в пределах прямой видимости, так и через КА-ретранслятор. Передача изображений на наземные средства происходила в реальном времени. В ходе демонстрационных полетов один из ПКА осуществлял ретрансляцию информации за пределы прямой видимости, а также на большие расстояния в условиях горной местности.

В ходе демонстрационных полетов выполнялась отработка СЭП, в частности, перезарядка АКБ, с целью обеспечения непрерывного полета от нескольких недель до трёх месяцев. В 2010 году ПКА «Zephyr» продержался в полете 14 суток (336 часов) на высоте 21560 м над полигоном Yuma.

ВМС США сделало заказ компании QinetiQ North America на поставку семи ПКА «Zephyr» и наземных станций.

В 2013 году ПКА «Zephyr» стал собственностью Airbus Defense and Space (ранее EADS Astrium), где продолжены его успешные полеты в рамках программы HAPS – Airbus High Altitude Pseudo – Satellite. ПКА «Zephyr» по программе HAPS имеет размах крыльев 28 м.

Разработанный ряд ПКА типа «Zephyr» включает:

- планер из ультралегкого углепластика;
- ФЭП из аморфного кремния фирмы United Solar Ovonic;

- АКБ на Li-Sulfur фирмы Sion Power;
- автопилот и зарядное устройство фирмы QinetiQ.

ФЭП генерирует 1,5 кВт электроэнергии, что достаточно для осуществления круглосуточного полета на высоте 18000 м. АКБ на Li-Sulfur обладает емкостью 3 кВт·час. Силовая установка включает также два электродвигателя мощностью 450 Вт (2×450 Вт). Перезаряжаемая АКБ обеспечивает накопление в дневное время достаточного количества энергии для поддержания полета в ночное время со снижением не ниже 15000 м, т.е. не снижаясь в зону УВД гражданской авиации.

Применение ПКА «Zephyr» позволяет значительно сократить расходы на проведение высотных исследований (*Zephyr Solar-Powered...*, 2010). Стоимость изготовления одного ПКА «Zephyr» составляет менее 1/10 стоимости традиционных БЛА и менее 1/1000 стоимости традиционного КА, даже без учета стоимости вывода КА на околоземную орбиту. Результаты разработки и испытаний СЭП на базе долговременно работающей АКБ на Li-Sulfur в дальнейшем использовались в рамках программы VULTURE. Вместе с тем применение в качестве накопителя электроэнергии такого АКБ ограничивает длительность независимого полета ПКА и, как показано в (*Клименко Н.Н.*, 2015), приводит к необходимости создания и применения в ПКА по программе VULTURE более сложных и эффективных СЭП.

1.2. Программа и результаты работ по созданию ПКА типа «Global Observer»

Работы по программе Global Observer развернуты с 2005 года. Заказчиками программы выступали командование сил специальных операций, стратегическое командование ВВС, командование береговой

ПРОГРАММНО-ЦЕЛЕВОЙ ПОДХОД К СОЗДАНИЮ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НА БАЗЕ ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

охраны, армия и агентство по уменьшению опасности. Инициатором программы выступила компания AeroVironment.

В 2014 году заключен меморандум о взаимопонимании между компаниями AeroVironment и Lockheed Martin, предусматривающий создание ПКА на базе проекта Global Observer. Демонстрационные полеты ПКА «Global Observer» (рисунок 2) и его прототипов вошли составной частью в программу JCTD (*AeroVironments Go:..., 2011*).

Программа Global Observer имела конечной целью создание системы из двух-трех ПКА для решения задач наблюдения и ретрансляции данных в зоне обзора диаметром 970 км (площадью 730000 км²) в течение пяти-семи суток непрерывного полета на высоте 17000–20000 м. Такой группировкой планировалось восполнить функциональную брешь в возможностях традиционных КА и высотных БЛА.

На ПКА «Global Observer» возлагалось решение следующих задач:

- площадная широкозахватная высокодетальная радиолокационная съемка районов особого внимания, в том числе в режиме СДЦ (GMTI);
- мониторинг РЭС, включая радиоперехват линий связи, в течение длительного времени на больших площадях, а также обнаружение источников радиопомех;
- оперативное наращивание возможностей средств наблюдения, связи и навигации;
- оперативная передача команд управления на ТВД;
- обеспечение связи на линиях ПКА – ПКА, в том числе в режиме ретрансляции;
- широкозахватная высокодетальная съемка районов особого внимания в видимом и ИК-диапазонах;
- мониторинг обстановки в морских и океанских зонах;
- слежение за ураганами/штормами, обнаружение пожаров;
- картографическая съемка для военных и гражданских нужд.

В этих целях в рамках программы JCTD предусматривались:

- разработка технологии и средств для СЭП на жидком водороде;
- интеграция и применение модульной полезной нагрузки, обеспечивающей устранение функциональной бреши в задачах наблюдения и связи;
- разработка, изготовление и демонстрация полета ПКА «Global Observer» в течение пяти-семи суток с полезной нагрузкой массой 180 кг и энергопотреблением 2,8 кВт на высотах 17000–20000 м.

В техническом плане для обеспечения решения указанных выше задач программой Global Observer

предусматривалось создание ПКА на базе планера с модульной архитектурой и силовой установкой, включающей топливные элементы на жидком водороде. Принцип действия водородной силовой установки состоит в следующем: водород в смеси с кислородом подается в камеру сгорания генератора, вырабатывающего электроэнергию для работы авионики, полезной нагрузки, четырех электродвигателей и зарядки АКБ. Использование жидкого водорода обусловлено тем, что он обеспечивает в три раза большую энергоотдачу, чем обычное горючее.

Следует отметить, что компания AeroVironment на начальном этапе исследовала возможность использования солнечной энергии, но ее специалисты пришли к выводу, что силовая установка на жидком водороде – это лучшее решение, так как солнечной энергии, по их оценке, недостаточно для поддержания длительного непрерывного функционирования ПКА зимой в северных широтах (*Smith N., 2010*).

Важной в техническом отношении была и задача отработки полета с интегрированной тяжелой полезной нагрузкой: на первом этапе массой 180 кг, на втором этапе – 450 кг.

Первый полет ПКА «Global Observer» с полезной нагрузкой массой 180 кг осуществлялся на высоте 1500 м в течение четырех часов. Затем осуществлялось постепенное увеличение длительности и высоты полета. Летные испытания на небольших высотах проводились с целью тестирования САУ, характеристик планера, уровней тяги при различных уровнях ветровой нагрузки и условий турбулентности (при различных значениях числа Рейнольдса).

Программа наземных и летных испытаний также включала:

- наземные испытания водородного генератора в специальной атмосферной камере, имитирующей условия полета, в течение 1500 часов, включая отработку непрерывной работы в течение семи суток, с последующей установкой оборудования на ПКА;
- испытание нагрузки на крыло, проверку готовности конструкции ПКА к применению в условиях турбулентности атмосферы и типовых маневров ПКА;
- «подскок» на высоту 1200 м с целью проведения плановых маневров с использованием только энергии, накопленной в АКБ, в течение 1 часа;
- наземные виброиспытания;
- испытания ПКА на летную пригодность.

Работы по программе испытаний выполнялись в течение 2005–2010 годов с проведением демонстрационных полетов ПКА №№ 1–3. В 2010 году осуществлен первый успешный полет ПКА «Global Observer» со следующими характеристиками:



рисунок 3. ПКА типа «Phantom Eye»

- размах крыла – 53 м;
- длительность полета – 168 часов (семь суток);
- взлетная масса – 1805 кг;
- масса планера – 159 кг;
- масса полезной нагрузки – 453 кг;
- скорость полета на высоте 19 800 м – 42,5 км/ч;
- длина разбега и посадки – 1260 м (использовалась ВПП размерами 46×1800 м).

В октябре 2012 года работы по программе Global Observer были прекращены из-за аварии в 2011 году. Однако в феврале 2014 года появились сообщения о том, что компании AeroVironment и Lockheed Martin планируют создание ВКС на базе ПКА типа «Global Observer» для выхода на международный рынок.

Развертывание программы Global Observer имело целью создание тяжелого ПКА с интегрированной полезной нагрузкой для решения задач, ранее возлагавшихся на традиционные МКА, создаваемые по программе ORS. Считается, что ПКА типа «Global Observer» способен провозгласить новую эру в информационном обеспечении современных военных действий за счёт решения задач наблюдения в режиме «неморгающего глаза» в зоне обзора диаметром 970 км, а также задачи обнаружения пуска крылатых ракет (Hennigan W.J., 2011) при полёте на высотах свыше 20000 м вне досягаемости средств ПВО.

Цели программы не удалось достигнуть в полной мере, в том числе из-за односторонней ориентации на водородную силовую установку, ограничивающую длительность полёта. Вместе с тем, исследования по этой проблеме (Hepperle M. et al., 2007) показали необходимость применения СЭП гибридного типа. Результаты разработки и демонстрационных полётов ПКА «Global Observer» были учтены при формировании программы VULTURE.

1.3. Общая характеристика работ по созданию ПКА типа «Phantom Eye» и «Phantom Ray»

В соответствии с первоначальным замыслом создания ПКА типа «Phantom Eye» компанией Boeing Phantom Works предназначался для обеспечения наблюдательных полётов над Афганистаном в течение семи суток непрерывного полёта. В нём реализована силовая установка на жидком водороде. Фюзеляж вмещает два бака с жидким водородом диаметром 2,4 м. После завершения испытаний в специальной камере с имитацией полёта в течение 80 часов и проведения демонстрационных полётов в рамках программы JSTD ПКА «Phantom Eye» (рисунок 3) был принят на вооружение.

Первый испытательный полёт осуществлён в июне 2012 года на высоте 1200 м со скоростью 115 км/ч в течение 28 мин. В 2013 году осуществлён полёт на высоте 2400 м со скоростью 115 км/ч в течение 66 мин, а также полёт на высоте 6000 м в течение 4 часов и полёт на высоте 7400 м в течение 4,5 часов.

В 2013 году компания Boeing Phantom Works получила контракт на установку полезной нагрузки, разработанной по заказу управления ПРО (Missile Defense Agency). Принятию на вооружение ПКА «Phantom Eye» в 2013 году предшествовал демонстрационный полёт с характеристиками (Writer S., 2015):

- высота полёта (по разным данным) – 18000 м или 19500 м;
- скорость полета – 277 км/ч;
- размах крыльев – 46 м;
- масса полезной нагрузки – 200 кг (полезная нагрузка MDA);
- длительность полёта – семь суток.

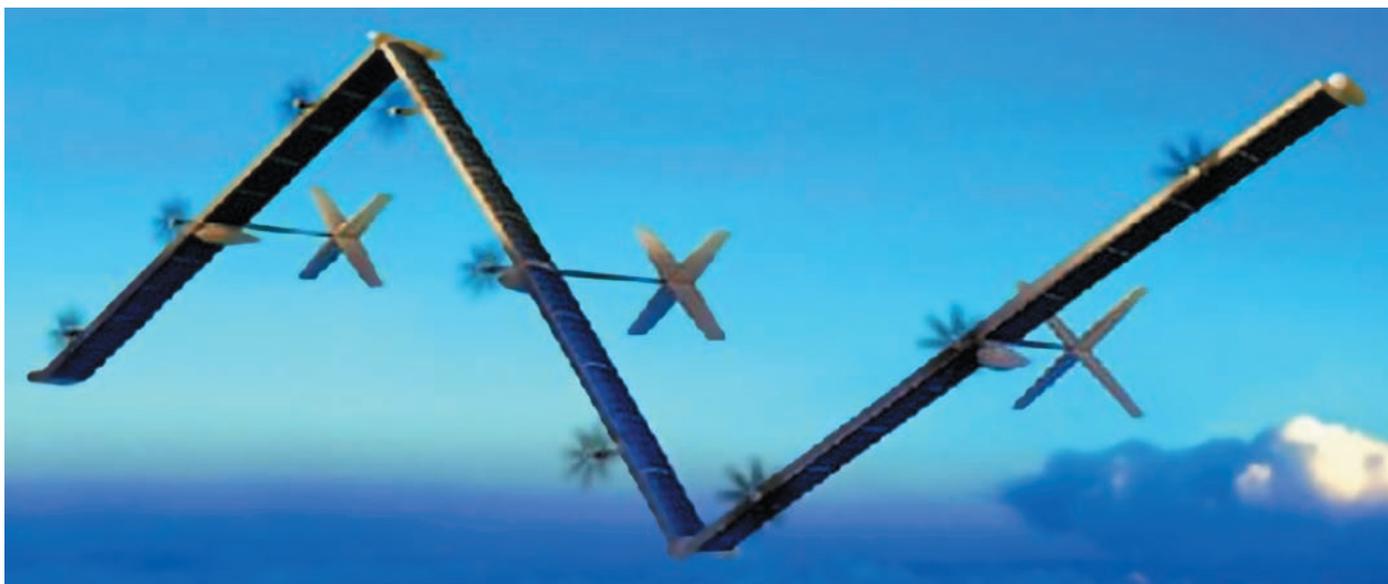


рисунок 4. ПКА типа «Odysseus»

Передача информации на наземную станцию осуществлялась по каналам спутниковой связи.

ПКА Phantom Ray представляет собой увеличенную версию ПКА «Phantom Eye».

Отличие также состоит в повышении длительности непрерывного полёта до 10 суток и увеличении массы полезной нагрузки до 890 кг. ПКА «Phantom Eye» предположительно предназначен для вывода из строя РЛС в оперативной глубине с целью прокладки маршрутов полёта стратегической бомбардировочной авиации.

Результаты и опыт разработки ПКА компании Boeing Phantom Works планируется использовать в рамках программы VULTURE-II.

2. Программа VULTURE I: проекты ПКА «Odysseus» и «Solar Eagle»

Программа VULTURE, как уже отмечалось, представляет собой нетривиальный проект DARPA по созданию радикально нового летательного аппарата со сроком активного существования (беспосадочного полёта) 5 лет, обеспечивающего достаточную скорость барражирования и применение по целевому назначению полезной нагрузки массой 450 кг при энергопотреблении 5 кВт в течение 99% времени полёта на высотах 18000–27000 м с учётом существующих там ветровых нагрузок.

Такой летательный аппарат, по замыслу DARPA, должен обладать свойствами КА в авиационном конструктиве и объединять возможности того и другого.

Реализация программы планируется в три этапа. На первом этапе – программа VULTURE I – планировалось в течение 12 месяцев (2008–2009 годы) определить концепцию воздушно-космической системы на

базе ПКА, провести анализ возможности достижения заданных показателей надёжности и целевого эффекта, создание полномасштабного и масштабируемых демонстрационных образцов ПКА.

Управление DARPA (*DARPA: Vulture:..., 2010*) сформулировало следующие задачи VULTURE I:

- анализ применимости ПКА для решения военных задач, разработка концепции применения и архитектуры системы VULTURE;
- концептуальное (предварительное) проектирование воздушно-космической системы на базе ПКА;
- разработка концептуального проекта полномасштабного демонстрационного образца, соответствующих ТТТ, предъявленным DARPA к штатному образцу;
- разработка детальной дорожной карты наращивания технологических возможностей, обеспечивающей формирование упреждающего задела для достижения целей разработки на последующих этапах в рамках программ VULTURE II и VULTURE III;
- разработка концептуального проекта масштабированного демонстрационного образца для подтверждения правильности определения ключевых технологий и системных параметров для полномасштабных демонстрационного и штатного образцов;
- анализ возможности достижения заданных показателей надёжности и целевых задач штатного образца и обоих демонстрационных образцов на уровне основных подсистем/оперативных задач для определения требований по надёжности и целевой эффективности, предъявляемых к основным подсистемам при решении оперативных задач;
- разработка перечня системных требований к масштабированному демонстрационному образцу.



рисунок 5. ПКА типа «Solar Eagle»

К числу ключевых технологий управлением DARPA отнесено создание высокоэффективных систем преобразования и накопления солнечной энергии, надежных СЭП и планера, использование аэроэластичных материалов для больших структурных элементов планера в условиях флаттера.

Контракт по программе VULTURE I был заключен на конкурсной основе с компаниями Aurora Flight Systems, Lockheed Martin и Boeing.

Компания Aurora Flight Systems с соисполнителями (BAE Systems, Draper Laboratories, Sierra Nevada Corporation) представили проект ПКА типа «Odysseus» (рисунок 4).

В ПКА «Odysseus» реализована технология, получившая название «modular shutting» («стыковка модулей»). ПКА состоит из трех отдельных секций, каждая из которых оснащена тремя высокоэффективными двигателями и винтами с низким числом Рейнольдса. Объединение автономных секций в единый ПКА осуществляется в полете. Для этого каждая секция оборудована средствами стыковки и расстыковки. Это облегчает взлет и вывод ПКА с размахом крыльев 150 м (каждая секция имеет размах 48 м) на заданную высоту, а также возможность отделения одной из секций для посадки и последующего ремонта или замены (McKeegan N., 2008).

При этом предусматривается последовательный взлет автономных секций друг за другом, переключение в полете, стыковка и образование единого ПКА с возможностью изменения его конфигурации: от Z-образной конфигурации для повышения эффективности накопления солнечной энергии до прямого крыла для снижения аэродинамического сопротивления ночью. Такая конструкция и способ применения ПКА «Odysseus» обеспечивают полет со скоростью 63 м/с днем и 45 м/с ночью с полезной нагрузкой массой 500 кг.

Бортовая АКБ ежедневно перезаряжается за счет преобразования солнечной энергии в электроэнергию двухсторонними ФЭП, оптимизированными для накопления энергии на больших высотах. АКБ на LiFePo4 ламинарного типа рассчитана на 2000 циклов заряд-разряд. Наряду с ФЭП для преобразования солнечной энергии в дневное время предусматривалось использование ИК фотовольтаических батарей для накопления энергии в ночное время. ПКА «Odysseus» может находиться в автономном беспилотном полете в течение 5 лет на высотах 20000–27000 км, недоступных для прочих летательных аппаратов, но оптимальных для осуществления широкозахватной панорамной съемки.

Альтернативный проект ПКА, получивший название «Solar Eagle» (рисунок 5), представлен в рамках программы VULTURE I компанией Boeing Phantom Works совместно с компанией QinetiQ и Venza Power Systems – производителем топливных элементов на твердых окислителях SOFC.

Планер ПКА «Solar Eagle» выполнен по нормальной аэродинамической схеме и имеет размах крыльев 120 м. Полет на высоте свыше 18000 м может осуществляться со скоростью 115–130 км/ч на широтах до 45 градусов. В ПКА применяются:

- ФЭП солнечной энергии на монокристаллическом кремнии с удельным весом 0,32 кг/м² при КПД 20%; ФЭП расположены как на крыльях, так и под множественными углами по отношению к Солнцу на поверхностях фюзеляжа;
- АКБ на Li-Sulfur с удельной энергоотдачей 350 Вт×ч/кг с КПД 99,7%;
- восемь электродвигателей с КПД 95%;
- винты диаметром 2 м с КПД 80%.

СЭП построена по гибридной схеме и включает регенерируемый топливный элемент типа SOFC, ФЭП

ПРОГРАММНО-ЦЕЛЕВОЙ ПОДХОД К СОЗДАНИЮ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ НА БАЗЕ ПСЕВДОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

и АКБ. В дневное время солнечная энергия питает генератор ПКА, а избыток энергии преобразовывается в водород в топливном элементе в режиме электролиза. В ночное время топливный элемент преобразует накопленный водород в электроэнергию. При этом использование топливных элементов на твердом окислителе типа SOFC обеспечивает беспрецедентный КПД.

В ПКА «Solar Eagle» предполагается применение адаптированных электронных приборов, получивших летную квалификацию в составе традиционных КА и подтвердивших надежную работу в течение 5 лет и более.

Демонстрационные образцы ПКА «Solar Eagle» должны последовательно обеспечивать автономный беспилотный полет в течение 30 и 90 дней с последующим доведением до 1 года и 5 лет.

Компания Lockheed Martin представила проект ПКА с размахом крыльев 90 м с хвостовым оперением, вращающимся за Солнцем. Однако этот проект не соответствует заданным требованиям.

По результатам конкурса управление DARPA заключило контракт на создание в рамках программ VULTURE II и VULTURE III ПКА «Solar Eagle» с компанией Boeing. При этом в состав исполнителей включены участники обоих проектов, конкурирующих на I этапе.

В рамках программы VULTURE I:

- определена концепция воздушно-космической системы на базе ПКА;
- показана возможность достижения заданных показателей надежности и целевой эффективности;

- показана возможность создания полномасштабного и масштабируемых демонстрационных образцов ПКА;
- подтверждена возможность создания ПКА на солнечной энергии с заданными ТТТ;
- подтверждена возможность и целесообразность применения систем VULTURE в военных целях;
- подготовлены исходные данные и показатели эффективности для последующего системного проектирования штатного и полномасштабного демонстрационного образца.

Все это позволило перейти к реализации II этапа программы VULTURE.

3. Программы VULTURE II и VULTURE III: программно-целевой подход к созданию воздушно-космической системы на базе ПКА «Solar Eagle»

Сформированные на I этапе показатели эффективности демонстрационного образца ПКА «Solar Eagle» и основные ТТТ, предъявляемые к штатному образцу, приведены в таблице (*VULTURE II. Program Background Information...*, 2009).

На II этапе реализации программы VULTURE должны быть представлены заказчику (*Fry J.N., Tutaj S.E.*, 2010):

- конкретный проект ВКС на базе ПКА, максимальной пригодной для решения военных (специальных) задач;

таблица – Показатели эффективности образцов ПКА «Solar Eagle»

показатели	демонстрационный образец		штатный образец	
	пороговые значения	планируемые значения	пороговые значения	ожидаемое значение
масса/энергопотребление полезной нагрузки	90 кг/1 кВт	90 кг/1 кВт	453 кг/5 кВт	453 кг/5 кВт
проектная скорость полета	28 м/с (100 км/ч)	32 м/с (115 км/ч)	–	–
проектная широта полета	35°	35°	45°	45°
доля времени, используемая ежегодно по целевому назначению	–	–	99%	99%
время непрерывного беспосадочного полета	30 суток	90 суток	>5 лет	>10 лет
размах крыльев	120 м	120 м	120 м	120 м

Примечания

¹ Проект ПКА должен обеспечивать применение полезной нагрузки по целевому назначению в течение 5 лет, за исключением коротких периодов, связанных с калибровкой, перезагрузкой (обновлением) СПО и другими видами технического обслуживания в полете.

² Потери времени должны быть учтены при формировании ТТХ, при этом время на закладку рабочих программ не учитывается.

³ ТТХ должны быть определены с учетом ожидаемой деградации характеристик на момент завершения 5-летнего периода, все подсистемы ПКА должны иметь гарантированный срок эксплуатации 5 лет.

⁴ Состав и характеристики полезной нагрузки должны быть определены в военно-техническом обосновании, полезная нагрузка массой не более 450 кг должна быть обеспечена 5 кВт электроэнергии круглосуточно и может быть в сосредоточенном или распределенном по платформе исполнении.

⁵ Должно быть определено требование по длительности выполнения задачи над заданным районом в течение года. Требование к этой характеристике предъявляется в процентах от каждого года.

⁶ Способность ПКА на солнечной энергии находиться над заданным районом и выполнять поставленную задачу необходимо определить с учетом зависимости от уровня инсоляции и ожидаемой скорости ветра, что, в свою очередь, зависит от географических координат района, времени года и высоты полета. Указанные зависимости рассмотрены, например, в (*Клименко Н.Н.*, 2015; *Брусов В.С. и др.*, 2015).

- отработанные критические технологии;
- результаты имитационного моделирования, наземной экспериментальной отработки и летных демонстраций, подтверждающих возможность создания ПКА с заданными характеристиками;
- демонстрационный образец ПКА с продолжительностью полета не менее трёх месяцев.

В ходе реализации программы VULTURE II разработки должны решить следующие задачи:

- исполнить дорожную карту технологического развития, обеспечивающую систематическое снижение рисков в достижении заданных характеристик по надежности и целевому эффекту, и гарантировать их при переходе к разработке штатного образца ПКА;
- обеспечить снижение рисков за счет лабораторных и натурных демонстраций возможностей ключевых подсистем ПКА, связанных с достижением требований к надежности и целевому эффекту, предъявляемых к штатному изделию;
- представить предварительный проект штатного изделия и соответствующий детальный проект планера полномасштабного демонстрационного образца;
- разработать детальный проект полномасштабного демонстрационного изделия, соответствующего конфигурации штатного изделия с возможностью его посадки и повторного запуска;
- провести и задокументировать летную пригодность ПКА в ходе демонстрационного полета длительностью не менее 30 суток;
- обеспечить полномасштабный демонстрационный полет и получение исходных данных по прочности (аэроэластичности) конструкции, а также валидацию СПО в интересах штатного изделия;
- представить уточненное военно-техническое обоснование (ВТО) и концепцию применения ПКА, а также технико-экономическое обоснование штатного изделия с 5-летним сроком применения на основе анализа и валидации по результатам II этапа;
- представить уточненную проектную документацию и план наращивания технологических возможностей, необходимых для ввода штатного изделия в оперативное использование на заключительном этапе программы VULTURE.

По завершении программы VULTURE II заказчик должен получить:

- уточненные ВТО и ТТТ к штатному изделию;
- уточненное ТЭО концептуального проекта штатного изделия;
- уточненный облик штатного изделия;
- уточненный облик полномасштабного демонстрационного изделия, соответствующего облику штатного изделия;

- подтверждение возможностей ключевых технологий и правильности определения характеристик системы управления, аэродинамических и структурных характеристик, обеспечивающих 5-летний полет.

Концептуальный проект демонстрационного образца должен быть положен в основу детального плана наращивания технологических возможностей, в том числе должны быть определены:

- программа управления рисками в области критических технологий и системных характеристик, определяющих интегральные риски программы в целом;
- программа основных испытаний на II этапе, включая летные испытания для валидации технологических возможностей, обеспечивающих поэтапное достижение конечных целей программы;
- промежуточные показатели надежности и целевого эффекта, ассоциированные с программами испытаний и демонстрационных полетов;
- итоговые показатели систематического снижения рисков, удовлетворяющие требованиям, предъявляемым к программе VULTURE.

Проектный облик штатного ПКА и план наращивания технологических возможностей должны стать основной для формирования проектного облика полномасштабного демонстрационного образца и его характеристик. Надежность ПКА декларируется главным показателем и главным инструментом достижения целей программы. Характеристики надежности и планы анализа и валидации надежности критических элементов ПКА должны занимать центральное место в плане наращивания технологических возможностей.

Программа VULTURE III имеет целью проведение полномасштабного демонстрационного полета ПКА «Solar Eagle» в течение не менее 1 года, в ходе которого должны быть подтверждены заявленные возможности изделия. Планируется также формирование программы технологической готовности производства к изготовлению штатного изделия.

Более детальные цели и задачи программы VULTURE III сформируются по завершении анализа результатов программы VULTURE II и, в частности, плана наращивания технологических возможностей. При положительной их оценке по решению заказчика будет осуществлен переход к традиционной ОКР.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Создание ВКС на базе ПКА для решения военных прикладных задач вступило в решающую фазу. Об этом свидетельствуют формирование и поэтапная реализация программы VULTURE, которой предшествовали менее масштабные, но достаточно результативные программы создания ПКА типа «Zephyr», «Global

Observer», «Phantom Eye», предназначенных также для решения задач военного прикладного характера. В свою очередь, осуществляется разработка ПКА и для гражданских нужд – таких, как «Helios», «Centurion», «Pathfinder Plus», «Solara 50», «Solara 60» и др. (*Top 10 Solar Powered Planes*, 2010). Созданные в процессе их проектирования и испытания теоретические и технологические предпосылки в сочетании с реальным летным опытом послужили фундаментом для перехода к разработке ПКА с длительным – до 5 лет пребыванием на атмосферной орбите с полезной нагрузкой массой до 450 кг на высотах свыше 20000 м.

Несмотря на достигнутые результаты, для реализации ПКА с такими характеристиками потребовалось формирование и реализация специального плана наращивания технологических возможностей в области создания ФЭП, регенерируемых топливных элементов на твердом топливе типа SOFC, электрических двигателей, аэроэластичных материалов для высоконадежных крупногабаритных планеров. Предусмотрена «пошаговая» реализация этого плана и соответствующая «пошаговая» валидация полученных результатов в ходе испытательных полетов масштабированных и полномасштабных демонстрационных образцов ПКА типа «Solar Eagle». Переход к ОКР по созданию штатного образца будет осуществлен по достижении необходимого технологического уровня, подтвержденного демонстрационными полетами. Вместе с тем, планируется создание «линейки» штатных ПКА с промежуточными характеристиками, соответствующими результатам «пошагового» выполнения плана наращивания технологических возможностей. Все это составляет сущность программно-целевого подхода к созданию ВКС по программе VULTURE на базе ПКА типа «Solar Eagle», который мог бы быть с успехом применен в отечественной практике.

список литературы

Брусов В.С., Карчаев Х.Ж., Клименко Н.Н., Мартынов М.Б. и др. Проблемы создания псевдоспутников – высотных атмосферных беспилотных летательных аппаратов на солнечной энергии // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 71-79.

Клименко Н.Н. Предварительное проектирование псевдокосмических аппаратов: базовые методы и критерии осуществимости // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 55-65.

AeroVironments Go: Flying High Again. 2011 // [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 17.08.2014. URL: <http://www.defenseindustrydaily.com/aerovironment> (дата обращения: 22.04.2015).

Chutter A. Zephyr solar UAV operates 11 days in winter condition. 2014 // [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления:

17.08.2014. URL: <http://www.defensenews.com> (дата обращения: 22.04.2015).

DARPA: Vulture: What Goes Up, Needn't Come Down. 2010 // [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 17.08.2014. URL: <http://www.defenseindustrydaily.com> (дата обращения: 20.04.2015).

Fry J.N., Tutaj S.E. A business case analysis for the Vulture Program // Naval Postgraduate School. 2010. 85 p.

Hennigan W.J. Stratosphere – skimming spy planes mark new frontier // Gannawara Times, Jan. 22. 2011 // [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 17.08.2014. URL: <http://www.smh.com/olu> (дата обращения: 15.04.2015).

Hepperle M., Ruiz-Leon A., Runge H., Harwath J. HALE Platforms – a feasibility study // Report of the Institute of Aerodynamics and Flow Technology, IB 124-2007/1. 2007. 81 p.

McKeegan N. Aurora's radical, unlimited endurance, solar-powered aircraft. 2008 // [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 17.08.2014. URL: <http://www.gizmag.com> (дата обращения: 20.04.2015).

Smith N. Hydrogen – powered high flier could replace satellites // Technology Daily. 2010 // [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 17.08.2014. URL: <http://www.nbcnews.com> (дата обращения: 22.04.2015).

Top 10 Solar Powered Planes // The New Ecologist. 2010 // [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 17.08.2014. URL: <http://www.thenewecologist.com> (дата обращения: 23.04.2015).

Vulture II. Programme background Information // Reference Special Notice DARPA – SN – 09 – 09/ 2009 // [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 17.08.2014. URL: <http://www.fbo.gov/utills/view?id=5216> (дата обращения: 15.04.2015).

Wierzbanski T. Unmanned aircraft systems will provide access to stratosphere // Defense Electronics, Feb. 2006. P. 12-16.

Writer S. Boeing Phantom Eye High Altitude, Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle. 2015 // [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 17.08.2014. URL: <http://www.militaryfactory.com> (дата обращения: 23.04.2015).

Zephyr Solar-Powered HALE UAV, United Kingdom. 2010 // [электронный ресурс]. Системные требования: Adobe Acrobat Reader. Дата обновления: 17.08.2014. URL: <http://www.airforce-technology.com/project/Zephyr> (дата обращения: 15.04.2015).

Статья поступила в редакцию 18.05.2015 г.

ОСНОВНЫЕ МЕТОДЫ СИНТЕЗА ТРАЕКТОРИЙ ДЛЯ СЦЕНАРИЕВ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ С ГРАВИТАЦИОННЫМИ МАНЁВРАМИ В СИСТЕМЕ ЮПИТЕРА И ПОСАДКОЙ НА ОДИН ИЗ ЕГО СПУТНИКОВ (ОКОНЧАНИЕ)*

THE MAIN METHODS OF TRAJECTORIES SYNTHESIS FOR GRAVITY ASSIST SPACE MISSIONS TO THE JUPITER SYSTEM WITH LANDING ON ONE OF ITS SATELLITES (COMPLETION)

Ю.Ф. Голубев¹,
доктор физико-
математических наук,
golubev@keldysh.ru;
Yu.F. Golubev

А.Г. Тучин¹,
доктор физико-
математических наук,
tag@kiaml.rssi.ru;
A.G. Tuchin

А.В. Грушевский¹,
доктор физико-
математических наук,
grushev@keldysh.ru;
A.V. Grushevskii

В.В. Корянов¹,
кандидат физико-
математических наук,
korianov@keldysh.ru;
V.V. Koryanov

Д.А. Тучин¹,
кандидат физико-
математических наук,
den@kiaml.rssi.ru;
D.A. Tuchin

И.М. Морской²,
torskoy@laspace.ru;
I.M. Morskoy

А.В. Симонов²,
кандидат технических наук,
alex.simonov@laspace.ru;
A.V. Simonov

В.С. Добровольский²,
flairfox@gmail.com;
V.S. Dobrovolskii

Статья посвящена разработке методики проектирования траекторий космических аппаратов, предназначенных для проведения контактных и бесконтактных исследований Юпитера и его естественных спутников. Такая методика должна учитывать ряд особенностей. Во-первых, схема полёта, обеспечивающая выведение космического аппарата на орбиту вокруг естественного спутника Юпитера, для обеспечения приемлемого уровня затрат топлива должна включать большое число гравитационных манёвров как на межпланетном этапе перелёта от Земли к Юпитеру, так и на этапе полёта в системе планеты-гиганта. Во-вторых, наличие у Юпитера мощных радиационных поясов также накладывает довольно жёсткие ограничения на параметры траектории.

Ключевые слова:
космический аппарат;
схема полёта;
межпланетный перелёт;
гравитационный манёвр;
Юпитер.

This article is devoted to the development of a methodology of designing trajectories of spacecraft intended for contact and remote studies of Jupiter and its natural satellites. This methodology should take into account a number of features. Firstly, the flight profile, providing injection of spacecraft into orbit around the natural satellite of Jupiter to ensure an acceptable level of fuel consumption should include a large number of gravity assist maneuvers. They should be performed both during the interplanetary phase of the flight from the Earth to Jupiter, and during the phase of the flight in the giant planet system. Secondly, the presence of Jupiter's powerful radiation belts also imposes fairly strict limits on the orbit parameters.

Key words:
spacecraft;
flight profile;
interplanetary flight;
gravity assist maneuver;
Jupiter.

¹ ИПМ имени М.В. Келдыша РАН, Россия, Москва.
Keldysh Institute of Applied Mathematics, Russia,
Moscow.

² ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Москов-
ская область, г. Химки
Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia,
Moscow region, Khimki.

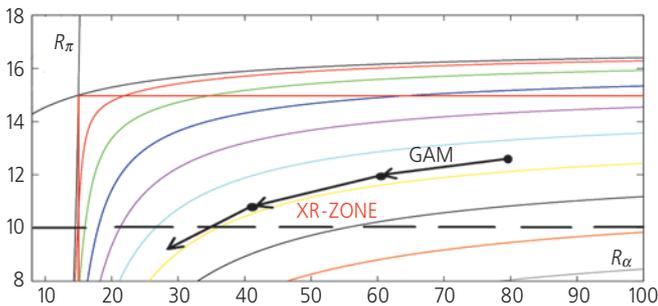
* Начало статьи см. в журнале «Вестник «НПО
им. С.А. Лавочкина». 2015. № 4. С. 97-103.

The beginning of the article see in the «Vestnik «NPO
im. S.A. Lavochkina». 2015. № 4. P. 97-103.

6. Стратегия построения туров в системе Юпитера на второй фазе

Вышеописанная конструкция гравитационного маневрирования не может эффективно репродуцироваться до бесконечности по ряду причин.

Основная причина обусловлена свойствами траекторий ограниченной задачи трех тел (ОЗТТ). Они имеют в случае малобюджетных коррекций при совершении гравитационных манёвров около спутника-мишени своим инвариантом величину интеграла Якоби (и параметра Тиссерана) и соответственно инвариантную величину вектора асимптотической скорости \mathbf{V}_∞ (Campagnola S. et al. Endgame Problem. Part 1..., 2010; Campagnola S. et al. Endgame Problem. Part 2..., 2010), которая сохраняется при проведении серии любых резонансных GAM. В варианте 3D всевозможные значения вектора \mathbf{V}_∞ также не являются свободными и лежат на инвариантной поверхности – псевдосфере « \mathbf{V}_∞ -Globe» (Strange N. et al., 2007). Результатом является тот факт, что без значительных дополнительных затрат характеристической скорости КА не только не сможет приблизиться к спутнику-цели, но и неминуемо скатится по изолинии асимптотической скорости на диаграмме Тиссерана (Labunsky A. et al., 1998) (Ti-P-диаграмме) в «зону смерти» – области с низкими перийовиями и запредельными уровнями радиации XR-зоны (Extra Radiation Zone). На рисунке 4 представлена расширенная диаграмма Тиссерана для случая GAM с Ганимедом. По оси абсцисс отложено расстояние R_a апоцентра орбиты КА, по оси ординат – расстояние перицентра R_p (в радиусах Юпитера R_J). Нанесены изолинии асимптотической скорости КА относительно Ганимеда.



рисунке 4. Диаграмма Тиссерана (Ti-P-диаграмма) при проведении GAM только у Ганимеда

6.1. Интеграл Якоби и критерий Тиссерана

Выпишем безразмерный интеграл Якоби для ограниченной задачи трёх тел (центральное тело – «Юпитер» с гравитационным параметром μ_1 , малое тело – его естественный спутник («луна») с гравитационным параметром $\mu_2 = \mu_1$ и третье тело бесконечно малой массы – КА). Для этого введем вращающуюся барицентрическую систему координат $BXYZ$, где ось

BX содержит основное и малое тело, ось BZ – орт к оси BX в плоскости орбиты малого тела, ось BZ дополняет их до положительно ориентированного репера. Введем безразмерные величины V, R_1, R_2 : $V = V_{\text{Bsc}}/V_{\text{sat}}$, V_{Bsc} – скорость КА в системе координат $BXYZ$; V_{sat} – средняя орбитальная скорость естественного спутника Юпитера, $V_{\text{sat}} = \sqrt{(\mu_1 + \mu_2)/a_{\text{sat}}}$, где a_{sat} – большая полуось орбиты этого спутника, координаты КА X, Y, Z и расстояния от КА до Юпитера и его спутника R_1, R_2 нормированы по a_{sat} . Тогда интеграл Якоби запишется как удвоенная разность величин, представляющих потенциальную и кинетическую энергию U и $V^2/2$ рассматриваемой механической системы, деленных на массу КА (Campagnola S. et al. Endgame Problem. Part 1..., 2010; Campagnola S. et al. Endgame Problem. Part 2..., 2010):

$$J = 2U - V^2 = (X^2 + Y^2) + 2\frac{1-\mu}{R_1} + 2\frac{\mu}{R_2} + (1-\mu)\mu - V^2; \quad (1)$$

$$\mu = \frac{\mu_2}{\mu_1 + \mu_2} = 1. \quad (2)$$

С учетом (1), (2) в инерциальной системе координат $Oxyz$, связанной с основным телом, будет выполнено

$$V^2 = \dot{X}^2 + \dot{Y}^2 + \dot{Z}^2 = v^2 + (x^2 + y^2) - 2h\cos i,$$

$$J = ((x - \mu)^2 + y^2) + 2\frac{1-\mu}{R_1} + 2\frac{\mu}{R_2} + (1-\mu)\mu - v^2 - R_1^2 + 2h\cos i, \quad (3)$$

где $v = V_{sc}/V_{sat}$, V_{sc} – скорость КА в $Oxyz$, координаты КА x и y нормированы по a_{sat} ; i и e – наклонение и эксцентриситет орбиты КА; $h = \sqrt{(1-\mu)a(1-e^2)}$; $a = a_{sc}/a_{sat}$, a_{sc} – большая полуось его орбиты. Используя соотношение для энергии $v^2 = \frac{2(1-\mu)}{R_1} - \frac{1-\mu}{a}$, из (3) можно получить интеграл Якоби в виде

$$J = \frac{1-\mu}{a} + 2\sqrt{a(1-e^2)}(1-\mu)\cos i + 2\frac{\mu}{R_2} - 2x\mu + \mu^2 + (1-\mu)\mu. \quad (4)$$

При предельном переходе $\mu \rightarrow 0$ и предположении, что R_2 не является малым, получим локальную эквивалентность интеграла Якоби J и параметра Тиссерана T (Tisserand F.F., 1896):

$$J \cong \frac{1}{a} + 2\sqrt{a(1-e^2)}\cos i = T.$$

В частности, для орбиты с нулевым наклонением можно записать

$$J \cong T = \frac{1}{a} + 2\sqrt{a(1-e^2)} = \frac{2}{r_a + r_p} + 2\sqrt{\frac{2r_a r_p}{r_a + r_p}},$$

где r_a, r_p – нормированные по a_{sat} апоцентр и перицентр орбиты КА.

Обратимся к конфигурации пролёта КА около спутника Юпитера («луны»). В рамках метода конических сечений при гравитационном манёвре КА выполня-

ется соотношение $V_{\infty}^2 = V_{sc}^2 + V_{sat}^2 - 2V_{sc}V_{sat} \cos\gamma \cos i$, где γ – угол раствора пролётной гиперболы КА. В безразмерном виде, нормализованном по V_{sat} , $v_{\infty} = V_{\infty}/V_{sat}$, это соотношение запишется как $v_{\infty}^2 = v^2 + 1 - 2v \cos\gamma \cos i$. Тогда с использованием соотношения $-\frac{1}{2a} = \frac{v^2}{2} - 1$ можно получить $\frac{1}{a} = 2 - v_{\infty}^2 + 1 - 2h \cos i$, $h = v \cos\gamma$, откуда немедленно следует связь константы Якоби и параметра Тиссерана с асимптотической скоростью: $J \cong T = 3(1 - \mu) - v_{\infty}^2 \cong 3 - v_{\infty}^2$.

Итак, асимптотическая скорость КА относительно спутника-мишени является вместе с интегралом Якоби инвариантом ОЗТТ.

Однако возможность изменить асимптотическую скорость КА, тем не менее, имеется. Асимптотическая скорость КА относительно малого тела может измениться при использовании другого малого тела при проведении «полиобъектных ГАМ» (Uphoff C. et al., 1976; Boutonnet A. et al., 2012; Голубев Ю.Ф. и др. Гравитационные манёвры..., 2014; Голубев Ю.Ф. и др. Синтез сценариев..., 2014). Это свойство является динамической особенностью модели ограниченной задачи четырёх тел (ОЗЧТ) и ее усечённой модификации – двойной связки ограниченных задач трех тел (2-ОЗТТ). В фиксированный момент времени рассмотрим оскулирующую задачу 2-ОЗТТ для КА в СЮ, для которой существует как число Тиссерана τ_T основного спутника-мишени (например для Ганимеда), так и число Тиссерана вспомогательного малого тела τ_K (например для Каллисто) (Grushevskii A. et al. To the adaptive..., 2014; Grushevskii A. et al. Adaptive low radiation..., 2014; Голубев Ю.Ф. и др., 2015). Каждое из них становится доминирующим в случае входа в сферу действия соответствующего спутника. Будем считать, что одновременно вход в обе сферы действия не происходит. При проведении полиобъектных ГАМ в миссиях «Galileo» и «Cassini-Huygens», как показывает анализ их баллистических сценариев, соответствующая редукция асимптотической скорости была осуществлена (Uphoff C. et al., 1976). Описанный приём, вдобавок, оказывается незаменимым и для поддержания формата малых затрат характеристической скорости ΔV , практически «бесплатно» реализуя обязательный манёвр подъема перицентра (Boutonnet A. et al., 2012; Голубев Ю.Ф. и др. Гравитационные манёвры..., 2014).

Таким образом, на фазе **P2** после фазы **P1** специальными манёврами коррекции можно «подключить» другие малые тела из СЮ. Тем самым обеспечивается переход на диаграмме Тиссерана – Пуанкаре на линию инварианта числа Тиссерана другой ОЗТТ (Boutonnet A. et al., 2012; Голубев Ю.Ф. и др. Гравитационные манёвры..., 2014; Grushevskii A. et al. To the adaptive..., 2014; Grushevskii A. et al. Adaptive

low radiation..., 2014) (рисунок 5). Переход должен быть обеспечен проведением «косых» гравитационных манёвров таких, что после отражения от сферы действия основного спутника-мишени G (например Ганимеда) КА вышел на сближение с другим спутником \bar{G} («НЕ_Ганимед»). После этого необходимо подобрать и сопряжённый манёвр – с обратной сменой участников. Таким образом, с помощью перехода от поиска решений в простейшей модели ОЗТТ к более адекватным для ТЭМ моделям 2-ОЗТТ, ОЗЧТ можно преодолеть баллистический детерминизм ОЗТТ, налагаемый критерием Тиссерана.

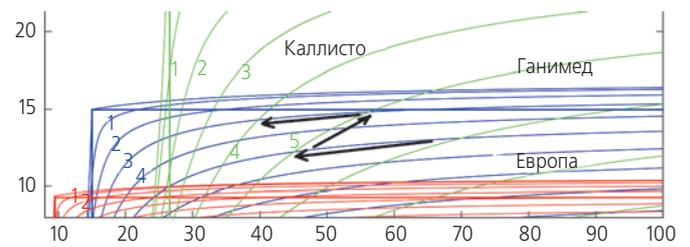


рисунок 5. Совмещённая Тi-P-диаграмма для спутников Юпитера Каллисто, Ганимед, Европа. По оси абсцисс отложено расстояние R_a апоцентра орбиты КА, по оси ординат – расстояние перицентра R_p (в радиусах Юпитера R_J). Цифрами обозначены значения асимптотической скорости КА относительно спутников в км/с

6.2. Формализация алгоритма подъема перицентра и редукции асимптотической скорости

Решение задачи поиска цепочек гравитационных манёвров для этапа P1 осуществляется в виде конъюнкций (посчитанных с учётом ТЭМ встреч КА со спутником-мишенью G (например с Ганимедом), что формально можно записать как

$$S : \{G_1 \wedge \dots \wedge G_N\}. \tag{5}$$

Формализуем для проведения массового счета (с использованием ТЭМ моделируется несколько миллионов вариантов) инвариантную технику редукции асимптотической скорости и подъема перицентра для этапа **P2**:

$$G_1 \wedge \bar{G} \wedge G_2. \tag{6}$$

Для усложнённой модификации получим формулу

$$G_1 \wedge \dots \wedge G_k \wedge \bar{G}_m \wedge \dots \wedge \bar{G}_{m+n} \wedge G_{k+1} \wedge \dots \tag{7}$$

В результате открывается возможность решать задачу синтеза цепочек гравитационных манёвров с использованием ТЭМ как специальную автоматическую селекцию пучков траекторий КА в классе конъюнкций встреч со спутниками в соответствии с формулами (6) и (7). С этой целью авторами разработана полуаналитическая методика построения адаптивных сценариев (Голубев Ю.Ф. и др. Гравитационные манёвры..., 2014; Голубев Ю.Ф. и др.

ОСНОВНЫЕ МЕТОДЫ СИНТЕЗА ТРАЕКТОРИЙ ДЛЯ СЦЕНАРИЕВ КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ С ГРАВИТАЦИОННЫМИ МАНЁВРАМИ В СИСТЕМЕ ЮПИТЕРА И ПОСАДКОЙ НА ОДИН ИЗ ЕГО СПУТНИКОВ (ОКОНЧАНИЕ)

Синтез сценариев... (2014) на основе использования диаграмм Тиссерана – Пуанкаре (Labunsky A. et al., 1998; Campagnola S. et al. Endgame Problem. Part 1..., 2010; Campagnola S. et al. Endgame Problem. Part 2..., 2010), на которые наносятся результаты численного поиска только структурно подходящих малобюджетных отражений-переотражений траекторных пучков в ТЭМ-постановке (JPL NAIF, 2015).

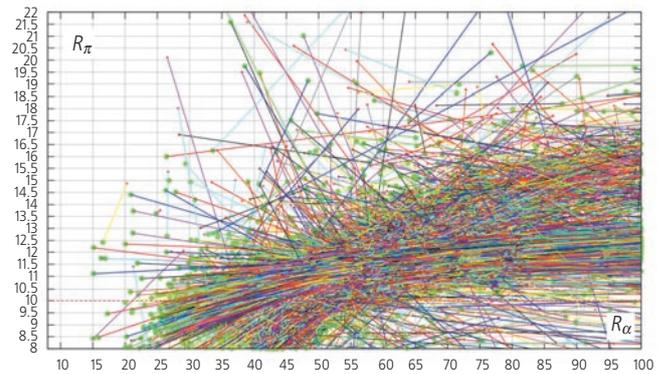
На витке перед проведением ГАМ проводится малая коррекция орбиты КА. Для максимально полного выявления её динамических возможностей задается многопараметрическая малая поправка к вектору скорости КА, выбираемая из равномерно «засеянного» шара виртуальных добавок для каждой из достаточно плотно распределённого множества точек орбиты КА. В результате вместо определённого вектора скорости КА образуется острый конус виртуальных скоростей, а вместо одной траектории образуется пучок траекторий – большое число динамически реализуемых с помощью малой одноимпульсной коррекции вариантов. При расчетах в рамках ОЗТТ после проведения ГАМ относительно какого-либо спутника точки для новой орбиты КА не покидают изолинии соответствующего инварианта Тиссерана. При расчётах с учётом ТЭМ соответствующие точки пучка траекторий окажутся вблизи изолинии. Для изучения многопараметрического семейства пучка траекторий, подвергаемого гравитационному рассеиванию на ГАМ, необходимо большое число траекторий в пучке.

Первоначально методика разрабатывалась специально под задачи отечественной миссии «ЛАПЛАС-П» с посадкой на Ганимед. В ходе проверки миллионов вариантов отбираются только такие цепочки ГАМ, которые содержат на диаграмме Тиссерана – Пуанкаре замкнутые циклы пролётов Ганимеда при условии промежуточного прохождения Каллисто. Это сокращает анализ числа возможных вариантов ГАМ на три порядка.

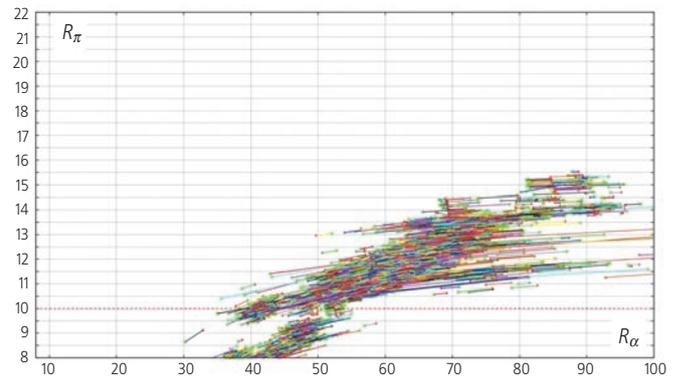
На рисунке 6 показано множество полученных вероятных вариантов ГАМ около Ганимеда (первичных G-отражений). Вторичные точки отмечены кружками. Чтобы не пропустить искомое решение, их должно быть достаточно много. На рисунке 6 представлено порядка $3 \cdot 10^6$ первичных вариантов.

На рисунке 7 показан результат селекции пучка первичных траекторных отражений с использованием косых ГАМ с привлечением Каллисто. Множество полученных вариантов выражается числом около $2 \cdot 10^3$. Видна ощутимая редукция числа анализируемых вариантов.

Важно определить критерий, по которому соответствующая формуле (3) техника должна быть введена в действие вместо техники сольных резонансных ГАМ. Тем самым будет получен критерий выбора момента времени бифуркации T_{Bif} для перестройки

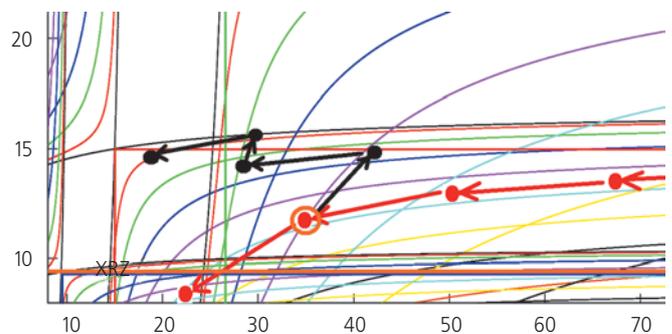


рисунк 6. Образ пучка траекторий КА, прошедших через сферу действия Ганимеда («первичных» G-отражений) на диаграмме Тиссерана – Пуанкаре



рисунк 7. Образ пучка траекторий КА, прошедших через сферу действия Ганимеда после применения формул $G^{\wedge}G^{\wedge}G \Rightarrow G^{\wedge}K^{\wedge}G$ на диаграмме Тиссерана – Пуанкаре

пучков траекторий регулярных сценариев сольных гравитационных манёвров (рисунк 8). Этот критерий является ключевым в алгоритме понижения предельного уровня TID – при разумном увеличении времени миссии и затрат характеристической скорости (Grushevskii A. et al. To the adaptive..., 2014; Grushevskii A. et al. Adaptive low radiation..., 2014). В зависимости от выбранного T_{Bif} синтезируемые туры в СЮ могут иметь различные типы по времени проведения тура (TOF), затрат характеристической скорости и TID.



рисунк 8. Диаграмма-граф Тиссерана – Пуанкаре. По осям – расстояния апоцентра и перицентра орбиты КА в радиусах Юпитера. Кружком обведена бифуркационная точка сольного маневрирования

7. Результаты расчетов типовой траектории в СЮ для миссии «ЛАПЛАС-П»

В качестве первого приближения условно принято, что для выполнения ограничения по радиации КА не должен залетать внутрь орбиты Европы. Согласно текущим представлениям о массах/заправках, оба КА миссии «ЛАПЛАС» могут суммарно потратить примерно 3500 м/с характеристической скорости за весь полёт (Полищук Г.М., 2009; Хартов В.В., 2011). Исходя из этих предположений, была выбрана последовательность гравитационных манёвров длительностью около двух лет. В перигеуме подлётной гиперболы на расстоянии 700 тыс. км выполняется манёвр выхода на начальную эллиптическую орбиту искусственного спутника Юпитера. Радиус апоцентра этой орбиты предварительно выбран равным около 21 млн. км. Примерно через 4 месяца в районе апоцентра начальной орбиты проводится манёвр, повышающий радиус апоцентра и создающий условия для совершения первого гравитационного манёвра у Ганимеда. Далее у Ганимеда и Каллисто в определённой последовательности совершается еще девять ГАМ. Этап завершается выходом КА на орбиту вокруг Ганимеда. Характеристики участков траектории КА приведены в таблице 3. В таблице используются следующие обозначения:

ΔT – длительность участка полёта до события, сутки;

V_{∞}^- – подлётная асимптотическая скорость, км/с;

ΔV – характеристическая скорость манёвра, км/с;

γ – угол поворота гелиоцентрической скорости КА при гравманёвре, градус;

r_{π} – радиус перигеума орбиты при гравманёвре у планеты, км;

V_{∞}^+ – отлётная асимптотическая скорость, км/с;

n/m – отношение количества витков спутника (Ганимеда или Каллисто) к количеству витков КА;

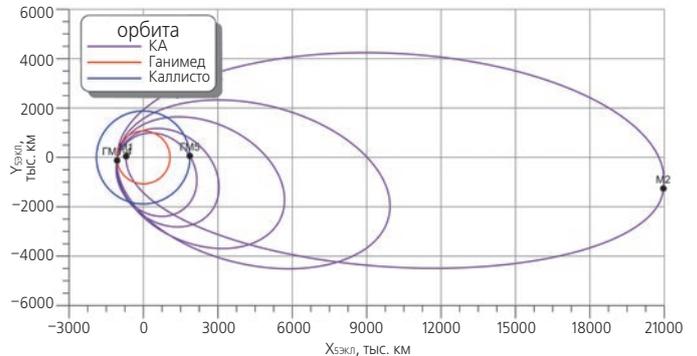
R_{π} , R_a – радиусы перигеума и апоцентра орбиты КА в радиусах Юпитера;

M1 – манёвр выхода на начальную орбиту вокруг Юпитера;

M2 – манёвр в апоцентре начальной орбиты;

M3 – манёвр выхода на начальную орбиту вокруг Ганимеда.

Йовицентрическая траектория КА № 1 в проекции на плоскость эклиптики приведена на рисунках 9 и 10. Для удобства восприятия она условно разделена на две части. Первая часть (рисунок 9) соответствует этапу P1, вторая часть (рисунок 10) – этапу P2. Соответствующий вид представленного согласно таблице 3 тура на Ti-P-диаграмме приведён на рисунке 11. Кружками отмечены фазовые перескоки на ГАМ и указаны соответствующие номера ГАМ (ГМ) из таблицы 3. По осям абсцисс и ординат отложены расстояния апоцентра R_a и перигеума R_{π} орбиты КА в радиусах Юпитера R_J . Цифры – значения асимптотической скорости КА относительно спутников в км/с (черные – относительно Ганимеда, синие – относительно Каллисто). Найденная траектория для КА № 1 в целом удовлетворяет этим условиям (3000 м/с на детерминированные манёвры и еще 500 м/с на все коррекции). Далее КА № 2 должен еще сесть на поверхность Ганимеда, для чего нужно еще примерно 1.8 км/с.



рисунки 9. Схема первой части йовицентрического этапа полёта КА

таблица 3 – Характеристики участков траектории КА

манёвр	дата	ΔT	V_{∞}^-	ΔV	γ	r_{π}	V_{∞}^+	n/m	R_{π}	R_a
M1	21.10.2032	–	5.911	1.207	–	–	–	–	9.8	293.7
M2	13.02.2033	115.5	–	0.192	–	–	–	–	14.9	293.9
ГМ1(Г)	15.06.2033	122.4	4.368	–	16.91	3006	4.368	12/1	14.6	142.4
ГМ2(Г)	09.09.2033	85.9	4.368	–	13.17	3999	4.368	6/1	14.6	142.4
ГМ3(Г)	22.10.2033	42.9	4.368	–	16.38	3119	4.368	3/1	13.3	49.0
ГМ4(Г)	13.11.2033	21.5	4.368	–	10.09	5373	4.368	–	12.5	37.0
ГМ5(К)	09.12.2033	26.8	4.139	–	6.31	7199	4.139	4/5	11.0	34.4
ГМ6(К)	14.02.2034	66.8	4.139	–	13.20	4445	4.139	–	14.6	41.8
ГМ7(Г)	02.05.2034	77.1	2.788	–	21.58	5526	2.788	7/4	13.9	29.6
ГМ8(Г)	21.06.2034	50.1	2.788	–	8.50	15894	2.788	–	14.1	32.9
ГМ9(К)	30.07.2034	38.4	3.153	–	8.66	8843	3.153	1/1	16.4	36.3
ГМ10(К)	16.08.2034	16.7	3.153	0.054	4.55	23644	3.209	–	15.0	34.5
M3	18.11.2034	94.3	1.967	1.426	–	–	–	–	–	–

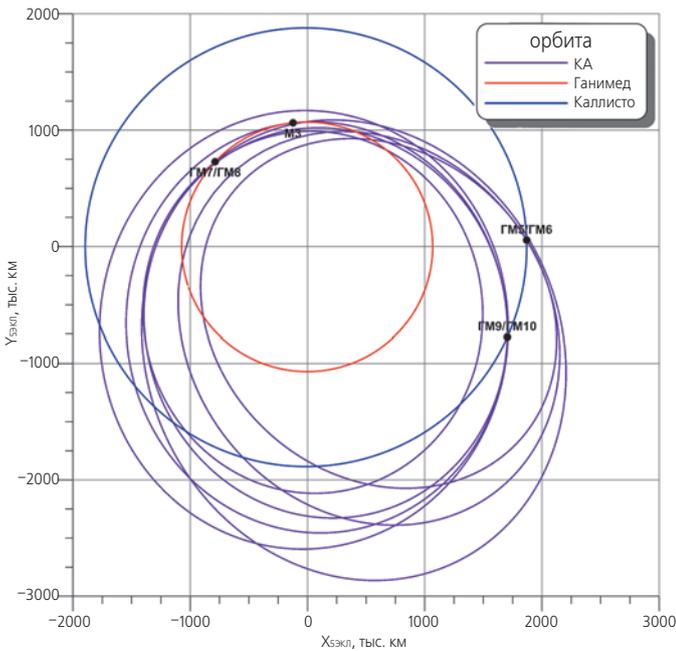


рисунок 10. Схема второй части ювицентрического этапа полёта КА

8. Результаты расчета траектории КА для миссии «ЛАПЛАС-П», комфортабельной по суммарной полученной дозе радиации

В большинстве случаев при проектировании миссий к Юпитеру и другим планетам-гигантам, как и экспедиций к Солнцу, особое значение при выборе из «лоции» приобретает комфортабельность сценария по накопленной дозе радиации. Проектирование «жестких» по накопленной дозе радиации туров в «танк»-стиле (Senske D. et al., 2013) упрощает процедуру выбора и, очевидно, расширяет геометрию «лоции» до более близких к Юпитеру спутников, одновременно утяжеляя её ΔV -бюджет. Зададимся, напротив, целью построить максимально щадящий (комфортабельный) по TID сценарий тура к Ганимеду.

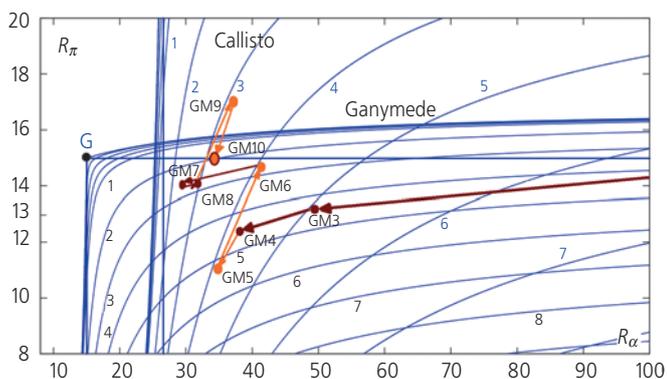


рисунок 11. Сценарий типового тура в СЮ на Ti-P-диаграмме согласно таблице 3

8.1. Изолинии накопленной дозы радиации («изорады»)

Можно сказать, что прирост радиации на витке той или иной орбиты КА полностью определяется ее координатами на Ti-P-диаграмме. Для расчёта TID будем использовать плоскую модель «Galileo» NASA (Divine N. et al., 1983), зависящую от апоцентра и перицентра орбиты КА. Имеются общие соображения относительно снижения радиационной опасности для космических миссий класса JUICE (8 mm Al , $TID < 300$), а именно не следует надолго понижать периферия орбиты КА ниже «порога опасности» – зоны недопустимой радиации $XR \{R_\pi \leq 10R_p\}$ (Голубев Ю.Ф. и др. Гравитационные манёвры..., 2014; Grushevskii A. et al. To the adaptive..., 2014) (горизонтальная линия на Ti-P-диаграмме рисунка 5). Численное моделирование показывает (Голубев Ю.Ф. и др. Гравитационные манёвры..., 2014), что на эллиптической орбите наибольшую дозу КА получает в периферии практически квазисингулярно, поскольку большую часть витка по свойству интеграла площадей он проводит вне этой зоны.

На рисунке 12 представлен типовой график рассчитанной радиационной дозы, получаемой КА в дебюте миссии к спутникам Юпитера. Расчёт выполнен авторами с использованием модели (Divine N. et al., 1983).

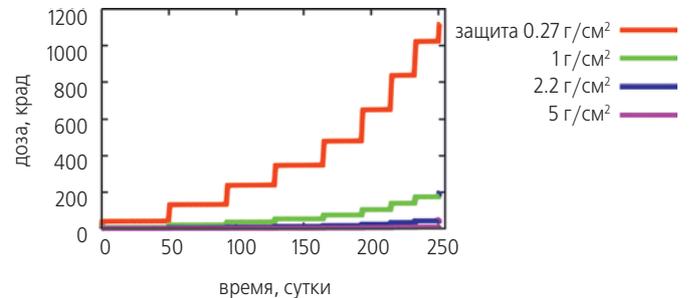


рисунок 12. Динамика накопления радиации в дебюте миссии к спутникам Юпитера. По оси абсцисс – время в днях

Представленный результат коррелирует с локализацией области XR на Ti-P-диаграмме (Голубев Ю.Ф. и др. Гравитационные манёвры..., 2014; Голубев Ю.Ф. и др. Синтез сценариев..., 2014; Grushevskii A. et al. To the adaptive..., 2014; Grushevskii A. et al. Adaptive low radiation..., 2014) для вытянутых эллиптических орбит, характерных для начального этапа миссии в СЮ. Однако по мере уменьшения эксцентриситета орбиты КА в процессе редукции его орбитальной энергии возникают классы «почти круговых» орбит КА, для которых отрезок получения максимальной дозы на витке начинает удлиняться. Именно для этого необходимо вычислить и нанести на Ti-P-диаграмму более точно посчитанные «изорады» – изолинии получен-

ной радиации, численно проинтегрировав дозу радиации на одном витке для всех орбит (Голубев Ю.Ф. и др. Гравитационные манёвры..., 2014; Голубев Ю.Ф. и др. Синтез сценариев..., 2014; Grushevskii A. et al. To the adaptive..., 2014; Grushevskii A. et al. Adaptive low radiation..., 2014). На рисунке 13 представлен фрагмент рисунка 4 с изолиниями асимптотической скорости и параметра Тиссерана для Ганимеда (нижняя секция) и Каллисто. На этом рисунке показаны также изорады, которые позволяют оценить радиоактивную опасность каждого гравитационного манёвра и серии GAM.

8.2. Подключение к Ti-P-диаграмме секции Пуанкаре

Сценарии выхода на околоспутниковую орбиту и посадки на спутник могут существенно различаться. На орбитах, расположенных ниже орбиты Каллисто, гравитационные манёвры с этим партнёром становятся нерациональными. Одновременно и стандартные гравитационные манёвры с Ганимедом теряют свою эффективность. Хотя при этом большую часть «избыточной» для сближения с Ганимедом асимптотической скорости КА уже удается погасить, однако попытки дальше провести полноценные GAM приводят к резкому уходу (падению) перицентра орбиты КА от значений, близких Ганимеду.

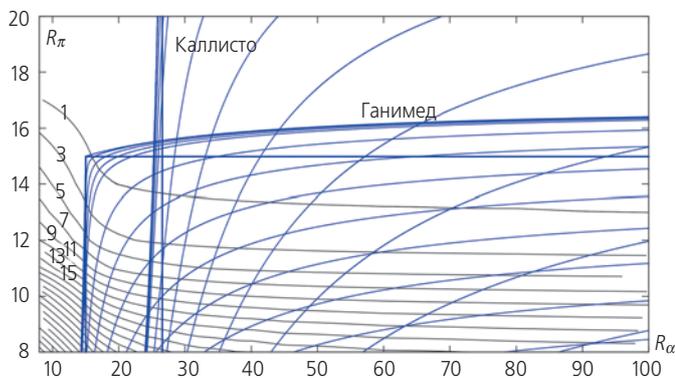


рисунок 13. Ti-P-диаграмма с изорадами для одновитковых орбит с шагом 2 Крад

Современные методы баллистического проектирования (Boutonnet A. et al., 2012; Campagnola S. et al. Endgame Problem. Part 1..., 2010; Campagnola S. et al. Endgame Problem. Part 2..., 2010) предполагают применение на этой стадии техники «высотных» гравитационных манёвров, использующих свойства соответствующих решений ограниченных задач трёх тел и ТЭМ для этой фазы. Такие манёвры должны выполняться на границе и выше сферы действия малого тела за счёт влияния большого тела, и они понижают при определённых условиях апоцентр орбиты КА, уменьшая при этом высоту его перицентра. Фактиче-

ски речь идет о лавировании корабля в окрестности лагранжевых точек либрации системы Юпитер – Ганимед (Boutonnet A. et al., 2012; Ross S. et al., 2007). Формально это выражается в пролётах спутника-партнёра на больших, порядка 20–55 тыс. км, высотах. На Ti-P-диаграмме такому движению соответствует граница «верхней секции», отмеченная горизонтальной прямой, на которую необходимо попасть с помощью регулярных GAM. В обозначенной области выполнено соотношение для интеграла Якоби $J \approx 3 - v^2 \approx 3$ и, естественно, характерны хаотические движения (Белбруно Э., 2011; Ross S. et al., 2007). Внутри указанной области необходимо продвигаться в сторону позиции Ганимеда с применением вышеуказанных специально построенных методик синтеза траекторных пучков с высотными пролётами малого тела и слабым гравитационным захватом (Белбруно Э., 2011).

Отметим следующие обстоятельства:

1. Предельная минимальная высота пролёта Ганимеда ограничена 20000 км, но поиск расширен до высоты 60000 км, формально превосходящей радиус сферы действия Ганимеда.

2. Ищутся классы высотных пролётов Ганимеда «по отскоку», таких, что после следующей «высотной» встречи с Ганимедом траекторного пучка есть ещё одна встреча с ним. Тем самым проводится существенная фильтрация исходного пучка траекторий.

Выполнение этих требований позволяет выявить в ОЗТТ и ТЭМ-постановке режимы пролёта малого тела траекторными пучками, позволяющие за счёт действия Юпитера предельно близко продвинуться к Ганимеду, уменьшая высоту апоцентра, но практически не «роняя» высоту перицентра орбиты КА (Boutonnet A. et al., 2012; Ross S. et al., 2007).

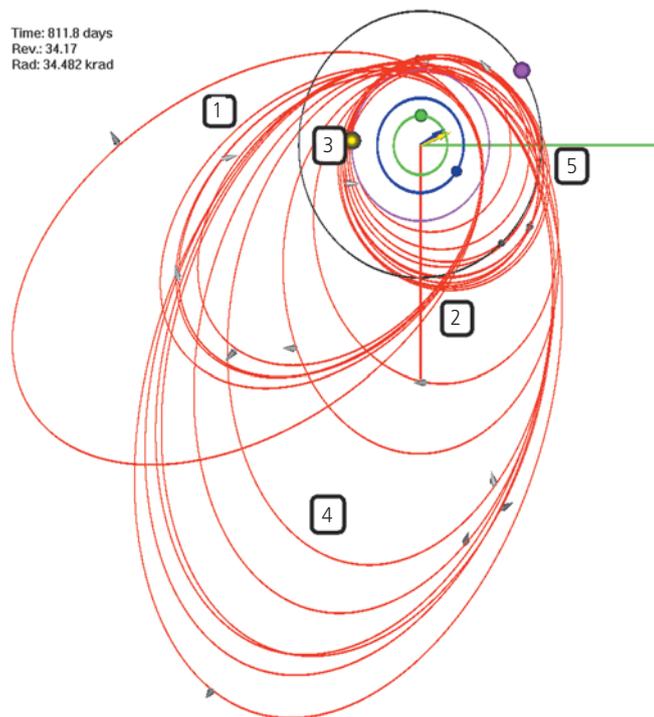
Перед совершением манёвра выхода на ОИС Ганимеда можно дополнительно понизить бюджет миссии путём применения слабого гравитационного захвата гравитационным полем Ганимеда (Белбруно Э., 2011). Для его поиска можно применять как прямое интегрирование траекторных пучков, так и интегрирование в обратном времени пучков траекторий, выпущенных от орбиты около Ганимеда.

Представленные методики численно реализованы авторами в НПО имени С.А. Лавочкина и Баллистическом Центре ИПМ имени М.В. Келдыша РАН на основе эксплуатируемого там программного комплекса Earth Space ToolKit (ESTK) и использования эфемерид JPL NASA в формате NAIF. Для полётов КА в системе Юпитера они позволяют выявить и синтезировать сценарии полётов, значительно более «комфортабельных» по радиации, чем ранее известные. TID при этом не превосходит величин 70 крад для стандартной защиты 8–10 мм Al. Указанное обстоятельство может обеспечить значительный выи-

грыш в полезной нагрузке КА при проектировании перспективных космических миссий наряду с повышением степени надёжности работы его научной аппаратуры и служебных систем.

Типовой фрагмент маневрирования КА перед посадкой на Ганимед, синтезированный с его помощью, представлен на рисунке 14. На этом рисунке можно выделить помеченную маркером-квадратом 1 начальную серию GAM с Ганимедом (место проведения GAM указано квадратом 2) с почти неизменной линией апсид и уменьшающимися размерами витковых больших полуосей. После проведения кросс-манёвра с участием Каллисто (квадрат 3) КА выходит на новую «сжимающуюся» серию квазирезонансных GAM с Ганимедом с повёрнутой линией апсид (квадрат 4). Квадратом 5 помечена серия высотных GAM с Ганимедом, медленно понижающих высоту апоцентра орбиты КА, тем самым пододвигая орбиту КА к Ганимеду.

Соответствующий вид представленного тура на T_i-P-диаграмме приведён на рисунке 15. Крестиками отмечены фазовые перескоки на GAM. Кружками обведены номера ключевых этапов при проведении тура в СЮ. Таким образом, продемонстрирована возможность проведения «комфортабельных» (по радиации) полётов в системе КА с TID, не превышающей значений 70 крад для стандартной защиты «Galileo» 8–10 мм Al (либо, как вариант, для «легких» КА с толщиной защитного корпуса 4–5 мм Al при стандартных ограничениях на TID 200–300 крад).



рисунк 14. Типовой фрагмент найденного «комфортабельного» по накопленной дозе радиации сценария сближения КА с Ганимедом

заключение

Разнообразие гравитационного ансамбля в системе Юпитера существенно усложняет точный баллистический анализ миссии. Вместе с тем оно допускает возможность адаптировать алгоритмы построения сценариев проведения гравитационных манёвров под задачи конкретных космических миссий, включая такие комплексные задачи, как обход опасных радиационных областей и сближение с одним из спутников Юпитера с предполагаемой посадкой на него в проектах «JUICE» и «ЛАПЛАС-П» при разумных затратах ресурсов и времени.

В представленной работе с использованием реальных эфемерид Юпитера и его естественных спутников осуществлена модельная реализация алгоритма преодоления «парадокса сольных пертурбаций» с целью выхода на орбиту около одного из этих спутников путём совершения обхода зоны повышенной радиации. С этой целью проводится малозатратная редукция асимптотической скорости КА, необходимая для сближения со спутником. Исполнение сценария занимает два-три года.

Для снижения суммарной полученной дозы радиации TID в баллистический сценарий миссии вводятся сопряжённые косые гравитационные манёвры ещё до существенного понижения высоты перицентра орбиты. В результате демонстрируется открывающаяся возможность не только «комфортабельных» (по радиации) полётов в системе КА с TID, не превышающими значений 70 крад для стандартной защиты 8–10 мм Al, но и для полётов «легких» КА с толщиной защитного корпуса 4–5 мм Al при стандартных ограничениях на TID 300 крад. Указанное обстоятельство может обеспечить выигрыш как в полезной нагрузке КА, так и в повышении степени надёжности работы его научной аппаратуры.

список литературы

Белбруно Э. Динамика захвата и хаотические движения в небесной механике с приложениями к конструированию малоэнергетических перелётов. Ижевский институт компьютерных исследований, 2011. 264 с.

Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г. Гравитационные манёвры космического аппарата в системе Юпитера // Изв. РАН, ТиСУ. 2014. № 3. С. 149-167.

Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г. Синтез сценариев космических миссий в системе Юпитера с использованием гравитационных манёвров // Доклады Академии наук. 2014. Т. 456, № 1. С. 39-41.

Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Точки бифуркации при проведе-

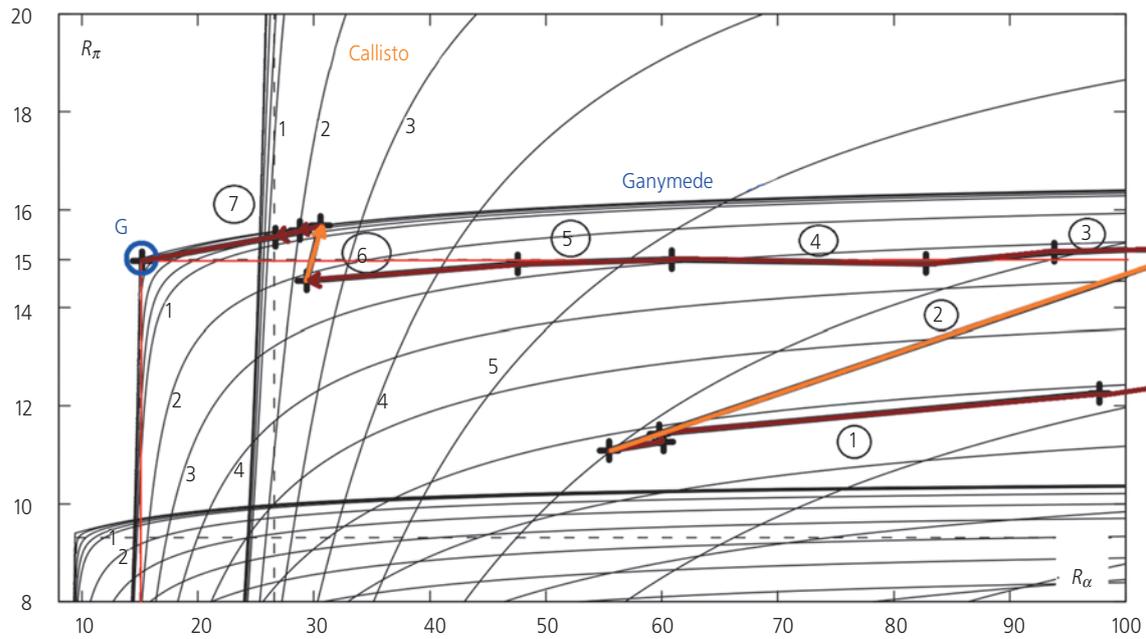


рисунок 15. Комфортабельный по TID тур в СЮ на T1-P-диаграмме

нии гравитационных манёвров в системе Юпитера // Доклады Академии наук. 2015. Т. 462, № 2. С. 154-157.

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.

Хартов В.В. Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 3. С. 3-10.

Boutonnet A., Schoenmaekers J. JUICE: Consolidated Report on Mission Analysis (CRMA) // ESA, 2012, Reference WP-578. Issue 1, 2012-05-29. 86 p.

Campagnola S., Russell R. Endgame Problem. Part 1: V-Infinity Leveraging Technique and Leveraging Graph // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2010. V. 33, № 2. P. 463-475.

Campagnola S., Russell R. Endgame Problem. Part 2: Multi-Body Technique and TP Graph // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2010. V. 33, № 2. P. 476-486.

Divine N., Garrett H. Charged Particle Distribution in Jupiter's Magnetosphere // J. Geophysical Research. 1983. V. 88, № A9. P. 6889-6903.

Grushevskii A., Golubev Yu., Koryanov V., Tuchin A. To the adaptive multibody gravity assist tours design in Jovian system for the Ganymede Landing // 24th International Symposium on Space Flight Dynamics (ISSFD), Laurel, Maryland, Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory (JHU APL). 2014. Paper S15-4. 21 p.

Grushevskii A., Golubev Yu., Koryanov V., Tuchin A. Adaptive low radiation multibody gravity assist tours design in Jovian system for the landing on Jovian's moons // Proc. 65th International Astronautical Congress (IAC 2014), Toronto, Canada. 2014. Manuscript IAC-14,C1,9,13,x21406. 15 p.

JPL NAIF. URL: ftp://naif.jpl.nasa.gov/pub/naif/generic_kernels/spk/satellites. (дата обращения: 20.04.2015).

Labunsky A., Papkov O., Sukhanov K. Multiple Gravity Assist Interplanetary Trajectories. London, Earth Space Institute Book Series, Gordon and Breach Publishers. 1998. 292 p.

Ross S., Scheeres D. Multiple Gravity Assists, Capture, and Escape in the Restricted Three-Body Problem // Siam J. Applied Dynamical Systems, Society for Industrial and Applied Mathematics. 2007. V. 6, № 3. P. 576-596.

Senske D. et al. Exploring the Habitability of Europa. International Colloquium and Workshop Ganymede Lander: scientific goals and experiments. Moscow, 2013. URL: <http://glcw2013.cosmos.ru/presentations> (дата обращения: 20.04.2015).

Strange N., Russell R., Buffington B. Mapping the V_{∞} Globe // AIAA/AAS Space Flight Mechanics Meeting, Mackinac Island. 2007. Paper 07-277. 24 p.

Tisserand F.F. Traité de Mécanique Céleste. Paris, Gauthier-Villars et fils. 1896. V. 4. 551 p.

Uphoff C., Roberts P., Friedman L. Orbit Design Concepts for Jupiter Orbiter Missions // Journal of Spacecraft and Rockets. 1976. V. 13, № 6. P. 348-355.

Статья поступила в редакцию 18.05.2015 г.

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ПРОГРАММНОЙ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ И СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОГО ЯЗЫКА ПРОГРАММИРОВАНИЯ

PHILOSOPHY OF THE CONTROL UNIT PREPARING AND FUNCTIONING PROGRAMMING SYSTEM DESIGN AND SPECIALIZED PROGRAMMING LANGUAGE



А.С. Соколов¹,
sokolov@laspaces.ru;
A.S. Sokolov



В.А. Комков²,
профессор,
доктор технических наук,
vakomkov@gmail.com;
V.A. Komkov



Ю.В. Мозговой¹,
mozgovoj@laspaces.ru;
Yu.V. Mozgovoy

В статье предложены принципы взаимодействия бортовой вычислительной системы с блоком управления; принципы построения программной системы подготовки и функционирования блока управления, разработанных на базе многолетнего опыта использования программной системы и языка программирования комплексных электрических испытаний КА в НПОЛ, а также описание специализированного языка блока управления.

Ключевые слова:
программное обеспечение блока управления;
специализированный язык программирования блока управления.

¹ ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.
Federal Enterprise «Lavochkin Association», Russia, Moscow region, Khimki.

The article proposes the philosophy of interaction between onboard computer and control unit, main principles of control unit preparing and functioning programming system design and description of specialized control unit language developed on the basis of long-term experience of use of programming system and programming language for SC system-level electrical testing by Lavochkin.

Key words:
control unit software;
control unit programming
specialized language.

² ФГБОУ ВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Россия, г. Москва.
Moscow Aviation Institute (National Research University), Russia, Moscow.

введение

Ниже рассмотрены принципы взаимодействия бортовой вычислительной системы (БВС) с блоком управления (БУ), используемые в программном обеспечении БВС и БУ. Приведено описание специализированного языка программирования блока управления для разработки задач управления и контроля электроустройств КА.

Настоящая работа является продолжением статей, опубликованных в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» (Мозговой Ю.В. Концепции создания аппаратуры..., 2015; Мозговой Ю.В. Основные принципы и алгоритмы..., 2015).

1. Взаимодействие бортовой вычислительной системы с блоком управления

Задачи и подпрограммы блока управления по контролю и управлению электроустройствами КА на начальном этапе разработки программного обеспечения (ПО) бортовой вычислительной системы и ПО БУ получают логические имена. Далее, на всех этапах разработки конструкторской документации (КД) и ПО КА – в алгоритмах КА, в задачах БВС и в именах задач БУ используются именно эти логические имена. Таким образом, с самого начала разработки КА обеспечивается возможность параллельно разрабатывать: логику функционирования КА, алгоритмы задач БВС и программное обеспечение БВС; электрические схемы КА, базы данных электрических соединений и программное обеспечение БУ.

Задачи и подпрограммы БУ разрабатываются на специализированном языке БУ. Из исходных текстов на специализированном языке БУ задачи и подпрограммы транслируются в вид управляющих массивов, состоящих из командных инструкций на интерпретируемом внутреннем языке БУ.

Управляющие массивы (УМ) (синонимы: задачи управления, команды управления (КУ); команды; командные массивы) после трансляции физически имеют три представления на внешних носителях.

Первый формат представления УМ задач управления – в виде файла, одноименного с задачей, содержащего данные в двоичном виде, готового к исполнению программами интерпретаторами БУ при попадании содержимого в ОЗУ БУ. В этом формате множества файлов готовятся для использования контрольно-проверочной аппаратурой при наземных испытаниях и для использования в центре управления полетов для летных испытаний КА и управления КА на орбите, засылая УМ в БУ через служебную командную радиопередачу.

Второй формат представления УМ задач и подпрограмм БУ – в виде текстового файла подпрограмм на языке программирования БУ. На этапе создания загрузочного модуля БУ все необходимые задачи и подпрограммы компонуются в загрузочном модуле БУ совместно с системными программами БУ.

Третий формат представления УМ команд управления БУ – в виде текстового файла подпрограмм на языке программирования БВС. На этапе создания загрузочного модуля БВС все необходимые подпрограммы компонуются с программой драйвера БУ в загрузочном модуле БВС, совместно с задачами управления КА.

Для инициализации управляющего действия БУ из задач управления КА в БВС последние обращаются к драйверу БУ в БВС с логическими именами УМ, однозначно соответствующими требуемым управляющим действиям, после чего следует обращение к драйверу БУ в точку входа запуска на исполнение выбранных имен УМ. Выбранные в драйвере БУ УМ, по команде запуска на исполнение, передаются по МКО одной посылкой и запускаются на исполнение в БУ. Период обмена БВС – БУ варьируется в зависимости от специфики конкретного КА и может находиться в пределах от 50 мс и более. Размер посылки УМ по МКО также варьируется в зависимости от специфики задач и величины такта обмена БВС с БУ.

На протяжении одного периода обмена БВС с БУ в БВС к драйверу могут обращаться разные задачи, по несколько раз, с именами разных или одинаковых УМ. За один период обмена БВС обменивается с БУ по МКО дважды, в одной и той же фазе: в начале периода в БУ отправляются необходимые командные УМ или «пустой» массив, в конце периода запрашиваются квитанции и ТМИ.

Программный драйвер БУ в БВС имеет шесть точек входа для задач БВС.

В адрес первой точки входа в драйвер БУ задачи БВС обращаются с параметрами имен УМ, хранящимися внутри тела программы драйвера, которые необходимо запустить на исполнение в БУ в данном такте.

В адрес второй точки входа в драйвер БУ задачи БВС обращаются с параметрами адреса и длины командного УМ, находящегося в области ОЗУ задач БВС после получения из служебного радиокомплекса. По каждому обращению в первую и вторую точки входа драйвер накапливает в собственный буфер командные массивы в виде, готовом для передачи по МКО в БУ.

В адрес третьей точки входа в драйвер БУ задача БВС обращается с параметром, в момент времени,

когда необходимо начать передачу по МКО в БУ содержимого буфера УМ, накопленного за время после предыдущего обмена. Параметр в этой команде необязательный, он представляет собой константу величины тайм-аута ожидания в БУ следующего обмена с БВС. В БУ, при отсутствии параметра тайм-аута, полученного от БВС, отрабатывается внутренний тайм-аут, а при получении от БВС однократно отрабатывается пришедший в БУ тайм-аут, после чего БУ обратно переходит к использованию собственного тайм-аута. Независимо от наличия заданий из БВС в БУ, запрос с параметром величины тайм-аута или без него должен регулярно осуществляться из БВС в БУ. Прием квитанций исполнения команд и ТМИ осуществляется по отдельному запросу (см. ниже).

Четвертая точка входа в драйвер БУ – «сброс». По этой команде драйвер БУ очищает буферы и переменные и приводится к исходному состоянию.

Пятая точка входа в драйвер БУ – запрос квитанций и телеметрических параметров (ТМ) с параметрами адреса и длины буфера задачи БВС. По этой команде драйвер БУ в БВС запрашивает БУ и записывает полученные из БУ квитанции и ТМИ в буфер задачи. В БУ на каждый исполненный УМ формируется одна квитанция: «положительная» при нормальном выполнении или «отрицательная» с кодом завершения.

В адрес шестой точки входа в драйвер БУ задачи БВС обращаются с именем динамически изменяемого параметра и числовым значением, которое необходимо присвоить этому параметру в данный момент времени (динамически изменяемые числовые параметры). Параметры хранятся внутри тела драйвера и длительно сохраняют последнее присвоенное значение. Каждый из динамически изменяемых параметров используется в произвольном количестве УМ, запускаемых на исполнение по первой точке входа в драйвер.

Периоды обращения в точки входа третью и пятую должны быть одинаковыми и иметь длительность не менее 50 мс. При необходимости однократно изменить длительность периода, например при планируемой перезагрузке БВС, в БУ засылается величина тайм-аута соответствующей величины.

В зависимости от особенностей операционной системы БВС не исключаются вариации по объединению или, наоборот, разделению и добавлению точек обращения и параметров обращений к программному драйверу БУ в БВС.

Программный драйвер БУ контролирует на достоверность все поля запросных данных от задач БВС и достоверность массивов обмена с БУ.

2. Реализация исполнения управляющих массивов в блоке управления

В задачах БУ (УМ) едва ли не основным вопросом являются служебные структуры данных, а последовательность действий, в общем-то, тривиальна, поэтому реализация исполнения УМ описана не только словами, но и с использованием нотации, приближенной к языку Си.

Операторы, используемые в задачах БУ, с точки зрения длительности и характера выполнения, бывают трёх типов.

Первый тип – «короткие-жесткие» операторы, которые однократно выполняют действия, имеющие длительность, существенно меньшую, чем длительность цикла обмена с БВС. Такой оператор выполняется своей программой отработки от начала до конца за один раз. За один внутренний цикл в БУ могут выполняться несколько быстрых операторов (до прихода команды «ждать» или окончания отработки УМ).

Второй тип – «длинные» операторы («ждать» «кнопка МКТ»). Это операторы с отложенным действием, т.е. после первого захода программы в этот оператор он переводится в режим ожидания до наступления времени окончательной отработки (обратного включения/выключения кнопки либо истечения времени ожидания/задержки выполнения оператора «ждать»). Первая и последняя порция «длинного» оператора выполняется аналогично «жесткому» оператору, то есть после выполнения порции «длинного» оператора БУ начинает отработку следующего оператора на том же внутреннем цикле.

Третий тип – «мягкие» операторы, которые требуют циклического выполнения некоторых действий (обычно проверок) с параллельной отработкой последующих операторов. Первая и последняя порция «мягкого» оператора выполняется аналогично «жесткому» оператору, то есть после неё БУ начинает отработку следующего оператора на том же цикле.

Ниже описывается эскиз реализации требований к исполнению в БУ этих трех типов операторов. Описание служит иллюстрацией, облегчающей понимание требований и уменьшающей возможность недоразумений.

Данные УМ

Управляющий массив работает с несколькими блоками статических данных и, возможно, с динамическими данными (в связи с параллельными операторами и параллельными командами управления).

Статические данные УМ следующие:

- unsigned int kz – переменная для формирования кода завершения (КЗ);

- unsigned int stat_data[] – массив рабочих данных для длительных операторов;
- stat_data[0] – адрес продолжения программы отработки оператора (ПОО), остальные ячейки используются на усмотрение ПОО;
- unsigned int *par_list[] – список областей динамических данных параллельных операторов;
- unsigned int *par_current – адрес области динамических данных выполняемого в данный момент «мягкого» оператора (адрес возврата).

Переменная kz обнуляется перед началом отработки УМ, а затем по ходу отработки операторов все ПОО имеют право писать в эту переменную ненулевые значения. Значение этой переменной на момент окончания отработки массива считается кодом завершения массива в целом.

Массив stat_data[] должен иметь максимальный размер из требуемых всеми ПОО. Система БУ никак не использует и не контролирует эту область, за исключением stat_data[0] – адреса возобновления ПОО (см. ниже).

Динамические данные «мягких» операторов организованы в список, содержащий ноль или более элементов. Каждый «мягкий» оператор, начиная выполнение, добавляет новый элемент в этот список, а завершая выполнение – исключает свой элемент. Создание и включение в список нового элемента выполняется по инициативе ПОО, адрес этого элемента ПОО сообщает УМ в переменной par_current. В дальнейшем УМ, передавая управление программе обработки оператора, сообщает ей этот адрес таким же способом, то есть перед передачей управления помещает его в переменную par_current.

Основной входной точкой УМ для завершения ПОО является точка end_or. Переходом на эту точку заканчивается работа всех ПОО. Для «жестких» операторов на эту точку следует переход сразу после выполнения всех действий оператора, а для «мягких» операторов переход на эту точку делается, если оператор полностью закончил работу.

Для взаимодействия «мягкими» и «длинными» операторами введены входные точки long_or и par_or.

Входная точка long_or вызывается из программы обработки длительного оператора, если он не завершает работу и должен продолжать работу на последующих циклах. Система БУ адрес возврата в эту подпрограмму запоминает в первой ячейке статических данных stat_data[0] и на следующем цикле передаёт управление по этому адресу. То есть в программе отработки длительного оператора вызовы подпрограммы long_or являются паузами в работе до следующего цикла. Например, программа отработки оператора «ждать» может быть реализована следующим образом:

- ```

- stat_data[1] = /*длительность*/;
- while (stat_data[1]){
- long_or();
- stat_data[1];
- };
- goto end_or.

```

Входная точка par\_or вызывается из программы отработки «мягкого» оператора, если она на данном цикле ещё не завершает работу. Перед её первым вызовом ПОО должна зарезервировать динамическую область, перед выходом через end\_or – освободить эту область. «Скелет» программы «мягкого» контроля выглядит так:

- ```

- par_current = (unsigned int*)malloc(/*резервировать память требуемого размера*/ * sizeof(unsigned int));
- /*включить область par_list[] в список*/;
- par_list[i] = par_current;
- while (/*проверка условия не прошла*/);
- par_or();
- free(par_current); //освободить память *par_current;
- par_list[i] = NULL; //исключить область из списка goto end_or.

```

Работа по входной точке par_or почти ничем не отличается от работы по входной точке long_or, только адрес возобновления ПОО записывается не в stat_data[0], а в par_current.

3. Язык программирования задач блока управления

В 1989 году в НПО имени С.А. Лавочкина разработаны и продолжают использоваться в настоящее время программная система комплексных испытаний и язык программирования комплексных испытаний КА (ЯКИ) на автоматизированных испытательных комплексах.

Основные принципы системы программирования и синтаксис языка были заложены в НПО имени С.А. Лавочкина Соколовым Аркадием Саввичем в сотрудничестве с Мозговым Юрием Васильевичем и Коропом Алексеем Владимировичем (в то время работавшим на предприятии «Коммунар», г. Харьков). С начала 2000-х гг. большой вклад в развитие автоматизированных испытательных комплексов и языка комплексных испытаний (ЯКИ) внес коллектив талантливых разработчиков под руководством Комкова Владимира Александровича.

Этот специализированный язык и система программирования легко осваиваются специалистами по электронике, даже не имеющими навыков написания программ на языках программирования. Система программирования ориентирована на технологию

разработки отладки и сопровождения КА на всех этапах испытаний в НПОЛ. На этом языке разработаны более 2500 программ испытаний различных КА и в настоящее время продолжают развиваться разработки программного обеспечения (ПО) параллельно для нескольких изделий.

Система программирования ЯКИ включает в себя ряд входных языков и программные средства обработки и хранения программных модулей, написанных на этих языках. Языки предназначены для программирования задач испытаний КА в форме, удобной для пользователя и пригодной для документирования.

В системе используются входные языки:

- язык ввода кроссировочной информации базы данных электрических соединений испытательного комплекса;
- язык комплексных испытаний (ЯКИ) – табличный язык, позволяющий описывать порядок выдачи воздействий и ожидаемое поведение КА. Рабочая программа задачи испытаний строится автоматически на основании программы на входном языке; протоколирование хода испытаний также ведется в терминах входного языка, то есть пользователь избавлен от необходимости учитывать особенности реализации испытаний;
- язык описания технологических команд – табличный язык, позволяющий описывать технологические команды различных типов. Управляющие массивы для реализации выполнения технологических команд формируются автоматически с использованием баз данных электрических соединений на уровне идентификации параметров и воздействий КА.

Положительный многолетний опыт доказал эффективность использования ЯКИ для управления КА при испытаниях, что делает возможным использовать его в качестве прототипа языка БУ для программирования задач управления электроустройствами КА и контроля параметров датчиков КА.

3.1. Общие сведения о языке блока управления

Далее будет использоваться сокращенное обозначение языка программирования блока управления – LCU.

LCU имеет табличные формы записи. Программа задачи БУ строится на основании нескольких таблиц. При этом часть таблиц описывает общие сведения о КА (номенклатура и характеристики команд и контролируемых параметров, внешние и внутренние связи БУ с КА и пр.), а часть таблиц, отдельных для каждой задачи, описывает специфику управления КА.

На входном языке LCU задаются следующие сведения:

- состав параметров КА и их ожидаемые начальные значения;
- состав команд управления и их характеристики;
- таблицы соединений электроустройств и датчиков КА с БУ;
- порядок выдачи на КА команд различных типов и контроля параметров КА;
- последовательности действий активизируемых в нештатных ситуациях;
- события и условия, приводящие к инициализации в БУ задач, по изменению значений параметров КА;
- комментарии.

Общая структура всех исходных таблиц одинакова. Таблица состоит из последовательности элементов, которые могут занимать различное число строк.

3.2. Элементы LCU

Ключевые слова

Следующие ключевые слова имеют в языке стандартный смысл:

ВМКТ – команда длительное воздействие коммутаторами;

КВМКТ – команда «кнопка» коммутаторами;

ДЛКН – команда изменить длительность «кнопки» коммутатора;

РТМ – выдать в ТМ-регистр код;

КН – команда измерение и контроль напряжения;

КТ – команда измерение и контроль тока;

ДКТ – команда измерение и контроль изменения тока;

КДД – команда измерение и контроль датчика давления;

КТД – команда измерение и контроль термодатчика;

КДП – команда контроль дискретных параметров;

ЖДАТЬ – оператор ожидания конца заданного интервала времени;

УС – установить номер шага;

ПОВТ – повторение шага;

ПП – вызов подпрограммы;

ЗАП – запуск задачи в БУ;

СТОП – завершение задачи в БУ после поступления одноименной команды.

3.3. Параметры и их начальные значения

В данном разделе описываются таблицы, определяющие параметры, измеряемые модулями ОДС (опрос дискретных сигналов), АЦП (аналого-цифровой преобразователь) и МОАД (модуль опроса аналого-

вых датчиков), а также соединения устройств КА с модулями коммутации (МКТ). Наличие дискретного сигнала в БУ – «1», отсутствие – «0», для параметров превышения границ циклического контроля (см. далее таблицы параметров и команды типов КН, КТ, ДКТ, КДД, КТД) «0» – в допуске, «1» – вне допуска.

Идентификаторы всех параметров должны быть уникальными. Не допускается также совпадение идентификаторов параметров с идентификаторами электрических воздействий.

Дискретные параметры

Таблица дискретных параметров содержит пять колонок: в первой записывается идентификатор параметра, во второй – его ожидаемое начальное значение. В третьей колонке для импульсных параметров должна быть записана буква «И»; для длительных параметров третья колонка не заполняется. В четвертой колонке указываются тип и адрес функционального модуля (ФМ) БУ. В пятой колонке указывается номер канала в модуле, с которым связан идентификатор параметра. Элемент таблицы имеет строение:

iiiiiiiiiii | з | и | имя ФМ | № канала |,

где iiiiiiiiii – поле для идентификатора параметра; з – поле для его предполагаемого начального значения (0 или 1); и – признак импульсного параметра; имя ФМ – поле имени и номера функционального модуля (ОДС1, ОДС2...); № канала – указываются, через запятую, номера каналов (от 1 до 128).

В случае выполнения электрического проектирования КА в САПР «Е³» идентификаторы этой таблицы должны содержаться в базе данных электрических соединений КА. Идентификаторы, присутствующие в базе данных КА, но отсутствующие в настоящей

таблице, считаются длительными с начальным значением «0».

В случае если параметр выдается из КА сигналами двух полярностей, отдельно или с объединением нескольких сигналов по одной из полярностей в общий провод, в таблицу заносятся параметры, соответствующие только одной из полярностей.

Допускается один идентификатор параметра соотносить с несколькими каналами в нескольких модулях. В этом случае в колонке 4 через точку с запятой в разных строках таблицы перечисляются имена модулей и после последнего в элементе таблицы модуля ставится точка. В колонке 5 через запятую перечисляются номера каналов в первом модуле, затем после точки с запятой перечисляются номера каналов в следующем модуле. В конце перечисления номеров каналов в колонке 5 после последнего ставится точка.

Если параметр импульсный, то при постановке его на контроль, кроме значения параметра, автоматически осуществляется контроль интервала длительности (не более 1 с).

В таблице 1 приведен пример заполнения таблицы дискретных параметров.

Аналоговые параметры

Таблица аналоговых параметров содержит шесть колонок. В первой записывается идентификатор параметра, во второй – единица измерения, в третьей колонке – диапазон значений измерений, нижняя и верхняя границы через пробел. В четвертой колонке через пробел указываются значения кодов оцифровки АЦП, соответствующие нижней и верхней границам диапазона измерений. В пятой колонке указы-

таблица 1 – Дискретные параметры

параметр	начальное значение	признак импульсного параметра	имя ФМ	№ канала
1	2	3	4	5
СДС7	0		ОДС1	14
ПРМН2	1	И	ОДС1: ОДС3	7, 9, 12; 111; 125

таблица 2 – Аналоговые параметры

параметр	единица измерения	диапазон измерения	диапазон АЦП	имя ФМ	№ канала
1	2	3	4	5	6
ТОКЗАР	А	0–100	7777В 0	АЦП1	1
ТОКРАЗР	А	0–100	0 7777В	АЦП1	1
ШИНА27В	В	-50–50	7777В 3777В	АЦП1	3
ДНАДДУВ	атм	0–300	0 275В	АЦП1	15
ТРАДЗ	град	-150–150	7777В 3777В	МОАДЗ	

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ПРОГРАММНОЙ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ И СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОГО ЯЗЫКА ПРОГРАММИРОВАНИЯ

вается тип и адрес функционального модуля (ФМ) БУ. В шестой колонке указывается номер канала в модуле, с которым связан идентификатор параметра. С одним каналом модуля АЦП можно связывать несколько имен идентификаторов параметров, отдельного имени для каждого диапазона измерений.

Элемент таблицы имеет строение:

иииииии | еи| ди| да| имя ФМ| № канала|,

где иииииии – поле для идентификатора параметра; еи – поле единицы измерения (вольт (В), ампер (А), атмосфера (атм)); ди – поле диапазона измерений; да – поле диапазона оцифровки АЦП (восьмеричные константы); имя ФМ – поле имени и номера функционального модуля (АЦП1, АЦП2...); № канала – указываются номера канала (от 1 до 128). Диапазоны верхнего и нижнего допусков записываются через пробел.

Идентификаторы этой таблицы должны содержаться в базе данных электрических соединений КА в случае выполнения электрического проектирования КА в САПР «Е³».

В таблице 2 приведен пример заполнения таблицы аналоговых параметров.

Динамически изменяемые числовые параметры

Таблица динамически изменяемых числовых параметров содержит четыре колонки. В первой записывается идентификатор параметра, во второй единица измерения, в третьей колонке – начальное значение параметра. В четвертой колонке указывается место хранения значения параметра: в драйвере БВС или в ОЗУ БУ, доступного для использования, соответственно, либо задачами БВС, либо задачами БУ.

Элемент таблицы имеет строение:

иииииии | еи| нз|,

где иииииии – поле для идентификатора параметра; еи – поле единицы измерения (секунда (с), миллисекунда (мс)); нз – поле величины начального значения; БВС/БУ – область хранения/изменения параметра в БВС или в БУ.

В таблице 3 приведен пример заполнения таблицы динамически изменяемых числовых параметров.

3.4. Соединение электроустройств КА с модулями коммутации тока

Таблица соединения электроустройств КА с модулями коммутации токов содержит три колонки: в первой записывается идентификатор электроустройства КА. Во второй указывается внутреннее обозначение модуля коммутации тока (МКТ) в БУ (имена: МКТ1...МКТ16); вторую колонку можно не заполнять в случае если в строке тот же самый МКТ, что и в предыдущей. В третьей колонке указывается номер канала в модуле, с которым связан идентификатор электроустройства КА.

Для управления конфигурацией самого блока управления: в первую колонку записываются имена модулей: МКТ1...МКТ16; ОДС1...ОДС16; АЦП1...АЦП16; БОАД1...БОАД16, во вторую колонку таблицы записывается ключевое слово МРП (модуль распределения питания на функциональные модули БУ), в третью – номер канала в МРП, с которым связан функциональный модуль БУ

В таблице 4 приведен пример заполнения таблицы соединения электроустройств КА с модулями коммутации токов.

таблица 3 – Динамически изменяемые параметры

параметр	единица измерения	начальное значение	БВС/БУ
1	2	3	4
ДЛДС	мс	55	БВС
ДЛКОРР	с	4095	БВС
ИЗМ_КОРР	с	-40	БВС
ДВНАДДУВ	атм	300	БВС
ТНРАДЗ	град	-150	БВС
Счетчик1		1000	БУ

таблица 4 – Таблица соединения электроустройств КА с модулями коммутации токов

устройство	имя ФМ	№ канала
1	2	3
МКТ1	МРП	1
ОДС1	МРП	15
АЦП1	МРП	16
НГ17	МКТ1	1
НГ121	МКТ14	30
НГ122		31
НГ123		32

3.5. Общие сведения о языке описания команд управления

Язык команд управления: ВМКТ; КМКТ; ДЛКН; КН; КТ; ДКТ; КДД; КТД; КДП – это фактически набор таблиц, позволяющих описывать команды. Каждый тип команды управления (КУ) имеет свой формат входной таблицы. Входные таблицы задают соответствие номера, или имени КУ набору пользовательских параметров команды соответствующего типа (времена, электрические величины, идентификаторы параметров и устройств КА и так далее). При введении новых типов КУ необходимо разработать для них форматы таблиц и программы трансляции.

Команды: РТМ; ЖДАТЬ; УС; ПОВТ; ПП; ЗАП; СТОП – имеющие по одному параметру, не имеют входных таблиц. Эти КУ вместе с параметрами записываются непосредственно в таблицах программ управления.

В данном изложении язык описания КУ рассматривается в объеме, необходимом для реализации КУ.

Элементы языка описания КУ

Для каждого типа КУ используется свой формат таблиц, но ряд общих требований к структуре должен выполняться для таблиц всех типов.

Таблица любого типа должна представлять собой символьный файл, состоящий из заголовка, последовательности элементов и завершителя. Имя файла фиксировано для таблицы каждого типа.

Каждый элемент задает одну КУ и может состоять из любого числа строк (но не более страницы печати).

По вертикали таблица может состоять из двух и более колонок, при этом в первой колонке должен задаваться номер или имя описываемой КУ. Номер или имя записывается в первой строке элемента, а в остальных строках элемента (если они есть) первая колонка должна быть заполнена пробелами. Не допускается использование одинаковых номеров и имен команд в первой колонке таблиц КУ.

Ниже рассмотрены следующие таблицы:

- ВМКТ – команда длительное воздействие коммутаторами;
- КМКТ – команда «кнопка» коммутаторами;
- ДЛКН – команда изменить длительность «кнопки» коммутатора;
- общая таблица для команд: КН – измерение и контроль напряжения; КТ – измерение и контроль тока; ДКТ – измерение и контроль изменения тока; КДД – измерение и контроль датчика давления;
- КДП – команда контроль дискретных параметров;
- КТД – команда измерение и контроль датчика температуры. Даются описания структур всех таблиц и приводятся примеры их заполнения.

КУ типа «ВМКТ – длительное воздействие коммутаторами»

Эта таблица состоит из семи колонок. Третья, пятая и седьмая колонки, как и в предыдущей таблице, содержат идентификаторы воздействий, по которым происходит переключение коммутаторов модуля МКТ. Подаваемые воздействия («0» – выключить коммутатор, «1» – включить коммутатор) записыва-

таблица 5 – Длительное воздействие коммутаторами

номер/ имя КУ	операторы и идентификаторы воздействий					
	вкл «1» вык «0»	идентификатор	вкл «1» вык «0»	идентификатор	вкл «1» вык «0»	идентификатор
1	2	3	4	5	6	7
897	1	ДС14				
ВЫКДС14	0	ДС14				
ВЫ_НГ122	0	НГ122				
ВК_НГ122	1	НГ122				

таблица 6 – «Кнопка» коммутаторами

номер/ имя КУ	операторы и идентификаторы воздействий						длительность
	вкл «1» вык «0»	идентификатор	вкл «1» вык «0»	идентификатор	вкл «1» вык «0»	идентификатор	
1	2	3	4	5	6	7	8
2402	1	ДС14					4095 с
ВЫКДС14	0	ДС14					53 мс
ВК12_14_6	1						ДЛДС

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ПРОГРАММНОЙ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ И СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОГО ЯЗЫКА ПРОГРАММИРОВАНИЯ

ются соответственно во вторую, четвертую и шестую колонки.

Количество идентификаторов, входящих в одну КУ, не более 32.

В таблице 5 приведен пример заполнения таблицы «длительное воздействие коммутаторами».

КУ типа «КМКТ – команда «кнопка» коммутаторами»

Таблицы этого вида состоят из восьми колонок. Третья, пятая и седьмая колонки должны содержать идентификаторы воздействий, по которым одновременно необходимо выдавать кнопку; во второй, четвертой и шестой колонках – признаки соответствующих операций: «0» – в начале воздействия размыкание, а по истечении интервала замыкание, «1» – сначала замыкание, а затем размыкание.

В каждую КУ могут входить идентификаторы воздействий, принадлежащие не более чем одному функциональному модулю БУ, причем идентификаторами одной группы должна выполняться общая операция – либо «0», либо «1». На месте задействованных идентификаторов в соответствующих разрядах управляющих слов (УС) транслятором вписываются «1», на месте отсутствующих идентификаторов остаются «0».

В восьмую колонку в первую строку каждого элемента записываются длительности воздействий. Все следующие строки элемента в восьмой колонке должны быть пустыми. Структура записи длительности времени «кнопки» имеет три представления: десятичное число до четырех цифр с размерностью секунда или миллисекунда или имя динамически изменяемого параметра. В миллисекундах числовое значение величин времён находится в пределах от 0 мс до 4095 мс; или в секундах – от 0 с до 4095 с.

В миллисекундах числовое значение величин времен находится в пределах от 1 мс до 4095 мс; в секундах – от 1 с до 4095 с.

В таблице 6 приведен пример заполнения таблицы «кнопка» коммутаторами.

КУ типа «ДЛКН – изменить длительность «кнопки» коммутатора»

По этой команде БУ изменяет счетчики выполняющихся «кнопок» в соответствии с требуемыми значениями и продолжает выполнение «кнопок» с новыми длительностями.

Таблицы этого вида состоят из семи колонок. Со второй по шестую колонки должны содержать идентификаторы воздействий, по которым необходимо изменить длительность «кнопки».

В каждую КУ могут входить идентификаторы воздействий, принадлежащие не более чем одному функциональному модулю БУ.

В пятую колонку в первую строку каждого элемента записываются величина, на которую нужно изменить длительность воздействий со знаком «плюс» или «минус». Все следующие строки элемента в пятой колонке должны быть пустыми. Структура записи параметра времени имеет три представления: десятичное число до четырех цифр с размерностью секунда или миллисекунда, или имя динамически изменяемого параметра. В миллисекундах числовое значение величин времён находится в пределах от 0 мс до 4095 мс; или в секундах – от 0 с до 4095 с.

В таблице 7 приведен пример заполнения таблицы «изменить длительность «кнопки» коммутатора».

таблица 7 – Изменить длительность «кнопки» коммутатора

номер/ имя КУ	операторы и идентификаторы воздействий					длительность, с/мс
	идентификатор	идентификатор	идентификатор	идентификатор	идентификатор	
1	2	3	4	5	6	7
9402	ДМТ2					3095 с
ИЗМДС14	ДС14					53 мс
ИЗМДК	ДМТ2					ИЗМ_КОРР

таблица 8 – Измерение и допусковый контроль напряжения, тока и давления

номер/ имя КУ	идентификатор	нижний допуск	верхний допуск	признак циклического контроля	признак дифференциального контроля
1	2	3	4	5	6
2340	АЦП11	28.5	30		
2341	АЦП12	27.0	32		
КТН	ТН	2.0	83.0	Ц	
2343	ТН10	22.0	28.0		
2344	ТН	2	4	30	Д
2345	ПНК9-1	-4	-2	Ц	
НАПМИН1	ШИНА27В	23	34	Ц	
2347	ТН	13	20		

Команды типов КН; КТ; ДКТ; КДД «Измерение и допусковый контроль напряжения, тока и давления»

Измерения параметров напряжения, тока и давления осуществляются модулем АЦП циклически на протяжении всего времени пока модуль включен. Результаты измерения во внутреннем буфере модуля АЦП обновляются после каждого цикла опроса и передаются в центральный процессорный модуль (ЦПМ) БУ по запросу ЦПМ, и далее передаются в БВС в формате массива ТМ-параметров.

Допусковый разовый, циклический и дифференциальный контроль величин напряжения, тока и давления осуществляется в модуле АЦП после получения соответствующих команд. Результаты выполнения команд передаются в ответ на соответствующий запрос ЦПМ БУ.

Так как команд такого типа небольшое количество (суммарно до 150 команд) и все эти команды исполняются в модуле АЦП, для их описания используется одна общая таблица, состоящая из шести колонок.

В первой колонке таблицы записываются номера или имена команд измерения напряжения, тока или давления. Во второй колонке – идентификаторы параметров. В третьей и четвертой колонках записываются допуск напряжения, тока или давления (в третьей – нижний, в четвертой – верхний). В пятой колонке для дифференциального контроля записывается длительность в миллисекундах, для циклического контроля записывается буква «Ц». В шестой для дифференциального контроля записывается буква «Д».

Для дифференциального контроля нижний и верхний допуски записываются относительно выбранной базы.

Отрицательные нижние и верхние допуски, в третьей и в четвертой колонках, записываются со знаком минус.

При циклическом контроле по выходу значения параметра за пределы допуска формируются параметры: ИИИИИИИИ<или ИИИИИИИИ> ниже нижнего допуска и выше верхнего допуска соответственно.

Дифференциальный контроль – циклический, используется для измерения разности двух значений одного параметра – базового, первого измеренного значения в начале выполнения КУ, и измеренного на момент времени последующих запросов, в заданном интервале времени.

Дифференциальный контроль параметра осуществляется циклически и завершается по формировании положительной квитанции выполнения, по истечении длительности времени выполнения или по команде на отмену циклического контроля.

Допускается один и тот же параметр параллельно подвергать разовому, циклическому допусковому и дифференциальному контролю.

Для отмены циклического и дифференциального контроля параметра в первой колонке таблицы записывается идентификатор этого параметра, в пятой – буква «Ц», остальные колонки не заполняются.

В таблице 8 приведен пример заполнения таблицы «Измерение и допусковый контроль напряжения, тока и давления».

Команда типа КДП «Контроль дискретных параметров»

Таблица контроля дискретных параметров состоит из семи колонок.

В первой колонке записывается номер или имя команды, в третьей, пятой и седьмой колонках – идентификаторы контролируемых параметров, во второй,

таблица 9 – Контроль дискретных параметров

номер/ имя КУ	значения и идентификаторы параметров					
	значение	идентификатор	значение	идентификатор	значение	идентификатор
1	2	3	4	5	6	7
127	1	ВД97-1	0	ВД77-1	1	ВД37-1
130	0	ВД97-1	0	ВД37-1		
КСДС14	1	СДС14				

таблица 10 – Измерение и допусковый контроль температуры

номер/ имя КУ	идентификатор	нижний допуск	верхний допуск	признак циклического контроля
1	2	3	4	5
2340	ТРАДЗ	-120	120	Ц
КТСПСС	ТТСПСС	-20	40	

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ПРОГРАММНОЙ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ И СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОГО ЯЗЫКА ПРОГРАММИРОВАНИЯ

четвертой и шестой колонках – ожидаемые значения дискретных параметров.

В таблице 9 приведен пример заполнения таблицы «Контроль дискретных параметров».

Команда типа КДТ «Измерение и допусковый контроль датчика температуры»

Измерения параметров датчиков температуры осуществляются группой отдельных модулей МОАД циклически на протяжении всего времени пока модуль включен. Результаты измерения во внутреннем буфере модулей обновляются после каждого цикла опроса и передаются в центральный процессорный модуль (ЦПМ) БУ по запросу ЦПМ, и далее передаются в БВС в формате массива ТМ-параметров.

Допусковый разовый и циклический контроль величин температуры осуществляется в модуле МОАД после получения соответствующих команд. Результаты выполнения команд передаются в ответ на соответствующий запрос ЦПМ БУ.

Для описания команд используется одна таблица, состоящая из пяти колонок.

В первой колонке таблицы записываются номера или имена команд измерения температуры. Во второй колонке – идентификаторы параметров. В третьей и четвертой колонках записываются допуск температур (в третьей – нижний, в четвертой – верхний). В пятой колонке – для циклического контроля записывается буква «Ц».

Отрицательные нижние и верхние допуски, в третьей и в четвертой колонках, записываются со знаком «←».

При циклическом контроле по выходу значения параметра за пределы допуска формируются параметры: ИИИИИИИИ< или ИИИИИИИИ> ниже нижнего допуска и выше верхнего допуска соответственно.

Допускается один и тот же параметр параллельно подвергать разовому и циклическому допусковому контролю.

Для отмены циклического контроля параметра в первой колонке таблицы записывается идентификатор этого параметра, в пятой – буква «Ц».

В таблице 10 приведен пример заполнения таблицы «Измерение и допусковый контроль температуры».

3.6. Инициативные параметры

Параметры, по инициативе которых требуются автоматические оперативные вмешательства в ход исполняющихся в БУ программ управления, заносятся в таблицу инициативных параметров.

Под оперативным вмешательством понимается выполнение вне программ управления в БУ одной служебной команды типов: ПП или ЗАП. При этом вы-

полнение программ управления в БУ продолжается (если, конечно, оперативное вмешательство не пришлось на момент отсутствия заданий в БУ). Задачи и подпрограммы, запускаемые в БУ по инициативам параметров, выполняются параллельно с другими ранее запущенными задачами.

Событием, возможно требующим оперативного вмешательства, является принятие параметром значения, указанного в первой колонке перед идентификатором данного параметра. От момента, когда параметр получит указанное значение, отсчитывается время, указанное во второй колонке, после чего выполняется действие оперативного вмешательства, заданное в третьей колонке, а именно команды запуска подпрограммы или задачи в БУ (ПП или ЗАП).

В таблицу могут заноситься дискретные параметры ОДС из таблицы дискретных параметров и параметры выхода за границы циклического контроля из таблиц КН, КТ, КДД и КТД.

В таблице 11 приведен пример заполнения таблицы инициативных параметров.

таблица 11 – Инициативные параметры

значение и параметр	задержка (чч:мм:сс)	действие (тип код)
1	2	3
1 ТТСПСС>	: :10	ЗАП СОТР
1 ТТСПСС<	: :10	ЗАП СОТР
1 ТН>		ПП ПКЗ

3.7. Программа управления

Каждая программа КУ состоит из одной основной таблицы и, возможно, нескольких таблиц подпрограмм, задающих порядок выдачи команд и контроля параметров. Программа определяется именем в заголовке. Имя в точности должно соответствовать логическому имени, определенному изначально. Кроме того, может быть подготовлено несколько таблиц подпрограмм, имеющих имена, которые задаются в заголовках соответствующих таблиц.

При хранении на носителе имя файла с исходным текстом должно совпадать с именем в заголовке таблицы. В частности, если в заголовке имя таблицы набрано русскими буквами, то и имя файла должно быть русским.

Строение таблиц управляющих программы и подпрограмм одинаково.

Каждый шаг программ и подпрограмм описывается одной или двумя строчками, задающими действие, выполняемое БУ, и любым количеством строчек, описывающих ожидаемые последствия этого действия. Ниже объясняется заполнение всех колонок первой строчки, затем заполнение второй строчки (длительности) и, наконец, последующих строк.

Номер шага (первая колонка). В колонке «Номер шага» может быть записано четырехзначное десятичное число номера шага, или команда инициализации контроля параметра «П». В пределах одного шага могут присутствовать несколько команд инициализации контроля параметров. В пределах таблицы номера шагов, как правило, должны возрастать.

Контроль параметров по командам («П») при исполнении в БУ осуществляется в измерительных модулях (ОДС, АЦП и МОАД) и запускается в начале шага, непосредственно после выдачи команд в модули МКТ.

Возможно задание последовательности шагов, которые в автоматическом режиме должны выполняться неразрывно, независимо от внешних инициатив (участок неразрывности). В первом шаге такого участка вслед за номером должна быть записана открывающая круглая скобка, в последнем шаге участка вместо номера должна стоять закрывающая круглая скобка, а в промежуточных шагах первая колонка не заполняется.

Если в поле номера шага первым символом является звездочка, этот шаг считается комментарием и все его строчки игнорируются. Игнорирование происходит во время трансляции, т.е. результирующий УМ будет таким же, как если бы этого элемента таблицы не было вовсе.

Задачи одноразового действия должны строиться по линейному принципу, начало задачи – первая строка таблицы, конец задачи – последняя строка таблицы.

Циклические задачи в БУ начинаются с первой строки таблицы, а заканчиваются по получению из другой задачи в БВС или БУ команды «СТОП», после достижения шага с таким же ключевым словом (СТОП), к которому может предписываться участок неразрывности (команды внутри круглых скобок) в собственном теле задачи. Шаг «СТОП» с участком неразрывности, при наличии такового, исполняется после момента времени получения извне команды «СТОП», иначе пропускается вместе с участком неразрывности.

Тип и код действия (вторая колонка). Во второй колонке записываются тип и код выдаваемого воздействия. В качестве типа может быть обозначение любого вида команды из описанных выше таблиц

команд управления, аббревиатура: ВМКТ; КМКТ; ДЛКН; КН; КТ; ДКТ; КДД; КТД; КДП с номером в виде десятичного числа через пробел или имя команды из вышеописанных таблиц.

Если первая колонка предписывает контроль параметра («П») – во второй колонке записывается идентификатор параметра для значения параметра, равного 1; для значения параметра, равного 0, перед идентификатором ставится знак минус «-».

Команды: РТМ; УС; ПОВТ; ПП; ЗАП; СТОП; ЖДАТЬ – не имеют входных таблиц. Эти команды записываются непосредственно в таблицах программ управления. Синтаксис команд понятен из примеров, приведенных выше в тексте, и примера заполнения таблицы 12.

По команде «РТМ» в ТМ-регистр выдается кодовая комбинация бит.

Если вторая колонка предписывает установку по номеру шага («УС»), то номер устанавливаемого шага должен быть больше номера самого шага интерактивный режим. Если все же во второй колонке необходимо предписать установку на номер предыдущего шага (зацикливание), то в интерактивном режиме транслятора это можно санкционировать. При этом переход из участка неразрывности и внутрь участка неразрывности не допускается.

Команда «ПОВТ» – предписывает повторение шага на указанное число повторов и может использоваться только в четвертой колонке.

Команда «ПП имя» – вызывает на исполнение подпрограмму с соответствующим именем из ПЗУ БУ.

Команда «ЗАП» – запускает на исполнение задачу с соответствующим именем из ПЗУ БУ. Задачи БУ могут быть линейными или циклическими.

Команда «СТОП имя» – в момент поступления команды завершает задачу с соответствующим именем, ранее запущенную из ПЗУ БУ.

Если для команды необходима дополнительная информация (тип, номер, код, имя), она записывается в той же колонке через пробел, например: ВМКТ 897 (параметр – номер команды из таблицы 4), ВЫКДС14 (имя команды из таблицы 5 без параметра), РТМ 35В, ЖДАТЬ 2 мс, УС 9900, ПП ПКЗ, ЗАП СОТР.

Команда «ЖДАТЬ» предписывает время нахождения программы (задачи) управления в паузе. Структура записи параметра времени имеет три представления: десятичное число до четырех цифр с размерностью секунда или миллисекунда, например: 0098 с; 98 С; 4095 мс; 0495 МС, или имя динамически изменяемого параметра. В миллисекундах числовое значение величин времен находится в пределах до 9999 мс; в секундах – до 9999 с. Команда «ЖДАТЬ»

ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ПРОГРАММНОЙ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ И ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ И СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОГО ЯЗЫКА ПРОГРАММИРОВАНИЯ

может не иметь параметра, в этом случае она представляет «пустой» оператор, по которому ничего не делается.

Во второй колонке также описываются действия с динамически изменяемыми числовыми параметрами в БУ. Предусматриваются действия: присвоение динамическому параметру значения и арифметические действия, обозначаемые как « = , - , + , * , / ». Дина-

мически изменяемые параметры могут контролироваться по командам «П» в первой колонке.

Длительность выполнения шага (третья колонка). Максимальная длительность ожидания успешного завершения шага может задаваться в третьей колонке. Структура записи параметра времени такая же, как в командах КМКТ и ЖДАТЬ. Если эта колонка не заполняется, то интерпретаторами БУ обраба-

таблица 12 – Задача УПР

номер шага	тип код	длительность шага	при ошибке выдачи тип код
1	2	3	4
1(КМКТ 2402		УС 80
	ЖДАТЬ 2мс		
)	КСДС14		
20	КТН		ПОВТ 3
50	ВМКТ 0005		
60	ВМКТ 897		
П	ПРМН2	12 мс	УС 70
П	-ТН<		
П	-ТН>		УС 70
70	ДКТ 2344	9 мс	ПП ПКЗ
80	КДТ 2340		ЗАП СОТР
100	РТМ 35В		
110	ВК_НГ122		
120	ЖДАТЬ ДЛКОРР		
130	ВЫ_НГ122		
140	Счетчик1 – 1		
145(СТОП		
)	ВЫ_НГ122		
150	ЖДАТЬ		
П	-Счетчик1		УС 1
155(СТОП		
)	ВЫ_НГ122		

таблица 13 – Комментарии к командам

номер/ имя КУ	комментарий
1	2
ВЫКДС14	выключение ДС14
ДКТ 2344	дифференциальный контроль тока нагрузки от 2 А до 4 А, 30 мс

таблица 14 – Комментарии «Задача УПР»

номер шага	комментарий
1	2
70	дифференциальный контроль тока нагрузки от 2 А до 4 А, 30 мс

тывается длительность по умолчанию, определенная в системе БУ отдельно для каждого типа действия из второй колонки. В случае если в шаге к выдаче привязаны несколько контролей параметров с разными длительностями контроля, то длительность шага определяется наибольшим значением времени контроля внутри данного шага.

Реакция на ошибку (четвертая колонка). В этой колонке определяется, как система должна реагировать на ненормальное завершение команды или на превышение интервала длительности шага.

Если колонка не заполнена, то в случае ошибки производится ее игнорирование, формируется аварийный код завершения, после чего циклограмма продолжает выполнение.

В качестве автоматической реакции на ошибку в колонке можно задать:

- повторение шага при ошибке («ПОВТ N», где N – максимальное число повторений);
- вызов подпрограммы («ПП имя»);
- установка в пределах таблицы шага с указанным номером («УС N»);
- запуск задачи («ЗАП имя»);
- завершение задачи («СТОП имя»).

В таблице 12 приведен пример заполнения таблицы программы задачи управления.

3.8. Комментарии к командам управления

Комментарии к командам управления и контроля заносятся в отдельные таблицы. Таблицы имеют соответственно обозначения. Порядок заполнения этих таблиц совершенно одинаков, поэтому рассматривается заполнение лишь таблицы комментариев к командам ВМКТ.

В первую колонку заносится код или имя воздействия. Во второй колонке записываются комментарии. Длина записи комментария не ограничена.

В таблице 13 приведен пример заполнения таблицы комментариев к командам.

3.9. Комментарии к параметрам

В таблицу комментариев к параметрам заносятся комментарии к параметрам всех типов. Заполнение таблицы аналогично заполнению таблицы комментариев к командам, только в первой колонке записывается не номер/имя команды, а идентификатор параметра.

3.10. Комментарии программ управления

Комментарии программ управления генерируются автоматически из таблиц программ управ-

ления и таблиц комментариев к командам и параметрам.

В первую колонку заносится номер шага из таблицы циклограммы, а во вторую колонку – комментарии из таблиц комментариев. Таблицы комментариев к командам и параметрам предназначены только для удобства работы с листингами программ управления, их заполнение не является обязательным.

В таблице 14 приведен пример заполнения таблицы комментариев задачи управления.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предлагаемые основные принципы построения программной системы подготовки и функционирования и специализированного языка блока управления обеспечивают:

- возможность проводить разработки ПО БВС в части управления электроустройствами КА на логическом уровне, с самого начала разработки, параллельно с разработками электрических схем КА и разработками программного обеспечения блока управления;
- программирование всего спектра задач низкоуровневого управления БУ электроустройствами КА простым и наглядным языком, специалистами, занимающимися электрическим проектированием КА;
- проведение параллельных разработок большим количеством специалистов, в разных подразделениях, разработки штатного и испытательного программного обеспечения БУ на специализированном машинно-независимом языке, снижающем временные затраты разработчиков;
- наполнение ПО БВС и ПО БУ знаниями по управлению электроустройствами КА сводится к компоновке в загрузочном модуле БВС и БУ данных результатов трансляции LCU.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Мозговой Ю.В. Концепции создания аппаратуры и программного обеспечения блока управления электроустройствами автоматических автономных долгоживущих космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 98-111.

Мозговой Ю.В. Основные принципы и алгоритмы выполнения блоком управления прикладных задач обеспечения функционирования электроустройств космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 87-96.

Статья поступила в редакцию 28.10.2015 г.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина» принимаются статьи, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели).
 2. Статьи из других организаций направляются в адрес ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.
 3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.
 4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объем статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.
 5. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
 - индекс УДК (слева);
 - инициалы и фамилии авторов, ученое звание и ученая степень каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), название статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
 - основной текст;
 - список литературы.
 6. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
 7. Набирать текст необходимо в **MS Word 2003**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
 8. Для набора формул следует использовать встроенный редактор формул **Microsoft Equation 3.0**. Формулы набираются **латинским** алфавитом, размер шрифта **11**. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
 9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
 10. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.
 11. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть четкими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имен).
 12. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.
 13. К статье следует приложить диск с файлами:
 - сформированной статьи;
 - рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
 - фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);
 - сведений об авторах.
- В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), ученое звание, ученую степень, аспирант или соискатель ученой степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.
- Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

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

верстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ ВЯЧЕСЛАВА М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 29.02.2016. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объем 7,0 печ. л. тираж 500 экз.

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «Трек принт»

Новокуркинское шоссе, д. 39, пом. 1, ком. 71, г. Москва, 125466

26-29 января 2016 года

XI Академические чтения по космонавтике, посвящённые памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных учёных-пионеров освоения космического пространства.

Пленарное заседание состоялось 26 января в МГТУ имени Н.Э. Баумана.

Заседание открыл ректор МГТУ имени Н.Э. Баумана профессор А.А. Александров.

Были представлены доклады:

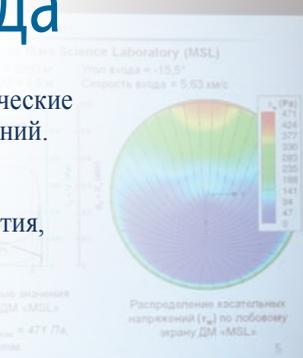
- генерального директора Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» И.А. Комарова – о современном состоянии, реформировании и перспективах развития отечественной ракетно-космической промышленности;
- председателя научно-технического совета «Роскосмоса», профессора Ю.Н. Коптева – к 70-летию отечественной ракетно-космической промышленности. Ретроспективный анализ;
- другие доклады.

29 января 2016 года

29 января в НПО имени С.А. Лавочкина состоялось заседание секции этих чтений «Автоматические космические аппараты для планетных и астрофизических исследований. Проектирование, конструкция, испытания и расчёт».

Заседание секции прошло под научным руководством помощника генерального директора по науке предприятия, профессора В.В. Ефанова и главного конструктора КА «СПЕКТР-УФ» профессора МАИ А.А. Моишеева.

Было представлено 27 научных докладов, в том числе доклад директора Института проблем механики имени А.Ю. Ишлинского, члена-корреспондента РАН С.Т. Суржикова – рациональная газовая динамика MSL.



Исполняющий обязанности
генерального директора ФГУП
«НПО имени С.А. Лавочкина»
С.А. Лемешевский

Основная целевая аппаратура «ЭЛЕКТРО-Л», «АРКТИКА-М»: многозональное сканирующее устройство (МСУ-ГС); гелиогеофизический комплекс. МСУ-ГС обеспечивает оперативное получение изображения полного видимого диска Земли в 10 спектральных диапазонах от 0,5 до 12,5 мкм (от видимого до инфракрасного). Гелиогеофизический комплекс обеспечивает контроль и прогноз «космической погоды», которая определяется, в основном, вспышками на Солнце, радиационной обстановкой в околоземном космическом пространстве, состоянием магнитного поля, состоянием магнитосферы, ионосферы и верхней атмосферы.

