

110 ЛЕТ
СО ДНЯ
РОЖДЕНИЯ



БАБАКИН
Георгий
Николаевич

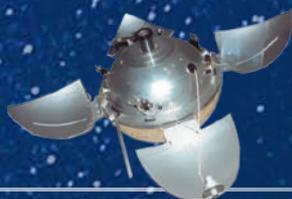
ГЕРОЙ
СОЦИАЛИСТИЧЕСКОГО ТРУДА,
ЛАУРЕАТ ЛЕНИНСКОЙ ПРЕМИИ,
ЧЛЕН-КОРРЕСПОНДЕНТ
АН СССР,
ДОКТОР ТЕХНИЧЕСКИХ НАУК,
ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР
МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОГО
ЗАВОДА имени С.А. ЛАВОЧКИНА
1965–1975

ЛУННЫЕ И
МЕЖПЛАНЕТНЫЕ
СТАНЦИИ

СОЗДАННЫЕ
ПОД РУКОВОДСТВОМ
ГЛАВНОГО КОНСТРУКТОРА
ГЕОРГИЯ НИКОЛАЕВИЧА
БАБАКИНА

ЗАВОЕВАВШИЕ
МИРОВЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ
ПРИОРИТЕТЫ

ЛУНА 9



31.01.1966

МЯГКАЯ ПОСАДКА
НА ЛУНУ

ЛУНА 10



31.03.1966

ИСКУССТВЕННЫЙ
СПУТНИК ЛУНЫ

ВЕНЕРА 7



17.08.1970

МЯГКАЯ ПОСАДКА
НА ВЕНЕРУ



ЛУНА 16



12.07.1970

ДОСТАВКА НА ЗЕМЛЮ ЛУННОГО
ГРУНТА В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ

ЛУНА 17



11.11.1970

АВТОМАТИЧЕСКАЯ САМОХОДНАЯ
ЛАБОРАТОРИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ

МАРС 3



28.05.1971

МЯГКАЯ ПОСАДКА
НА МАРС

с о д е р ж а н и е

Моишеев А.А.
Наш Георгий Николаевич Бабакин (к 110-летию со дня рождения)3

Казмерчук П.В., Вернигора Л.В.
Оптимизация межпланетных траекторий и гравитационных манёвров КА с малой тягой методом линеаризации. Часть 213

Клименко Н.Н., Занин К.А.
Космические системы оптико-электронного наблюдения между прошлым и будущим. Часть 2. Анализ возможностей современной орбитальной группировки зарубежных военных КА оптико-электронного наблюдения18

Телепнев П.П., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А., Герасимчук В.В.
Оценка уровней механических воздействий на КА двигателя-маховика в вязко-упругом подвесе виброизолятора, обусловленных прецессией и нутацией ...30

Киселев А.В., Гусев А.В., Маилян К.А., Баженов О.П., Штокал А.О., Рыков Е.В., Шостак С.В., Демина В.Д.
К вопросу управления излучательной способностью покрытий при создании систем обеспечения теплового режима космических аппаратов36

Гончаров В.В., Севастьянов А.С., Григорьев П.С., Плаксин А.М.
Возникновение тёмных пятен на поверхности деталей из коррозионно-стойкой стали 95X18 после термической обработки с меднением и пути решения этой задачи в ракетно-космической технике43

Середин П.В., Артемьев А.В., Моишеев А.А., Рыков Е.В., Штокал А.О.
Под лучами «Звезды К.Э. Циолковского» – от мечты к практической реализации [К 35-летию Филиала АО «НПО Лавочкина» в г. Калуга]48

Ященко Б.Ю.
О возможности использования метода математического подбора в алгоритмах решения задач по определению уровня загрязнения поверхностей космических аппаратов54

Бирюков А.С., Зверев А.В., Деменко О.Г.
К вопросу экспериментальной отработки посадочного аппарата на случай его посадки на поверхность Венеры60

Абдурахимов А.А., Уханов И.Г., Нечаев И.Ю.
Методика обоснования параметров целевой системы малого космического аппарата связи как части низкоорбитальной группировки космической системы связи67

Петров Ю.А., Берников А.С., Брешев Е.Н., Колобов А.Ю.
К вопросу совершенствования устройства перемещения камеры маршевой двигательной установки по каналам рыскания и тангажа72

Аверкиев Н.Ф., Ключников В.Ю., Кульвиц А.В., Житников Т.А.
Коррекция параметров орбиты малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли с учётом особенностей функционирования электрических ракетных двигателей79

Буксар М.Ю., Ермолаев В.И.
Исследование манёвров космических аппаратов оперативного наблюдения87

Алдохина В.Н., Кононов Д.Н., Лисицкий В.В., Полуян М.М., Смирнов Е.Е.
Оценивание частных показателей качества орбитальной группировки сверхмалых космических аппаратов мониторинга чрезвычайных ситуаций97

журнал является рецензируемым изданием

- журнал включён в базу данных «Российский индекс научного цитирования» (РИНЦ), размещаемую на платформе НАУЧНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ БИБЛИОТЕКИ на сайте <http://www.elibrary.ru>
 - журнал включён в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК в категорию **К1** по группе научных специальностей **2.5.13**. Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов; **2.5.14**. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов; **2.5.16**. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов
 - мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей
 - редакция не несёт ответственность за содержание рекламы
 - рукописи не возвращаются
 - при перепечатке материалов ссылка на «ВЕСТНИК «НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА» обязательна
 - плата с аспирантов и адъюнктов за публикацию статей не взимается
 - статьи журнала и требования к оформлению представленных авторами рукописей приведены на сайте журнала <http://www.vestnik.laspase.ru>
 - подписной индекс 37156 в каталоге периодических изданий «Газеты и журналы» 000 ГК «УРАЛ-ПРЕСС»
- © АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издаётся с 2009 года

адрес редакции: 141402 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@LASPASE.RU
адрес в Интернете: <http://WWW.VESTNIK.LASPASE.RU>

главный редактор –

к.э.н.

Х.Ж. Карчаев

заместитель главного редактора –

д.т.н., профессор

В.В. Ефанов

редакционная коллегия

чл. СХ СССР, России **В.М. Давыдов**

д.т.н.

К.А. Занин

д.т.н.

Д.А. Кузнецов

к.т.н.

А.А. Моишеев

к.т.н.

И.В. Москатиньев

д.т.н.

А.Е. Назаров

д.т.н.

П.В. Федоркин

к.т.н.

В.С. Финченко

А.Е. Ширшаков

редакционный совет

академик РАН

О.М. Алифанов

д.ф.-м.н., профессор

В.В. Асмус

академик РАН

Л.М. Зелёный

к.т.н.

Е.Н. Кузин

д.т.н., профессор

А.А. Любомудров

д.т.н., профессор

Ю.А. Матвеев

академик РАН

Г.А. Попов

д.т.н., профессор

В.В. Хартов

д.т.н., профессор

Е.Н. Хохлачев

д.т.н., профессор

С.Н. Шевченко

чл.-корр. РАН

Б.М. Шустов

**журнал является
рецензируемым изданием**

у ч р е д и т е л ь
АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

журнал зарегистрирован
в Федеральной
службе по надзору в сфере связи
и массовых коммуникаций.
адрес учредителя и издателя
совпадает с адресом редакции.
свидетельство ПИ № ФС 77-72311
от 01 февраля 2018 г.

ISSN 2075-6941



24003



9 772075 694002

chief editor –
c.sc. (ec.) **Kh.Zh. Karchayev**
 deputy chief editor –
d.eng., professor **V.V. Efanov**
editorial board
 member of
 UA USSR, URA
d.eng. **V.M. Davydov**
d.eng. **K.A. Zanin**
d.eng. **D.A. Kuznetsov**
c.sc. (eng.) **A.A. Moisehev**
c.sc. (eng.) **I.V. Moskatiniiev**
d.eng. **A.E. Nazarov**
d.eng. **P.V. Fedorkin**
c.sc. (eng.) **V.S. Finchenko**
c.sc. (eng.) **A.E. Shirshakov**

editorial council
academician RAN **O.M. Alifanov**
doctor of physical and mathematical sciences, professor **V.V. Asmus**
academician RAN **L.M. Zelenyi**
c.sc. (eng.) **E.N. Kuzin**
d.eng., professor **A.A. Lyubomudrov**
d.eng., professor **Y.A. Matveev**
academician RAN **G.A. Popov**
d.eng., professor **V.V. Khartov**
d.eng., professor **E.N. Khokhlachev**
d.eng., professor **S.N. Shevchenko**
 corresponding member RAN **B.M. Shustov**

the journal is a reviewed publication

f o u n d e r
 «LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC»

the journal is registered in Federal Service for telecommunications and mass media oversight. address of the founder and the publisher is the same as of the editorial office. certificate ПИ № ФС 77-72311 dated February 01, 2018

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

Moisehev A.A. Our Georgy Nikolaevich Babakin (on 110 th anniversary of the birth)	3
Kazmerchuk P.V., Vernigora L.V. Optimization of the low thrust spacecraft interplanetary trajectories and gravity maneuvers by the linearization method. Part 2	13
Kliimenko N.N., Zanin K.A. Space-borne electro-optical surveillance systems between past and future. Part 2. Analysis of capabilities of present constellation of foreign military surveillance satellites	18
Telepnev P.P., Efanov V.V., Kuznetsov D.A., Gera simchuk V.V. Estimation of the SC mechanical effects by flywheel engine in the viscoelastic suspension of the vibration isolator resulted from the precession and nutation	30
Kiselev A.V., Gusev A.V., Mailyan K.A., Bazhenova O.P., Shtokal A.O., Rykov E.V., Shostak S.V., Demina V.D. The question of handling of the coatings' emissivity at development of the spacecraft thermal control systems	36
Goncharov V.V., Sevastianov A.S., Grigorev P.S., Plaksin A.M. Appearance of dark spots on the corrosion-resistant 95X18 steel surface resulting from the heat copper plating and available solutions for the issue in aerospace technology	43
Seredin P.V., Artemiev A.V., Moisehev A.A., Rykov E.V., Shtokal A.O. Under the rays of the «K.E. Tsiolkovsky Stars» – from a dream to the practical implementation (to the 35 th anniversary of the Kaluga Branch of Lavochkin Association, JSC)	48
Yashchenko B.Yu. On the possibility of using the method of mathematical similarity in algorithms for solving problems of determining the level of contamination of spacecraft surfaces	54
Birukov A.S., Zverev A.V., Demenko O.G. On the issue of experimental testing of the lander in case of its landing on the surface of Venus	60
Abdurakhimov A.A., Ukhanov I.G., Nechaev I.Y. Methodology for the parameters of the target system of a small spacecraft-communication as part of a low-orbit grouping of a space-communication system	67
Petrov Yu.A., Bernikov A.S., Breshev E.N., Kolobov A.Yu. On the issue of improving the device for moving the main propulsion system camera along the yaw and pitch channels	72
Averkiev N.F., Klyushnikov V.Y., Kulvits A.V., Zhitnikov T.A. Correction of the orbit parameters of a small spacecraft for remote sensing of the earth, taking into account the peculiarities of the functioning of electric rocket engines	79
Buksar M.Yu., Ermolaev V.I. Study of operational observation spacecraft maneuvers	87
Aldohina V.N., Kononov D.N., Lisitsky V.V., Poluyan M.M., Smirnov E.E. Evaluation of partial quality indicators of the orbital ultra-small spacecraft constellation for emergency monitoring	97

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 Russian editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION, in category **K1** referring the following scientific categories: **2.5.13.** Aircraft design, production, testing and operation; **2.5.14.** Aircraft durability and thermal modes; **2.5.16.** Aircraft Dynamics, ballistics and control
- 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 IMENI S.A. LAVOCHKINA»
- post-graduates and adjuncts 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.laspace.ru>
- subscription index 37156 in catalogue periodicals «Gazeti i Jurnalni»
000 GK «URAL-PRESS»
© «LAVOCHKIN ASSOCIATION, JSC» © article writers

scientific and technical quarterly journal published since 2009

editorial office address: 141402 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>

НАШ ГЕОРГИЙ НИКОЛАЕВИЧ БАБАКИН (К 110-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ)

OUR GEORGY NIKOLAEVICH BABAKIN (ON 110TH ANNIVERSARY OF THE BIRTH)



А.А. Моисеев¹,
кандидат технических наук,
MoishevAA@laspace.ru;
A.A. Moishev

В статье, посвящённой 110-й годовщине со дня рождения Г.Н. Бабакина, приведён обзор его творческой деятельности. Особое внимание уделено годам его работы в качестве Главного конструктора в период начала работы предприятия по космическим проектам. За неполные 6 лет 15 автоматических космических станций серии «ЛУНА», «ВЕНЕРА», «МАРС» успешно выполнили свою программу.

Ключевые слова:

*роботизированные космические аппараты;
«ЛУНА-9»; «ЛУНА-10»; «ЛУНА-16»; «ЛУНА-17»;
«ВЕНЕРА-4»; «ВЕНЕРА-7»; «МАРС-3»;
грунтозаборное устройство;
Луноход; лазерная локация Луны.*

DOI: 10.26162/LS.2024.13.96.001

Прошло уже больше 50 лет, как ушёл из жизни Георгий Николаевич, а в коллективе АО «НПО Лавочкина» по-прежнему бережно хранят память о Главном конструкторе (рисунок 1), открывшем для предприятия эру космических проектов. В чем же секрет этой всеобщей любви и безграничного уважения, которые уже многие десятилетия заслуженно соотносятся с личностью этого незаурядного человека, учёного, конструктора, руководителя? Ведь судьба отпустила ему всего шесть лет для творчества в роли Главного конструктора,

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

The article on the 110th anniversary of the birth of Georgy N. Babakin provides overview of his creative activity. A closer attention is paid to the years of his work as a Chief Designer during the early period of the enterprise's space projects elaboration. In less than 6 years fifteen unmanned space stations of «LUNA», «VENERA», «MARS» series have successfully implemented its missions.

Key words:

*robotic spacecraft;
«LUNA-9»; «LUNA-10»; «LUNA-16»; «LUNA-17»;
«VENERA-4»; «VENERA-7»; «MARS-3»;
soil sampling device;
Lunokhod; Moon laser detection and ranging.*

но какие события, какие проблемы, какие космические свершения сопутствовали этому периоду жизни коллектива лавочкинцев!

Георгий Николаевич Бабакин по праву считается создателем отечественных роботизированных космических аппаратов: автоматических межпланетных станций, перенёсших из мира человеческих фантазий в мир реалий уникальнейшие по своей сложности и научной информативности исследовательские экспедиции на Луну, Марс, Венеру. Приняв из рук С.П. Королева эстафету в создании

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.



рисунок 1. Г.Н. Бабакин

автоматических космических аппаратов для исследования Луны и планет Солнечной системы, Г.Н. Бабакин стал достойным преемником и продолжателем этого направления отечественной космонавтики. «Впервые в мире» – эту оценку вполне заслуженно получили межпланетные станции «ЛУНА-9», «ЛУНА-10», «ЛУНА-16», «ЛУНА-17», «ВЕНЕРА-4», «ВЕНЕРА-7», «МАРС-3» (Ширшаков А.Е., Карчаев Х.Ж. и др., 2019).

Творческая биография Георгия Николаевича началась в школе, где он увлёкся радиотехникой, поскольку радиодело и радиолюбительство в ту пору в стране развивались семимильными шагами. Даже кратковременное пребывание Г.Н. Бабакина в составе третьего стрелкового полка Московской пролетарской стрелковой дивизии (рисунок 2) не оторвало его от любимого дела. Но военным радистом он побыл недолго – спустя полгода его демобилизовали, признав негодным к военной службе по состоянию здоровья (Шесть лет и вся жизнь..., 2004).

Природа щедро одарила его разносторонними способностями, и в первую очередь к точным наукам, вооружила его такой исключительной восприимчивостью к знаниям, что школьный аттестат и диплом

инженера не были для него безусловной необходимостью. Так получилось, что, поступив в 1937 году в заочный институт, он окончил его только через 20 лет, когда ему было уже 43 года, когда он уже стал начальником научного отдела крупного конструкторского бюро и возглавил сложнейшие комплексные разработки. Это было весьма характерно для конца 30-х годов, когда отечественная техника начала особенно бурно развиваться и усложняться. Талантливые люди, зачастую даже не имеющие высшего образования, только в силу своих личных качеств вовлекались в новые дела, выдвигались на руководящие научные и инженерные должности. Лучшими анкетными данными считались их опыт, способность к смелому мышлению, энтузиазм и творческое дерзновение.

Стране нужны были свои инженерные кадры, и она их усиленно готовила, растила. В эти годы расцветает талант С.П. Королева, В.П. Глушко, А.Н. Туполева и многих других будущих учёных, основателей целых направлений в науке, выдающихся конструкторов, инженеров, крупных организаторов производства.

С ноября 1937 года по август 1943 года Г.Н. Бабакин прошёл путь от лаборанта до старшего научного сотрудника лаборатории автоматики Академии коммунального хозяйства. Здесь он получил хорошую практику в проведении совместных работ с учёными, большинство его разработок были приняты в эксплуатацию.



рисунок 2. Красноармеец Георгий Бабакин (1930)

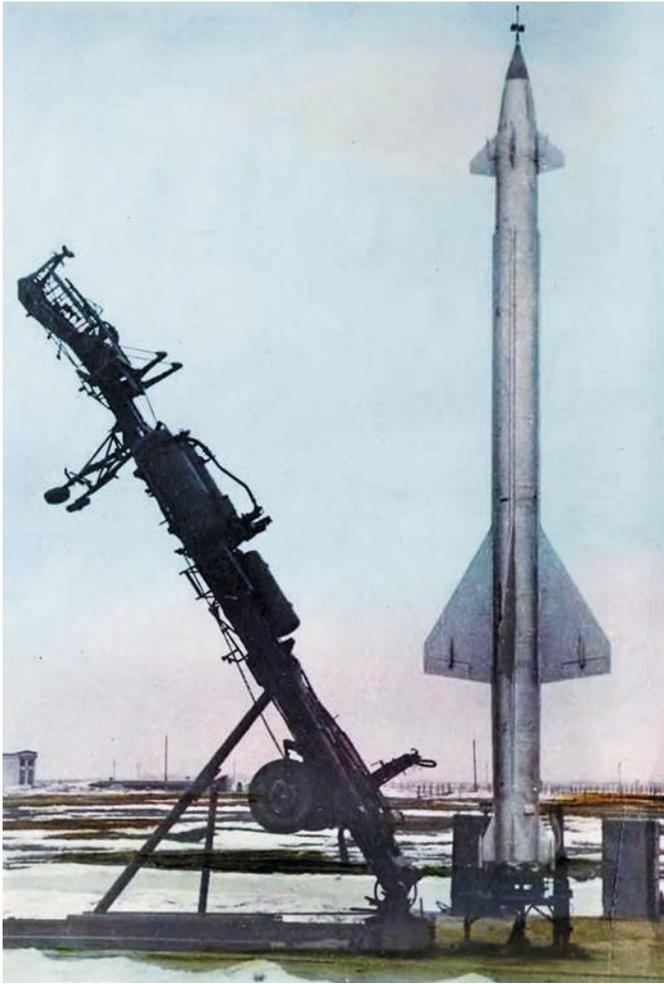


рисунок 3. Ракета В-300 системы С-25 «Беркут»

В 1943 году Бабакина переводят в Институт автоматики на должность заведующего лабораторией автоматики. Вскоре лаборатория превращается в конструкторское бюро, а Г.Н. Бабакин становится его главным конструктором. Азартная привязанность к технике, любовь к инженерии, стремление выбрать «точки приложения» своих знаний и способностей удачно сочетаются с его прекрасной интуицией в понимании направления развития современной цивилизации и основных тенденций её технического прогресса.

В 1946 году конструкторское бюро Бабакина начало разработку проекта радиоэлектронного комплекса обнаружения и поражения самолётов, получившего в дальнейшем индекс «112». При сдаче рабочего проекта в НИИ-88 в 1949 году произошла первая встреча Г.Н. Бабакина с С.П. Королёвым. Сергей Павлович внимательно слушал выступление Георгия Николаевича и, уяснив не только объём и уровень работы, проделанной коллективом, но и личную роль Бабакина в проекте, склонился к своему заместителю Борису Евсеевичу Чертоку и сказал ту самую фразу: «У него есть искра Божья!»

Результатом успешно выполненной работы стал правительственный приказ о переводе Г.Н. Бабакина с группой сотрудников в НИИ-88 – в главный в то время научно-промышленный центр отечественного ракетостроения (*Шесть лет и вся жизнь...*, 2004).

Переведённый туда Н.Г. Бабакин со своей группой работал под руководством Б.Е. Чертока и Е.В. Синельщикова на ракетах класса «земля – воздух». В то же время, сначала в роли консультанта, а затем главного партнёра по расчётно-теоретическим вопросам, к этим работам активно подключался академик М.В. Келдыш.

Последующие 15 лет творческой жизни Г.Н. Бабакина посвящены работам в области создания автоматических систем управления в применении к ракетостроению и авиации. В 1951 году по приглашению С.А. Лавочкина Георгий Николаевич переходит на работу в его ОКБ на должность руководителя отдела систем управления и электронного моделирования, а затем становится начальником КБ-2 (электро- и радиоавтоматика), и в 1960 году – заместителем Главного конструктора по системам управления.

Первое задание в области ракетостроения было сформулировано И.В. Сталиным: «...нам надо незамедлительно приступить к созданию системы противоздушной обороны Москвы, рассчитанной на отражение массированного налёта авиации противника с любых направлений». Речь шла о защите от ядерного оружия, которым располагал потенциальный



рисунок 4. МКР «Буря»



рисунок 5. Всесезонный истребитель-перехватчик «250»

противник при использовании им авиационных средств доставки. Потребовались специальные системы ПВО на основе зенитно-ракетных комплексов. Георгий Николаевич активно включился в создание системы С-25 («Беркут»), в состав которой вошла ракета В-300 (рисунок 3), в 1956 году принятая на вооружение Советской армии и около 30 лет несшая боевое дежурство. За создание первой отечественной серийной зенитной управляемой ракеты Г.Н. Бабакин получил свой первый орден – орден Трудового Красного Знамени (*Шесть лет и вся жизнь...*, 2004).

В 1954 году КБ С.А. Лавочкина было поручено разработать вариант средств доставки боевого заряда – сверхзвуковую межконтинентальную ракету (МКР), аналогов которой ещё не существовало. Бабакин принял активное участие в разработке этого проекта, который назвали «Буря» (рисунок 4). Одной из ценнейших особенностей ракеты «Буря» была способность совершать в автономном режиме программно-управляемый перелёт, корректируемый на маршевом участке с помощью бортовой системы автоматического астронавигационного управления. К 1960 году МКР «Бурю» научили летать на расстояние до 6500 км со скоростью 3,1–3,2 М и на высотах 17,5–25,5 км. Она стала первой в мире ракетой такого класса. Но при принятии окончательного решения о выборе типа ракетносителя для оснащения вооружённых сил СССР приоритет был отдан альтернативному варианту – баллистической ракете Р-7, созданной С.П. Королёвым. В декабре 1960 года работы по МКР «Буре» были прекращены (*Шесть лет и вся жизнь...*, 2004).

В марте 1955 года в КБ С.А. Лавочкина была возвращена инициативная работа по созданию зенитно-ракетного комплекса (ЗРК) «Даль». Г.Н. Бабакин в этом проекте выступал в роли одного из основных идеологов. КБ взяло на себя функции головного разработчика всей системы в целом, и в число главных выдвинулись задачи, связанные с авто-

матическим управлением: обнаружение целей, селекция и наведение на них ракет с автоматическим сопровождением целей и ракет. В процессе наземной экспериментальной отработки большое внимание уделялось моделированию полётных ситуаций с использованием отечественных ЭВМ. В отделе Г.Н. Бабакина разработали и активно эксплуатировали уникальный стенд с тремя степенями свободы, позволяющий моделировать процесс самонаведения ракеты на цель. Проектные работы были завершены к августу 1957 года. В 1958 году первые ЗУР-400 (ракета-перехватчик ЗРК «Даль») вышли на заводские лётные испытания. Было осуществлено 77 пусков.

Параллельно с работами по созданию систем для ракет МКР «Буря» и ЗРК «Даль» Г.Н. Бабакин в КБ С.А. Лавочкина продолжал вести разработки в области самолётостроения. Участие Г.Н. Бабакина в этом процессе хорошо охарактеризовано в воспоминаниях доктора технических наук, профессора Н.С. Чернякова: «Как нельзя нужным и своевременным оказался тогда приход в КБ Георгия Николаевича, широкая эрудиция которого, глубокие знания вопросов радиотехники, электроники и автоматики во многом определили успех осуществления многих проектов – таких, как всепогодный сверхзвуковой истребитель-перехватчик «250» (рисунок 5) и др.». Появление на борту самолёта РЛС, систем полуавтоматического управления, ЭВМ, ракетного вооружения полностью изменило облик самолёта как летательного аппарата (в основном планера) и обозначило переход к созданию сложных систем и комплексов самолётного вооружения, и в этом процессе Г.Н. Бабакин сыграл выдающуюся, во многом решающую роль (*Шесть лет и вся жизнь...*, 2004).

После скоропостижной смерти С.А. Лавочкина к оставшемуся без руководителя коллективу ОКБ проявил «захватнический» интерес быстро набирающий силу под патронажем Н.С. Хрущёва Генеральный конструктор В.Н. Челомей. В 1962 году

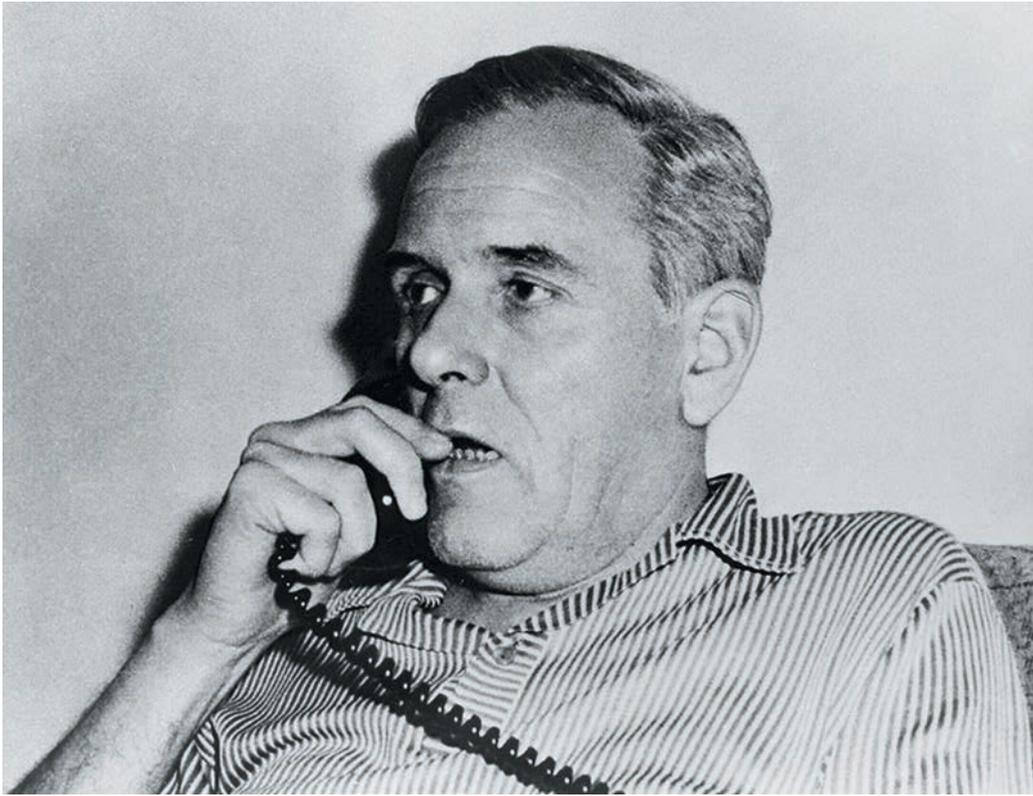


рисунок 6. Г.Н. Бабакин докладывает руководству министерства

лавочкинское КБ стало филиалом № 3 ОКБ-52. Начальником филиала был назначен А.И. Эйдис. Именно тогда, будучи замом Эйдиса, неформальным лидером лавочкинцев стал Г.Н. Бабакин, сумевший по «сырым», полученным от ОКБ-52 разработкам, не только с честью завершить выполнение важных для страны оборонных заказов по оснащению ракетами боевых кораблей ВМФ СССР, но и сохранить уникальную конструкторскую школу С.А. Лавочкина.

В 1964 году КБ лавочкинцев вновь обрело самостоятельность, но при этом возникли серьёзные опасения: вероятность прихода в ОКБ руководителя «варяга», а также проблема полноценной загрузки коллектива КБ заказами. Г.Н. Бабакин вновь сумел подтвердить свою репутацию лидера, заявив о готовности взять на себя обязанность главного конструктора и решить вопрос по определению новой тематики.

В 2004 году скромным тиражом в 1000 экземпляров вышла книга «Шесть лет и вся жизнь конструктора Г.Н. Бабакина» (автор-составитель И.Л. Шевалев), построенная в форме воспоминаний участников событий того периода, когда коллектив, возглавляемый Бабакиным, успешно вписался в историю отечественной космонавтики. Все, кому посчастливилось работать с Георгием Николаевичем, вспоминают, каким он был удивительным человеком, подчёркивают творческую атмосферу в коллективе, отсутствие ведомственных барьеров между службами, сплочённость, увлечённость, самоотверженность. И как

результат – короткие сроки разработок, высокое качество при изготовлении, тщательные и высокоинформативные испытания новых изделий, оперативное принятие решений.

Воспоминания, которые были собраны 20 лет назад, правдиво описывают ту эпоху созидательной атмосферы коллектива под руководством Георгия Николаевича Бабакина (рисунок 6) и дают объективную оценку его человеческим качествам.

Из воспоминаний С.И. Крупкина: «Всесилие Челомея рухнуло вместе с освобождением Н.С. Хрущёва на октябрьском (1964) Пленуме ЦК КПСС от поста Первого Секретаря. На нас дохнул свежий ветер близкой свободы. Наше обращение в ЦК и Правительство о восстановлении фирмы имени С.А. Лавочкина было ими понято, и вскоре вышло соответствующее постановление. Эйдис уходил вместе с морской тематикой в Реутово, и остро встал вопрос о главном конструкторе. Это обсуждалось на всех уровнях, но основная работа шла в освободившемся кабинете главного, где собиралось руководство ОКБ – заместители главного, начальники отделов, ведущие конструкторы. Споры шли жаркие. Уж слишком дорого стоило фирме неудачное прежнее назначение преемника С.А. Лавочкина. Нам нельзя было ошибиться, но надо было торопиться – ведь министерство могло назначить постороннего человека. Надо было предложить своего кандидата, которому можно вручить в руки судьбу коллектива.



рисунок 7. Автоматическая лунная станция

И тут происходит нечто, по крайней мере для меня, неожиданное: Георгий Николаевич делает заявление, что готов взять функции главного конструктора на себя. У меня создалось впечатление, что многие вздохнули с облегчением. Большинство решило, что предложение Георгия Николаевича – приемлемый вариант. На этом и порешили».

2 марта 1965 года Георгий Николаевич Бабакин назначен Главным конструктором Машиностроительного завода им. А.А. Лавочкина. Перед коллективом была поставлена новая задача: создание автоматических космических станций для исследования Луны и планет Солнечной системы. Начался «бабакинский» этап в жизни ОКБ. Судьба отвела Г.Н. Бабакину всего лишь неполные шесть лет... Но это были исключительно плодотворные страницы не только в его творческой биографии, но и, в том числе благодаря ему, в летописи отечественной беспилотной космонавтики.

Из воспоминаний О.Г. Ивановского: «Жизнерадостность, общительность, острое слово, простота в обращении – вот, пожалуй, первое, что бросалось в глаза при контакте с Георгием Николаевичем. Чуть позже, узнав его ближе, вы познавали такие его качества, как чуть ли не фанатическую целеустремлённость, исключительную инженерную интуицию, умение оперировать категориями совершенно реальными, когда речь шла о планах казалось бы фантастических...» (*Шесть лет и вся жизнь...*, 2004).

А.П. Милованов в своих воспоминаниях о Бабакине писал: «Он сумел собрать вокруг себя большую группу единомышленников и выдвинуть своими заместителями и ведущими конструкторами талантливых специалистов: Перминова В.Г., Чеснокова А.Г., Родина А.Л., Горошкова И.Н., Романова В.В., Морозова Н.А. Он не боялся конкуренции и пригласил своим первым заместителем такого опытного и талантливого конструктора, как бывшего заместителя С.А. Королёва, С.С. Крюкова. Его хватало на всё. Создавалось впечатление, что он жёг свечу с двух сторон... Принцип свободного обсуждения и высказываний своих мнений, который был принят при Лавочкине, сохранился при Бабакине. Каждый мог высказать своё мнение, как бы абсурдно оно на первый взгляд ни казалось. Он сам непрерывно «генерировал» новые идеи и предложения, поощряя к этому своё окружение. Не могу не вспомнить при этом его личную скромность и отсутствие какого-либо зазнайства» (*Шесть лет и вся жизнь...*, 2004).

Лавочкинская школа создания сложной автоматической техники, привнесённая Бабакиным в космонавтику, довольно быстро принесла свои плоды. Лунная эпопея для Бабакина началась с первой же успешно выполненной работы – 3 февраля 1966 года космический аппарат «ЛУНА-9» (рисунок 7) совершил первую в мировой практике космоплавания мягкую посадку в районе Океана Бурь. Телевизионные изображения лунной панорамы при различных условиях освещённости в течение четырёх сеансов передавались на Землю. Длительность активного существования космического аппарата на поверхности Луны составила около 47 часов. Полученная телеинформация дала возможность изучить микрорельеф лунного грунта, определить размеры и форму впадин и камней (*Ефанов В.В., Мошнеев А.А.*, 2021).

В последующем удачи чередовались с неудачами, но весьма показателен ритм проведения межпланетных экспедиций: за 1966 год проведено шесть запусков межпланетных станций к Луне, при этом одна попытка запуска оказалась неудачной, остальные пять были чрезвычайно информативны и полезны (две мягкие посадки на поверхность Луны и три искусственных спутников Луны).

Из воспоминаний В.Н. Сморкалова о Бабакине: «Работа с Георгием Николаевичем убедила меня в том, что руководитель такого ранга, как Главный конструктор, да и других уровней – это сочетание в одном лице профессионализма с большой буквы, незаурядных организаторских способностей и, что не менее важно, основательной человеческой порядочности. Во взаимодействии с профессионально сильным коллективом и прогрессивным высшим руководством можно идти на штурм любых технических крепостей!».

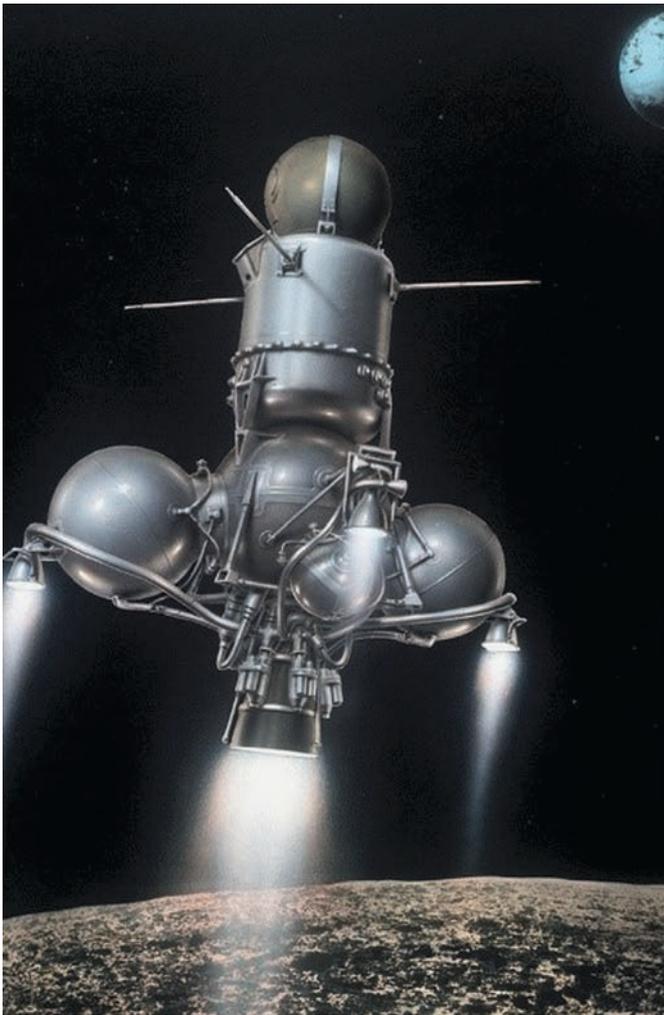


рисунок 8. Старт с Луны возвратной ракеты «ЛУНА-16»

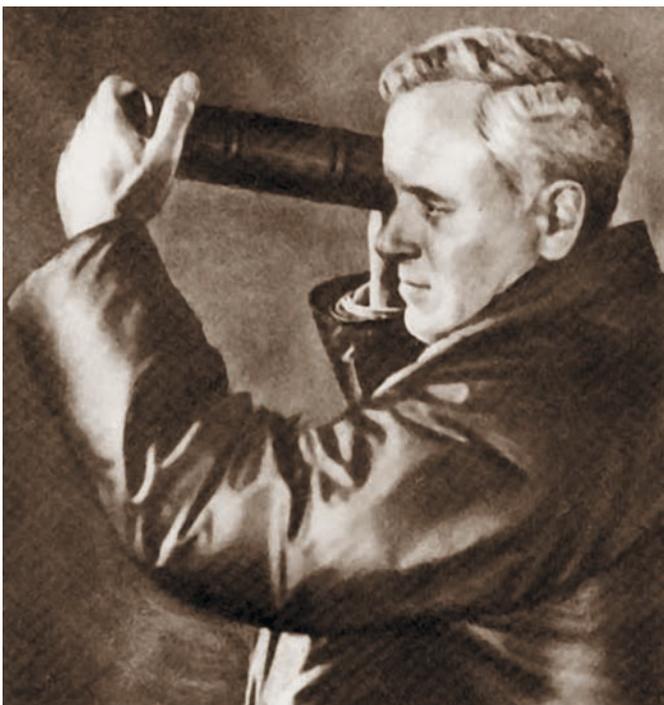


рисунок 9. Г.Н. Бабакин с капсулой с лунным грунтом

Первые успехи были в то время отмечены высшей отечественной премией и правительственными наградами. Г.Н. Бабакин в 1966 году стал лауреатом Ленинской премии (*Шесть лет и вся жизнь...*, 2004).

10 апреля 1968 года космический аппарат «ЛУНА-14» был выведен на окололунную орбиту и завершил программу исследования Луны с помощью «лунников» второго поколения, выводимых на ракете-носителе «Молния».

Третье поколение бабакинских «лунников» разрабатывалось для выполнения таких сложных экспериментов, как доставка на Землю образцов лунного грунта и как длительное исследование поверхности при помощи подвижной дистанционно управляемой лаборатории, получившей впоследствии название «Луноход», а также разностороннее и углублённое изучение Луны и окружающего её пространства с орбиты ИСЛ. Запуск новых типов космических аппаратов, обладающих значительно большей массой, мог осуществляться только на более мощной ракете-носителе. Все последующие экспедиции к Луне осуществлялись уже на ракете-носителе «Протон» с дополнительной четвёртой ступенью – разгонным блоком «Д» (*Автоматические космические аппараты...*, 2010).

Основой для «лунников» третьего поколения служил универсальный орбитально-посадочный блок многоцелевого назначения, с помощью которого на Луну или в её окрестности могли доставляться различные грузы: луноходы, возвратные ракеты, аппаратура для дистанционного зондирования поверхности Луны с орбиты и т.п. (*Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж.*, 2017).

После шести неудачных попыток 21 сентября 1970 года КА «ЛУНА-16» (рисунок 8) благополучно прилунился в районе Моря Изобилия. Грунтозаборное устройство обеспечило бурение и забор образцов лунных пород в возвращаемый аппарат. Впервые в мировой практике были осуществлены взятие пробы вещества другого небесного тела и доставка её на Землю автоматическим зондом (рисунок 9).

9 ноября 1970 года указом Верховного Совета СССР Г.Н. Бабакину присвоено звание Героя Социалистического Труда (*Шесть лет и вся жизнь...*, 2004).

17 ноября 1970 года последовал успех и в экспедиции с луноходом. Ещё раз подтвердив реализуемость программно-управляемой схемы десантирования, КА «ЛУНА-17» (рисунок 10) совершил посадку в Море Дождей. В ходе экспедиции вновь выполнена работа, получившая статус мирового приоритета: самодвижущаяся исследовательская лаборатория, известная во всём мире как «ЛУНОХОД-1» – первый самоходный исследовательский планетный аппарат, управляемый экипажем с Земли, успешно выполнил

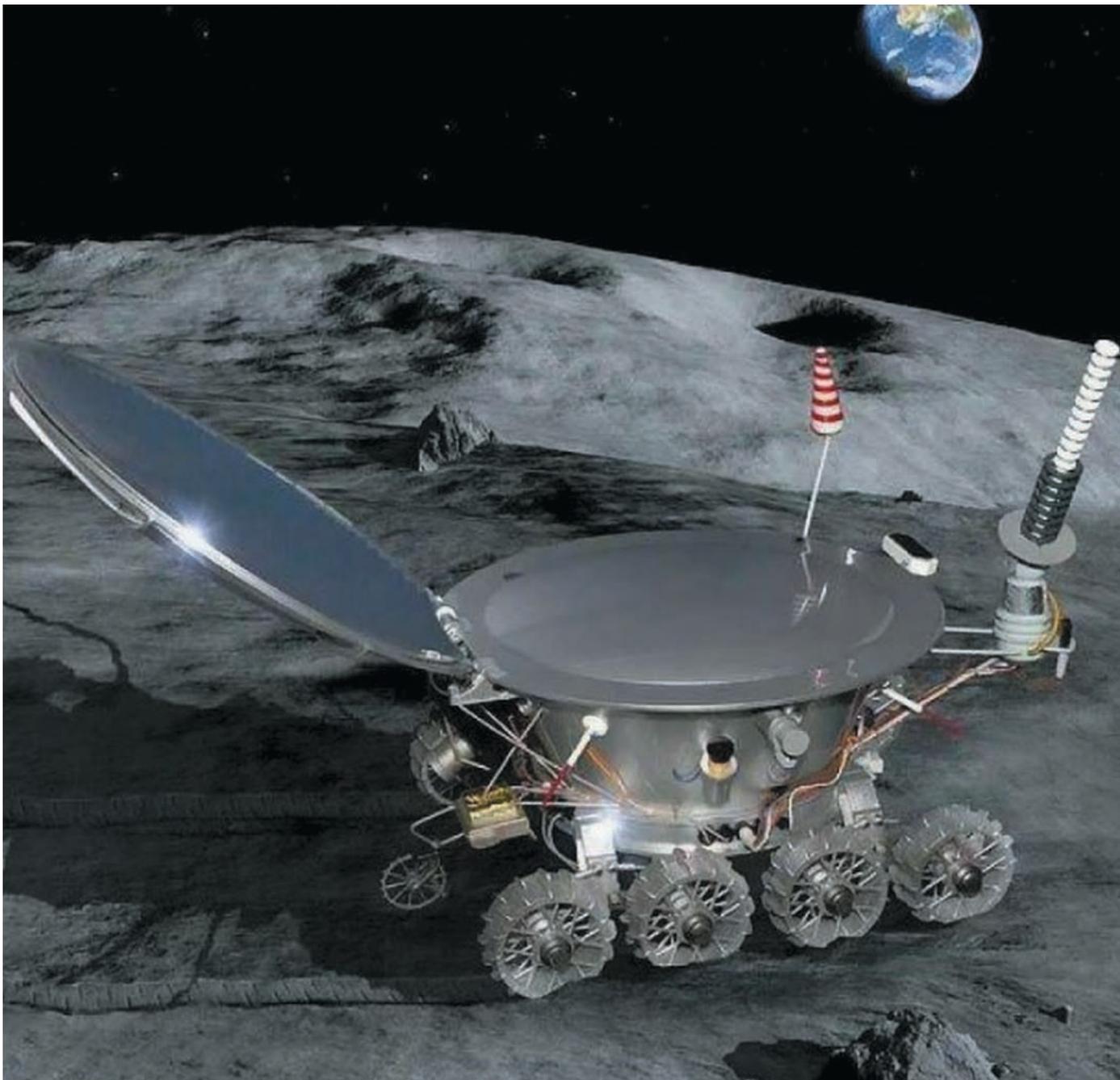


рисунок 10. «ЛУНОХОД-1» на поверхности Луны

научно-исследовательскую программу. Курсируя по лунной поверхности около 300 земных суток (рисунок 11), он прошёл 10,5 км и передал за Землю 20000 снимков, а также провёл анализ состава грунта и исследования его механических свойств.

Работы, созданные под руководство Бабакина, весьма эффективно подтвердили его высказывания в отношении принципов организации исследовательских полётов в космосе: «Я приверженец автоматов. Прежде всего, они дешевле и в то же время способны в принципе сделать то же, что и человек: привезти грунт на Землю, обеспечить исследования породы на месте, измерить температуру, уровень радиации. На наш взгляд в настоящее время путь исследования



рисунок 11. По Луне прошёл «ЛУНОХОД-1»

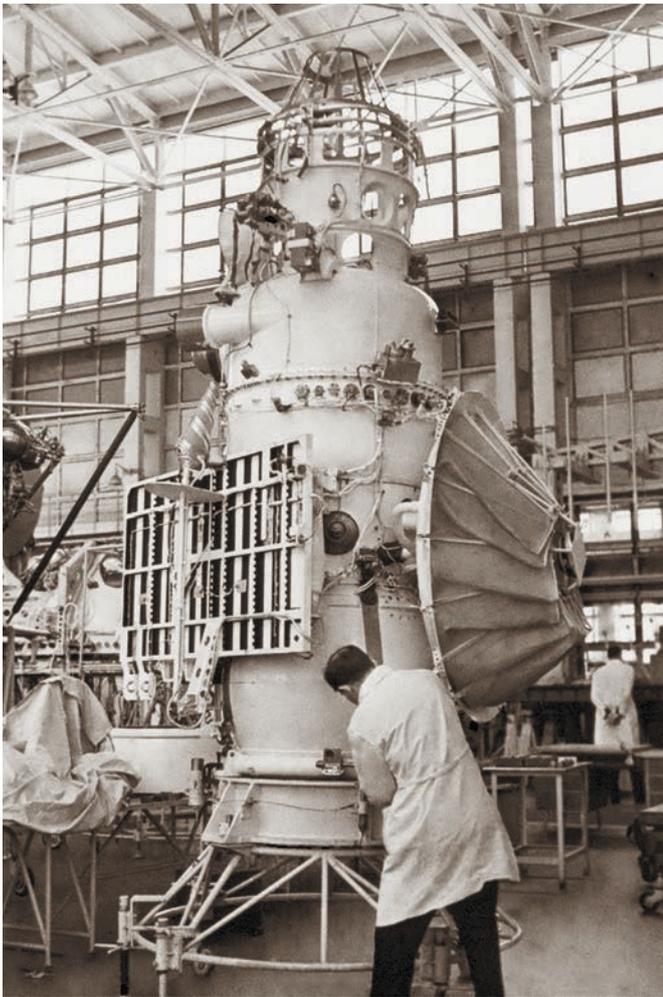


рисунок 12. КА «ВЕНЕРА-7» в сборочном цехе



рисунок 13. Автоматическая марсианская станция «МАРС-3»

Луны автоматами более рационален. Если говорить об исследовании планет, конечно, автоматические станции, по крайней мере, в обозримом будущем, будут играть первую скрипку... Появление человека на планетах, на наш взгляд, оправдано тогда, когда возможности автоматов будут в значительной степени исчерпаны».

Параллельно с напряжённой работой по выполнению лунной программы под руководством Г.Н. Бабакина создавались автоматические космические аппараты для полётов на Венеру и Марс (рисунок 12).

В октябре 1967 года КА «ВЕНЕРА-4» успешно внедряется в чрезвычайно плотную атмосферу планеты Венера и шлёт на Землю ценнейшую информацию об условиях при спуске. В мае 1969 года спускаемые аппараты «ВЕНЕРА-5, -6» приносят новые данные, существенно корректирующие первоначальную физическую модель исследуемой планеты. 15 декабря 1970 года спускаемый аппарат «ВЕНЕРА-7», выдержав высокую температуру (475 ± 20 °С) и давление (90 ± 15 атм), совершил первую в мире мягкую посадку и работал на венерианской поверхности 22 минуты 58 секунд (*Автоматические космические аппараты...*, 2010).

Под руководством Бабакина на предприятии велись работы и по марсианской тематике. Для реализации марсианских проектов потребовалась более мощная ракета-носитель «Протон». Первые два пуска КА «МАРС-69» в марте и апреле 1969 года закончились аварией – взрывом то на одной, то на другой ступени ракеты-носителя «Протон». Из трёх последующих пусков, осуществлённых в мае 1971 года, два – успешных: «МАРС-2» и «МАРС-3». Спускаемый аппарат «МАРС-3» 2 декабря 1971 года совершил первую в мире мягкую посадку на Марс и в течение 20 секунд передавал видеосигнал, ретранслируемый через орбитальный аппарат на Землю (рисунок 13).

Орбитальные аппараты «МАРС-2» и «МАРС-3» более восьми месяцев осуществляли комплексную программу исследования Марса с орбиты ИСМ (*Автоматические космические аппараты...*, 2010). Из центра управления полётом в мае 1971 года главный конструктор Г.Н. Бабакин проводил в путь КА «МАРС-2» и «МАРС-3», но о результатах экспедиции он уже не узнал – 3 августа того же года Бабакин скоропостижно скончался.

Г.Н. Бабакин при решении проблем исследования Луны и планет Солнечной системы опирался также на коллективы смежных предприятий – разработчиков систем КА, а также на учёных и специалистов научно-исследовательских институтов и организаций.

Академик М.Я. Маров в своих воспоминаниях писал: «Свои задумки и планы Георгий Николаевич стремился, прежде всего, обсудить с М.В. Келдышем, к которому относился с глубочайшим уважением. В свою очередь, М.В. Келдыш высоко ценил



рисунок 14. Г.Н. Бабакин с руководителями министерства и Академии наук СССР

талант и энтузиазм Г.Н. Бабакина и оказывал ему всестороннюю поддержку. Мы постоянно ездили с Мстиславом Всеволодовичем в НПО им. С.А. Лавочкина, и там непосредственно на месте проводилось обсуждение новых проектов, принимались ответственные решения. В свою очередь, Георгий Николаевич очень часто бывал у нас в ИПМ, где в кабинете М.В. Келдыша проходили наиболее доверительные беседы. По инициативе академика В.С. Авдуевского, который, как и многие другие наши выдающиеся учёные, исключительно высоко ценил Г.Н. Бабакина, и при всесторонней поддержке самого Г.Н. Бабакина, нами был создан на территории ОКБ и завода специальный стенд, на котором полностью имитировались условия спуска посадочного аппарата в атмосфере Венеры. Это обеспечило, в частности, вместе с комплексом целого ряда оригинальных мероприятий, выдающееся техническое достижение – работу посадочных аппаратов на поверхности Венеры в исключительно тяжёлых условиях окружающей среды» (*Шесть лет и вся жизнь...*, 2004).

Можно говорить о настоящем содружестве, возникшем между руководителями научных и промышленных предприятий и организаций, входящих в кооперацию по созданию автоматических космических аппаратов для исследования Луны и планет Солнечной системы, «головником» в которой было НПО им. С.А. Лавочкина и Главным конструктором – Н.Г. Бабакин (рисунок 14). Георгий Николаевич принял активнейшее участие и в зарождавшемся уже в то время международном сотрудничестве в космосе – совместно с французскими учёными в экспедиции КА «ЛУНА-17» был проведён эксперимент по лазерной локации Луны (*Хартон В.В., Зеленый Л.М. и др.*, 2010).

За эти шесть лет периода Главного конструктора Бабакина 15 автоматических космических станций

серий «ЛУНА», «ВЕНЕРА», «МАРС» успешно выполнили свою программу.

Российские учёные с помощью космических роботов НПО им. С.А. Лавочкина, берущих начало от бабакинских проектов, в течение последующих десятилетий продолжали исследование ближайших планет, добившись особенно впечатляющих результатов в изучении Венеры, значительно расширили сферу своих интересов к малым телам Солнечной системы, создали новое научно-исследовательское направление – космические астрофизические исследования.

Признание заслуг Г.Н. Бабакина в развитии фундаментальных и прикладных отраслей науки выразилось в избрании его 24 ноября 1970 года членом-корреспондентом Академии наук СССР, присуждении ему учёной степени доктора технических наук. Международное признание выразилось в присвоении его имени кратеру на Луне и кратеру на Марсе. Г.Н. Бабакину в 1971 году (посмертно) присуждена медаль Национального центра космических исследований Франции.

За неполные шесть лет своей «звёздной жизни» в космонавтике Г.Н. Бабакин не только успел решить ряд конкретных исследовательских задач, но и создал задел на годы вперёд, сохранив и умножив творческий потенциал коллектива предприятия.

список литературы

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под общ. ред. Г.М. Полищука и К.М. Пичхадзе. М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.

Ефанов В.В., Мартынов М.Б., Карчаев Х.Ж. Летательные аппараты НПО имени С.А. Лавочкина (к 80-летию предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 5-16.

Ефанов В.В., Мошнев А.А. Первый космический проект Г.Н. Бабакина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2021. № 2. С. 3-7.

Хартон В.В., Зеленый Л.М. и др. Новые российские лунные автоматические космические комплексы (к 45-летию космической деятельности НПО им. С.А. Лавочкина и 40-летию КА «ЛУНА-16» и «ЛУНА-17») // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 4. С. 5-12.

Шесть лет и вся жизнь конструктора Г.Н. Бабакина / Авт. сост. И.Л. Шевалев. М.: Арт-Бизнес-Центр, 2004. 448 с.

Ширшаков А.Е., Карчаев Х.Ж. и др. На шаг впереди (к 80-летию ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 3-18.

Статья поступила в редакцию 19.04.2024

Статья после доработки 26.04.2024

Статья принята к публикации 30.04.2024

ОПТИМИЗАЦИЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ И ГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЁВРОВ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ МЕТОДОМ ЛИНЕАРИЗАЦИИ. ЧАСТЬ 2



П.В. Казмерчук¹,
кандидат технических наук,
pavel.kazmerchuk@gmail.com;
P.V. Kazmerchuk

В статье с помощью метода линеаризации решается задача оптимизации межпланетной траектории перелёта и гравитационного манёвра КА с малой тягой. Даются рекомендации по выбору начального приближения. Полученные результаты сравниваются с результатами других авторов.

Ключевые слова:
метод линеаризации;
малая тяга;
нелинейная оптимизация,
гравитационный манёвр.

DOI: 10.26162/LS.2024.51.14.002

ВВЕДЕНИЕ

В первой части статьи (Казмерчук П.В., Вернигора Л.В., 2024) рассмотрены вопросы моделирования движения КА на межпланетных участках, моделирования пространственных гравитационных манёвров, постановка задачи оптимизации перелёта к Юпитеру с минимальными затратами топлива, обоснован выбор начального приближения. Также был предложен двухстадийный процесс оптимизации, при котором на первой стадии задача решается в постановке с ре-

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

OPTIMIZATION OF THE LOW THRUST SPACECRAFT INTERPLANETARY TRAJECTORIES AND GRAVITY MANEUVERS BY THE LINEARIZATION METHOD. PART 2



Л.В. Вернигора¹,
кандидат технических наук,
vlv@laspace.ru;
L.V. Vernigora

The article covers linearization method in an effort to optimize the low-thrust SC interplanetary trajectory and gravity maneuver. An initial approximation selection guidance is provided. The findings are compared to the other authors' results.

Keyword:
linearization method;
low thrust;
nonlinear optimization;
gravity maneuver.

гулируемой тягой для приближенного определения моментов переключения тяги, на второй стадии решается задача в релейной постановке для уточнения точек переключения тяги.

Приведём постановку задачи, сформулированную в первой части. Космический аппарат с параметрами, указанными в таблице 1 выводится на межпланетную траекторию с гиперболическим избытком скорости $V_{\infty}=800$ м/с.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

ОПТИМИЗАЦИЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ И ГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЁВРОВ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ МЕТОДОМ ЛИНЕАРИЗАЦИИ. ЧАСТЬ 2

таблица 1 – Параметры КА

параметр	значение
масса	8620,2 кг
тяга, p_{\max}	3,508701 Н
удельный импульс	4650 с

Необходимо определить ориентацию вектора гиперболического избытка скорости при отлёте от Земли θ , φ , величину и ориентацию вектора управляющего ускорения на траектории перелёта $p(t)$, $\alpha(t)$, $\beta(t)$, параметры гравитационного манёвра у Земли γ , Ω , t_3 , обеспечивающих перелёт КА максимальной массы к Юпитеру длительностью $t_k=1180$ суток

$$m(t_k) \rightarrow \max.$$

При выполнении ограничений

$$\mathbf{r}(t_3) - \mathbf{R}_3(t_3) = 0; \quad (1)$$

$$\mathbf{r}(t_k) - \mathbf{R}_{\text{Ю}}(t_k) = 0; \quad (2)$$

$$\mathbf{V}(t_k) - \mathbf{W}_{\text{Ю}}(t_k) = 0. \quad (3)$$

Ограничений на параметры α , β , θ , φ , Ω , t_3 не накладывается. Тяга регулируется включением и отключением двигателей $p(t) \in \{0, p_{\max}\}$.

Данная задача была решена в работе (Константинов М.С., Орлов А.А., 2013) для фиксированной даты старта 20.03.2018. Полученная траектория позволяет доставить к Юпитеру КА массой 6425,26 кг. С этим результатом и будем сравнивать решения, полученные с помощью ММЛ.

1. Результаты первой стадии оптимизации

Шаг аппроксимации управляющих функций был принят – 15 суток. Интегрирование уравнений движения производилось методом Дорманда – Принса восьмого порядка с автоматической настройкой шага. Точность интегрирования задавалась равной 10^{-13} для всех компонент вектора состояния.

Функциональные ограничения (1), (2) считались выполненными при отклонении радиуса-вектора КА от радиуса-вектора планеты менее 10% от радиуса планеты по каждой координате. Функциональные ограничения (3) считались выполненными при отклонении вектора скорости КА от вектора скорости Юпитера менее 100 м/с по каждой координате.

Задание достаточно низкой точности выполнения ограничений позволяет ускорить процесс выхода решения на ограничения, что хорошо влияет на скорость сходимости в целом. Специфика ММЛ, связанная с регулированием и постепенным уменьшением области допустимых вариаций управления и параметров (размер окрестности, в которой решается линеаризованная задача на каждой итерации) приводит к постепенному увеличению точности выполнения ограничений и их фактические значения

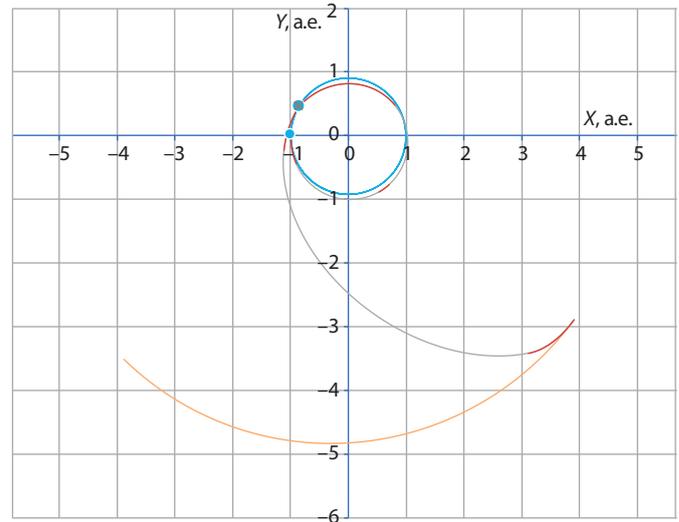


рисунок 1. Траектория перелёта к Юпитеру

в конце оптимизации существенно ближе к нулю (см. результаты в таблице 2). Процесс оптимизации завершился при изменении значения критерия и максимальном изменении значений управления (функций и параметров) менее 0,0001.

На первой стадии вся траектория разбивалась на два участка: перелёт Земля – Земля, перелёт Земля – Юпитер. В момент перехода между участками вектор скорости КА мгновенно изменялся в соответствии с соотношениями, приведёнными в разделе 3 первой части работы.

Траектория и управляющие функции, полученные при решении задачи с помощью ММЛ, представлены на рисунках 1–4. Активные участки выделены красным, пассивные участки серым. Оранжевым цветом показан участок орбиты Юпитера, начало и окончание которого соответствует положению Юпитера в момент старта и в момент окончания перелёта. Положение КА в момент проведения гравиманёвра показано крестиком. Голубым цветом показана орбита и положение Земли в момент старта и в момент проведения гравиманёвра.

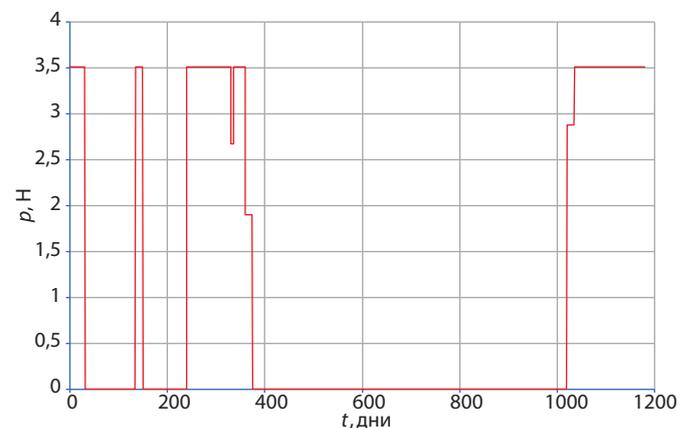


рисунок 2. Зависимость тяги от времени

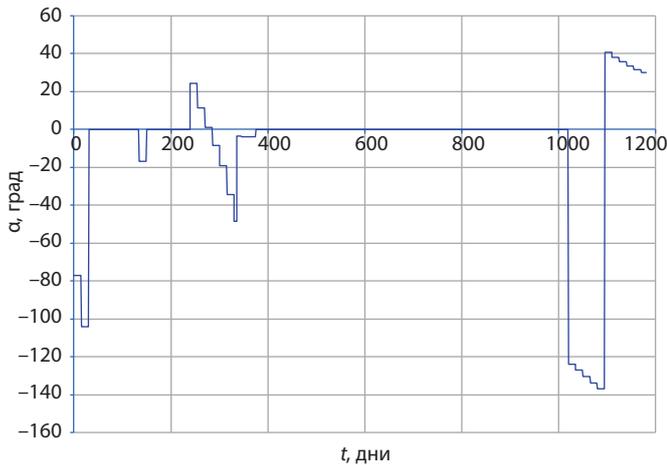


рисунок 3. Зависимость угла между вектором тяги и вектором скорости в плоскости оскулирующей орбиты от времени

На ПК с процессором Core i9-10850K 3.6GHz расчёт занял 38,1 с. Для нахождения решения потребовалось 1463 итерации ММЛ.

Достигнутые значения функционалов в конечный момент времени приведены в таблице 2, значения оптимизируемых параметров в таблице 3.

таблица 2 – Достигнутые значения функционалов на первой стадии

функционал	безразмерное значение	значение в системе СИ
$m(\cdot)$	–	6434,46 кг
$\Delta x(\cdot) = r_x - R_{x3}$	$-2,02 \cdot 10^{-10}$	$-3,02 \cdot 10^1$ м
$\Delta y(\cdot) = r_y - R_{y3}$	$2,54 \cdot 10^{-10}$	$3,8 \cdot 10^1$ м
$\Delta z(\cdot) = r_z - R_{z3}$	$2,23 \cdot 10^{-9}$	$3,34 \cdot 10^2$ м
$\Delta x(\cdot) = r_x - R_{x10}$	$-2,56 \cdot 10^{-7}$	$-3,83 \cdot 10^4$ м
$\Delta y(\cdot) = r_y - R_{y10}$	$9,28 \cdot 10^{-7}$	$1,39 \cdot 10^5$ м
$\Delta z(\cdot) = r_z - R_{z10}$	$1,32 \cdot 10^{-7}$	$1,97 \cdot 10^4$ м
$\Delta V_x(\cdot) = V_x - W_{x10}$	$6,49 \cdot 10^{-8}$	$1,93 \cdot 10^{-3}$ м/с
$\Delta V_y(\cdot) = V_y - W_{y10}$	$-2,4 \cdot 10^{-7}$	$-7,15 \cdot 10^{-3}$ м/с
$\Delta V_z(\cdot) = V_z - W_{z10}$	$-1,65 \cdot 10^{-7}$	$-4,9 \cdot 10^{-3}$ м/с

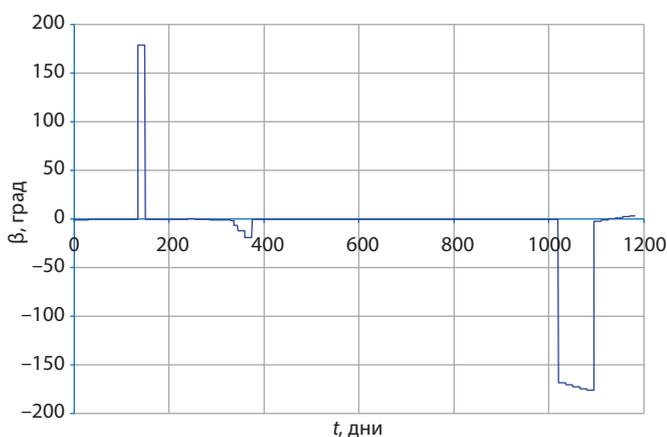


рисунок 4. Зависимость угла между вектором тяги и плоскостью оскулирующей орбиты от времени

таблица 3 – Достигнутые значения параметров

параметр	значение
θ	$113,66^\circ$
φ	$-178,97^\circ$
ξ	1
Ω	$-31,6^\circ$
t_3 (гравиманёвр)	336,27 сут.

Полученное значение конечной массы лучше, чем в работе (Константинов М.С., Орлов А.А., 2013) (6434,46 кг против 6425,26 кг). В целом полученная функция управления тягой близка к релейной, количество точек переключения и траектория качественно совпадают с решением в работе (Константинов М.С., Орлов А.А., 2013). Однако расположение точек переключения на траектории существенно отличается, что может говорить о качественно другом управлении.

2. Результаты второй стадии оптимизации

Результаты решения задачи уже на первой стадии оптимизации являются удовлетворительными, а именно:

- выполнены все ограничения задачи с требуемой точностью;
- получен аналог релейного управления для функции изменения тяги.

Для проектных расчётов при проектировании миссий данного результата обычно достаточно, однако попробуем уточнить полученное решение. Для этого дополнительно разобьём траекторию на участки в точках переключения тяги. Величину тяги на участке примем постоянной и равной либо нулю, либо p_{\max} . Моменты перехода между участками введём в состав

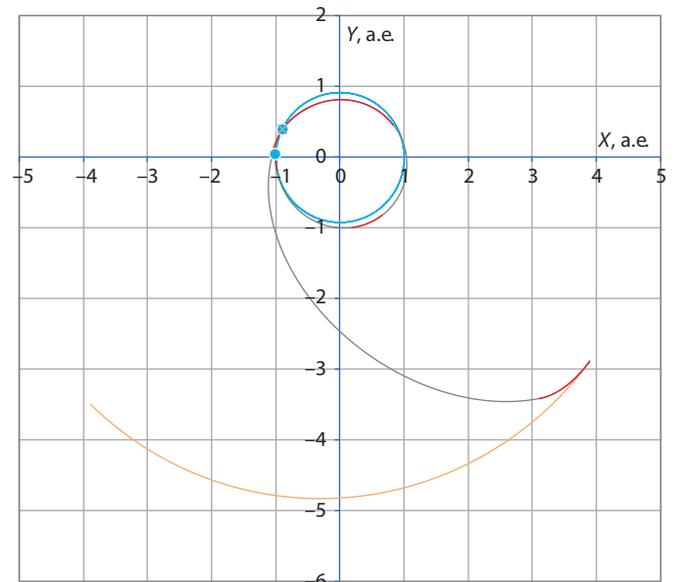


рисунок 5. Траектория перелёта к Юпитеру

ОПТИМИЗАЦИЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ И ГРАВИТАЦИОННЫХ МАНЁВРОВ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ МЕТОДОМ ЛИНЕАРИЗАЦИИ. ЧАСТЬ 2

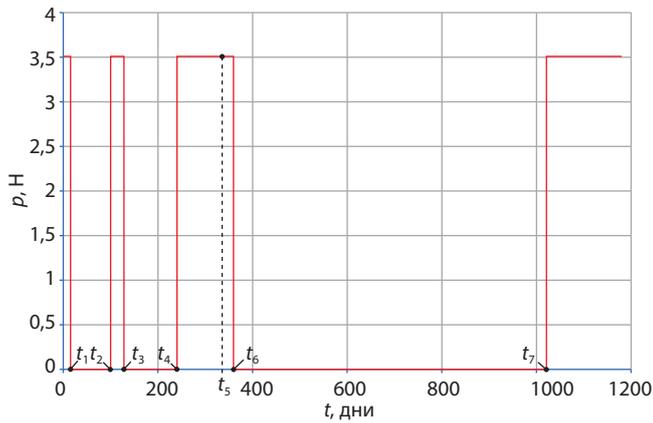


рисунок 6. Зависимость тяги от времени

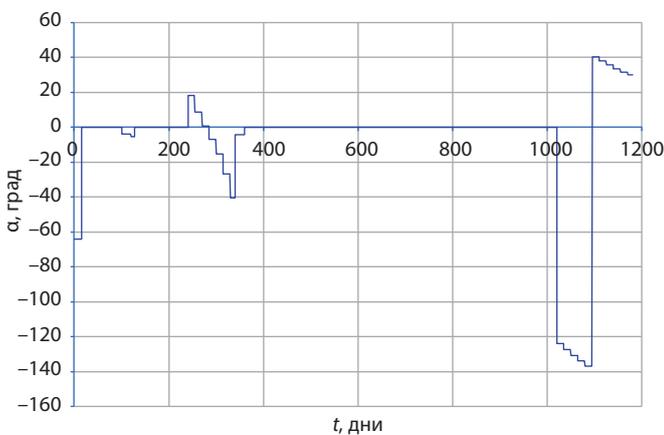


рисунок 7. Зависимость угла между вектором тяги и вектором скорости в плоскости оскулирующей орбиты от времени

оптимизируемых параметров для уточнения точек переключения тяги. Начальным приближением будут являться результаты, полученные на первой стадии.

Траектория и управляющие функции, полученные при решении задачи на второй стадии с помощью ММЛ представлены на рисунках 5–8.

Достигнутые значения функционалов в конечный момент времени приведены в таблице 4.

таблица 4 – Достигнутые значения функционалов на второй стадии

функционал	безразмерное значение	значение в системе СИ
$m(\cdot)$	–	6482,69 кг
$\Delta x(\cdot)=r_x-R_{x3}$	$-7,33 \cdot 10^{-7}$	$-1,10 \cdot 10^5$ м
$\Delta y(\cdot)=r_y-R_{y3}$	$8,73 \cdot 10^{-7}$	$1,31 \cdot 10^5$ м
$\Delta z(\cdot)=r_z-R_{z3}$	$4,64 \cdot 10^{-7}$	$6,94 \cdot 10^4$ м
$\Delta x(\cdot)=r_x-R_{x10}$	$4,73 \cdot 10^{-6}$	$7,08 \cdot 10^5$ м
$\Delta y(\cdot)=r_y-R_{y10}$	$3,53 \cdot 10^{-5}$	$5,28 \cdot 10^6$ м
$\Delta z(\cdot)=r_z-R_{z10}$	$1,64 \cdot 10^{-5}$	$2,46 \cdot 10^6$ м
$\Delta V_x(\cdot)=V_x-W_{x10}$	$-4,63 \cdot 10^{-6}$	$-1,38 \cdot 10^{-1}$ м/с
$\Delta V_y(\cdot)=V_y-W_{y10}$	$3,81 \cdot 10^{-6}$	$1,13 \cdot 10^{-1}$ м/с
$\Delta V_z(\cdot)=V_z-W_{z10}$	$1,72 \cdot 10^{-6}$	$5,11 \cdot 10^{-2}$ м/с

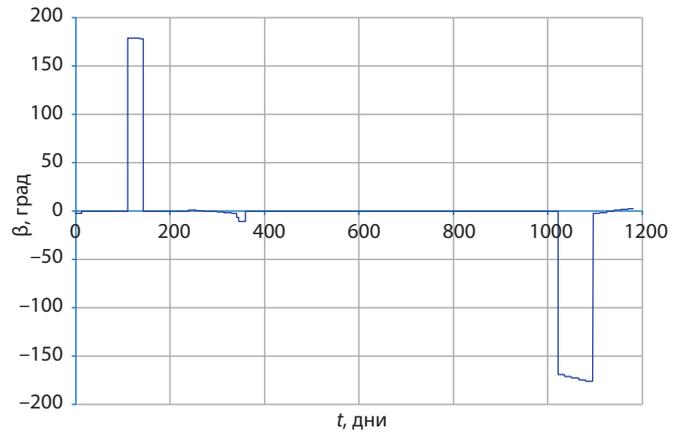


рисунок 8. Зависимость угла между вектором тяги и плоскостью оскулирующей орбиты от времени

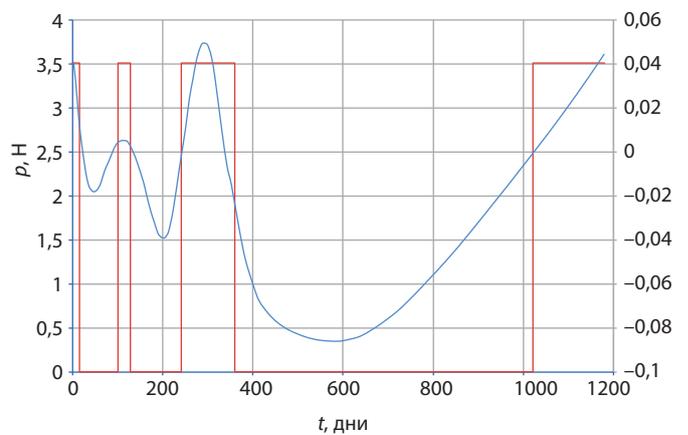


рисунок 9. Сравнение функций переключения

Достигнутые значения оптимизируемых параметров представлены в таблице 5.

таблица 5 – Достигнутые значения параметров на второй стадии

параметр	значение
θ	$126,82^\circ$
φ	$-178,22^\circ$
t_1	15,37 сут.
t_2	100,14 сут.
t_3	128,21 сут.
t_4	240,44 сут.
$t_3=t_5$ (гравиманёвр)	340,91 сут.
ξ	1
Ω	$-31,86^\circ$
t_6	359,73 сут.
t_7	1021,07 сут.

На второй стадии, уточнив моменты переключения тяги, удалось увеличить конечную массу КА ещё на 48,24 кг. В целом относительно решения, полученного с использованием принципа Максимиума выигрыш составил 57,44 кг.

Возможно выигрыш реализован за счёт худшей точности выполнения ограничений. Поскольку данная информация в работе (Константинов М.С., Орлов А.А., 2013) не содержится, для проверки этой гипотезы был проведён расчёт с увеличенной на два порядка точностью выполнения ограничений. Было получено значение критерия 6487,2 кг. Норма вектора невязок ограничений (безразмерных) составила $|E|=4,9 \cdot 10^{-9}$. Данная гипотеза не подтвердилась.

Возможно различие результатов обусловлено кусочно-постоянной аппроксимацией управления, поскольку формально мы решаем задачу в другом классе управляющих функций. Расчёты с меньшим шагом аппроксимации управления к увеличению критерия не привели, что, по-видимому, объясняется близким к линейному характером изменения управляющих функций на активных участках и определяющем влиянием на конечную массу КА расположения точек переключения тяги и параметров гравитационного манёвра.

Функция переключения из рассматриваемой работы была оцифрована и нанесена на зависимость тяги от времени (рисунок 9).

Анализируя расположение точек переключения тяги на траектории и сравнивая их с полученными в работе (Константинов М.С., Орлов А.А., 2013) результатами, можно отметить следующее:

1. Количество активных участков совпадёт, однако расположение и длительности участков отличаются.
2. Длительность первого и второго участков в нашем результате меньше.
3. Третий участок в рассматриваемой работе короче и заканчивается до проведения гравиманёвра. В нашем результате активный участок заканчивается после гравиманёвра и отлёта от Земли.
4. У авторов гравитационный манёвр происходит на 354-е сутки, у нас на 340-е.
5. Характеристики гравитационного манёвра у авторов не приведены, кроме величины гиперболического избытка скорости, который в нашем случае составил 8224,59 м/с (10147,23 м/с у авторов). Меньшая величина гиперболического избытка в нашем решении коррелирует с увеличенной продолжительностью третьего активного участка, где КА набирает дополнительную скорость после проведения гравиманёвра.
6. Начало и длительность заключительного активного участка практически совпадают, что объясняется необходимостью выполнения ограничений при встрече с Юпитером.
7. В нашем результате полное моторное время составило 321,64 суток, у авторов – 330,2 суток. Очевидно, что рост значения критерия обеспечен меньшим временем работы ЭРДУ.

Таким образом, полученная траектория существенно отличается, что может говорить о качественно другом управлении. Поскольку в указанной работе никакой дополнительной информации о полученных управляющих функциях, о достигнутых значениях функционалов, используемом методе интегрирования, точности интегрирования и т.д. не приведено, провести детальный анализ различий двух решений затруднительно.

ММЛ, являясь градиентным методом обеспечивает спуск к локальному минимуму (фактически решалась задача $\min_{\alpha(t), \beta(t), p(t), \theta, \varphi, \gamma, \Omega, t_3} -m(t_k)$) и не может претендовать на поиск глобального экстремума. По-видимому в данной задаче начальные условия и большая область сходимости ММЛ обеспечили движение к другой экстремали с лучшим значением критерия.

ВЫВОДЫ

В работе с помощью ММЛ решена задача оптимизации перелёта к Юпитеру КА с ЭРДУ с гравитационным манёвром у Земли, с минимальными затратами топлива. Использование ММЛ обеспечило решение задачи с тривиальным начальным приближением. Предложен двухстадийный процесс оптимизации, позволяющий приближённо определить точки переключения тяги на первой стадии и уточнить их на второй. Результаты решения задачи уже на первой стадии оптимизации являются удовлетворительными для проектных расчётов, а именно: выполнены ограничения задачи, сформирован аналог релейной функции управления тягой, значение критерия близко к оптимальному. Уточнение точек переключения тяги на второй стадии позволяет дополнительно улучшить значение критерия. Выигрыш с точки зрения критерия Максимум конечной массы КА составил 57 кг относительно решения аналогичной задачи с использованием принципа Максимума.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Казмерчук П.В., Вернигора Л.В. Оптимизация межпланетных траекторий и гравитационных манёвров КА с малой тягой методом линеаризации. Ч. 1 // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 2. С. 50-56.
- Константинов М.С., Орлов А.А. Оптимизация траектории перелёта космического аппарата с малой тягой для исследования Юпитера с использованием гравитационного манёвра у Земли // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 5. С. 42-46.

Статья поступила в редакцию 27.06.2024

Статья после доработки 04.07.2024

Статья принята к публикации 05.07.2024

КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ МЕЖДУ ПРОШЛЫМ И БУДУЩИМ. ЧАСТЬ 2. АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОВРЕМЕННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ЗАРУБЕЖНЫХ ВОЕННЫХ КА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ



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

SPACE-BORNE ELECTRO-OPTICAL SURVEILLANCE SYSTEMS BETWEEN PAST AND FUTURE. PART 2. ANALYSIS OF CAPABILITIES OF PRESENT CONSTELLATION OF FOREIGN MILITARY SURVEILLANCE SATELLITES



К.А. Занин¹,
доктор технических наук,
rc4a@laspace.ru;
K.A. Zanin

Рассматриваются особенности орбитального построения современной орбитальной группировка космических аппаратов оптико-электронного наблюдения KeyHole с учётом задач формирования эталонов для автоматического распознавания объектов, оперативного слежения за обстановкой, площадной съёмки и формирования базы геопространственной информации. Проведена оценка основных показателей эффективности: периодичности и пространственной разрешающей способности. Проведён анализ дальнейших экспериментальных направлений развития гибридной космической системы наблюдения.

Ключевые слова:

*мультисолнечно-синхронная орбита;
периодичность наблюдения;
кратность орбиты;
субциклы;
гиперспектральная съёмка;
пространственная разрешающая способность.*

DOI: 10.26162/LS.2024.57.29.003

The features of deployment of present constellation of Keyhole electro-optical surveillance satellites are considered with regard to the tasks of reference image accumulation for automatic target recognition, situational awareness monitoring, synoptic area imaging and geospatial database creation. Evaluation of basic performance indicators – revisit time and spatial resolution – is produced. Analysis of further experimental advancement trends was carried out.

Key words:

*multi-sun-synchronous orbit;
revisit time;
orbit repeat cycle;
sub-cycles;
hyperspectral imaging;
spatial resolution.*

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

Введение

Отмечается, что орбитальное построение современной группировки космических аппаратов оптико-электронного наблюдения (КА ОЭН) типа KeyHole (Cannan Crystal) принципиально отличается от ранее существовавшего.

На орбитах разного типа в настоящее время функционируют семь КА. К старому поколению предположительно относятся USA186, USA224, USA245 на традиционных утренних и вечерних солнечно-синхронных орбитах. Новое поколение КА USA314, USA326 функционирует на дневных солнечно-синхронных орбитах. Дополнительно на орбите с наклоном 74° функционируют два усовершенствованных КА USA290 и USA338.

Традиционными задачами КА ОЭН группировки KeyHole являются оперативное слежение за обстановкой и площадная съёмка. Новой задачей предположительно является развитие методов искусственного интеллекта для автоматизированного распознавания образов с целью ускорения принятия решений и целеуказания.

В статье проведён анализ орбитальной группировки КА ОЭН типа KeyHole, который показывает, что существующее баллистическое построение позволяет решать задачи формирования эталонов для автоматического распознавания объектов и создания базы геопространственной информации в различных диапазонах спектра.

1. Обобщённые характеристики орбитальной группировки КА оптико-электронного наблюдения типа KeyHole

В таблицах 1 и 2 приводятся орбитальные параметры КА типа KeyHole, вычисленные по двустрочным tle элементам независимых наблюдателей (*Mike McCants satellite tracking; Satellite tracking*). В таблицах 3 и 4 приводятся параметры кратности повторяемости трассы, рассчитанные по методике (*Свиридов А.С., 2010*).

На рисунках 1 и 2 представлены трёхмерные модели орбитального построения группировки на солнечно-синхронных орбитах (ССО) и наклонных орбитах без постоянной солнечной ориентации (БПСО).

Общей особенностью всех КА на ССО является долгота восходящего узла орбиты на момент весеннего равноденствия больше 90° . Для такой ориентации плоскостей орбит пересечение экватора Земли в её освещённой части происходит на нисходящем участке траектории. В световом пятне КА движутся с севера на юг.

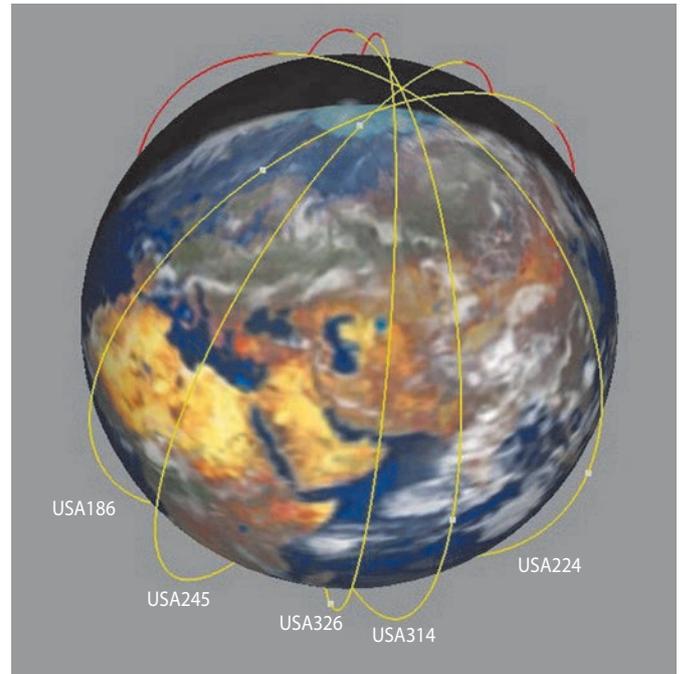


рисунок 1. Орбитальное построение на солнечно-синхронных орбитах

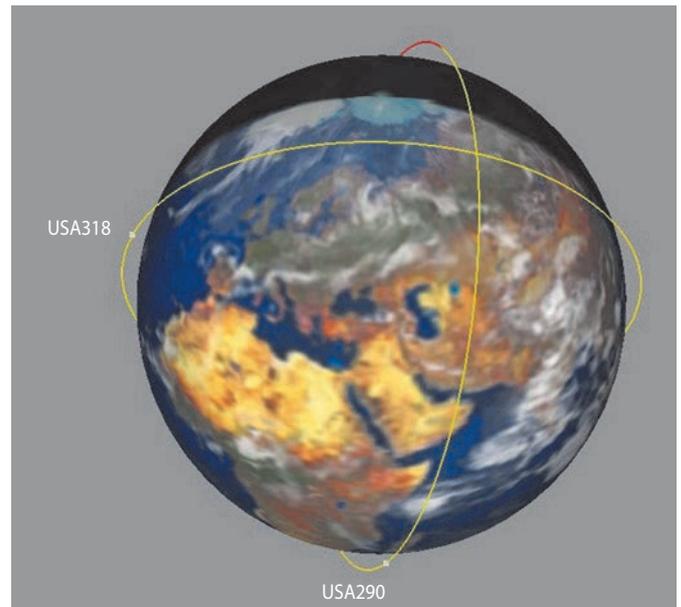


рисунок 2. Орбитальное построение на наклонных орбитах

Таким образом, для КА, пересекающих экватор в утренние часы, обеспечивается лучшая освещённость для съёмки в северных широтах и минимальное количество облачности.

Угол между вектором угловой скорости КА на солнечно-синхронной орбите и вектором гравитационного возмущения от Солнца имеет постоянную медленно меняющуюся величину, что приводит к вековым возмущениям долготы восходящего узла и наклона. Выбор подобной ориентации плоскостей

**КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ МЕЖДУ ПРОШЛЫМ И БУДУЩИМ.
ЧАСТЬ 2. АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОВРЕМЕННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ЗАРУБЕЖНЫХ ВОЕННЫХ
КА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ**

таблица 1 – Орбитальные параметры группировки КА типа KeyHole на солнечно-синхронных орбитах (на эпоху 21.03.2023)

наименование	USA186	USA224	USA245	USA314	USA326
дата запуска	19.10.2005	20.01.2011	28.08.2013	26.04.2021	02.02.2022
большая полуось, км	6791,239	6889,636	7004,589	7038,367	6875,004
наклонение, °	97,13	98,04	97,89	98,01	97,4
долгота восходящего узла, °	119,72	232,12	144,11	193,33	179,8
аргумент перигея, °	26,55	131,88	359,77	33,15	305,67
истинная аномалия, °	316,65	347,38	99,83	147,38	201,39
эксцентриситет	0,0029	0,0383	0,0517	0,0155	0,0009
высота перигея, км	393,6	247,8	264,5	551,3	490,8
высота апогея, км	432,9	775,5	988,7	769,5	503,2

таблица 2 – Орбитальные параметры группировки КА типа KeyHole на орбитах без постоянной солнечной ориентации (на эпоху 21.03.2023)

наименование	USA290	USA338
дата запуска	19.01.2019	24.09.2022
большая полуось, км	6785,064	6779,260
наклонение, °	73,67	73,65
долгота восходящего узла, °	272,72	11,93
аргумент перигея, °	219,48	305,21
истинная аномалия, °	126,79	355,57
эксцентриситет	0,0022	0,0005
высота перигея, км	392,1	397,9
высота апогея, км	421,9	404,7

таблица 3 – Параметры циклов наблюдения группировки КА типа KeyHole на солнечно-синхронных орбитах

наименование	USA186	USA224	USA245	USA314	USA326
местное солнечное время нисходящего узла орбиты, ч	8	15,5	9,5	13	12
кратность для нодального периода	15,5 (15,7**)	15,2 (14,8**)	14,8	14,7	15,2
количество витков повторения трассы	31 (157**)	76 (74**)	74	147	76
повторяемость, суток	2 (10**)	5	5	10	5
показатель суточного смещения трассы	1 (-3**)	1 (-1**)	-1	-3	1
межвитковое расстояние, км	2585	2637	2708	2726	2637
интервал рекуррентной сетки, км	1293	527	541	273	527
полоса обзора на экваторе для угла визирования ±60 градусов, км	±720	±613	±1900	±1200	±980
интервал рекуррентной сетки, км	1293	527	541	273	527
субциклы* (показатель смещения трассы)	- (-3, 4, 1, -2, 2, -1, -4, 3**)	1,-1	-1,1	-3, 4, 1, -2, 2,-1, -4, 3	1,-1
субциклы наблюдения, сутки*	- (1, 2, 3, 4, 6, 7, 8, 9**)	1,4	1,4	1, 2, 3, 4, 6, 7, 8, 9	1, 4
максимальный интервал между наблюдениями одним КА, суток	2	3	2	2	3
предельные зенитные углы наблюдения в субциклах	±60° (±25°, ±42°, ±52° ±60°**)	±60°	±56°	±25°, ±42°, ±52° ±60°	±45°
Примечания * Максимальная величина с учётом накрытия объекта наблюдения полосой обзора. ** Кратности повторения трассы на момент 27.10.2018.					

таблица 4 – Параметры циклов наблюдения КА типа KeyHole на орбитах без постоянной солнечной ориентации

наименование	USA290	USA338
кратность для нодального периода	15,4	15,4
количество витков повторения трассы	77	77
повторяемость, сутки	5	5
показатель суточного смещения трассы	2	2
межвитковое расстояние, км	2602	
полоса обзора для угла визирования ± 60 градусов, км	± 770	
интервал рекуррентной сетки, км	520	
субциклы	-1,1	
субциклы, сутки	2,3	
оценка периодичности наблюдения одним КА, сутки	2	
предельные зенитные углы наблюдения в субциклах	$\pm 52^\circ$	

орбит и направления движения, вероятно, обусловлен требованием обеспечения устойчивости солнечно-синхронной орбиты на длительном интервале времени путём минимизации векового ухода и знака дрейфа восходящего узла и наклона.

Рассмотрим особенности орбит каждого КА.

USA186

Наиболее старый КА в группировке USA186 можно назвать «одиночным охотником». Он находится на околокруговой орбите с кратностью 15,5 витков в нодальные сутки и пересечением экватора в нисходящем узле в 8 часов местного солнечного времени. Трасса USA186 проходит через одни и те же участки Земли ровно один раз в 2 суток. Угол визирования объектов в циклах наблюдения остаётся примерно постоянным. Такая орбита позволяет детально наблюдать заранее выбранные объекты с высоким качеством и периодичностью, однако не обеспечивает глобальный обзор одним КА.

Суточное смещение трассы превосходит величину полосы обзора, что приводит к разрывам в накрытии Земли полосами наблюдения.

Разрывы в полосах наблюдения закрываются другими КА или путём смещения трассы в интересующий район за счёт изменения долготы восходящего узла орбиты. Смещение долготы восходящего узла осуществляется изменением большой полуоси (периода обращения и скорости прецессии плоскости орбиты) на заданный интервал времени.

Известно, что КА типа КН-11 имеют значительные запасы топлива для проведения таких манёвров.

Проведённый анализ показал, что осенью 2018 года USA186 имел параметры повторяемости трассы 14,7 витков в нодальные сутки. Это означает, что трасса смещалась на -3 интервала рекуррентной сетки в западном направлении и повторялась через 10 суток (147 витков). Перевод USA186 на орбиту с кратностью 15,5 связан с запуском нового КА USA245 для его замены.

Для орбиты с повторяемостью трассы 14,7 межвитковый интервал 2700 км перекрывается за 10 суток трассами со смещением в 270 км за сутки. Один и тот же объект может наблюдаться с последовательными субциклами через 1, 2, 3, 4, 6, 7, 8, 9 суток под углами визирования примерно в -52° , $+60^\circ$, $+25^\circ$, -42° , $+42^\circ$, -25° , $+60^\circ$, 52° . Максимальный интервал перерыва наблюдения объекта на экваторе с 4-е по 6-е сутки равен 2 суткам. Максимальный интервал между наблюдениями с высоким качеством при угле визирования не более 25° равен 4 суткам.

Такая орбита является компромиссом между периодичностью наблюдения и разрешающей способностью (плотностью покрытия межвиткового интервала). Значительный эксцентриситет орбиты позволяет реализовать большую полосу обзора в апогее с периодичностью наблюдения не более 1 суток. Периодичность наблюдения в перигее орбиты не более 2–3 суток.

За счёт этого КА с кратностью орбиты 14,7 может применяться для решения различных задач: обнаружения изменений с высоким разрешением и накопления эталонных изображений под разными зенитными углами наблюдения и с различной разрешающей способностью. Кратность трассы 14,7 для следует считать типовой для КА КН-11, -12.

Группа КА USA224 и USA245

С целью повышения оперативности наблюдения КА USA224 и USA245 образуют подгруппу с согласованной кратностью орбит 15,2 и 14,8. Повторяемость трассы каждого из этих КА в отдельности равна 5 суткам. Суточное смещение трассы КА происходит во встречном направлении. Трасса USA224 и USA326 смещается за сутки на 1 субинтервал (520 км) в восточном направлении, а трасса USA245 на -1 субинтервал в западном направлении.

Плоскости орбит USA224, USA245 развёрнуты примерно на 90 градусов, нисходящие узлы орбиты КА проходят в 15,5 и 9,5 часов местного солнечного времени.

КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ МЕЖДУ ПРОШЛЫМ И БУДУЩИМ. ЧАСТЬ 2. АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОВРЕМЕННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ЗАРУБЕЖНЫХ ВОЕННЫХ КА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ

В 2018 году кратности трассы КА USA224 и USA245 были одинаковые и составляли 14,8 витков в нодальные сутки.

Перевод КА USA224 на более низкую орбиту с кратностью 15,2 скорее всего был осуществлён после запуска US326. Более низкая орбита позволяет обеспечить лучшую разрешающую способность, а согласование повторяемости трассы – последовательное прохождение над одними и теми же объектами с USA245 и USA326 с минимальным интервалом времени и углами визирования.

Небольшая эллиптичность орбит USA224 и USA245 позволяет обеспечить требуемое значение большой полуоси орбиты для заданной кратности, одновременно с высокой разрешающей способностью наблюдения в перигее.

Линия апсид прецессирует с периодом примерно 100 суток. Поддерживается ли относительное положение линии апсид или положение перигея над заданным районом, в настоящий момент не известно.

Необходимо отметить, что на момент расчёта орбит в освещённой части на широте примерно 40 градусов северной широты находился перигей КА USA224. Апогей орбиты USA245 находился примерно над экватором в освещённой части Земли. Таким образом, USA224 позволяет вести более детальное наблюдение.

Такая конфигурация обеспечивает периодичность наблюдения для одиночного КА USA224 не более 3 суток, а USA245 не более 2 суток. Совместная периодичность наблюдения менее 1 суток и в среднем равна 12 часам.

Группа КА USA314 и USA326

Характерным признаком, отличающим группу КА USA314 и USA326, является время прохождения нисходящего узла орбиты около полудня местного солнечного времени.

Полуденное время прохождения характерно для КА с мультиспектральной и гиперспектральной аппаратурой наблюдения типа Sentinel-2, Sentinel-5P, Aqua и др. Это позволяет минимизировать размер теней, увеличить освещённость и отношение сигнал – шум на изображении.

Это означает, что КА USA314, так же, как и USA3326 является усовершенствованной версией КН-11, -12 с мультиспектральной или гиперспектральной аппаратурой наблюдения.

Дополнительно такая орбита позволяет проводить дневные и ночные наблюдения в тепловом инфракрасном диапазоне. Известно, что в силу тепловой инерции в полуденные и ночные часы искусственные объекты холоднее или теплее окружающей среды, возникает отрицательный и положительный тепловой контраст. Автоматизированное сравнение

(корреляции) двух изображений с различными знаками контрастов позволяет улучшить распознавание искусственных объектов.

Отличительной особенностью USA314 является повторяемость трассы 14,7 витков в нодальные сутки. Анализ субциклов для трассы кратностью 14,7 витков в сутки был представлен в описании КА US186. Параметры повторяемости трассы КА USA314 обеспечивают детальное наблюдение, поиск изменений и накопление эталонных изображений с различными углами наблюдения.

Основной задачей КА USA326 является оперативный поиск изменений в гиперспектральном диапазоне. Круговая орбита USA326 позволяет получать повторные гиперспектральные изображения объектов в одинаковых условиях по углу (дальности) визирования и освещённости через 5 суток на экваторе.

Второй КА USA314 предназначен для уточнения данных USA326 путём гиперспектрального наблюдения с высоким разрешением, углами визирования не более 25° и периодичностью не менее одного раза в 2 суток.

Группа КА USA290 и USA338

В 2019 году КА USA290 был впервые запущен на наклонную орбиту с наклоном 73,65°. Особенностью наклонных орбит БПСО в отличие от ССО является изменение ориентации плоскости орбиты относительно направления на Солнце. В результате при наблюдении объектов меняются не только углы визирования, но и азимут и угол освещения Солнцем.

Для наклона 73,65° скорость прецессии восходящего узла орбиты происходит в два раза быстрее и в обратном направлении относительно перемещения вектора направления на Солнце. Выбор такой орбиты позволяет обеспечить повторение условий освещённости объектов примерно три раза в год. В зарубежной литературе (*Mortar D. et all., 2015*) такие орбиты называются мультисолнечно-синхронными (МССО).

В 2022 году был запущен второй КА USA338 в орбитальную плоскость, развёрнутую на 90° относительно USA290. Одновременно КА сдвинуты по аргументу широты на 90 градусов.

Период повторяемости трассы определён равным 5 суткам с показателем суточного смещения трассы в два базовых интервала в сутки. В сочетании со сдвигами плоскостей КА такое значение кратности орбиты позволяет достигать периодичности не более 1 суток.

Основной задачей USA290 и USA338 является оперативное наблюдение с периодичностью не более 1 сутки на экваторе при различных углах и азимутах визирования объекта с повторением условий наблюдения примерно три раза в год.

Повторяемость условий наблюдения позволяет осуществлять контроль изменений и создавать эталоны объектов для обучения систем распознавания образов.

2. Результаты моделирования показателей эффективности группировки КА оптико-электронного наблюдения KeyHole

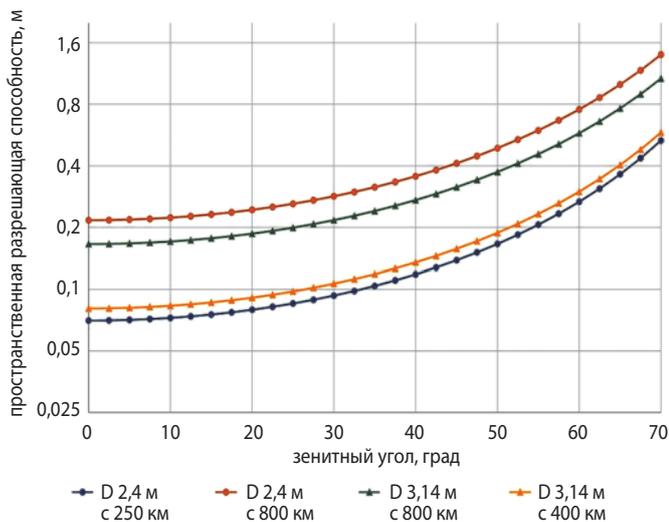
На рисунке 3 приводится оценка предельной пространственной разрешающей способности по критерию Спэрроу. Критерий Спэрроу в отличие от критерия Рэля определяет предельную разрешающую способность на пространственной частоте, соответствующую нулевому контрасту (*Aert S.V., Dyck D.V., 2006*).

Предположительно диаметр апертуры оптико-электронного комплекса (ОЭК) для старого типа КА USA 186, 224 и 245 равен 2,4 м (94,5 дюйма). Новые КА USA 314, 326, 290 и 338 оснащены ОЭК с апертурой 3,14 м.

Разрешающая способность ОЭК КА старого типа в диапазоне зенитных углов наблюдения от 0 до 60° может составлять от 0,06–0,3 м в перигее орбиты 250 км до 0,21–0,8 м в апогее орбиты 800 км.

Анализ показывает, что увеличение диаметра апертуры до 3,14 м позволило для нового типа КА USA 326, 280 и 338 использовать круговую орбиту 390–500 км без потери пространственной разрешающей способности по сравнению со старыми КА.

Перигей КА USA 314 увеличен до 550 км, с достижимым разрешением 0,1 м, а разрешение в апогее улучшилось до 0,17 м. Одновременно с повышением высоты орбиты увеличилась производительность



рисунк 3. Оценка предельной пространственной разрешающей способности для различного диаметра апертуры ОЭК и высоты полёта КА по критерию Спэрроу

КА. Переход на околокруговые орбиты улучшает повторяемость условий наблюдения.

Очевидно, что предельное разрешение, кроме дифракции, ограничивается различными возмущающими факторами, в том числе турбулентностью атмосферы. Поэтому уменьшение высоты орбиты ниже 390–500 км для КА нового типа с апертурой ОЭК 3,14 м не целесообразно.

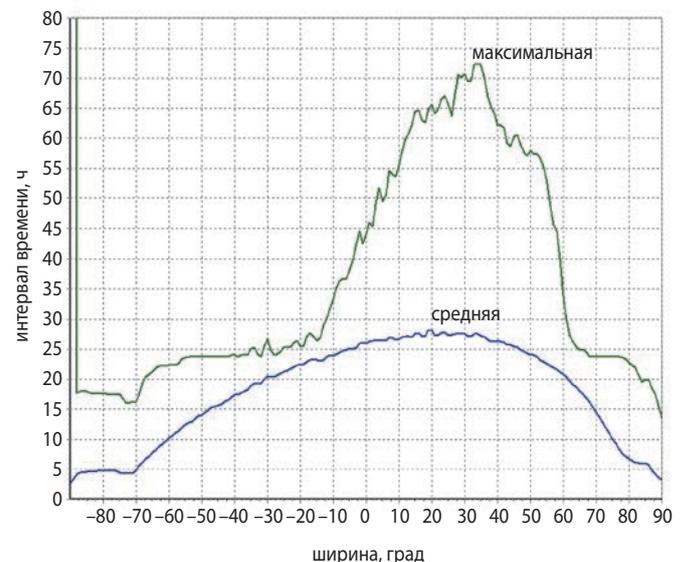
Таким образом, минимальная высота орбиты 390–550 км является отличительным признаком нового типа КА KeyHole.

Оценка линейной разрешающей способности проводится по ширине функции рассеяния по уровню 0,5 (критерий FWHM). Для КА ДЗЗ WorldView с крупногабаритной оптикой имеются доступные независимые оценки качества по изображениям: ширину размытия резкого края в панхроматическом диапазоне 2–2,75 пикселя при коэффициенте передаче контраста 0,04–0,06 на частоте Найквиста (*Cantrell S.J., 2021; Saunier S. et al., 2022*).

На рисунках 4–7 показаны численные расчёты периодичности наблюдения одиночными КА типа USA224, USA245, USA314 и USA326. Периодичность наблюдения не более двух суток для КА USA245 обусловлена большой высотой (988 км) нахождения апогея орбиты над освещённой частью Земли.

Представленные численные результаты хорошо совпадают с аналитическими оценками периодичности наблюдения по кратности повторения трассы и субциклам.

На рисунке 8 показана периодичность наблюдения подсистемы USA 224 и USA 245. На рисунке 9 показана периодичность наблюдения подсистемы USA



рисунк 4. Периодичность наблюдения одним КА типа USA224

**КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ МЕЖДУ ПРОШЛЫМ И БУДУЩИМ.
 ЧАСТЬ 2. АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОВРЕМЕННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ЗАРУБЕЖНЫХ ВОЕННЫХ
 КА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ**

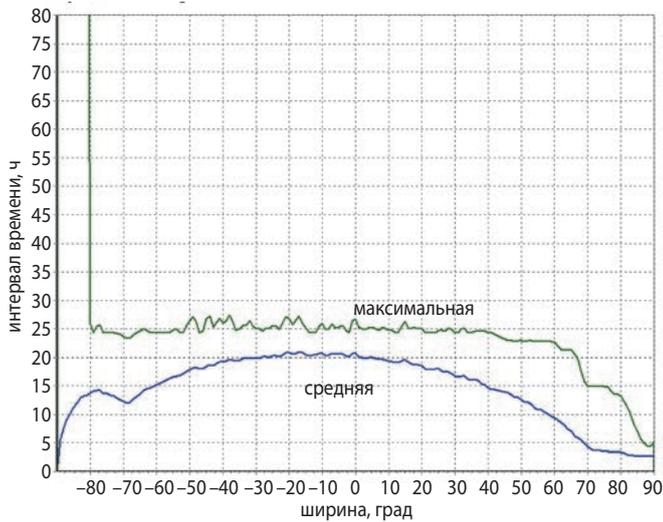


рисунок 5. Периодичность наблюдения одним КА типа USA245

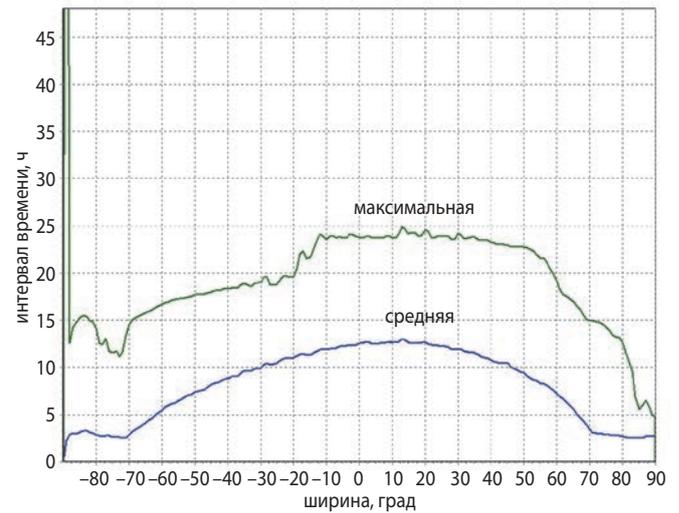


рисунок 8. Периодичность наблюдения двумя КА типа USA224+USA245

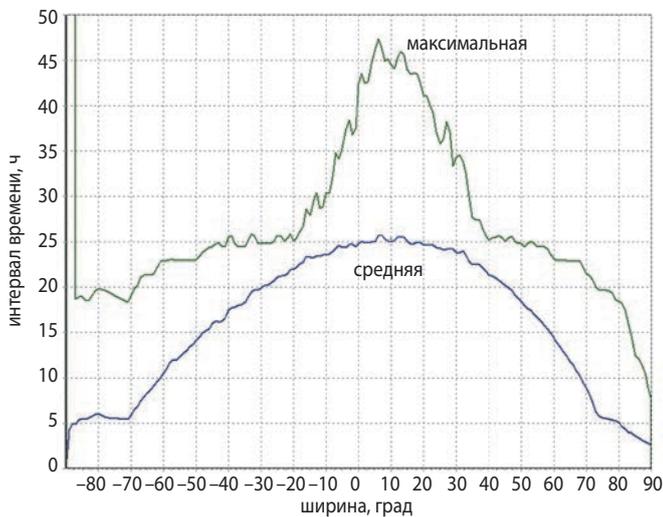


рисунок 6. Периодичность наблюдения одним КА типа USA314

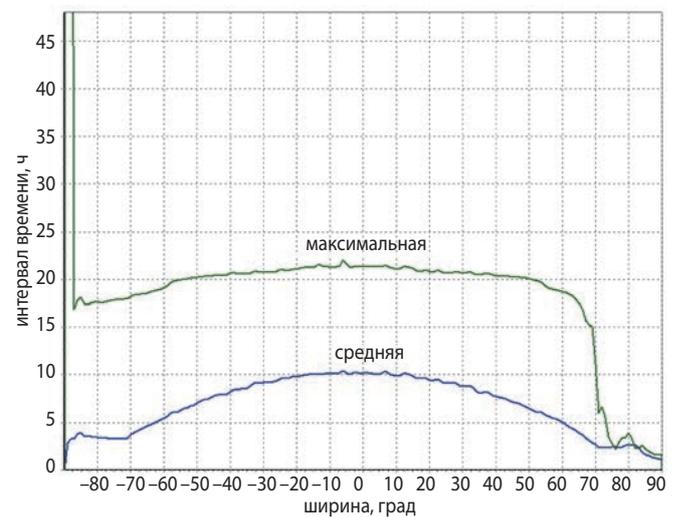


рисунок 9. Периодичность наблюдения двумя КА типа USA314+USA326

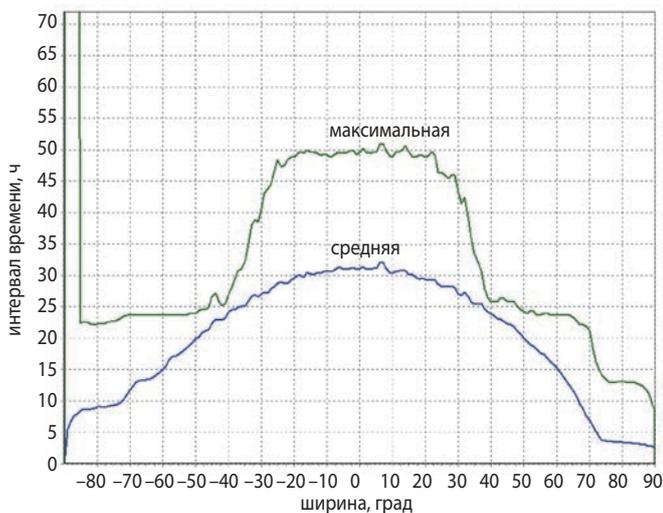


рисунок 7. Периодичность наблюдения одним КА типа USA326

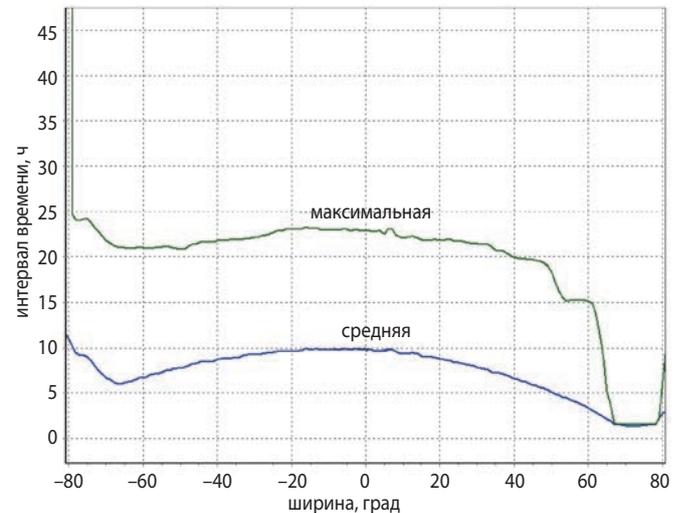


рисунок 10. Периодичность наблюдения двумя КА типа USA290+USA338

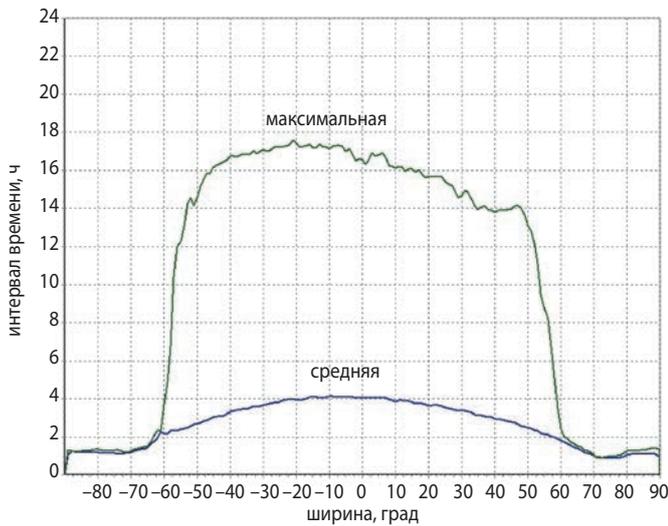


рисунок 11. Периодичность наблюдения всеми КА: USA186+USA224+USA245+USA326+USA314+USA290+USA338

326 и USA 314. На рисунке 10 показана периодичность наблюдения подсистемы USA 290 и USA 338. На рисунке 11 показана периодичность наблюдения всеми КА группировки. На рисунке 12 показаны моменты времени наблюдения различных КА на интервале 1 сутки.

3. Анализ результатов моделирования. Основные оценки и выводы

Относительное расположение плоскостей КА образует достаточно симметричную конфигурацию $37,5^\circ$, 15° и $37,5^\circ$ (USA326-USA245, USA326-USA314, USA224-USA314 соответственно). Таким образом, подгруппы КА дополняют друг друга.

Плоскости 245 и 224 развёрнуты на 90° градусов. Благодаря встречному смещению трассы (-1 и 1 интервал за сутки) обеспечивается X-образная схема формирования ракурсов наблюдения с утренним, дневным и вечерним направлением теней, восточным и западным азимутом (рисунок 13).

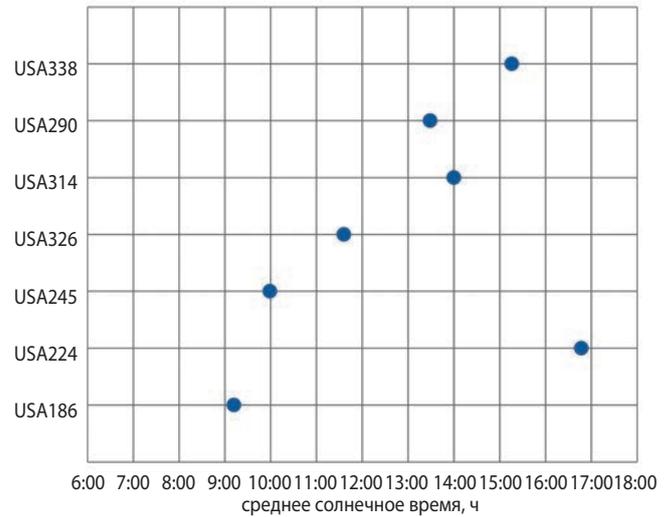


рисунок 12. Диаграмма моментов времени наблюдения орбитальной группировки KeyHole на интервале 1 сутки для широты 57° (г. Москва)

Расположение плоскостей обеспечивает последовательное прохождение трасс КА с зенитным углом не более 30° для одинаковых подспутниковых точек в нулевые сутки 5-суточного цикла. В -1 и 1 сутки цикла возможно повторное наблюдение с зенитным углом не более 60° .

В -1 сутки цикла КА USA245 осуществляет утреннее наблюдение с восточной стороны объекта, КА USA326 дневное и USA224 вечернее наблюдение с западной стороны. В нулевые сутки осуществляется последовательное наблюдение утром, в полдень и вечером (USA245, USA326, USA224) при минимально возможном зенитном угле.

В $+1$ сутки цикла ракурсы наблюдения меняются. КА USA245 обеспечивает утреннее наблюдение с западной стороны, а КА USA326 и USA224 – с восточной стороны.

Конфигурация из трёх КА за 2 суток формирует набор из 6 снимков при утренних, дневных и вечерних азимутах освещения Солнцем и ракурсов наблюдения

таблица 5 – Ракурсы наблюдения группировки КА

сутки цикла наблюдения	USA245	USA326	USA224	USA326
	утро 9:30	день 12:00	вечер 15:30	ночь 0:00
-1	восточный	западный	западный	восточный
0	с зенитным углом менее 30°			
1	западный	восточный	восточный	западный
2	–	–	–	–
3	–	–	–	–
4	восточный	западный	западный	восточный
5	с зенитным углом менее 30°			
1	западный	восточный	восточный	западный

КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ МЕЖДУ ПРОШЛЫМ И БУДУЩИМ. ЧАСТЬ 2. АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОВРЕМЕННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ЗАРУБЕЖНЫХ ВОЕННЫХ КА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ

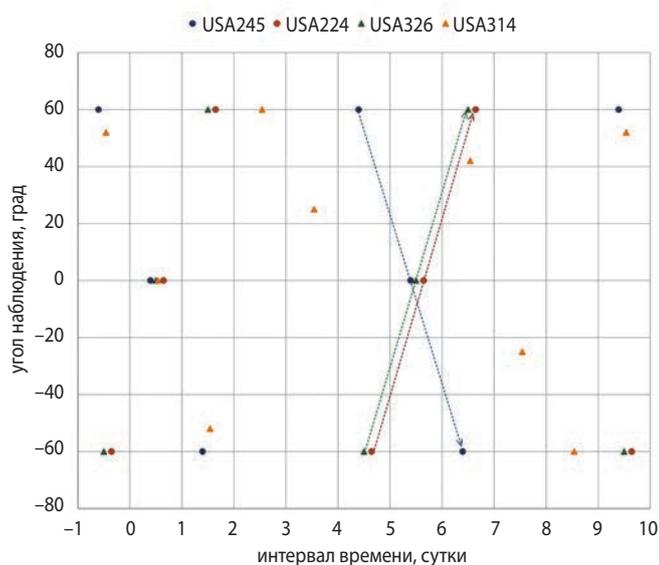


рисунок 13. Формирование ракурсов в циклах наблюдения группировки USA224, USA245, USA326 и USA314

с восточной и западной стороны. За одни сутки формируются различные ракурсы утренних и вечерних снимков.

Дополнительно КА USA326 может формировать восточные и западные ракурсы наблюдения в ночное время для теплового диапазона. Цикл наблюдения повторяется через 5 суток.

Преимуществом такого построения является высокая оперативность (Ефанов В.В. и др., 2017; Ефанов В.В. и др., 2009) формирования полного набора ракурсов, однако зенитные углы могут быть слишком велики для обеспечения требуемой разрешающей способности. Поэтому система дополнена КА USA314 с кратностью повторения трассы 14,7 (10 суток). Он позволяет проводить наблюдения с меньшими зенитными углами и закрыть 2-суточные перерывы в наблюдениях 5-суточного цикла.

4. Экспериментальные направления развития гибридной космической системы наблюдения Architecture after Next

В 2020-е годы сформированная в рамках концепции Arch-F гибридная космическая система, включающая КА ОЭН типа KeyHole нового поколения и КА ОЭН двойного назначения, привлекаемые в рамках программы EOCL, а также КА РЛН TOPAZ (Занин К.А., Клименко Н.Н., 2020), успешно применяется по целевому назначению. Однако, несмотря на удовлетворенность её возможностями, агентства NRO и NGA продолжают экспериментальные работы в области применения новых технологических

решений, появляющихся в коммерческом секторе, в рамках стратегической программы Strategic Commercial Enhancement Program.

Так, начиная с 2022 года NRO приступило к углублённому изучению возможности и целесообразности включения в состав гибридной космической системы наблюдения КА РЛН таких коммерческих провайдеров, как Airbus US, Capella Space, IceYE US, PredaSAR, Umbra, заключив с ними долгосрочные контракты (*National Reconnaissance Office signs agreements with five commercial radar operators*). Такие же контракты в 2022 году заключены на использование и КА РЭН с коммерческими провайдерами Aurora Insight, HawkEye 360, Kleos Space, PredaSAR и Umbra Labs (*NRO partners with commercial space firms on signal detection tech; NROL-129 payload located on orbit*).

Предшествующий опыт использования этих средств показал высокую эффективность их применения для круглосуточного всепогодного оперативного слежения за обстановкой, а также для выявления и локализации изменений в обстановке и последующего наведения КА ОЭН на соответствующие районы и объекты для идентификации и распознавания целей по результатам съёмки с высоким разрешением (Занин К.А. и др., 2023; Клименко Н.Н. и др., 2022).

Агентство NGA проявляет глубокую заинтересованность в наращивании возможностей по получению материалов съёмки в ИК-диапазоне и материалов гиперспектральной съёмки для повышения достоверности автоматического распознавания объектов, назначаемых для поражения высокоточным оружием большой дальности, и особенно замаскированных и заглублённых объектов. В этих целях в 2023 году заключены контракты на использование в экспериментальных целях КА ОЭН с возможностью ИК-съёмки с новыми провайдерами материалов космической оптико-электронной съёмки Airbus US, Albedo Space, Hydrosat, Muon Space, Turion Space (*NRO awards 5 contracts for commercial electro-optical imagery*). Особое внимание уделяется использованию КА ОЭН компании Albedo, планируемых к применению на сверхнизких орбитах для обеспечения ультравысокого разрешения в видимом диапазоне и высокого разрешения в ИК-диапазоне. Планируется также применение этих КА для производства ночной и видеосъёмки.

В части гиперспектральной съёмки первый контракт был заключён с компанией HySpecIQ ещё в 2019 году. Положительный опыт использования материалов гиперспектральной съёмки в названных выше целях обусловил заключение в 2023 году контрактов с новыми провайдерами материалов

космической гиперспектральной съёмки – компаниями Blacksky, HyperSat, Orbital Sidekick, Pixxel, Planet и Xplore (*NRO awards contracts to Xplore and five other hyperspectral imaging companies*). Особое внимание уделяется использованию орбитальной группировки из шести КА GHOST (Global Hyperspectral Observation Satellite) компании Orbital Sidekick, обеспечивающей гиперспектральную съёмку с высоким разрешением.

При положительных результатах экспериментального применения перечисленных выше орбитальных группировок планируется их последующее полное или частичное штатное использование для решения военных задач. В результате гибридная космическая система Arch-F трансформируется в интегрированную мультиинформационную гибридную космическую систему под условным наименованием Architecture after Next (*NRO innovating faster in era of great power space competition*).

Состав такой системы планируется увеличить за текущее десятилетие в четыре раза (*NRO awards contracts to Xplore and five other hyperspectral imaging companies*).

В начале 2024 года новый контракт от агентства NGA получила компания MAXAR – многолетний лидер среди компаний – провайдеров космических систем наблюдения, применяемых по двойному назначению. Компания уже много лет сотрудничает с агентством NGA, предоставляя услуги в области использования «облачных» платформ, технологий и конкретных программных комплексов для автоматического распознавания объектов на космических снимках. Предмет нового контракта – разработка 3D-моделей обширных районов в Индо-Тихоокеанском регионе общей площадью 160000 км² (*MAXAR to provide highly accurate 3D data in NGA partnership*). Военный аспект этого уникального проекта состоит в формировании банка высокоточных трёхмерных изображений потенциальных районов ведения боевых действий, в том числе в условиях населённых пунктов и сильно пересечённой местности, с применением боевых роботов, высокоточного оружия большой дальности и ударных низколетящих БПЛА. Для реализации этого трудоёмкого проекта компания MAXAR располагает высокопроизводительной прецизионной технологией 3D-моделирования собственной разработки под названием Precision3D Data Suite, основанной на использовании наборов из нескольких снимков одного и того же участка местности, выполненных под различными углами.

С возобновлением противостояния великих держав реальной стала угроза выведения из строя космических средств наблюдения на орбите, а также угроза разрушения стартовых комплексов и других

чувствительных элементов наземной инфраструктуры. Для повышения живучести и наращивания периодичности наблюдения в особые периоды военно-политической обстановки наряду с задействованием МКА двойного назначения из коммерческого сектора агентство NRO проводит с 2020 года серию запусков экспериментальных МКА с различными полезными нагрузками с использованием коммерческих ракет типа Electron с разных стартовых площадок как на территории США, так и на заморской территории, в частности на территории Новой Зеландии, по программе RASR – Rapid Acquisition of a Small Rocket.

Цель программы состоит в «исследовании новых возможностей по запуску МКА наблюдения в рамках ускоренного коммерческого подхода». В 2020 году с территории Новой Зеландии осуществлены запуски по программе RASR-1 с МКА ОЭН USA-294, NROL-151 и по программе RASR-2 с МКА USA-301, USA-302, USA-303 (*NRO to quadruple satellites on orbit over next decade; Rocket Lab launches responsive mission for NRO and Australia*).

В 2022 году осуществлены запуски по программе RASR-3 с МКА USA-334, NROL-162 и по программе RASR-4 с МКА USA-335, NROL-199 (*Rocket Lab successfully launches second of two part – Australian NRO mission*).

Эти запуски имели целью продемонстрировать возможность оперативного вывода на орбиту с различных стартовых комплексов на заморской территории нескольких МКА наблюдения. В 2024 году планируется очередной запуск МКА USA-123 по программе RASR-5 ракетой Electron, но уже со стартового комплекса на полигоне Wallops (*Rocket Lab plans to launch the NROL-123 mission from the US on March 20*). Предназначение полезных нагрузок по этим запускам засекречено. Но по некоторым косвенным признакам можно предположить, что на орбиту выводятся последовательно экспериментальные МКА ОЭН, РЭН и РЛН. В частности, запланированный к запуску в 2024 году МКА USA-123 предположительно может быть доработанным под требования NRO МКА РЛН нового поколения Acadia компании Capella Space (*Capella Space unveils next generation satellite with enhanced imagery capabilities and communication features*).

Следует отметить, что в прошлом такой подход уже применялся, когда в 2019 году доработанный МКА РЛН ICEYE X3 под названием Harbinger (*Harbinger satellite*) был запущен ракетой Electron со стартового комплекса в Новой Зеландии и использовался для решения военных задач. Доработка заключалась в «пересадке» РСА на другую космическую платформу, оснащённую лазерным терминалом межспутниковой

КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ МЕЖДУ ПРОШЛЫМ И БУДУЩИМ. ЧАСТЬ 2. АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОВРЕМЕННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ЗАРУБЕЖНЫХ ВОЕННЫХ КА ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ

связи, предназначенным для сопряжения с транспортным подсистемой перспективной многоцелевой космической системы PWSA – Prolifirated Warfighter Space Architecture. В случае с МКА Acadia такая доработка не требуется, так как он уже оснащён соответствующим лазерным терминалом. Подобный подход предположительно мог применяться и для доработки МКА РЭН компании HawkEye 360 или Kleos Space под требования NRO и использования их для проведения экспериментов в рамках программы RASR.

Агентство NRO не ограничивается проведением экспериментов по программе RASR. В настоящее время изучаются предложения компаний Firefly и Xtenti по использованию орбитального буксира Elitra и разгонного блока Fantom-Ride для оперативного группового запуска МКА. Неординарные возможности этих компаний уже используются космическими силами в ходе экспериментов по отработке внеплановых внезапных запусков «по требованию» в 60-часовом «окне» МКА ОЭН, находящихся в режиме ожидания в течение шести месяцев.

Рассмотренные выше экспериментальные запуски, как и ряд других запусков (например USA-306, USA-307, USA-308, NROL-129, USA-312, USA-313, NROL-108), проводятся в интересах создания и развития интегрированной мультиинформационной системы наблюдения нового поколения.

Несмотря на уже достигнутые впечатляющие результаты, не стоят на месте технологии в космических ОЭК. В ближайшее время в результате экспериментальных работ, проводимых по заказу DARPA одним из подразделений корпорации Lockheed Martin в содружестве с рядом университетов по проекту SPIDER (Segmented Planar Imaging Detector for Electro-optical Reconnaissance), могут произойти революционные изменения в области создания недорогих, обладающих малыми массой и размерами телескопов с сверхвысоким разрешением и достаточно большим полем зрения.

Работы по проекту SPIDER начаты ещё в 2010 году. В 2014 году авторами проекта получен патент (*Segmented planar imaging detector for electro-optic reconnaissance*) на сегментированный плоский датчик изображений для оптико-электронного наблюдения (*SPIDER: next generation chip scale imaging sensor*). Изначально такой плоский телескоп планировался для установки на уникальном псевдокосмическом аппарате по проекту VULTURE (Very-high, Ultra-endurance, Loitering Theater Unmanned Reconnaissance Element), однако позже выяснилось, что он полностью соответствует требованиям, предъявляемым к космическому ОЭК нового поколения.

В отличие от традиционного телескопа цилиндрической формы, телескоп по проекту SPIDER будет иметь дискообразную форму или форму плоской панели толщиной порядка 10 мм. В таком телескопе вместо массивного зеркала применяется специальный многоканальный интерферометр на базе сотен и тысяч соединённых попарно микролинз и фотонных интегральных схем, содержащих множество оптических волноводов – линий задержек для реализации интерферометрического изображения на выходе каждой из этих пар микролинз. С помощью микрокамер на выходе фотонных интегральных схем измеряются амплитуда и фаза интерферометрического изображения, по которым осуществляется компьютерная реконструкция снимаемого объекта. Использование для синтеза изображения не только амплитуды, но и фазы интерферометрической «картинки» обеспечивает возможность получения эффекта сверхразрешения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Существующая орбитальная группировка зарубежных военных КА оптико-электронного наблюдения KeyHole обладает впечатляющими показателями производительности, разрешающей способностью и периодичностью наблюдения. Это позволяет решать задачи формирования эталонов для автоматического распознавания объектов, оперативного слежения за обстановкой, площадной съёмки и формирования базы геопространственной информации.

Разрабатываемые инновационные проекты свидетельствуют о неуклонной реализации агентствами NRO и NGA агрессивной политики, направленной на обеспечение абсолютного превосходства в области космических средств наблюдения при решении как стратегических, так и тактических задач в новую эпоху. Эта политика, несмотря на допускаемые провалы, большие затраты и вынужденные сдвиги по времени, активно поддерживаются на государственном уровне.

Космические средства наблюдения нового поколения рассматриваются в качестве одного из решающих инструментов для возрождения однополярного мира. Значимость трансформации концепции создания и применения космической системы наблюдения нового поколения, масштабы и темпы её реализации, по оценке профессиональных экспертов, сопоставимы с новым «манхэттенским проектом».

Поэтому, как представляется, американские амбиции в этой области должны вызывать серьёзную озабоченность на всех уровнях российского общества и стремление к их нейтрализации.

список литературы

Ефанов В.В., Клименко Н.Н., Семункина В.И., Шостак С.В. Космическая система дистанционного зондирования Земли на базе космического аппарата «Аркон»: к 20-летию первого запуска // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 25-34.

Ефанов В.В., Семункина В.И., Шостак С.В. Особенности баллистического проектирования КС ДЗЗ оптико-электронного наблюдения типа Аркон-1 // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 1. С. 46-52.

Занин К.А., Клименко Н.Н. Возможности космических систем радиолокационного наблюдения по периодичности наблюдения объектов и районов // Воздушно-космическая сфера. 2020. № 4. С. 77-87. DOI: 10.30981/2587-7992-2020-104-3-82-89.

Занин К.А., Клименко Н.Н. Применение космических аппаратов двойного назначения для решения военных задач. Часть 1. Космические аппараты оптико-электронного наблюдения нового поколения компаний Planet и Blacksky // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 20-28.

Клименко Н.Н., Занин К.А., Москатиньев И.В. Современные космические аппараты дистанционного зондирования Земли. Часть 1. Базовые проектные решения и пути модернизации космических аппаратов оптико-электронного наблюдения // Воздушно-космическая сфера. 2020. № 2. С. 95-101. DOI: 10.30981/2587-7992-2020-103-2-106-116.

Свиридов А.С. Принцип выбора высоты орбиты группировки космических аппаратов дистанционного зондирования Земли на изомаршрутных солнечно-синхронных орбитах // Вестник МАИ. 2010. Т.17, № 6. С. 30-39.

Хартов В.В., Ефанов В.В., Занин К.А. Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов: учеб. пособие. М: Изд. МАИ, 2011. 127 с.

Aert S.V., Dyck D.V. Resolution of coherent and incoherent imaging systems reconsidered – Classical criteria and a statistical alternative // OPTICS EXPRESS. 2006. Vol. 14, № 9. P. 3830-3839.

Cantrell S.J., Christopherson J.B., Anderson C., Stensaas G.L. et al. // System characterization report on the WorldView-3 Imager (ver. 1.1, October 2021), chap. I of Ramaseri Chandra, S.N., comp., System characterization of Earth observation sensors: U.S. Geological Survey Open-File Report 2021–1030, 29 p. URL: <https://doi.org/10.3133/ofr20211030I> (дата обращения: 05.03.2024).

Capella Space unveils next generation satellite with enhanced imagery capabilities and communication features // URL: www.capellaspace.com (дата обращения: 05.03.2024).

Harbinger satellite // URL: weebau.com (дата обращения: 05.03.2024).

MAXAR to provide highly accurate 3D data in NGA partnership // URL: www.gim.international.com (дата обращения: 05.03.2024).

Mike McCants satellite tracking // URL: www.mmc-cants.org (дата обращения: 05.03.2024).

Mortar D., Wilkins M., Bruccoleri C. On Sun-Synchronous Orbits and Associated Constellations // Article. 2015. URL: www.resachgate.com (дата обращения: 04.07.2023).

National Reconnaissance Office signs agreements with five commercial radar operators // URL: spacenews.com (дата обращения: 05.03.2024).

NRO awards 5 contracts for commercial electro-optical imagery // URL: www.satellitetoday.com (дата обращения: 05.03.2024).

NRO awards contracts to Xplore and five other hyperspectral imaging companies // URL: www.geekwire.com (дата обращения: 05.03.2024).

NRO innovating faster in era of great power space competition // URL: airandspaceforces.com (дата обращения: 05.03.2024).

NRO partners with commercial space firms on signal detection tech // URL: www.defensenews.com (дата обращения: 05.03.2024).

NRO to quadruple satellites on orbit over next decade // URL: www.nationaldefensemagazine.com (дата обращения: 05.03.2024).

NROL-129 payload located on orbit // URL: sattrack-am.com (дата обращения: 05.03.2024).

Rocket Lab launches responsive mission for NRO and Australia // URL: www.satellitetoday.com (дата обращения: 05.03.2024).

Rocket Lab plans to launch the NROL-123 mission from the US on March 20 // URL: worldnationnews.com (дата обращения: 05.03.2024).

Rocket Lab successfully launches second of two part – Australian NRO mission // URL: www.ex2.com.au (дата обращения: 05.03.2024).

Satellite tracking // URL: www.n2yo.com (дата обращения 05.03.2024).

Saunier S., Kocaman S., Albinet C. Technical Note on Quality Assessment for Maxar WorldView-3 HD // EDAP Technical Office. 2022. URL: www.eath.esa.int (дата обращения: 05.03.2024).

Segmented planar imaging detector for electro-optic reconnaissance. US patent 8913859B1 // URL: patents.google.com (дата обращения: 05.03.2024).

SPIDER: next generation chip scale imaging sensor // URL: <https://amustech.com> (дата обращения: 05.03.2024).

Статья поступила в редакцию 18.03.2024

Статья после доработки 25.03.2024

Статья принята к публикации 29.03.2024

ОЦЕНКА УРОВНЕЙ МЕХАНИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА КА ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА В ВЯЗКО-УПРУГОМ ПОДВЕСЕ ВИБРОИЗОЛЯТОРА, ОБУСЛОВЛЕННЫХ ПРЕЦЕССИЕЙ И НУТАЦИЕЙ

ESTIMATION OF THE SC MECHANICAL EFFECTS BY FLYWHEEL ENGINE IN THE VISCOELASTIC SUSPENSION OF THE VIBRATION ISOLATOR RESULTED FROM THE PRECESSION AND NUTATION



П.П. Телепнев¹,
кандидат
технических наук,
TelepnevPP@laspace.ru;
P.P. Telepnev

В.В. Ефанов¹,
профессор, доктор
технических наук,
Vladimir_EfanovVV@
laspace.ru;
V.V. Efanov

Д.А. Кузнецов¹,
доктор
технических наук,
KuznetsovDA@laspace.ru;
D.A. Kuznetsov

В.В. Герасимчук¹,
кандидат
технических наук,
GerasimchukVV@
laspace.ru;
V.V. Gerasimchuk

В статье рассматривается процесс работы двигателя-маховика в широком частотном диапазоне с различными условиями упругого подвеса. Экспериментальные исследования в совокупности с математическим моделированием позволяют получить универсальный инструмент для прогноза динамического поведения электромаховичных исполнительных устройств.

Ключевые слова:
двигатель-маховик; вибровозмущения;
виброизолятор; прецессия; нутация.

DOI: 10.26162/LS.2024.58.33.004

Прецизионная научная аппаратура, установленная на борту космического телескопа и предназначенная для проведения высокоточных измерений (Занин К.А., Москатиньев И.В. и др., 2023), в процессе выполнения миссии космического аппарата (КА) подвергается механическим микроколебаниям (Мошнеев А.А.,

The article covers the flywheel engine operation process in a wide frequency range with various elastic suspension environment. Experimental studies combined with mathematical simulation provide a universal tool for predicting the dynamic behavior of electric flywheel actuators.

Keywords:
flywheel engine; vibration dampers;
vibration isolator; precession; nutation.

Мордыга Ю.О., 1998), вызываемым знакопеременными возмущающими воздействиями несбалансированных вращающихся масс исполнительных механизмов системы управления ориентацией и стабилизацией (СУОС). В качестве исполнительных механизмов СУОС (Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н., 1974) широкое

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

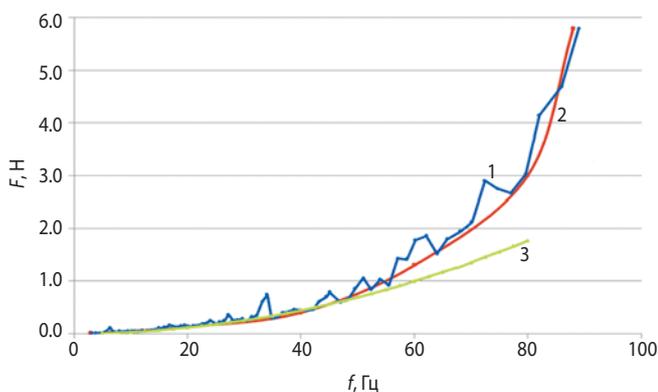
распространение получили устройства электромеханического типа, в частности управляющие двигатели-маховики (ДМ), представляющие собой электродвигатели, на валу которых установлен маховик, а управление ориентацией КА осуществляется в соответствии с законом сохранения кинетического момента:

$$M_{\text{упр}} = dH/dt = J \cdot d\Omega/dt,$$

где H – кинетический момент электромеханического исполнительного органа; I – момент инерции ротора; Ω – угловая скорость вращения ротора.

Большинство современных КА имеют на своём борту четыре или большее число двигателей-маховиков, ключевым элементом которых является маховик, объединённый с двигателем и установленный в высокоточных подшипниках на корпусе прибора. Проблема применения двигателей-маховиков заключается в том, что они, являясь устройствами с подвижными массами, способны вызывать вибрационные колебания конструктивных элементов КА из-за дисбаланса ротора. Это может отрицательно сказаться на качестве работы прецизионного научного оборудования, установленного на борту КА (Демченко О.Г., Бирюков А.С. 2023).

Поскольку многие научные приборы для эффективной работы по сбору данных требуют высокой стабильности своего положения в пространстве (оптическим приборам, например, чтобы избежать эффекта оптического размытия (Сачков М.Е., Шустов Б.М. и др., 2022) часто требуется стабильность положения с погрешностью менее одной угловой секунды за секунду времени), то неуравновешенность вращающихся масс при работе двигателей-маховиков вызывает пространственные вибрации малой амплитуды, лежащие в области средних и низких частот («микровозмущения»), которые в силу высокой чувствительности целевой аппаратуры к таким воздействиям могут привести к помеховым сигналам и исказить выходную информацию (Telepnev P.P.,



1 – ДМ; 2 – идеализированная;
3 – требуемый уровень вибронагруженности.

рисунок 1. Вибрационная характеристика ДМ

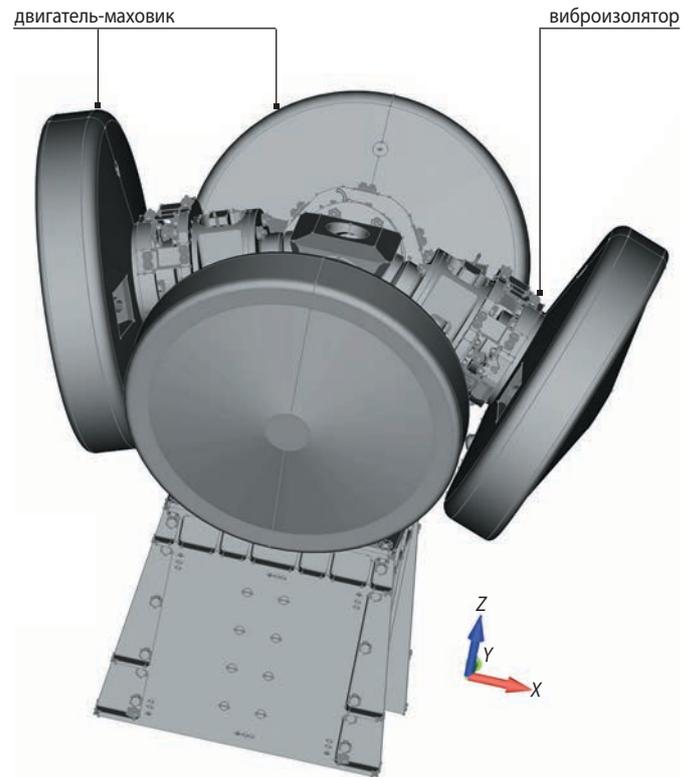


рисунок 2. Установка ДМ с виброизоляторами

Zhirykov A.V. и др., 2021). Подобное явление, например, наблюдалось в фурье-спектрометре «ПФС» на европейском КА «Марс-Экспресс».

Становится актуальной задача снижения уровня вибрационного фона на борту КА при работе ДМ в сложных условиях нагружения (рисунок 1), когда возмущения, имея низкий амплитудный уровень, обладают плотным низкочастотным спектром, создавая значительные вибрационные воздействия, обуславливают введение дополнительных требований и ограничений на силы и моменты.

Авторы (Telepnev П.П., Кузнецов Д.А., 2019) предлагают снижать уровень вибронагруженности прецизионной научной аппаратуры методом виброизоляции ДМ. Ряд конструктивных исполнений таких виброизоляторов (Ефанов В.В., Ермаков В.Ю. и др., 2016; Герасимчук В.В., Ермаков В.Ю., 2020) защищены патентами на изобретения.

Использование в конструкции КА системы виброизоляции ДМ позволяет значительно снижать уровни вибровозмущений, создаваемых электромаховичными исполнительными органами (ЭМИО), в диапазоне скоростей вращения ротора, лежащем в $\sqrt{2}$ раза выше частоты подвеса (Ефанов В.В., Telepnev П.П. и др., 2019), за счёт ослабления механических связей источника вибровозмущений и платформы КА. Установка ДМ с виброизоляторами, разработанными специально под ДМ «Агат-40», приведена на рисунке 2.

ОЦЕНКА УРОВНЕЙ МЕХАНИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА КА ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА В ВЯЗКО-УПРУГОМ ПОДВЕСЕ ВИБРОИЗОЛЯТОРА, ОБУСЛОВЛЕННЫХ ПРЕЦЕССИЕЙ И НУТАЦИЕЙ

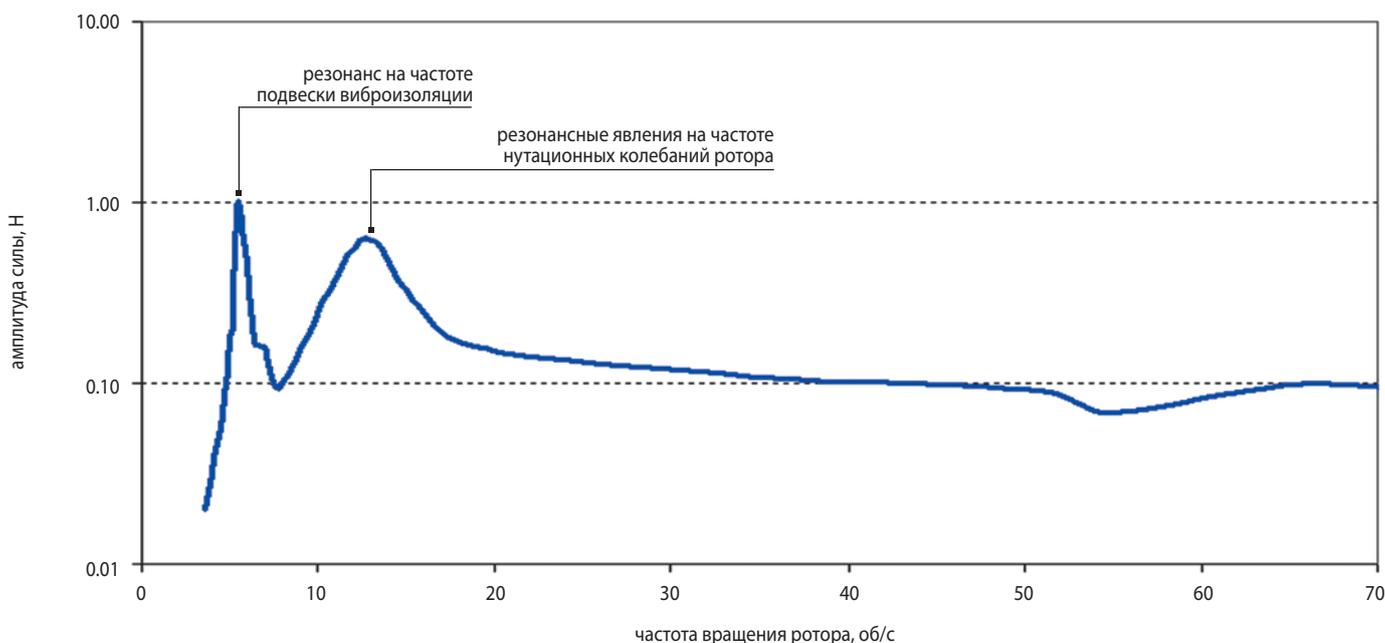


рисунок 3. Зависимость амплитуды возмущения от частоты вращения ротора

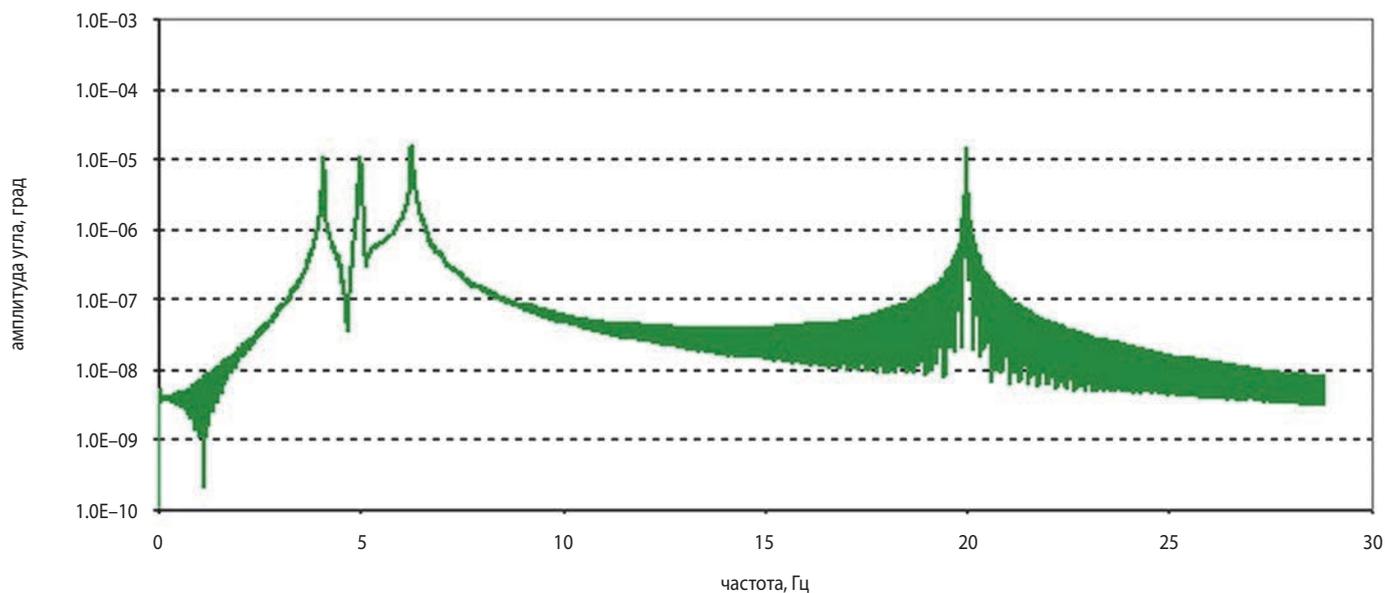


рисунок 4. Амплитудно-частотная характеристика при частоте вращения ротора – 20 об/с

Анализ данных, полученных в процессе экспериментальной отработки опытного образца виброизолятора ДМ «Агат-40» (рисунок 3), показал, что, наряду с ожидаемым падением эффективности виброзащиты в области резонансной частоты изолятора, наблюдается ещё одна область роста амплитуд воздействия в зарезонансной части спектра работы устройства.

Анализ результатов эксперимента и проведённого после него имитационного моделирования позволил предположить, что причиной наблюдаемого феномена являются гироскопические свойства вра-

щающегося ротора, а конкретно – резонанс нутационных колебаний с силовыми факторами, вызванными остаточным дисбалансом ротора на частоте его вращения. Таким образом, разрыв между технически реализуемым в настоящее время и допустимым уровнем виброактивности источников внутренних возмущений КА актуализирует задачу оценки уровней механических воздействий на КА двигателя-маховика в вязко-упругом подвесе виброизолятора, обусловленных прецессией и нутацией на ранних стадиях разработки космических комплексов.

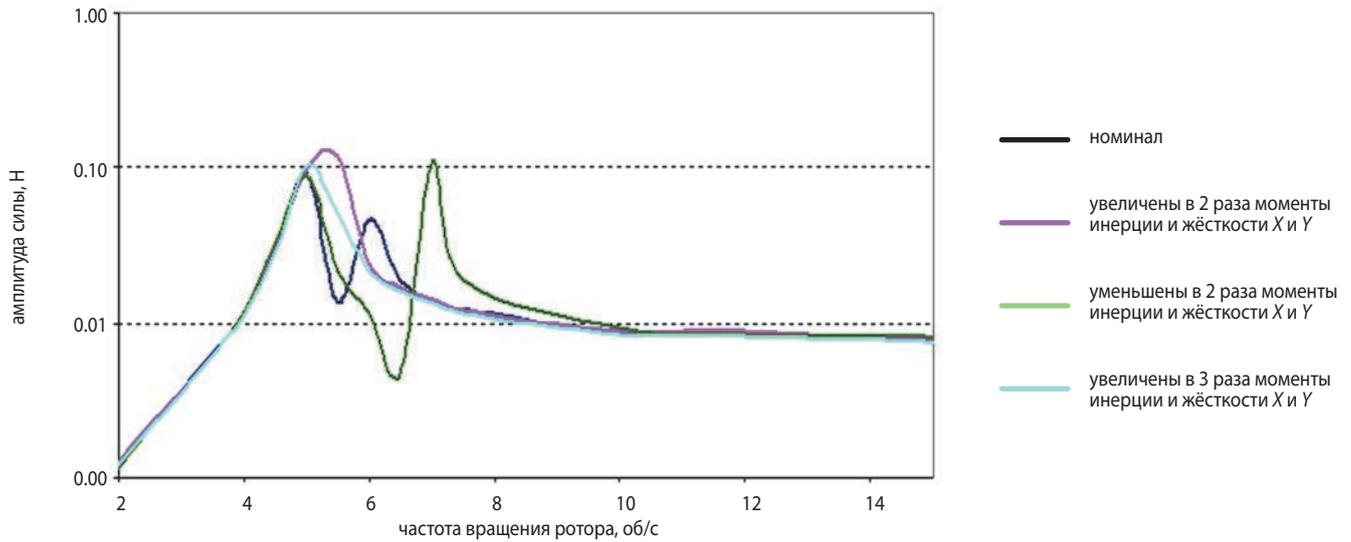


рисунок 5. Амплитуда силового воздействия в зависимости от частоты вращения ротора для различных конфигураций системы

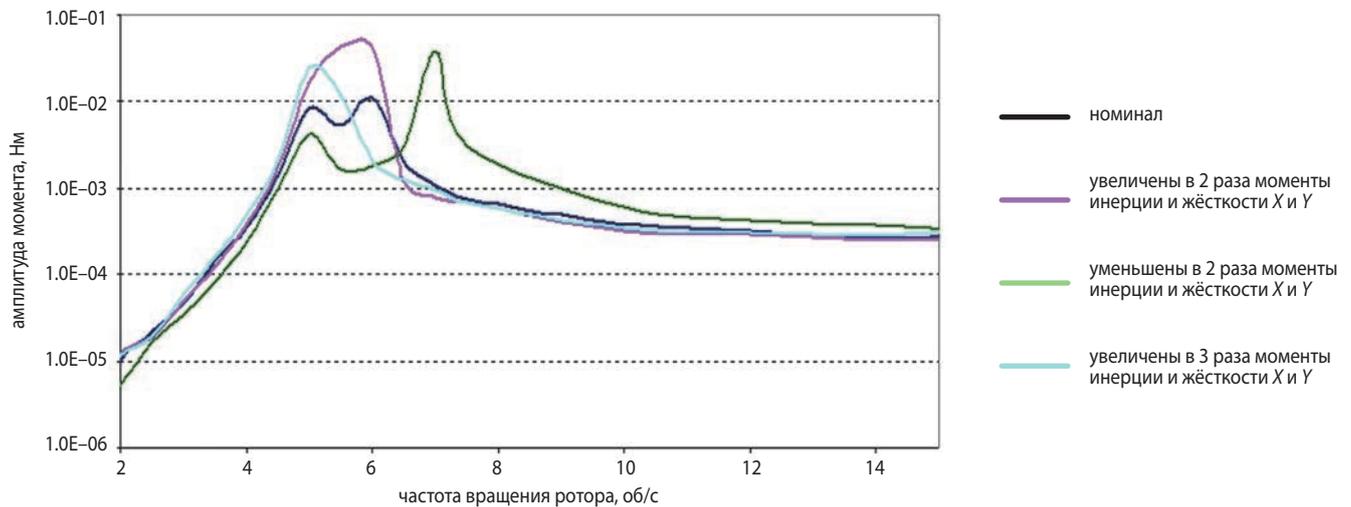


рисунок 6. Амплитуда моментного воздействия в зависимости от частоты вращения ротора для различных конфигураций системы

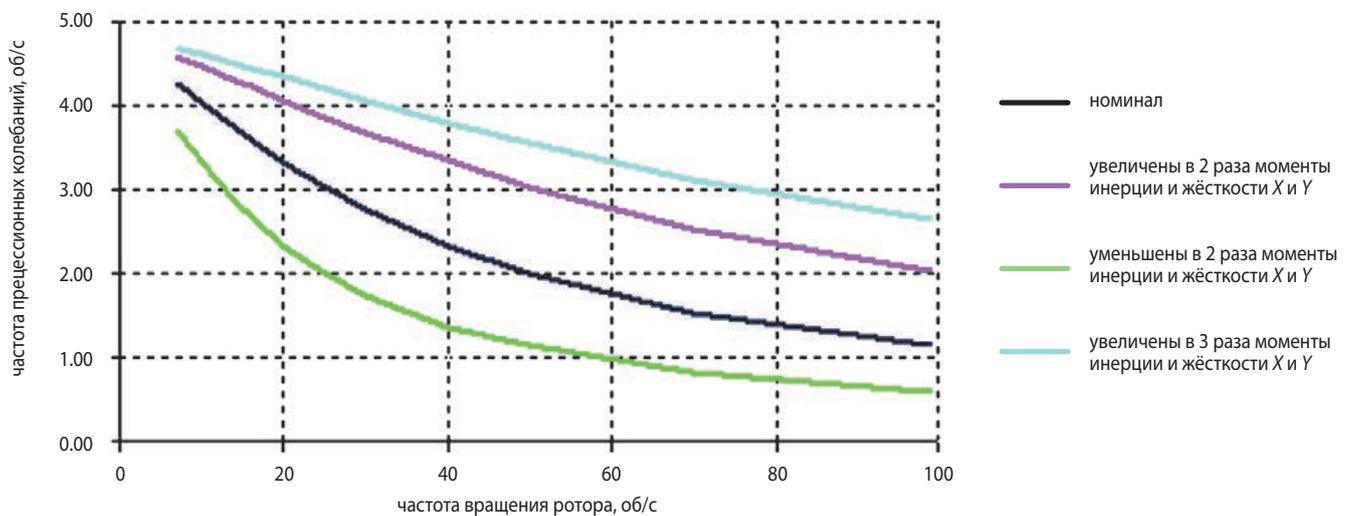
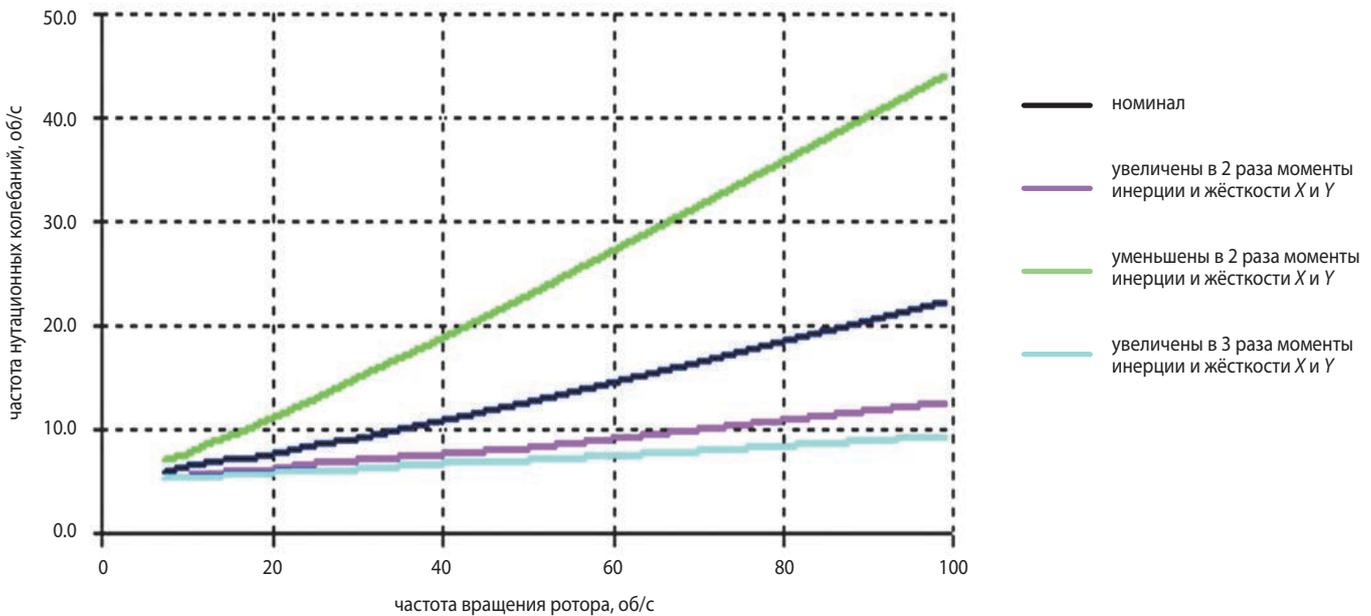


рисунок 7. Частота прецессии в зависимости от частоты вращения ротора для различных конфигураций системы

ОЦЕНКА УРОВНЕЙ МЕХАНИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА КА ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА В ВЯЗКО-УПРУГОМ ПОДВЕСЕ ВИБРОИЗОЛЯТОРА, ОБУСЛОВЛЕННЫХ ПРЕЦЕССИЕЙ И НУТАЦИЕЙ



рисунки 8. Нутационная частота в зависимости от частоты вращения ротора для различных конфигураций системы

Для исследования зависимостей свойств рассматриваемой системы (ДМ на виброизоляторе) от параметров подвеса и массово-инерционных характеристик была разработана её математическая модель и проведена серия расчётов (Телепнев П.П., Ефанов В.В. и др., 2022). Амплитудно-частотная характеристика угла отклонения оси вращения ротора, полученная при интегрировании математической модели для одного из вариантов, приведена на рисунке 4.

В процессе моделирования проводились интегрирование приведённой системы дифференциальных уравнений и анализ полученных результатов в установившемся движении при различных частотах вращения ротора ($f_{\text{рот}}$) для различных конфигураций (синхронно, чтобы не изменять частоту колебаний подвески, варьируя массово-инерционные и жёсткостные характеристики) исследуемой системы (Герасимчук В.В. и др., 2018). При моделировании рассматривались следующие конфигурации конструкции:

1. Номинал.

Масса – 11 кг.

Координаты центра масс: $X_{\text{цм}}=0.001$ м, $Y_{\text{цм}}=0.001$ м, $Z_{\text{цм}}=0.02$ м.

Моменты инерции: $I_x=0.3$ кг·м², $I_y=0.3$ кг·м², $I_z=0.152$ кг·м².

Коэффициенты жёсткости: $C_x=10845.56$ Н/м, $C_y=10845.56$ Н/м, $C_z=10845.56$ Н/м, $C_\varphi=300$ Н·м/рад, $C_\psi=300$ Н·м/рад, $C_\theta=300$ Н·м/рад.

Коэффициенты демпфирования: $\epsilon_x=3.3$ Н/с, $\epsilon_y=3.3$ Н/с, $\epsilon_z=3.3$ Н/с, $\epsilon_\varphi=0.091$ Н·м/с, $\epsilon_\psi=0.091$ Н·м/с, $\epsilon_\theta=0.091$ Н·м/с.

Статический дисбаланс – 6×10^{-6} кг·м.

Динамический дисбаланс – 2×10^{-9} кг·м².

2. Увеличены в два раза моменты инерции и жёсткости относительно осей OX и OY .

3. Уменьшены в два раза моменты инерции и жёсткости относительно осей OX и OY .

4. Увеличены в три раза моменты инерции и жёсткости относительно осей OX и OY .

На рисунках 5 и 6 приведены полученные в процессе моделирования максимальные амплитуды сил и моментов, действующих на КА, в зависимости от частоты вращения ротора ДМ для рассмотренных вариантов. Анализ полученных результатов («номинал» и «уменьшенные в два раза...») подтверждает начальное предположение о том, что второй пик, возникающих при экспериментальной отработке прототипа виброизоляции ЭМИО, обусловлен гироскопическими свойствами вращающегося с большой частотой ротора. А отсутствие второго пика на двух других кривых говорит о возможности избежать его путём варьирования инерционных свойств системы «виброизолятор+ДМ» (Геча В.Я., Ефанов В.В. и др., 2015).

На рисунке 7 приведены зависимости частоты прецессионных колебаний от частоты вращения ротора для всех рассмотренных конструктивных конфигураций двигателя-маховика на виброизоляторе.

На основании полученных данных можно констатировать, что с ростом частоты вращения ротора частота прецессионных колебаний уменьшается. Кроме того, увеличение массово-инерционных характеристик (при сохранении частоты колебаний подвеса виброизолятора) приводит к увеличению частот прецессионных колебаний.

График, приведённый на рисунке 8, содержит результаты определения частот нутационных колебаний в зависимости от частоты вращения ротора для всех рассмотренных конструктивных реализаций виброизолятора.

В этом случае наблюдается обратная ситуация. При возрастании частоты вращения ротора растёт и частота нутационных колебаний, а с ростом инерционных параметров она уменьшается.

Таким образом, оценка уровней механических воздействий на КА от работы ДМ в вязко-упругом подвесе виброизолятора с учётом явлений прецессии и нутации позволяет констатировать:

- динамическая несбалансированность ротора приводит к непрерывному смещению среднего направления вибрирующей оси ротора, причём систематически возрастает среднее значение угла отклонения внешнего кольца подвеса от своего исходного положения;
- наряду с ожидаемым падением эффективности виброзащиты в области резонансной частоты изолятора, наблюдается ещё одна область роста амплитуд воздействия в зарезонансной части спектра работы ДМ;
- второй амплитудный пик, полученный при экспериментальной отработке прототипа виброизоляции ДМ, обусловлен гироскопическими свойствами вращающегося с большой частотой ротора;
- с ростом частоты вращения ротора частота прецессионных колебаний уменьшается. При возрастании частоты вращения ротора растёт и частота нутационных колебаний, а с ростом инерционных параметров она уменьшается;
- регулированием инерционных свойств системы «виброизолятор+ДМ» возможно снизить «паразитное» влияние «прецессионно-нутационных» колебаний.

список литературы

Герасимчук В.В., Ермаков В.Ю. Система виброизоляции // Патент на изобретение № 2727918 Российская Федерация, МПК F16F 6/00, патентообладатель Герасимчук В.В. (RU). № 2019131134; заяв. 03.10.2019; опубл. 24.07.2020. Бюл. № 21.

Герасимчук В.В., Ефанов В.В., Ермаков В.Ю. и др. Решение задачи обеспечения допустимых уровней вибронегруженности исполнительных органов системы ориентации космического аппарата // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 8. С. 33-38.

Геча В.Я., Ефанов В.В., Клишев О.П. и др. Влияние вибраций на целевую прецизионную аппаратуру космических аппаратов // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2015. № 3. С. 20-24.

Деменко О.Г., Бирюков А.С. К вопросу об определении параметров эквивалентного ударного импульса при испытаниях космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 2. С. 70-77.

Ефанов В.В., Ермаков В.Ю., Кузнецов Д.А. и др. Магнитожидкостный виброизолятор // Патент на полезную модель RU 166328 U1, 20.11.2016. Заявка № 2016107558/11 от 02.03.2016.

Ефанов В.В., Теплепнев П.П., Кузнецов Д.А. Межпланетные станции с прецизионной точностью ориентации: требования по обеспечению комплексной виброзащиты // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. 2019. Т. 53, № 6. С. 475-480.

Занин К.А., Москатиньев И.В., Демидов А.Ю. Разработка обобщённых критериев разрешающей способности для различных типов космических систем наблюдения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 1. С. 12-20.

Мошшеев А.А., Мордыга Ю.О. Сравнительный анализ влияния основных бортовых источников возмущений КА на «вибрационный смаз» изображения космического телескопа. М.: НПО им. С.А. Лавочкина, 1998. URL: <https://ihst.ru/~akm/012.pdf> (дата обращения: 27.05.2024).

Раушенбах Б.В., Токарёв Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974. 600 с.

Сачков М.Е., Шустов Б.М., Сичевский С.Г. и др. Космическая астрофизическая обсерватория «Спектр-УФ» – совместный проект Института астрономии РАН и АО «НПО Лавочкина» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 39-45.

Теплепнев П.П., Ефанов В.В., Кузнецов Д.А. и др. К вопросу моделирования динамических возмущений от электромаховичных исполнительных устройств в упругом подвесе виброизолятора // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 4. С. 46-51.

Теплепнев П.П., Кузнецов Д.А. Методы виброзащиты прецизионных космических аппаратов / Под ред. д.т.н., проф. В.В. Ефанова. Химки: Изд. АО «НПО Лавочкина», 2019. 263 с.

Telepnev P.P., Zhirykov A.V., Gerasimchuk V.V. Calculating the Structural Vibration Loading Applied to Spacecraft Using Dynamic Analysis // Solar System Research. 2021. Vol. 5, № 7. DOI: 10.1134/S0038094621070200.

Статья поступила в редакцию 27.05.2024

Статья после доработки 03.06.2024

Статья принята к публикации 08.06.2024

К ВОПРОСУ УПРАВЛЕНИЯ ИЗЛУЧАТЕЛЬНОЙ СПОСОБНОСТЬЮ ПОКРЫТИЙ ПРИ СОЗДАНИИ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

THE QUESTION OF HANDLING OF THE COATINGS' EMISSIVITY AT DEVELOPMENT OF THE SPACECRAFT THERMAL CONTROL SYSTEMS

А.В. Киселев¹,
kav1996@yandex.ru;
A.V. Kiselev

А.В. Гусев¹,
кандидат
технических наук,
4839356@mail.ru;
A.V. Gusev

К.А. Маилян¹,
кандидат
химических наук,
k.mailyan@gmail.com;
K.A. Mailyan

О.П. Баженова²,
bazhenova_laspace@mail.ru;
O.P. Bazhenova

А.О. Штокал³,
кандидат
технических наук,
siauthemocl@yandex.ru;
A.O. Shtokal

Е.В. Рыков³,
кандидат
технических наук,
RykovEV@laspace.ru;
E.V. Rykov

С.В. Шостаков²,
кандидат
технических наук,
shostaksv@laspace.ru;
S.V. Shostak

В.Д. Демина²,
DeminaVD@laspace.ru;
V.D. Demina

На основании рассмотрения перспективных методов совершенствования конструкции систем обеспечения теплового режима (СОТР) космических аппаратов была обоснована необходимость разработки технологии получения покрытий деталей космических аппаратов с заранее заданными параметрами, отвечающими за теплопередачу посредством излучения. Область исследования ограничена элементами СОТР космических аппаратов, на которые не оказывает воздействие солнечное излучение, поэтому из терморегулирующих характеристик покрытий исследован только коэффициент теплового излучения. Предложены варианты дополнительной обработки поверхностей алюминиевых деталей для изменения их коэффициента теплового излучения. Получены зависимости коэффициента отражения от длины волны для интерференционных покрытий, нанесённых поверх анодно-окисного покрытия в серной кислоте с наполнением в растворе бихромата калия (Ан.Окс.нхр). Установлена зависимость коэффициента теплового излучения покрытия Ан.Окс.нхр от шероховатости предварительно обработанной алюминиевой поверхности.

On the ground of consideration of advanced methods for thermal control systems design the article provides justification of need for manufacturing technique of SC parts' coatings having predetermined parameters of thermal transmission through emission. The area of study is limited to the elements of SC thermal control system that are not impacted by solar radiation, therefore, only the thermal emissivity coefficient of all the coatings' thermal control characteristics was studied. In order to change the thermal emissivity coefficient options of additional surface treatment of aluminum parts are proposed. The reflection coefficient – wavelength dependences were obtained for interference coatings applied over an anodic oxide coating in sulfuric acid filled in a solution of potassium dichromate (to be referred to as Ан.Окс.нхр). The dependence of thermal emissivity coefficient of Ан.Окс.нхр coating versus the roughness of the pre-treated aluminum surface is established.

¹ ФГБУН «Институт теоретической и прикладной электродинамики РАН (ИТПЭ РАН)», Россия, г. Москва.
Institute of Theoretical and Applied Electrodynamics, RAS, Russia, Moscow.

² АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.
Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

³ Филиал АО «НПО Лавочкина», Россия, г. Калуга.
Affiliate of Lavochkin Association, JSC, Russia, Kaluga.

Ключевые слова:

коэффициент теплового излучения;
механическая обработка;
интерференционные покрытия;
шероховатость поверхности;
алюминиевые детали космических аппаратов.

DOI: 10.26162/LS.2024.78.17.005

ВВЕДЕНИЕ

Одной из первостепенных задач, решаемых при конструировании космических аппаратов (КА), является обеспечение допустимого теплового режима функционирования каждого элемента КА в условиях работы на целевой орбите в течение всего срока активного существования, как правило не менее десяти лет (Истратов А.Ю., Погодин А.В., Хоменко И.И., Привезенцев А.С., 2017). Для решения данной задачи в конструкции КА используется система обеспечения теплового режима – одна из важнейших систем обеспечения жизненного цикла КА (Вятлев П.А., Шеманов А.Г., 2023).

СОТР представляет собой совокупность различных средств и устройств, регулирующих внешний и внутренний теплообмен КА (Цаплин С.В., Большечев С.А., Романов А.Е., 2018). Оценки показывают, что в зависимости от назначения КА и повышенных требований к СОТР, её общая масса и энергопотребление могут достигать до 10% от общей массы КА и энергопотребления КА. В этой связи задачам повышения экономичности, надёжности и оптимизации по массе и энергопотреблению СОТР, совершенствованию методов и средств обеспечения теплового режима уделяется всё больше внимания на всех стадиях разработки (Басов А.А., 2018). СОТР осуществляют терморегуляцию систем КА двумя способами: пассивным (применением теплоизоляции, использованием терморегулирующих покрытий, оптимизацией взаимного расположения узлов КА и источников тепла) и активным (изменением ориентации КА, изменением теплового сопротивления элементов КА, регулированием излучательной способности поверхности КА при помощи жалюзи, перемещением теплоносителя между внутренними и внешними радиаторами, применением резистивных нагревателей). Перспективным направлением совершенствования СОТР с точки зрения экономии массы и энергопотребления КА представляется такой подход, при котором пассивная терморегуляция элементов СОТР достигается путём формирования на их поверхностях покрытий с заранее заданными параметрами, отвечающими за теплопередачу посредством излучения.

Одним из основных параметров материалов элементов конструкции КА, отвечающих за теплопередачу посредством излучения, является их излучающая

Key words:

thermal emissivity coefficient;
mechanical processing;
interference coatings;
surface roughness;
spacecraft aluminum parts.

способность, определяемая коэффициентом теплового излучения (ϵ). В зависимости от эксплуатационного назначения конструкционного элемента КА, а также от теплового режима его функционирования, требуемый коэффициент теплового излучения может изменяться в широких пределах.

Например, при разработке гибких, плоских, гибко-плоских электронагревателей, поддерживающих в работоспособном состоянии (в заданном диапазоне эксплуатационных температур) радиоэлектронную аппаратуру и узлы космического аппарата при воздействии низких температур космического пространства посредством подогрева радиоэлектронной аппаратуры (узлов) в качестве отражающего материала можно использовать алюминиевую фольгу или полимерные материалы, плёнки, с коэффициентом черноты менее 0,6 (Луконин Н.В., Шестаков И.Я., Головенкин Е.Н. и др., 2020). В работе (Штокал А.О., Рыков Е.В., Баженова О.П., Шостак С.В., 2023) рассмотрены терморегулирующие покрытия алюминиевых конструктивных элементов внутренней полости оптических систем космических аппаратов с высоким коэффициентом излучения (от 0,850 до 0,929). Также приводятся данные (Ван Ю., Денисов О.В., Денисова Л.В., 2021), что материалы конструкции наноспутника подбираются с коэффициентом теплового излучения от 0,7 до 0,9. В статье (Шамаев А.М., 2014) упоминается, что ряд исследований посвящён разработке покрытий с заданными терморadiационными характеристиками α_s и ϵ . Приведённые данные определяют актуальность и практическую значимость задачи обеспечения заранее заданной излучающей способности поверхностей элементов КА.

На температурное состояние материалов, расположенных снаружи космических аппаратов и подвергающихся воздействию солнечного излучения, помимо коэффициента теплового излучения, также оказывает значительное влияние коэффициент поглощения солнечного излучения α_s . В то же время элементы внутренних поверхностей КА, в том числе и элементы конструкции СОТР КА, не находятся под воздействием солнечного излучения, поэтому их температурное состояние определяется коэффициентом теплового излучения.

Большую часть номенклатуры конструкционных материалов КА в настоящее время составляют алюминиевые сплавы. В частности, алюминиевый сплав АМг6 обладает высокой удельной прочностью, коррозионной стойкостью, он анизотропен и хорошо освоён технологически в ракетно-космической отрасли. Для повышения коэффициента теплового излучения детали из алюминиевых сплавов покрывают Ан.Окс.нхр по ГОСТ 9.301-86 (*ГОСТ 9.301-86*, 2010), также данное покрытие улучшает коррозионную стойкость деталей и обладает противозадирными свойствами.

В качестве критерия для разработки покрытия с заданными термодинамическими свойствами рассматривалось следствие из закона Кирхгофа, согласно которому тело, которое при данной температуре T не поглощает излучение в каком-либо интервале длин волн от λ до $\lambda+d\lambda$, не может при температуре T и излучать в этом интервале длин волн. А значит, при разработке покрытия с высоким коэффициентом теплового излучения необходимо стремиться к получению характеристик, близких к абсолютно чёрному телу. Наилучшим приближением к абсолютно чёрному телу является замкнутая полость, в стенке которой сделано малое отверстие, через которое излучение из полости может выходить наружу. Если стенки полости непрозрачны, то при достаточно малых размерах отверстия в полости установится излучение, мало отличающееся от равновесного. (*Кудин В.И., Ржевский М.Б., Русак А.А., Мархвида И.В.*, 2005). Данному критерию отвечают пористые покрытия, сформированные на поверхности алюминиевых сплавов при помощи электрохимических методов.

На практике изменение коэффициента теплового излучения поверхности посредством изменения угла визирования возможно реализовать изменением параметров шероховатости излучающей поверхности, так как в данном случае разные участки излучающей поверхности будут расположены под разными углами к идеальной поверхности детали.

В ряде случаев исходя из эксплуатационного назначения элемента космического аппарата поверхности алюминиевой детали необходимо придать коэффициент теплового излучения, отличный от получаемого после выполнения Ан.Окс.нхр по ГОСТ 9.301-86. Для этого было предложено два варианта дополнительной обработки:

1. Нанесение покрытий поверх покрытия Ан.Окс.нхр.

2. Предварительная механическая обработка поверхности под покрытие Ан.Окс.нхр.

Цель данной работы – исследовать влияние дополнительной обработки поверхности алюминиевой детали СОТР КА на получаемый коэффициент теплового излучения сформированного покрытия, а также определить области применения каждого рассматриваемого варианта обработки.

1. Нанесение покрытий поверх покрытия Ан.Окс.нхр

Нанесение покрытий поверх сформированного покрытия Ан.Окс.нхр позволяет изменить шероховатость изначальной поверхности, а также сформировать тонкие плёнки из материалов с заранее заданным коэффициентом теплового излучения. Метод электронно-лучевого напыления и малая толщина сформированных плёнок позволяет достичь приемлемой адгезии с покрываемой поверхностью.

На обезжиренных экспериментальных образцах, изготовленных из сплава АМг6, размерами $100 \times 100 \times 2$ мм было сформировано покрытие Ан.Окс.нхр по ГОСТ 9.301-86. На экспериментальных образцах после выполнения покрытия Ан.Окс.нхр методом электронно-лучевого напыления были нанесены интерференционные покрытия № 1, 2 и 3, состав которых указан в таблице 1.

таблица 1 – Состав интерференционных покрытий

№ слоя	интерференционное покрытие					
	№ 1		№ 2		№ 3	
	слой	толщина, нм	слой	толщина, нм	слой	толщина, нм
1	Al	200	Cr	40	Cr	60
2	Ge	112	SrF ₂	994	Ge	762
3	SrF ₂	1000	Ge	115	Cr	17
4	Ge	112	Cr	4	Ge	545
5	Cr	4	Ge	115	SrF ₂	1877
6	Ge	112	SrF ₂	1656	–	–
7	SrF ₂	1800	–	–	–	–

Измерение спектрального коэффициента отражения $R(\lambda)$ в диапазоне длин волн от 3 до 20 мкм на экспериментальных образцах проводилось на Фурье-спектрометре Frontier с приставкой отражения Mid-IR IntegratIR фирмы Perkin Elmer абсолютным методом Тейлора в соответствии с ГОСТ Р 59313-2021 (*ГОСТ Р 59313-2021*, 2021). Полученные зависимости представлены на рисунках 1–4.

Расчёт коэффициента теплового излучения ε экспериментальных образцов в диапазоне длин волн от 3 до 20 мкм проводили с использованием формулы Планка для излучения абсолютно чёрного тела (*ГОСТ Р 59313-2021*, 2021):

$$\varepsilon = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} (1 - \rho_{\lambda} I_{0\lambda}) d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} I_{0\lambda} d\lambda}, \quad (1)$$

где ρ_{λ} – спектральный коэффициент отражения; λ_1 – нижний предел интегрирования 3 мкм; λ_2 – верхний предел интегрирования 20 мкм; $I_{0\lambda}$ – спектральное распределение Планка для абсолютно чёрного тела, вычисляемое по формуле:

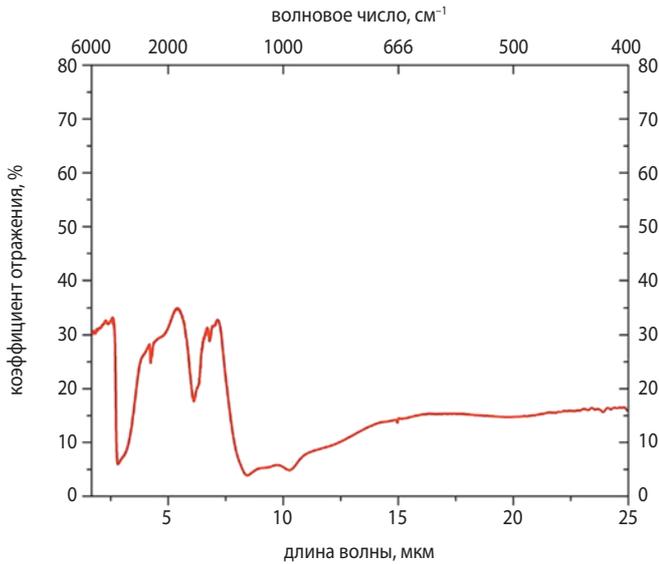


рисунок 1. Зависимость коэффициента отражения от длины волны для покрытия Ан.Окс.нхр без последующих слоёв

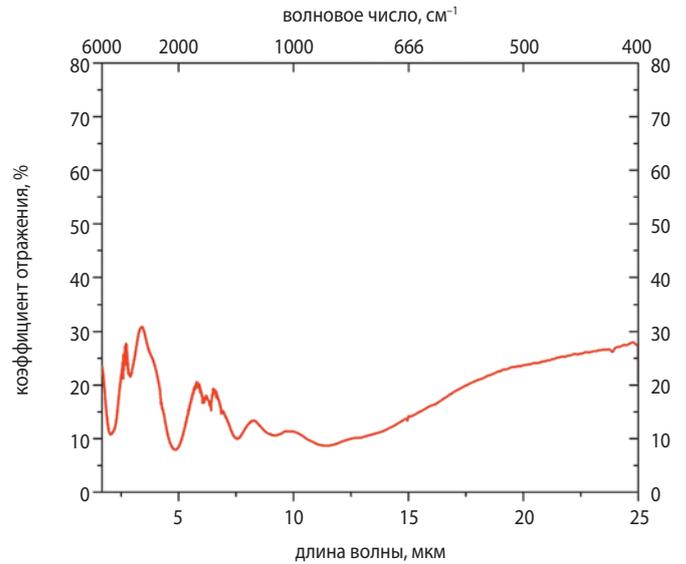


рисунок 3. Зависимость коэффициента отражения от длины волны для покрытия Ан.Окс.нхр с интерференционным покрытием № 2 поверх него

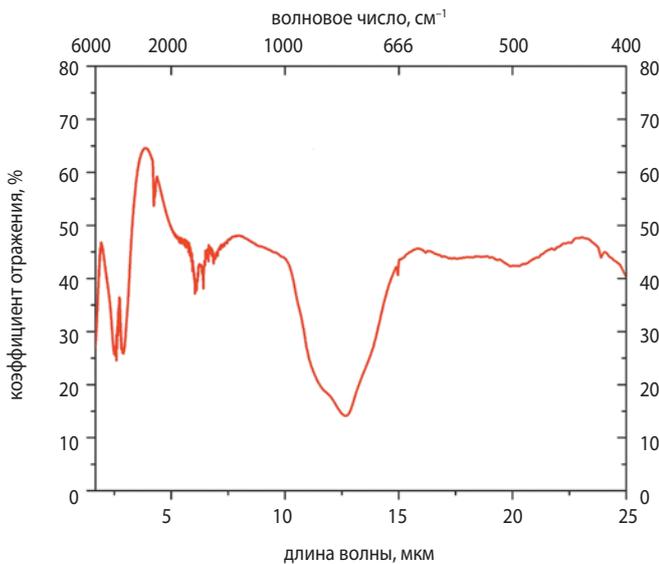


рисунок 2. Зависимость коэффициента отражения от длины волны для покрытия Ан.Окс.нхр с интерференционным покрытием № 1 поверх него

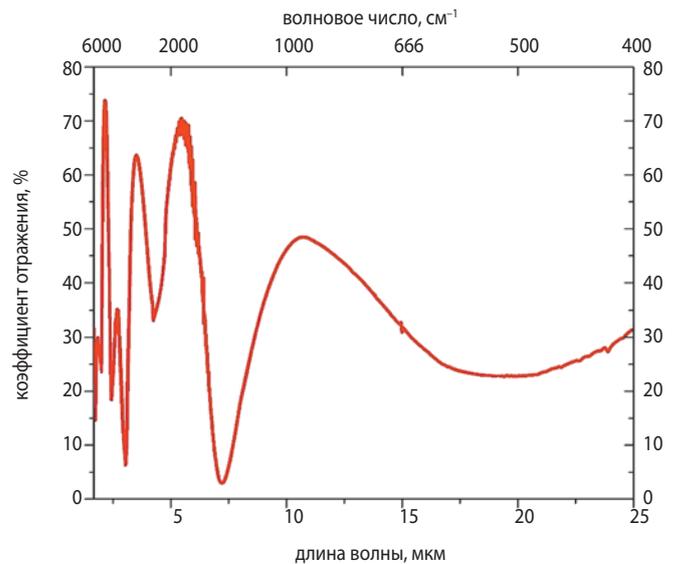
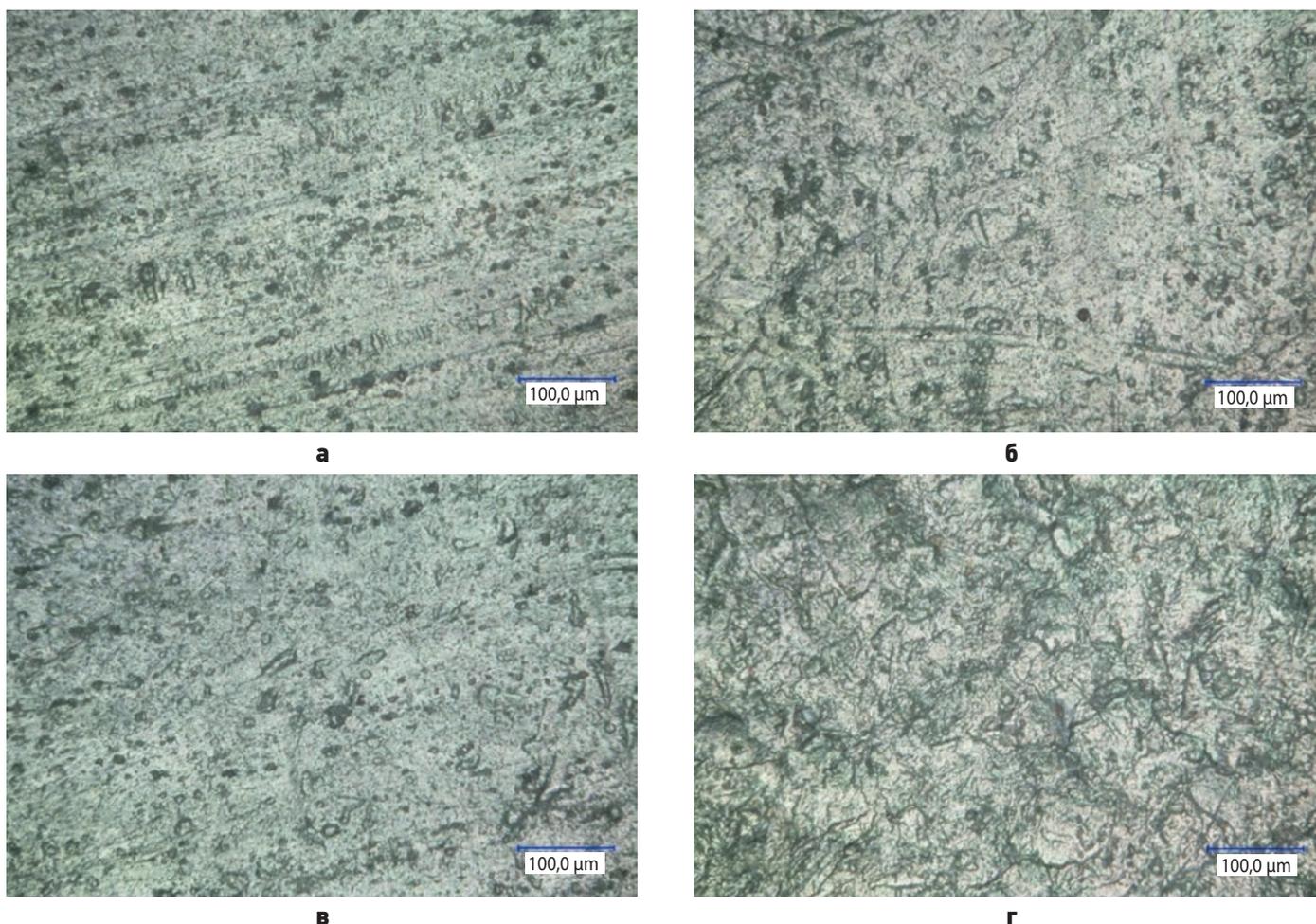


рисунок 4. Зависимость коэффициента отражения от длины волны для покрытия Ан.Окс.нхр с интерференционным покрытием № 3 поверх него

таблица 2 – Коэффициенты теплового излучения ε терморегулирующих покрытий экспериментальных образцов

№	терморегулирующее покрытие экспериментального образца	коэффициент теплового излучения ε
1	покрытие Ан.Окс.нхр	0,82
2	покрытие Ан.Окс.нхр+интерференционное покрытие № 1	0,54
3	покрытие Ан.Окс.нхр+интерференционное покрытие № 2	0,85
4	покрытие Ан.Окс.нхр+интерференционное покрытие № 3	0,71



а – без обработки; **б** – обработка крупнозернистой шлифовальной бумагой P120; **в** – обработка мелкозернистой шлифовальной бумагой P240; **г** – обработка по технологии «Акваблест».

рисунок 5. Микрофотографии поверхности экспериментальных образцов

$$I_{0\lambda} = \frac{c_1 \cdot \lambda^{-5}}{c_2 \cdot (e^{\lambda \cdot t} - 1)}, \quad (2)$$

где $c_1 = 3,741832 \cdot 10^{-16} \frac{\text{Вт}}{\text{М}^2}$; $c_2 = 1,438786 \cdot 10^{-2} \text{ м} \cdot \text{К}$; λ – длина волны, мкм; t – температура экспериментального образца, К.

Вычисленные коэффициенты для каждого экспериментального образца приведены в таблице 2.

2. Предварительная механическая обработка поверхности под покрытие Ан.Окс.нхр

Предварительная механическая обработка позволяет изменить шероховатость поверхности до формирования покрытия, которая вследствие небольшой толщины покрытия Ан.Окс.нхр, будет частично повторена на готовой детали. Данный подход позволяет избежать механической обработки уже сформированного покрытия, которая может привести к частичным сколам и создать участки пониженной адгезии с материалом основы, а также привести к образованию концентраторов напряжений.

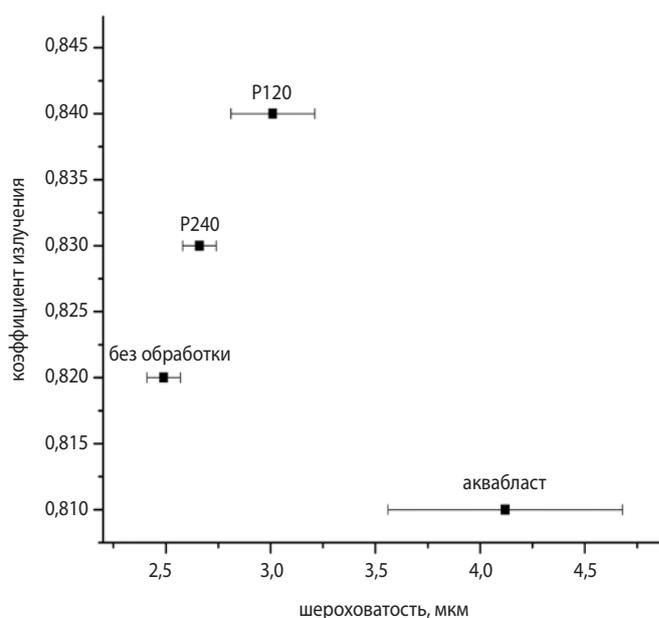


рисунок 6. Зависимость коэффициента теплового излучения покрытия Ан.Окс.нхр от шероховатости предварительно обработанной поверхности. Шероховатость поверхности приведена по Ra

Механической обработке подвергались обезжиренные образцы, изготовленные из сплава АМг6, размерами 100×100×2 мм. Шлифовка осуществлялась с помощью наждачной бумаги следующей зернистости – мелкозернистой Р240 (размер зерна 50–63 мкм), крупнозернистой Р120 (размер зерна 100–125 мкм). Шлифование поверхности проводилась в двух перпендикулярных направлениях. Также была использована гидроабразивная обработка частицами фракции до 0,5 мм – технология «Акваблест» (Главатских Д.О., Главатских О.С., 2022). Микрофотографии поверхностей экспериментальных образцов представлены на рисунке 5.

На трёх обработанных экспериментальных образцах и одном необработанном было сформировано покрытие Ан.Окс.нхр по ГОСТ 9.301-86. Измерение спектрального коэффициента отражения $R(\lambda)$ в диапазоне длин волн от 3 до 20 мкм на экспериментальных образцах проводилось аналогичным методом, для обработки результатов измерений также применялись соотношения (1)-(2), полученные при этом интегральные значения коэффициентов теплового излучения для четырёх исследуемых образцов представлены на рисунке 6.

заклЮчение

Проведённые исследования показали:

1. Использование интерференционных покрытий поверх покрытия Ан.Окс.нхр позволяет изменять интегральный коэффициент теплового излучения в значительных пределах от 0,54 до 0,85. Анализируя состав слоёв интерференционных покрытий, можем отметить, что:

1.1. Увеличение металлической составляющей нанесённого покрытия приводит к существенному снижению интегрального коэффициента теплового излучения (в разы).

1.2. Увеличения количества германия в составе нанесённого покрытия приводит незначительному снижению интегрального коэффициента излучения (на десятки процентов).

1.3. Формирование тонкой прослойки германия между двумя толстыми слоями фторида стронция при условии минимизации металлической составляющей покрытия приводит к незначительному интегральному увеличению коэффициента теплового излучения.

Интерференционное покрытие № 1 обеспечивает максимальные значения спектрального коэффициента теплового излучения на длине волны от 12 до 13 мкм и минимальные – на длине волны 4 мкм.

Интерференционное покрытие № 2 обеспечивает максимальные значения спектрального коэффициента теплового излучения на длине волны около 5 мкм,

а также от 11 до 13 мкм, и минимальные – на длине волны около 3 мкм и от 20 до 25 мкм.

Интерференционное покрытие № 3 обеспечивает максимальные значения спектрального коэффициента теплового излучения на узких пиках длины волны в районе 3 и 7 мкм, и минимальные – на узких пиках длины волны в районе 2, 4 и 6 мкм.

2. Использование предварительной механической обработки поверхности под покрытие Ан.Окс.нхр позволяет изменять интегральный коэффициент теплового излучения в небольших пределах от 0,81 до 0,84. В связи с тем, что химический состав покрытия не изменяется, графики зависимости спектрального коэффициента отражения от длины волны для всех вариантов предварительной механической обработки отличаются незначительно от покрытия Ан.Окс.нхр без предварительной обработки поверхности и не приводятся в данной статье. Повышение шероховатости поверхности под формирование покрытия до 3,0 мкм приводит к росту интегрального коэффициента теплового излучения сформированного покрытия, дальнейшее повышение шероховатости приводит к его снижению до уровня менее исходного (для поверхности без предварительной механической обработки). Наблюдаемый эффект, по-видимому, связан увеличением площади поверхности вследствие появления рисок от шлифовальной бумаги; увеличение же шероховатости при обработке по технологии «Акваблест» сопровождается микровыглаживанием поверхности вследствие гидроударного воздействия и появлением неровностей с большим шагом.

Рассмотренные варианты дополнительной обработки поверхностей алюминиевых деталей космических аппаратов позволяют изменять интегральные коэффициенты теплового излучения поверхностей в небольших диапазонах (на проценты) при помощи предварительной механической обработки поверхности под формирование покрытия Ан.Окс.нхр по ГОСТ 9.301-86 и значительно (в разы и на десятки процентов) при помощи нанесения поверх покрытия Ан.Окс.нхр по ГОСТ 9.301-86 интерференционных покрытий электронно-лучевым методом. Таким образом, формируется методика «грубой и точной настройки» интегрального коэффициента теплового излучения обрабатываемой поверхности.

Нанесение интерференционных покрытий поверх покрытия Ан.Окс.нхр также даёт возможность получить минимумы и максимумы спектрального коэффициента теплового излучения на длинах волн, отличных от покрытия Ан.Окс.нхр без дополнительной обработки.

Разработанные методы изменения коэффициента теплового излучения поверхностей деталей космических аппаратов особенно актуальны при создании элементов внутренней полости оптических систем

космических телескопов и космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, работающих в ИК-диапазоне (когда необходимо добиться наибольшего поглощения отражённого электромагнитного излучения в заранее заданном интервале длин волн), твёрдотельных нагревателей прецизионных систем космических аппаратов (когда необходимо добиться максимальной теплоотдачи в инфракрасном спектре электромагнитного излучения при минимальном газовойделении материалов нагревателя (Андреев М.В., Рыков Е.В., Потехин С.Г., 2012)), а также элементов с заранее заданным тепловым режимом функционирования, расположенных внутри космического аппарата (для изменения теплового излучения поверхности с целью приведения характеристик реальной детали к расчётным с учётом закона смещения Вина $\lambda_{\text{max}}=b/T$, учитывающего зависимость длины волны наибольшего излучения поверхности от рабочей температуры детали). В рассматриваемых случаях целесообразно использовать комбинацию рассматриваемых вариантов дополнительной обработки поверхностей. При необходимости снижения поглощающей способности поверхности оксидированной алюминиевой детали, в том числе уже изготовленной, следует нанести на рассматриваемую поверхность интерференционное покрытие.

Предложенные варианты дополнительной обработки технологичны, используют широко доступное оборудование, могут применяться как для тонкой настройки коэффициента теплового излучения до формирования покрытия Ан.Окс.нхр, так и для коррекции коэффициента теплового излучения уже изготовленной алюминиевой детали космического аппарата.

Получение точных математических зависимостей, учитывающих взаимосвязь параметров шероховатости предварительно обработанной поверхности алюминиевой детали, а также состава и толщины нанесённых поверх Ан.Окс.нхр плёнок с достигнутым коэффициентом теплового излучения поверхности является направлением дальнейших исследований.

список литературы

Андреев М.В., Рыков Е.В., Потехин С.Г. Применение керамических нагревателей для обеспечения теплового режима вторичного зеркала телескопа Т-170М // Идеи К.Э. Циолковского: прошлое, настоящее, будущее: материалы XLVII Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга: Изд-во Эйдос, 2012. С. 337.

Басов А.А. Децентрализованная бортовая система терморегулирования пассивного типа с автономным управлением: дис. ... канд. техн. наук. М., 2018. 181 с.

Ван Ю., Денисов О.В., Денисова Л.В. Моделирование системы терморегулирования наноспутника

с помощью контурных тепловых труб в условиях орбитального полета // Вестник Российского университета дружбы народов. Сер. Инженерные исследования. 2021. Т. 22, № 1. С. 23-35.

Вятлев П.А., Шеманов А.Г. К вопросу лазерного изготовления нагревателей электрических фольговых для космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 3. С. 88-93.

Главатских Д.О., Главатских О.С. Организация уборочно-моечных работ как расширение технологического процесса станций технического обслуживания автомобилей // Аллея науки. 2022. Т. 1, № 7. С. 88-93.

ГОСТ 9.301-86. Единая система защиты от коррозии и старения. Покрытия металлические и неметаллические неорганические. Общие требования. М.: ФГУП Стандартиформ, 2010. 15 с.

ГОСТ Р 59313-2021. Системы космические. Методы измерения коэффициента поглощения солнечного излучения и коэффициента теплового излучения терморегулирующих покрытий и материалов. М.: ФГУП Стандартиформ, 2021. 20 с.

Истратов А.Ю., Погудин А.В., Хоменко И.И., Привезенцев А.С. Прогнозирование тепловых режимов оборудования космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 68-75.

Кудин В.И., Ржевский М.Б., Русак А.А., Мархвида И.В. Тепловое излучение: Метод. пособие по физике для студ. дневной и заочной формы обучения. Мн.: БНТУ, 2005. 40 с.

Луконин Н.В., Шестаков И.Я., Головенкин Е.Н. и др. Патент № 2737666 С1 Российская Федерация, МПК Н05В 3/10, Н05В 3/34. Гибко-плоский электронагреватель: № 2020112382: заявл. 26.03.2020: опубл. 02.12.2020.

Цаплин С.В., Большев С.А., Романов А.Е. Теплообмен в космосе: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2018. 92 с.

Шамаев А.М. Прогнозирование изменения оптических характеристик терморегулирующих покрытий в процессе эксплуатации КА // Инновационные аспекты социально-экономического развития региона: сборник статей по материалам участников V ежегодной научной конференции (аспирантов ФТА), Королев, 18 декабря 2014 года. Королев: ООО Научный консультант, 2014. С. 612-621.

Штокал А.О., Рыков Е.В., Баженова О.П., Шостаков С.В. Перспективы создания и особенности применения терморегулирующих покрытий алюминиевых конструктивных элементов внутренней полости оптических систем космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 87-92.

Статья поступила в редакцию 16.05.2024

Статья после доработки 23.05.2024

Статья принята к публикации 29.05.2024

ВОЗНИКНОВЕНИЕ ТЁМНЫХ ПЯТЕН НА ПОВЕРХНОСТИ ДЕТАЛЕЙ ИЗ КОРРОЗИОННО-СТОЙКОЙ СТАЛИ 95X18 ПОСЛЕ ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ С МЕДНЕНИЕМ И ПУТИ РЕШЕНИЯ ЭТОЙ ЗАДАЧИ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

APPEARANCE OF DARK SPOTS ON THE CORROSION-RESISTANT 95X18 STEEL SURFACE RESULTING FROM THE HEAT COPPER PLATING AND AVAILABLE SOLUTIONS FOR THE ISSUE IN AEROSPACE TECHNOLOGY



В.В. Гончаров¹,
кандидат
технических наук,
goncharowww@mail.ru;
V.V. Goncharov



А.С. Севастьянов¹,
sas@laspace.ru;
A.S. Sevastianov



П.С. Григорьев¹,
кандидат
технических наук,
grigorev.p@gmail.com;
P.S. Grigorev



А.М. Плаксин¹,
кандидат
технических наук,
plaksinAM@laspace.ru;
A.M. Plaksin

Специфика производства компонентов для космической техники определяет повышенные требования к качеству получаемых деталей. Поэтому любые нештатные ситуации в технологическом процессе изготовления деталей ответственного назначения являются поводом для пристального изучения. В данной статье рассматриваются вопросы появления тёмных пятен на поверхности окончательно изготовленных деталей после медной металлизации, возможные причины и способы их устранения. Приводится оценка качества полученных деталей. Предложенные меры и проведённые исследования позволяют оптимизировать производственные затраты, что весьма востребовано для предприятий космической отрасли.

Ключевые слова:
меднение;
термическая обработка;
окисление.

DOI: 10.26162/LS.2024.87.63.006

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

The nature of aerospace technology components production demand higher quality standards. Thus, any contingency in technological process of critical components production is a cause for close analysis. The article deals with the appearance of dark spots on the components' surface after heat copper plating, its possible reasons and the elimination solutions. An assessment of the produced components quality is given. The study performed and solutions proposed allow for production cost optimization being in high demand by space industry companies.

Keywords:
copper plating;
heat treatment;
oxidation.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

ВОЗНИКНОВЕНИЕ ТЁМНЫХ ПЯТЕН НА ПОВЕРХНОСТИ ДЕТАЛЕЙ ИЗ КОРРОЗИОННО-СТОЙКОЙ СТАЛИ 95X18 ПОСЛЕ ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ С МЕДНЕНИЕМ И ПУТИ РЕШЕНИЯ ЭТОЙ ЗАДАЧИ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

ВВЕДЕНИЕ

В ракетно-космической отрасли детали должны обладать высокой стойкостью к динамическим, вибропрочностным, ударным, акустическим, циклическим нагрузкам при требуемых (повышенных и/или пониженных) температурах эксплуатации. Необходимо тщательно изучать наиболее часто возникающие дефекты на изделиях, изготовленных по типовым технологическим процессам, с целью недопущения их в будущем (Маркелов Е.Е. и др., 2023; Гончаров В.В. и др., 2023). Поэтому качество поверхности окончательно изготовленных деталей для космических проектов (Ширшаков А.Е. и др., 2022) требует пристального внимания на всём их жизненном цикле производства.

Надёжным способом защиты поверхности металла от воздействия печных газов при термической обработке является применение защитных атмосфер, что требует сложного дорогостоящего оборудования: вакуумные печи, печи с определённой газовой смесью, соляные ванны (Технологии термических процессов, 2024).

Также на предприятиях ракетно-космической техники для защиты деталей от окисления для коррозионно-стойких и жаропрочных сталей применяется металлизация поверхности медью (меднение). В технической литературе мало информации по этому методу защиты изделий при термической обработке. Так в работе (Шмыков А.А., 1952) приведена технология защиты стальных деталей от цементации меднением.

В настоящее время имеются случаи образования тёмного налёта на поверхности нержавеющей сталей, которые возникли после проведения термообработки с защитным медным покрытием. На рисунке 1а

после размеднения поверхности деталей можно наблюдать разнообразный характер таких дефектов.

В связи с этим целью исследования является совершенствование процессов меднения деталей космической техники с тем, чтобы уменьшить вероятность возникновения тёмных образований. Для этого необходимо решить задачи по выявлению причин, обуславливающих образование пятен, на основе анализа результатов экспериментов.

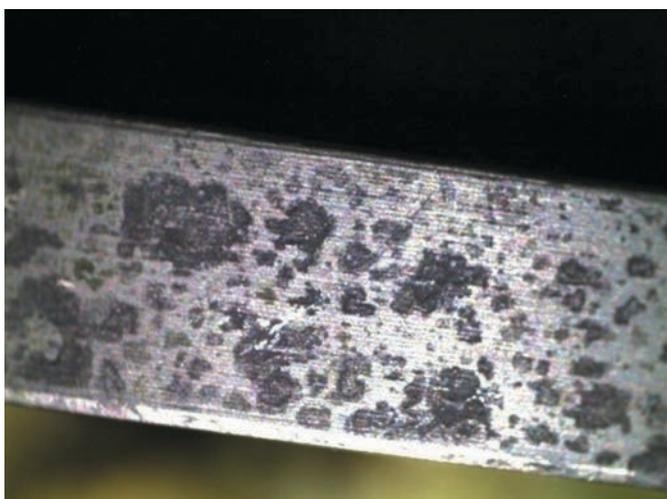
Исследования проводили на заготовках из нержавеющей стали 95X18. Образцы подготавливались для работы на металлорежущих станках. Для металлизации использовалась гальваническая ванна. Химический состав материалов определялся спектрометрами ДФС-500 и СПЕКС ЛАЭС модификации МАТРИКС. Твёрдость измерялась при помощи микротвердомера ПМТ-3, твердомера универсального МЕТОЛАБ 703. Для металлографического анализа использовался микроскоп Carl Zeiss Axiovert 40 MAT. Термическая обработка заготовок проводилась в нагревательных камерных печах и соляных ваннах.

Влияние меднения на образование тёмного налёта после термической обработки нержавеющей сталей

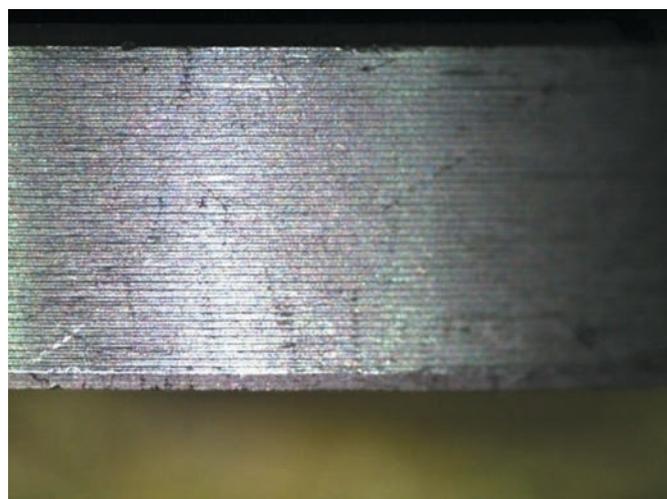
В качестве заготовки для исследования использовали «стержень» диаметром 50 мм, из которого были изготовлены три образца толщиной 10 мм.

Образцы были покрыты медью толщиной не менее 20 мкм в гальваническом участке согласно технологическому процессу (рисунок 2).

Из рисунка 2 видно, что медное покрытие нанесено неравномерно, с разводами. Меднение проводили в цианистых электролитах. Они обладают рядом



а



б

а – с тёмными дефектами после закалки с $(1050 \pm 10)^\circ\text{C}$; б – без тёмных пятен после закалки с $(1040 \pm 10)^\circ\text{C}$.

рисунок 1. Диск из нержавеющей стали 95X18 после закалки с меднением



вид сверху

вид снизу

а

вид сверху

вид снизу

б

вид сверху

вид снизу

в

- а** – образец 1;
б – образец 2;
в – образец 3.

рисунок 2. Меднённые детали из нержавеющей стали 95X18

недостатков, к которым прежде всего относится высокая токсичность цианистых соединений. В процессе работы они быстро разлагаются, что приводит к изменению их состава и к необходимости частой корректировки электролита. На качество покрытия также влияют различные примеси, такие как свинец, сурьма, олово, висмут и хром, что сильно ухудшает адгезию медных покрытий. Также в раствор меднения с деталями могут попасть загрязнения, что в свою очередь приводит к неравномерности покрытия.

После процесса меднения была проведена термообработка по технологии изготовления деталей:



вид сверху

вид снизу

а

вид сверху

вид снизу

б

вид сверху

вид снизу

в

- а** – образец 1;
б – образец 2;
в – образец 3.

рисунок 3. Размеднённые детали из нержавеющей стали 95X18 с тёмным налётом

- закалка: нагрев до $(1050 \pm 10)^\circ\text{C}$ в соляной ванне, охлаждение в масле;
- обработка холодом до $(\text{минус } 70 \pm 10)^\circ\text{C}$ с выдержкой два часа;
- отпуск: нагрев от 200°C до 250°C с выдержкой два часа и охлаждением на воздухе.

Затем было проведено размеднение образцов по технологии гальванического участка. После размеднения на всех образцах выявлены тёмные пятна (тёмный налёт). На одних образцах по всей поверхности, на других – более мелкие образования (рисунок 3).

ВОЗНИКНОВЕНИЕ ТЁМНЫХ ПЯТЕН НА ПОВЕРХНОСТИ ДЕТАЛЕЙ ИЗ КОРРОЗИОННО-СТОЙКОЙ СТАЛИ 95X18 ПОСЛЕ ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ С МЕДНЕНИЕМ И ПУТИ РЕШЕНИЯ ЭТОЙ ЗАДАЧИ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

таблица 1 – Результаты спектрального анализа образца 1

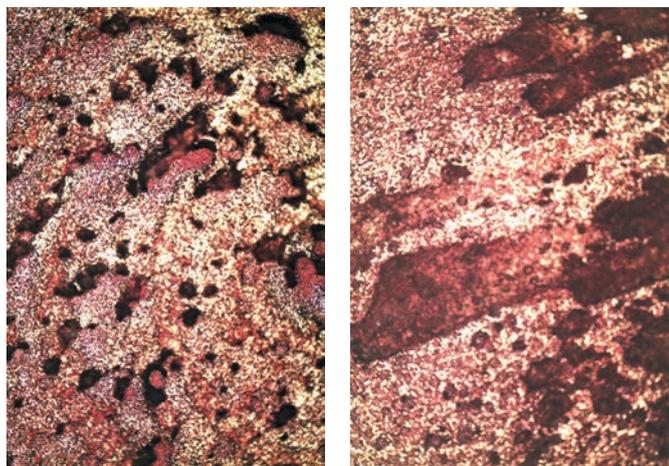
объект исследования	химический состав, %							
	Si	Mn	Cr	Ni	C	Cu	S	O
образец сравнения	0,28	0,27	17,32	0,13	0,90	–	0,0045	–
светлая поверхность	0,28	~0,15	17,32	0,13	~0,60	~2,00	~0,10	–
в тёмных пятнах	0,28	~0,15	17,32	0,13	~0,60	~2,00	~0,15	–

таблица 2 – Результаты спектрального анализа образца 2

объект исследования	химический состав в интенсивностях спектральных линий элементов								
	C	P	Mg	Cu	S	Ca	Mn	H	O
образец сравнения	69	29	2	15	1,5	15	59	31	–
светлая поверхность	114	29	5	119	1,5	242	46	31	–
в тёмных пятнах	92	29	12	111	4,0	364	84	32	–

таблица 3 – Результаты спектрального анализа образца 3

объект исследования	химический состав в интенсивностях спектральных линий элементов								
	C	P	Mg	Cu	S	Ca	Mn	H	O
образец сравнения	86	151	9	13	1	25	60	40	–
светлая поверхность	67–86	76–110	48–84	61–70	1–2	111–152	51	63–98	–
в тёмных пятнах	86	76–110	59–75	38–48	1,5–2	173–245	60–62	63–65	–



а

б

а – увеличение $\times 50$;
б – увеличение $\times 100$.

рисунок 4. Макроструктура стали 95X18 с тёмным налётом

На образцах после термообработки был проведён спектральный анализ химического состава стали. Данные анализа приведены в таблицах 1–3.

Твёрдость образцов в тёмных пятнах составляет HV от 325 до 335 (по переводным таблицам HRC от 36 до 37), что не соответствует режиму термической обработки. На светлой поверхности твёрдость оказалась на нижнем пределе допускаемого интервала и составила HV от 569 до 575 (по переводным таблицам HRC от 52 до 53).

Как известно, окалина – это смесь оксидов, образующихся прямым действием кислорода при нагревании на воздухе металлов. В нашем случае металлизация медью и термическая обработка в расплаве солей защищают легированную сталь от образования на её поверхности сложных оксидов ($\text{NiO} \cdot \text{Fe}_2\text{O}_3$, $\text{FeO} \cdot \text{Cr}_2\text{O}_3$ и др.), что подтверждается отсутствием интенсивностей спектральных линий кислорода (см. таблицы 1–3).

Интересует вопрос значительного повышения концентрации меди до 2% и серы до 0,15% как в тёмных (дефектных) пятнах, так и на остальной поверхности образца после меднения (см. таблицу 1). В таблицах 2–3 также представлены повышенные значения меди и серы по сравнению с образцом сравнения.

Сера в сталях является вредной примесью. Содержание серы в стали 95X18 строго ограничивается и составляет не более 0,025%. Сера образует с медью соединение Cu_2S , которое в твёрдой меди практически не растворяется, поэтому при самых малых содержаниях серы в меди формируется хрупкая эвтектика темно-серого цвета $\text{Cu}+\text{Cu}_2\text{S}$, плавящаяся при 1067°C (Колачев Б.А. и др., 1981; Гуляев А.П. и др., 2015). Эта эвтектика не вызывает горячеломкости, так как она плавится при высоких температурах, но приводит к хладноломкости и снижает технологическую пластичность при горячей обработке давлением.

Таким образом, в нашем случае при закалке с $(1050\pm 10)^\circ\text{C}$ может образоваться механическая смесь меди с серой тёмного налёта. Поэтому необходимо при закалке стали 95X18 с меднением ограничиваться верхним значением температуры до $(1040\pm 10)^\circ\text{C}$, чтобы исключить образование $\text{Cu}+\text{Cu}_2\text{S}$. Термическая обработка с закалкой от 1030 до 1050°C подтвердила наше предположение и пятен не наблюдалось (см. рисунок 16). Большее снижение температуры закалки приведёт к уменьшению твёрдости деталей, что не будет соответствовать требованиям по механическим свойствам.

В сплавах меди с серой в сильной степени сказывается явление коалесценции, в результате чего вместо раздробленных выделений сульфидов наблюдается образование крупных скоплений в форме капель, что можно наблюдать на рисунке 4. Также из макроструктуры видно, что тёмный налёт тонкий и неплотный (рисунок 4б).

Поэтому, если нет возможности снизить температуру закалки, что обязательно поведёт за собой уменьшение твёрдости изделий, тёмные пятна необходимо удалять травлением для окончательно изготовленных деталей или гидropескоструйной обработкой для заготовок с припуском под механическую обработку.

заключение

1. Металлизация медью поверхности нержавеющей сталей не является эффективной защитой при термической обработке с температурой закалки от 1050°C, о чём говорит нам образование тёмного налёта на поверхности.

2. При термической обработке коррозионно-стойких сталей с меднением для защиты от окалины

на окончательно изготовленных деталях образуется тёмный налёт, образующийся при 1067°C и в основном состоящий из механической смеси $\text{Cu}+\text{Cu}_2\text{S}$ тёмно-серого цвета. Поэтому с целью снижения образования тёмных пятен на деталях необходимо ограничиваться верхним значением температуры закалки до $(1040\pm 10)^\circ\text{C}$.

3. Чтобы уменьшить вероятность возникновения тёмного налёта на окончательно изготовленных деталях при закалке коррозионно-стойких сталей с меднением необходимо снижать содержание вредных примесей в меди, в стали, в расплаве солей, а именно:

- применять медь марки не ниже М0;
- совершенствовать методику, определяющую качество раскисления соляных ванн;
- по возможности применять высококачественные стали.

список литературы

Гуляев А.П., Гуляев А.А. Металловедение: учеб. для вузов. 7-е изд., перераб. и доп. Стереотипное издание. Перепечатка с издания 2011 г. М.: Альянс, 2015. 644 с.

Колачев Б.А., Ливанов В.А., Елагин В.И. Металловедение и термическая обработка цветных металлов и сплавов. Изд. 2-е, испр. и доп. М.: Металлургия, 1981. 416 с.

Маркелов Е.Е., Преображенский Е.В., Гончаров В.В., Галкин В.И. К вопросу совершенствования технологии горячей объёмной штамповки при изготовлении поковок для деталей ракетно-космической техники // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 111-117. DOI: 10.26162/LS.2023.62.4.016.

Гончаров В.В., Григорьев П.С., Маркелов Е.Е. и др. Оптимизация процессов горячей обработки давлением при изготовлении деталей из алюминиевых сплавов // Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением. 2023. № 1. С. 43-48.

Технологии термических процессов. URL: <https://nabertherm.com/ru/produkty/promyshlennost/termicheskikh-processov> (дата обращения: 20.02.2024).

Шириаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнеев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина (к 85-летию предприятия) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 2. С. 8-22.

Шмыков А.А. Справочник термиста. М: МАШГИЗ, 1952. 288 с.

Статья поступила в редакцию 20.03.2024

Статья после доработки 20.06.2024

Статья принята к публикации 26.06.2024

**ПОД ЛУЧАМИ
«ЗВЕЗДЫ К.Э. ЦИОЛКОВСКОГО» –
ОТ МЕЧТЫ К ПРАКТИЧЕСКОЙ
РЕАЛИЗАЦИИ
(К 35-ЛЕТИЮ ФИЛИАЛА
АО «НПО ЛАВОЧКИНА»
В Г. КАЛУГА)**

П.В. Середин¹,
Seredin.PV@laspace.ru;
P.V. Seredin

Е.В. Рыков¹,
РykovEV@laspace.ru;
E.V. Rykov

Отмечена преемственность научно-производственной деятельности Филиала АО «НПО Лавочкина» в г. Калуга (далее – Филиал) идеям и проектам К.Э. Циолковского. Приведены сведения об этапах становления и развития Филиала. Выделены задачи и направления развития на каждом этапе функционирования Филиала. Указан вклад каждого руководителя Филиала в решение приведённых задач и реализацию общих проектов. Изложено структурное деление Филиала, сформированное на основе выполняемых его подразделениями работ. Обозначены перспективные направления развития структур Филиала с учётом особенностей региона.

Ключевые слова:
Филиал АО «НПО Лавочкина» в г. Калуга;
космический аппарат;
история ракетно-космической отрасли;
кадровый потенциал;
перспективы развития.

DOI: 10.26162/LS.2024.55.71.007

В этом году отмечает своё 35-летие Филиал АО «НПО Лавочкина» в г. Калуга. Калуга, прежде всего, ассоциируется с именем великого мыслителя XX века, основоположника теоретической космонавтики – Константина Эдуардовича Циолковского, благодаря которому за Калугой прочно закрепилось название «Колыбель космонавтики». Научные и публицистические работы Константина Эдуардовича,

¹ Филиал АО «НПО Лавочкина», Россия, г. Калуга.
The Kaluga Branch of Lavochkin Association, JSC, Russia, Kaluga.

**UNDER THE RAYS OF THE
«K.E. TSIOLKOVSKY STARS» –
FROM A DREAM TO THE PRACTICAL
IMPLEMENTATION
(TO THE 35TH ANNIVERSARY OF
THE KALUGA BRANCH OF LAVOCHKIN
ASSOCIATION, JSC)**

А.А. Моисеев²,
кандидат технических наук,
MoisheevAA@laspace.ru;
A.A. Moisheev

А.В. Артемьев¹,
Artemev.AV@laspace.ru;
A.V. Artemiev

А.О. Штокал¹,
кандидат технических наук,
сиаauthemocl@yandex.ru;
A.O. Shtokal

The continuity of the scientific and production activities of the Kaluga Branch of Lavochkin Association, JSC (hereinafter referred to as the Branch) to the ideas and projects of K.E. Tsiolkovsky is noted. Information about the stages of formation and development of the Branch is provided. The tasks and directions of development at each stage of the Branch's operation are highlighted. The contribution of each Branch manager to the solution of the given tasks and the implementation of common projects is indicated. The structural division of the Branch, formed on the basis of the work performed by its divisions, is outlined. Promising directions of the development of the Branch's structures considering the characteristics of the region are outlined.

Key words:
The Kaluga Branch of Lavochkin Association, JSC;
spacecraft;
history of the rocket and space industry;
workforce potential;
development prospects.

написанные в Калуге в конце XIX – первой половине XX века, зародили в российском обществе той эпохи неподдельный интерес к космическим исследованиям и ракетно-космическому производству. В 1936 году советский писатель Александр Беляев написал фантастический роман «Звезда КЭЦ» (Беляев А.Р., 2023), посвящённый Константину Эдуардовичу Циолковскому, чьи инициалы стали названием

² АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.
Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.



рисунок 1. Генеральный директор – главный конструктор В.М. Ковтуненко

орбитальной космической станции. Но скорость научно-технического прогресса в те времена была такова, что многие идеи, казавшиеся совершенно фантастическими, нашли практическую реализацию буквально спустя несколько десятилетий. И уже по результатам выдающихся достижений первых лет советской космонавтики при непосредственном участии С.П. Королева и Ю.А. Гагарина в Калуге создан первый в мире и крупнейший в России Государственный музей истории космонавтики имени К.Э. Циолковского. Логическим завершением формирования «космического статуса» Калуги путём воплощения идей и проектов великого земляка в чертежах, моделях и металле стало открытие в городе филиала одного из основных предприятий космической промышленности страны.

Филиал начал свою историю, когда в Научно-производственном объединении им. С.А. Лавочкина, возглавляемом в тот момент генеральным директором – главным конструктором Вячеславом Михайловичем Ковтуненко (рисунок 1), было принято решение о создании в Калуге завода по производству космической техники в связи с увеличением объёмов производства. Немаловажным фактором послужило наличие в Калужской области машиностроительных и приборостроительных предприятий, Филиала МВТУ им. Н.Э. Баумана и отраслевых среднеспециальных учебных учреждений. Изначально предполагалось строительство завода с планируемой численностью работников до пяти тысяч.

В результате усилий руководства НПО им. С.А. Лавочкина, обкома КПСС и облисполкома Калужской области было получено положительное решение о строительстве в городе Калуге нового завода. На основании Постановления Центрального Комитета КПСС и Совета Министров СССР № 953-210 от 31 октября 1989 года (рисунок 2) Министром общего машиностроения СССР приказано создать в городе Калуге Филиал Научно-производственного объединения имени С.А. Лавочкина, на базе которого в дальнейшем должен быть создан машиностроительный завод малых серий НПО имени С.А. Лавочкина. Именно эту дату принято считать Днём рождения Филиала.

Основными направлениями деятельности Филиала ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина стали:

1. Разработка программно-алгоритмического обеспечения систем управления и обработки телеметрической информации космических аппаратов.
2. Разработка и изготовление элементов научной аппаратуры и наземного технологического оборудования для космических аппаратов.
3. Математическое моделирование процессов взаимодействия посадочных аппаратов с поверхностью планет.
4. Разработка и изготовление медицинского оборудования на основе применения озона и УФ-излучения.

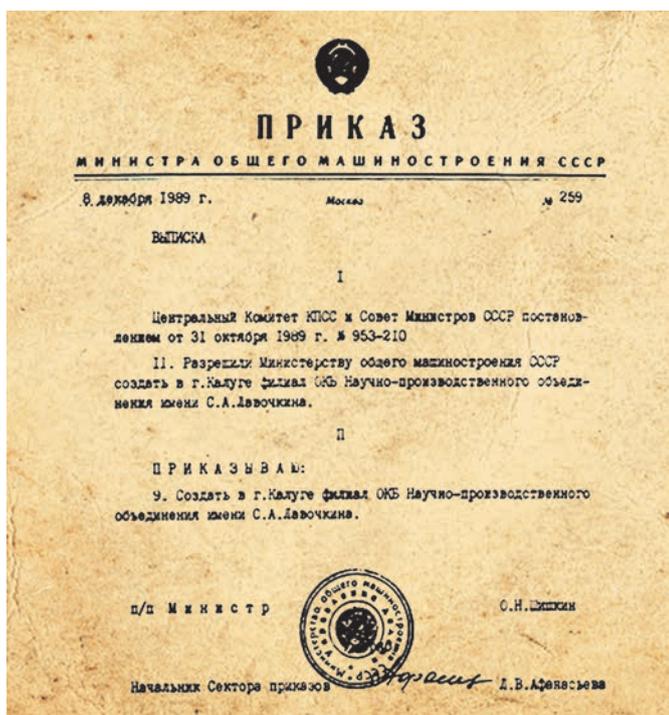


рисунок 2. Приказ Министра общего машиностроения СССР № 259 от 8 декабря 1989 года

Был разработан план создания Филиала, состоящий из двух этапов. Первый этап – выбор места расположения и создание Филиала ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина. Второй этап – создание на базе Филиала ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина завода малых серий (специализированного космического завода).

В первые годы Филиал ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина возглавил Игорь Григорьевич Ханин (рисунок 3), который ранее работал в КБ «Южное» и под руководством В.М. Ковтуненко участвовал в работах по созданию и запуску малых ИСЗ, в том числе Днепропетровского спутника-2 (*Ракеты и космические аппараты...*, 2000). Ханиным И.Г. была проделана колоссальная работа по созданию и становлению Филиала.

При поддержке генерального конструктора и генерального директора НПО имени С.А. Лавочкина 6 ноября 1990 года подписан «Договор о передаче территории, зданий и сооружений военного городка № 4 войсковой части 31782 Научно-производственному объединению им. С.А. Лавочкина». Здания были переданы в ветхом состоянии (отсутствовало электричество, водоснабжение, канализация), поэтому предприятием был произведён их капитальный ремонт, заменена сеть электроснабжения, полностью восстановлены отопление, водоснабжение и канализация.

Коллектив Филиала подбирался не только из специалистов, работающих на предприятиях города Калуги, но и из работников ракетно-космической

отрасли многих городов страны, в том числе из Обнинска, Новосибирска, Днепропетровска, Челябинска. К концу 1990 года в Филиале работало около 400 программистов, инженеров-конструкторов и специалистов других направлений, которые участвовали в создании математического обеспечения и выполнении опытно-конструкторских работ для проектов НПО им. С.А. Лавочкина. Для обеспечения Филиала высококвалифицированными кадрами в 1990 году на базе Калужского филиала МГТУ им. Н.Э. Баумана была открыта кафедра «Системы автоматического управления КА» (*Потехин С.Г.*, 2010). Студенты кафедры готовили дипломные проекты по тематике НПО им. С.А. Лавочкина, защита диплома проходила на предприятии. В качестве структурного подразделения Филиала был создан научно-образовательный центр, где появился первый в Калуге компьютерный класс для школьников и студентов.

В это же время рассматривался вопрос по строительству производственного корпуса со всеми службами и подразделениями на 800 человек. В 1989 году началось строительство, но в связи со сложившейся социально-экономической ситуацией в стране оно не было закончено.

В 1991 году Филиал ОКБ НПО имени С.А. Лавочкина был преобразован в Филиал НПО имени С.А. Лавочкина, новым директором становится Павел Владимирович Ким (рисунок 4), зарекомендовавший себя грамотным специалистом и эффективным руководителем (*Потехин С.Г.*, 2010).

Сложная экономическая ситуация в 90-х годах прошлого века не могла не сказаться на работе



рисунок 3. Заместитель генерального директора НПО им. С.А. Лавочкина, главный конструктор – начальник Филиала ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина И.Г. Ханин



рисунок 4. Первый заместитель генерального конструктора НПО им. С.А. Лавочкина Р.С. Кремнев (слева) и Директор Филиала в 1991–1998 годах П.В. Ким (справа)



рисунок 5. Директор и главный конструктор Филиала С.Г. Потехин

Филиала. Нестабильное финансирование и снижение объёма заказов привели к оттоку специалистов и едва не привели к остановке работы Филиала.

В этот непростой период директором и главным конструктором Филиала был назначен Сергей Геннадьевич Потехин (рисунок 5). Именно он заложил тот научно-технический фундамент Филиала, результатом которого стало существование структурного подразделения как неотъемлемой части АО «НПО Лавочкина». Целеустремлённость и вера в результат С.Г. Потехина не могли остаться незамеченными со стороны руководства НПО им. С.А. Лавочкина и Филиалу начали поручать новые заказы.

Филиалом выполнены работы по проекту «Фобос-Грунт» – участие в создании грунтозаборного устройства: создание математической модели, разработка конструкторской документации, изготовление и проведение наземных испытаний грунтозаборного устройства.

Были проведены работы по проектированию, изготовлению и наземной отработке опытных образцов пневмораскрываемых тонкоплёночных конструкций различного назначения (Потехин С.Г., 2010):

- пневмораскрываемая тонкоплёночная конструкция с принудительным наддувом;
- пневмораскрываемая тонкоплёночная конструкция с раскрытием за счёт остаточного воздуха.

Кроме этого, Филиалом выполнялись работы по проектированию и изготовлению кантователей (рисунок 6), стеллажей, ложементов и другого наземного технологического оборудования.

Сергей Геннадьевич сделал ставку на молодых специалистов и не прогадал. Под началом опытных наставников студенты-выпускники быстро осваивали новые компетенции. Молодые специалисты, помимо конструкторского направления, освоили новые направления – прочностные расчёты, моделирование монтажа бортовой кабельной сети, схмотехнику, программно-алгоритмическое обеспечение. Филиалу начинают доверять всё более сложные задачи, и вскоре калужан стали задействовать практически во всех проектах головного предприятия.

Важной вехой стало поручение Филиалу направления проектирования малых космических аппаратов. Разработанные калужанами аппараты прошли лёгкие испытания с положительным результатом. Приобретённые компетенции и успешный опыт работы в данном направлении обеспечили Филиалу участие в работах над серийными малыми космическими аппаратами.

В 2013 году Сергей Геннадьевич Потехин скончался после серьёзной болезни. До конца своих дней, преодолевая недуг, Сергей Геннадьевич участвовал в работе Филиала. Его устремлённость в будущее и амбициозные планы сформировали задел по развитию Филиала на долгие годы вперёд.



рисунок 6. Кантователь космического аппарата, разработанный и изготовленный при участии Филиала

В декабре 2013 года директором Филиала назначен Павел Вадимович Середин. Главным конструктором Филиала назначен Артём Валентинович Артемьев, работавший ранее заместителем главного конструктора. Они продолжили курс на развитие Филиала и расширение спектра задач, решаемых в рамках работ АО «НПО Лавочкина». За Филиалом были закреплены новые направления: эргономическое обеспечение, создание контрольно-поверочной аппаратуры. При содействии головной организации на базе Филиала открыт и загружен работой участок 3d-печати.

Отдельным перспективным направлением работ Филиала является разработка и внедрение специального программного обеспечения «Автоматизированная система контроля» (СПО «АСК»), которая используется для автоматизированной подготовки, управления процессом проведения и анализа результатов электрических испытаний КА и обеспечивает проверку взаимодействия составных частей КА в различных состояниях его работы в реальном времени. В настоящий момент с использованием СПО «АСК» проведены электрические испытания ряда успешно запущенных КА производства АО «НПО



рисунок 7. П.В. Середин, А.В. Артемьев знакомят представителей головного предприятия АО «НПО Лавочкина» с результатами работы Филиала

Лавочкина». Опыт внедрения данной системы вызывает интерес к ней и других предприятий отрасли.

Восстановлено приборное направление в части разработки наземного технологического оборудования для космических аппаратов: Филиал разрабатывает автоматическую систему контроля систем космического аппарата при наземной отработке, пульта и контрольно-поверочное оборудование. В перспективе – освоение разработки и изготовления штатных приборов. Первым шагом в этом направлении является разработка сотрудниками Филиала конструкции некоторых блоков аппаратуры космических аппаратов.

В настоящее время в Филиале работает 123 сотрудника, преимущественно задействованных в конструкторском, программном и приборостроительном направлениях. Подготовка кадров обеспечивается тесным сотрудничеством с Калужским филиалом МГТУ им. Н.Э. Баумана – с кафедрой МК7 «Мехатроника и робототехнические системы» под руководством кандидата технических наук, доцента Василия Николаевича Пашенко; с кафедрой ИУК4 «Программное обеспечение ЭВМ, информационные технологии» под руководством кандидата технических наук, доцента Юрия Евгеньевича Гагарина; с кафедрой ИУК1 «Проектирование и технология производства электронных приборов» под руководством профессора, доктора технических наук, действительного члена Академии инженерных наук им. А.М. Прохорова Владимира Викторовича Андреева – в части проведения производственной практики студентов кафедр на базе Филиала, выполнения их дипломных проектов с перспективой последующего устройства заинтересованных студентов в Филиал. Таким образом осуществляется синхронизация финальной стадии учебного процесса университета с основными требованиями и задачами производственного процесса Филиала.

Растёт и научный потенциал Филиала. В настоящее время в Филиале работают два кандидата наук, ещё четыре человека заканчивают аспирантуру. Все они задействованы в научно-исследовательских работах по тематикам АО «НПО Лавочкина». Основные направления исследований: формирование функциональных покрытий (Штокал А.О., Рыков Е.В., Добросовестнов К.Б., Говорун Т.А. и др., 2017; Штокал А.О., Рыков Е.В., Баженова О.П., Шостак С.В., 2023); расчёт радиационных условий бортовых систем космических аппаратов (Хамидуллина Н.М., Комбаев Т.Ш., Власенков Е.В., Зефирова И.В. и др., 2020); разработка шасси планетоходов (Быков А.И. Артемьев А.В., 2022); проектные исследования по лунной тематике. Специалисты Филиала неоднократно становились призёрами отраслевых, всероссийских и международных про-

фессиональных конкурсов. На базе Филиала в 2003 году создан научный центр Калужского регионального отделения Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского. Работники Филиала тесно сотрудничают с Государственным музеем истории космонавтики имени К.Э. Циолковского, активно участвуют в региональных программах работы со школьниками и молодёжью Калужской области и новых регионов России.

Таким образом, в настоящее время Филиал представляет собой устойчиво развивающееся структурное подразделение, глубоко интегрированное в АО «НПО Лавочкина» (рисунок 7), обладающее уникальным опытом и кадровым потенциалом, способное решать широкий круг актуальных и перспективных задач космической отрасли, и является достойным продолжателем космических традиций города.

список литературы

Беляев А.Р. Звезда КЭЦ.М.: Изд-во АСТ, 2023. 224 с.

Быков А.И. Артемьев А.В. Результаты анализа тяговой динамики и устойчивости движения планетохода для определения граничных конструктивных параметров специальных колесных шасси // Робототехника и техническая кибернетика. 2022. Т. 10, № 1. С. 64-72.

Потехин С.Г. Калужскому филиалу НПО им. С.А. Лавочкина – 20 лет // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2010. № 1. С. 3-9.

Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное» / Под ред. генерального конструктора, акад. С.Н. Конюхова. Днепропетровск: ГКБ Южное им. М.К. Янгеля, 2000. 240 с.

Хамидуллина Н.М., Комбаев Т.Ш., Власенков Е.В., Зефирова И.В. и др. Радиационные условия на траектории полёта и на борту космического аппарата для исследования астероидов главного пояса // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 4. С. 8-11.

Штокал А.О., Рыков Е.В., Баженова О.П., Шостак С.В. Перспективы создания и особенности применения терморегулирующих покрытий алюминиевых конструктивных элементов внутренней полости оптических систем космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 4. С. 87-92.

Штокал А.О., Рыков Е.В., Добросовестнов К.Б., Говорун Т.А. и др. Пути повышения надёжности работы узлов раскрытия космических аппаратов с отложенным срабатыванием // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 4. С. 60-67.

Статья поступила в редакцию 20.06.2024

Статья после доработки 24.06.2024

Статья принята к публикации 26.06.2024

О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕТОДА МАТЕМАТИЧЕСКОГО ПОДОБИЯ В АЛГОРИТМАХ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ УРОВНЯ ЗАГРЯЗНЕНИЯ ПОВЕРХНОСТЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

ON THE POSSIBILITY OF USING THE METHOD OF MATHEMATICAL SIMILARITY IN ALGORITHMS FOR SOLVING PROBLEMS OF DETERMINING THE LEVEL OF CONTAMINATION OF SPACECRAFT SURFACES



Б.Ю. Ященко¹,
кандидат технических наук,
IAshchenko@laspace.ru;
B.Yu. Yashchenko

Работа посвящена вопросам возможности использования нового подхода к расчёту уровня загрязнения поверхностей космических аппаратов (КА). Алгоритмы вычисления, применяемые в смежной области для решения задач теплообмена излучением, в типичных вариантах (подчиняющихся закону Ламберта) базируются на сходных математических параметрах и базовых уравнениях, что позволяет, несмотря на различие в физических процессах образования и поглощения поверхностью электромагнитного излучения и микрочастиц, распространить использование программных продуктов, применяемых в задачах теплообмена излучением, на решение задач определения загрязнения поверхностей КА в период его активного существования.

Ключевые слова:
космический аппарат;
элементарные площадки;
угловые коэффициенты;
контроль загрязнения.

DOI: 10.26162/LS.2024.87.90.008

The work is devoted to the possibility of using a new approach to calculating the level of contamination of spacecraft (SC) surfaces. Calculation algorithms used in the related field to solve problems of heat exchange by radiation, in typical variants (subject to Lambert's law) are based on similar mathematical parameters and basic equations, which allows, despite the difference in the physical processes of formation and absorption of electromagnetic radiation and microparticles by the surface, to extend the use of software products used in the problems of heat exchange by radiation, to solve the problems of determining the contamination of spacecraft surfaces during its active existence.

Keywords:
spacecraft;
elementary sites;
angular coefficients;
pollution control.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

введение

При функционировании космического аппарата в открытом космосе на элементы конструкции, приборы и оборудование аппарата действуют факторы космического пространства, такие как глубокий вакуум, солнечное излучение, радиация, большие перепады температур и др. Дополнительно в процессе работы КА возникают различные динамические нагрузки, такие как вибрация и ускорение аппарата, возникающие на этапе выведения КА, при развёртывании панелей солнечных батарей, антенн, при работе двигателей системы ориентации и стабилизации, а также в результате других факторов.

Названные физические процессы приводят к появлению возле аппарата собственной внешней атмосферы, содержащей частицы газа и пыли, которые могут привести к сбоям в работе служебных систем аппарата, в том числе в работе оптико-электронных приборов. Кроме того, осаждение вещества на поверхностях радиаторов систем терморегулирования, панелей солнечных батарей способно повлиять на эффективность их работы (Рыжов Ю.А., 1988; Иванов Н.Н. и др., 2019).

С учётом вышеизложенного, вопросы разработки надёжных и рациональных методик оценки параметров загрязнения рабочих поверхностей КА и их модулей являются актуальными (Яценко Б.Ю. и др., 2024), а решение этих вопросов позволяет на этапе проектирования КА оптимизировать расположение чувствительных к загрязнению элементов на поверхности КА.

1. Постановка задачи и исходные данные

Для проведения расчётов, связанных с теплообменом излучением элементов КА, давно используются стандартные пакеты программных продуктов, такие как THERM, а в последние несколько лет и лицензионные версии специализированных модулей программно-алгоритмического обеспечения Siemens NX для проведения тепловых расчётов. Программные продукты для расчёта загрязнений поверхностей КА имеют более ограниченное распространение и возможности (как правило, на уровне индивидуальных авторских разработок), ввиду узкой специализации и, как следствие, меньшего спектра решаемых задач, по сравнению с теми же тепловыми расчётами.

Поэтому для проведения типичных расчётов, связанных с загрязнением поверхностей КА, предложено использование методики, заложенной в стандартных модулях (HEMVIEW, VUFAC, GRAYB), используемых в САПР типа Siemens NX или программами FLUX, VIEWF, входящими в пакет THERM, применяемых для расчёта теплового излучения.

Методика расчёта распределения теплового излучения состоит из трёх основных этапов:

Первый этап – задание и ввод исходных данных;

Второй этап – проведение расчёта;

Третий этап – формирование, вывод и отображение результатов расчёта.

На первом этапе производится ввод исходных данных – геометрических и теплофизических параметров для всех, участвующих в исследовании поверхностей. Геометрические данные формируются в графическом интерфейсе программного обеспечения. После этого заданные с помощью возможностей графического редактора поверхности элементов КА разбиваются на элементарные площадки (ЭП), в простейшем случае в виде треугольников (рисунок 1).

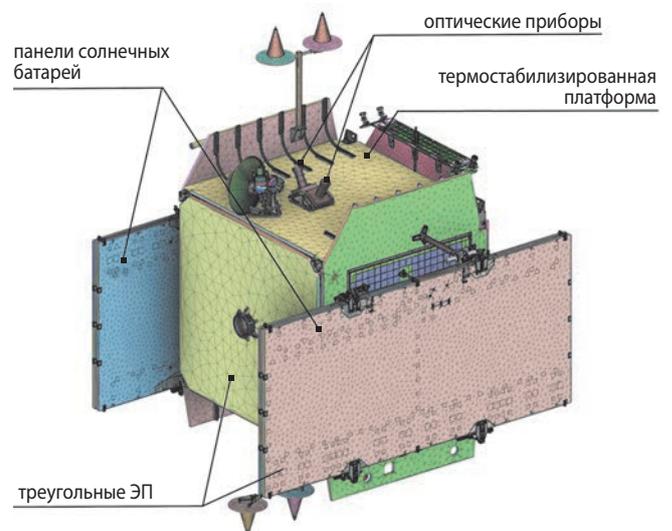


рисунок 1. Расчётная часть макета КА с нанесённой на его поверхности треугольной сеткой

Затем производится подключение необходимого модуля решателя (для программы Siemens NX это: HEMVIEW – для расчёта угловых коэффициентов между элементами; VUFAC – для расчёта угловых коэффициентов методом Монте – Карло или детерминистическим методом; GRAYB – для расчёта радиационных связей между элементами модели). В качестве основных теплофизических параметров задаются значения температуры T , K и оптические характеристики: A_s – коэффициент поглощения солнечного излучения и ϵ – степень черноты поверхностей.

На втором этапе проводится расчёт теплообмена излучением между поверхностями КА. В результате расчёта определяются потоки излучения, (результатирующие) Q , Вт, приходящиеся на участвующие в теплообмене поверхности КА, а также значения плотности потока излучения E (Вт/м²), т.е. мощности излучения (элементарного потока излучения)

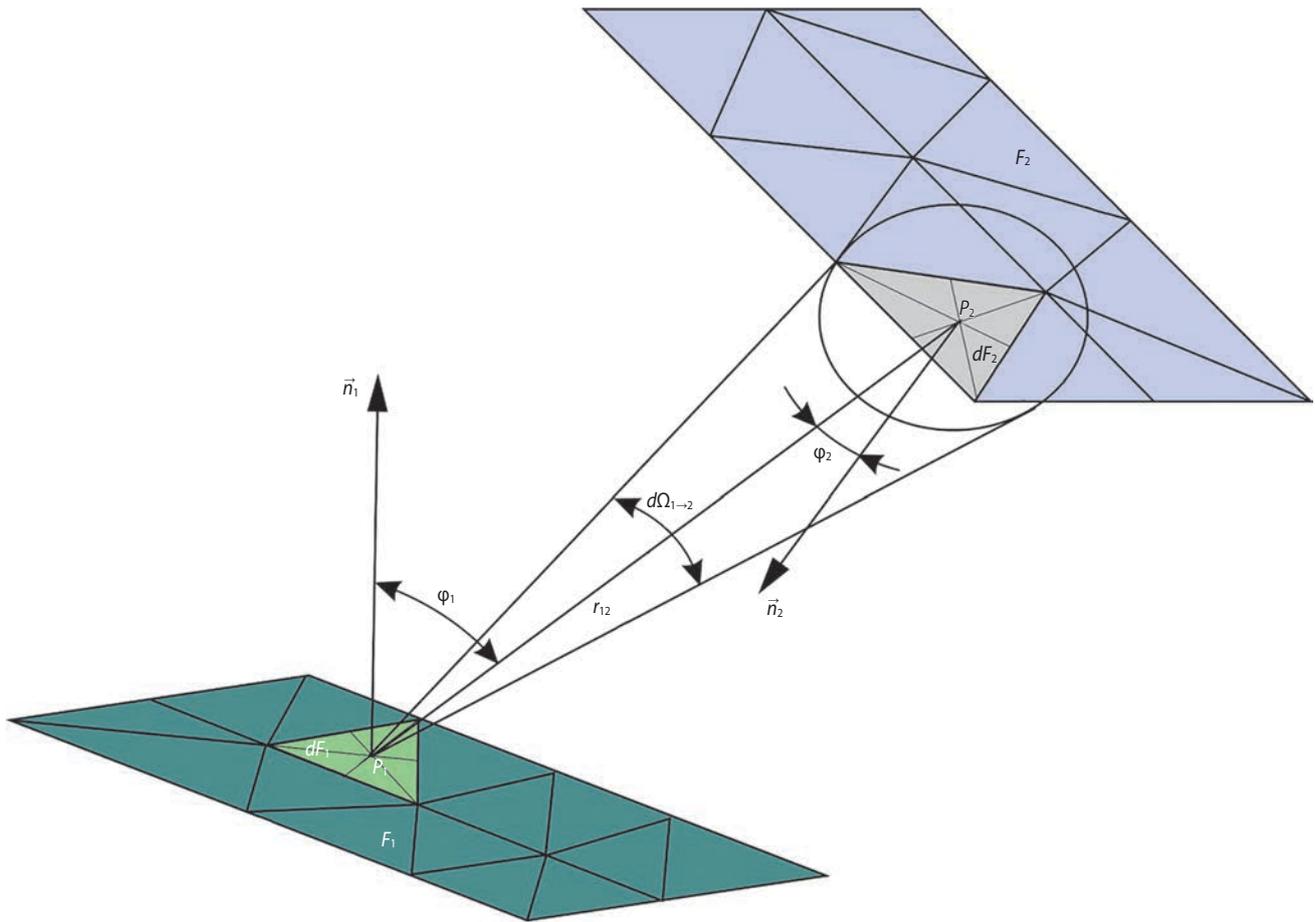


рисунок 2. Схема взаимодействия между ЭП dF_1 и dF_2

dQ (Вт) в единицу поверхности dF , m^2 на все участвующие в теплообмене поверхности КА (Блох А.Г. и др., 1991):

$$E = \frac{dQ}{dF}.$$

Согласно закону Стефана – Больцмана плотность потока собственного излучения, в приближении для «серого» источника, определяется из выражения (Самарский А.А., Вабищевич П.Н., 2003):

$$E = \varepsilon \cdot \sigma_0 T^4,$$

где $\sigma_0 = 5,67032 \cdot 10^{-8}$ Вт/($m^2 \cdot K^4$) – постоянная Стефана – Больцмана.

Угловое распределение плотности потока излучения (в направлении угла φ) определяются как (Авдудевский В.С. и др., 1975):

$$E_\varphi = \frac{dQ}{dF \cdot d\Omega},$$

где $d\Omega$ – величина элементарного телесного угла.

Например, при излучении ЭП dF_1 , принадлежащей поверхности F_1 , в направлении ЭП dF_2 , принадлежащей поверхности F_2 (рисунок 2), величина телесного угла по определению равна:

$$d\Omega_{12} = \frac{dF_2 \cos \varphi_2}{r_{12}^2}, \quad (1)$$

где $r_{12} = r_{21}$ – расстояние между центрами ЭП dF_1 и dF_2 ;

φ_1, φ_2 – углы между прямой r_{12} и векторами нормалей \vec{n}_1 и \vec{n}_2 к элементарным поверхностям dF_1 и dF_2 (рисунок 2).

При расчёте излучения одних поверхностей на другие используется такая величина, как интенсивность излучения в данном направлении I_φ Вт/($m^2 \cdot sr$):

$$I_\varphi = \frac{dQ}{dF \cdot \cos \varphi \cdot d\Omega}, \quad (2)$$

В особых случаях величина I_φ может быть различной для разных направлений. В стандартных расчётах излучения принимается, что величина I_φ постоянна для всех направлений. Такое излучение называется диффузным. В этом случае, сопоставив формулы (1) и (2), получим очевидную связь между величинами I_φ и E_φ :

$$E_\varphi = I_\varphi \cdot \cos \varphi.$$

Эта связь и является основным содержанием закона Ламберта (Авдудевский В.С. и др., 1975).

При использовании формул (1) и (2) получается уравнение для элементарного потока излучения, идущего от ЭП dF_1 на ЭП dF_2 :

$$d\Omega_{1\rightarrow 2} = \frac{I_1 \cdot \cos\varphi_1 \cdot dF_2 \cdot \cos\varphi_2}{r_{12}^2}, \quad (3)$$

где I_1 – интенсивность излучения ЭП dF_1 (в направлении нормали к ЭП); индекс 1→2 означает, что излучение исходит от поверхности 1 и достигает поверхности 2.

Количество энергии, излучаемое ЭП dF_1 в расположенную на ЭП полусферу, равен (Крейт Ф., Блэк У., 1983):

$$dQ_{1\rightarrow \text{полусф.}} = \pi \cdot I_1. \quad (4)$$

Локальный угловой коэффициент излучения $dk_{dF_1 \rightarrow dF_2}$ между двумя элементарными площадками dF_1 и dF_2 (рисунок 2) равен отношению выражений (3) и (4):

$$dk_{dF_1 \rightarrow dF_2} = \frac{\cos\varphi_1 \cdot dF_2 \cdot \cos\varphi_2}{\pi r_{12}^2}. \quad (5)$$

Угловой коэффициент $K_{F_1 \rightarrow F_2}$ между диффузно излучающей поверхностью F_1 и приемной поверхностью F_2 (Крейт Ф., Блэк У., 1983) равен:

$$K_{F_1 \rightarrow F_2} = \frac{1}{F_1} \int_{F_1} \int_{F_2} \frac{\cos\varphi_1 \cos\varphi_2}{\pi r_{12}^2} dF_1 dF_2. \quad (6)$$

Результирующий поток излучения dQ_{12} от ЭП dF_1 на ЭП dF_2 равен разности потоков излучения между двумя поверхностями:

$$dQ_{12} = dQ_{1\rightarrow 2} - dQ_{2\rightarrow 1} = \frac{E_1}{\pi} dF_1 \cdot \cos\varphi_1 \cdot d\Omega_{12} - \frac{E_2}{\pi} dF_2 \cdot \cos\varphi_2 \cdot d\Omega_{21}. \quad (7)$$

Или подставив в уравнение (7) значение для телесного угла (1), получим:

$$dQ_{12} = \frac{1}{\pi \cdot r_{12}^2} (E_1 - E_2) \cdot \cos\varphi_2 \cdot \cos\varphi_1 \cdot dF_2 \cdot dF_1. \quad (8)$$

Проинтегрировав выражение (8) по обеим поверхностям, получим результирующий поток излучения Q_{12} от поверхности F_1 на поверхность F_2 :

$$Q_{12} = \frac{\sigma_0(\varepsilon_1 T_1^4 - \varepsilon_2 T_2^4)}{\pi} \int_{F_1} \int_{F_2} \frac{\cos\varphi_1 \cos\varphi_2}{r_{12}^2} dF_1 dF_2,$$

или с учётом значения (6) для углового коэффициента $K_{F_1 \rightarrow F_2}$

$$Q_{12} = \frac{\sigma_0(\varepsilon_1 T_1^4 - \varepsilon_2 T_2^4)}{\pi} \cdot F_1 \cdot K_{F_1 \rightarrow F_2}. \quad (9)$$

Согласно выражению (9), при заданных температурах поверхностей задача определения потоков излучения сводится к задаче определения угловых коэффициентов $dk_{dF_1 \rightarrow dF_2}$ и $K_{F_1 \rightarrow F_2}$ между поверхностями (Самарский А.А., Вабищевич П.Н., 2003). При этом расчёт угловых коэффициентов может проводиться несколькими методами: вычислением косинусов углов между площадками, используя уравнения (5) и (6) «метод ячеек», методом «полукуба», реализуемого в модуле HEMVIEW, или методом Монте – Карло (Дульнев Г.Н. и др., 1990). Расчёт проводится с учётом возможного перекрытия (затенения) одних площадок другими.

На третьем этапе полученные значения параметров расчёта излучения ЭП выводятся и отображаются для всего изделия в целом.

2. Методика расчёта параметров массообмена между поверхностями КА

Рассмотрим произвольную поверхность F_2 , видимую с исследуемой поверхности F_1 . Рассмотрим также соответствующие им произвольные ЭП dF_1 и dF_2 (рисунок 2) с внешними нормальными \vec{n}_1 и \vec{n}_2 . Начальные точки нормалей \vec{n}_1 и \vec{n}_2 совпадают с центрами P_1 и P_2 соответствующих ЭП. За центр треугольной ЭП в расчётах, как правило, выбирается точка пересечения медиан треугольника. Величина телесного угла $d\Omega_{12}$, под которым ЭП dF_2 «видна» из центра ЭП dF_1 , рассчитывается по формуле (1).

Стандартная методика расчёта выделения и осаждения вещества с поверхности КА под воздействием различных факторов космического пространства на расположенные вблизи рабочие поверхности приборов и оборудования аппарата состоит в следующем.

Интенсивность пыле- (газо-) выделения I_p согласно рисунку 3 равна:

$$I_p(\varphi, \theta) = \frac{dEp}{\cos\varphi \cdot d\Omega}, \quad 0 \leq \varphi < \frac{\pi}{2}, \quad 0 \leq \theta < 2 \cdot \pi, \quad (10)$$

где dEp – выделяемая масса пыли (газа) в единицу времени на единицу площади, кг/(с·м²).

При известном распределении интенсивности, интегрирование уравнения (10) по полусфере и при использовании уравнения (1) для телесного угла, можно определить плотность потока частиц, покидающих плоскую поверхность:

$$Ep = \int_{\theta=0}^{2\pi} \int_{\varphi=0}^{\pi/2} I_p(\varphi, \theta) \cdot \sin(\varphi) \cdot \cos(\varphi) \cdot d\varphi \cdot d\theta. \quad (11)$$

Уравнение (11) нельзя проинтегрировать, если неизвестно распределение интенсивности по углам φ и θ . Простейший вид распределения интенсивно-

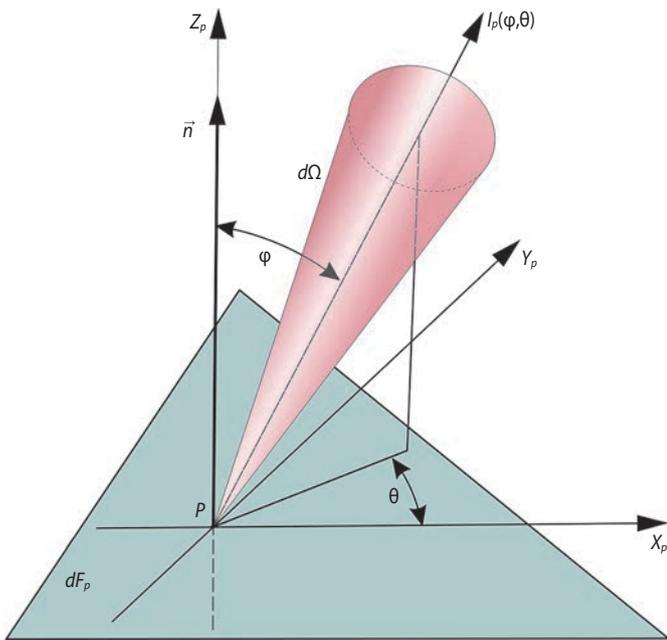


рисунок 3. Локальная система координат в точке газовыделяющей поверхности

сти по углам – постоянная интенсивность. Поверхность, которая излучает с постоянной интенсивностью по всем углам, называется поверхностью, подчиняющейся закону косинусов Ламберта, поскольку энергия, покидающая поверхность в данном направлении, изменяется пропорционально косинусу угла между этим направлением и нормалью к поверхности:

$$I_p(\varphi, \theta) = \text{const} \quad (12)$$

При проведении расчётов загрязнения для высокоорбитальных КА в условиях космического пространства т.е. (в условиях отсутствия седиментации), ввиду отсутствия достоверных данных и для определённости, считается равномерное (изотропное) по всем направлениям распределение выделяющегося с поверхности вещества (Иванков А.А. и др., 2020). Такое же равномерное распределение принимается и при расчёте диффузного излучения в стандартных программных продуктах. Т.е. обе методики базируются и оперируют подобными физическими принципами, что позволяет использовать формулы и алгоритмы методики теплового расчёта для проведения расчёта пыле- (газообмена) между поверхностями КА.

Интегрируя уравнение (11) с учётом условия (12), получаем плотность потока частиц, покидающих плоскую поверхность:

$$E_p = \int_0^{2\pi} \int_0^{\pi/2} I_p \cdot \sin(\varphi) \cdot \cos(\varphi) \cdot d\varphi \cdot d\theta = \pi \cdot I_p.$$

Элементарный поток массы частиц $d^2J_{f_1 \rightarrow 2}$ в виде газа и пыли, унесённых с ЭП dF_1 поверхности F_1

за единицу времени τ (с), достигших и осажённых на ЭП dF_2 поверхности F_2 (рисунок 2), является массой всех, ушедших с ЭП dF_1 частиц и попавшая внутрь телесного угла $d\Omega_{1 \rightarrow 2}$ вдоль направления r_{12} , соединяющего центры этих ЭП. $d^2J_{f_1 \rightarrow 2}$ является дифференциалом второго порядка, т.к. определяется через dF_1 и dF_2 :

$$d^2J_{f_1 \rightarrow 2} = I_{p_1} \cdot dF_1 \cdot \cos\varphi_1 \cdot d\Omega_{1 \rightarrow 2}. \quad (13)$$

Подставляя в выражение (13) значение для I_p из формулы (10) и значение для элемента телесного угла $d\Omega_{1 \rightarrow 2}$ из формулы (1), получаем окончательное соотношение для массы частиц, выделившихся в единицу времени с ЭП dF_1 и попавших (осаждённых) на ЭП dF_2 поверхности F_2 КА (рисунок 2) в виде:

$$d^2J_{f_1 \rightarrow 2} = \frac{E_{p_1}}{\pi} \cdot dF_1 \cdot \cos\varphi_1 \cdot \frac{dF_2 \cdot \cos\varphi_2}{r_{12}^2}, \quad (14)$$

где E_{p_1} поток массы частиц от поверхности F_1 , кг/(м²·с).

С учётом формулы (5) для локального углового коэффициента, функция (14) примет вид:

$$d^2J_{f_1 \rightarrow 2} = E_{p_1} \cdot dF_1 \cdot dk_{dF_1 \rightarrow dF_2}.$$

После интегрирования уравнения (14) получаем поток частиц $J_{f_1 \rightarrow 2}$ от поверхности F_1 на поверхность F_2 :

$$J_{f_1 \rightarrow 2} = \frac{E_{p_1}}{\pi} \int_{F_1} \int_{F_2} \frac{\cos\varphi_1 \cos\varphi_2}{r_{12}^2} dF_1 dF_2.$$

или с учётом формулы (6):

$$J_{f_1 \rightarrow 2} = \frac{E_{p_1}}{\pi} F_1 \cdot K_{F_1 \rightarrow F_2}. \quad (15)$$

3. Сохранение подобия в представленных методиках

Таким образом, задача расчёта параметров загрязнения с помощью стандартного программного обеспечения типа Siemens NX или THERM сводится к нахождению значений всех угловых коэффициентов K_F между заданными поверхностями КА и расчёту по формуле (15) значение потока частиц J_{f_F} между поверхностями. В случае независимости выделяемой массы пыли от времени эксплуатации суммарное значения массы частиц, осевших на поверхности F , равно $M_F = J_{f_F} \cdot \tau$.

В случае зависимости выделяемой массы пыли (газа) поверхностями КА от времени эксплуатации $E_p(\tau)$ для определения суммарного значения массы частиц $M_{\tau, F_{12}}$, покинувших поверхность F_1 и осажённых на поверхности F_2 КА в интервале времени $[\tau_n, \tau_k]$, определяется выражением (Иванков А.А. и др., 2020):

$$M_{\tau, F_{12}} = \int_{\tau_n}^{\tau_k} \int_{F_1} \int_{F_2} \frac{Ep(\tau) \cdot \cos\varphi_1 \cdot \cos\varphi_2}{\pi r_{12}^2} dF_1 dF_2 d\tau, \quad (16)$$

где поток массы, выделяемой за время τ , в упрощённом виде меняется, по закону:

$$Ep(\tau) = \alpha + \frac{\beta}{\tau},$$

где α и β – коэффициенты массового расхода продуктов газовой выделенности по времени с поверхности КА.

На практике при проведении расчётных оценок параметров загрязнения КА, используют различные упрощающие предположения (Иванков А.А. и др., 2020). Например, используют данные, полученные с помощью испытаний материалов по методике ГОСТ Р 50109, по которой для заданной циклограммы вакуумно-теплого воздействия на образец, определяются такие характеристики материалов, как общая потеря массы и содержание летучих конденсирующихся веществ (ЛКВ). В рамках методики определяется масса ЛКВ – $m_{\text{ЛКВ}}$, содержащаяся в материале и способная выделиться из него при вакуумно-тепловом воздействии. С помощью этой характеристики, с учетом принятых упрощающих предположений, можно оценить максимально возможное количество ЛКВ, способное конденсироваться в исследуемой зоне поверхности КА за весь срок его активного существования (от τ_n до τ_k):

$$m_{\text{ЛКВ}} = \int_{\tau_n}^{\tau_k} Ep(\tau) d\tau. \quad (17)$$

Таким образом, с учётом (16) уравнение (17) для суммарного значения массы частиц, покинувших поверхность F_1 и осевших на поверхности F_2 , КА определяется выражением:

$$M_{1 \rightarrow 2} = \frac{m_{\text{ЛКВ}1}}{\pi} \cdot F_1 \cdot K_{F_1 \rightarrow F_2}.$$

заключение

Представлены элементы математической модели и методики расчёта теплового излучения поверхностей КА и сопоставлены с математической моделью и методикой расчёта параметров загрязнения высокоорбитальных КА в условиях космической среды.

Для случаев диффузного распространения излучения (подчиняющегося закону Ламберта) и в оптически прозрачной среде (в условиях космического пространства), согласно полученным данным, показана взаимность и совместимость приведённых методик для проведения стандартных расчётов параметров загрязнения в условиях космической среды

(невесомость) типовыми программами, предназначенными для тепловых расчётов.

Даны указания для практического использования стандартного программного обеспечения для тепловых расчётов, связанных с образованием и осаждением загрязнений на поверхностях КА.

Применение предложенного способа приводит к расширению круга задач, решаемых с помощью уже существующего на предприятии лицензированного программного обеспечения для тепловых расчётов. Это позволяет сэкономить не только на разработке узкоспециализированного программного обеспечения, но также и на подготовке специалистов по его использованию.

список литературы

- Авдеевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Г.А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М.: Машиностроение, 1975. 624 с.
- Блох А.Г., Журавлев Ю.А., Рыжков Л.Н. Теплообмен излучением: Справочник. М.: Энергоатомиздат, 1991. 432 с.
- Дульнев Г.Н., Парфенов В.Г., Сигалов А.В. Применение ЭВМ для решения задач теплообмена. М.: Высшая школа, 1990. 207 с.
- Иванков А.А., Куришаков М.Ю., Твердохлебова Е.М. Расчётное исследование собственной внешней атмосферы космических аппаратов разработки АО «НПО Лавочкина» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2020. № 3. С. 30-37.
- Иванов Н.Н., Добрица Д.Б., Яценко Б.Ю. Новый способ автоматизированного контроля запылённости внешней атмосферы космического аппарата при тепловакуумных испытаниях // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 3. С. 28-34.
- Крейт Ф., Блэк У. Основы теплопередачи. М.: Мир, 1983. 512 с.
- Рыжков Ю.А. Внешняя атмосфера летательных аппаратов и ее взаимодействие с элементами конструкции // Сб. научн. трудов МАИ. Динамика разреженных газов и молекулярная газовая динамика. М.: Изд-во МАИ, 1988. С. 3-27.
- Самарский А.А., Вабищевич П.Н. Вычислительная теплопередача. М.: Едиториал УРСС, 2003. 784 с.
- Яценко Б.Ю., Добрица Д.Б., Шматов С.И. Контроль чистоты поверхностей КА при проведении тепловакуумных испытаний // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2024. № 1. С. 47-55.

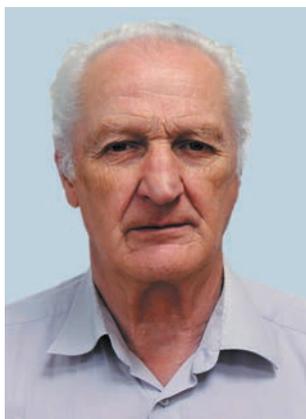
Статья поступила в редакцию 05.06.2024

Статья после доработки 20.06.2024

Статья принята к публикации 26.06.2024

К ВОПРОСУ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА НА СЛУЧАЙ ЕГО ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ ВЕНЕРЫ

ON THE ISSUE OF LANDER EXPERIMENTAL TESTING FOR THE CASE OF THE VENUS SURFACE LANDING



А.С. Бирюков¹,
кандидат
технических наук,
BiriukovAS@laspace.ru;
A.S. Birukov



А.В. Зверев¹,
Zverev-Alexey-1962@mail.ru;
A.V. Zverev



О.Г. Деменко¹,
кандидат
технических наук,
DemenkoOG@laspace.ru;
O.G. Demenko

В статье исследуются возможности испытаний венерианского посадочного аппарата на случай его посадки без имитации температурных условий на поверхности Венеры. Рассматривается подход, состоящий в замене материала демпфирующего элемента посадочного устройства, работающего в атмосфере Венеры, на эквивалентный материал, реализующий аналогичные демпфирующие характеристики в нормальных климатических условиях.

Ключевые слова:
посадочное устройство;
демпфирующий элемент;
экспериментальная отработка.

DOI: 10.26162/LS.2024.17.70.009

ВВЕДЕНИЕ

Перспективный космический аппарат для исследования Венеры, разработка которого в настоящее время находится на стадии эскизного проектирования (Засова Л.В. и др., 2018), предполагает большой объём наземной экспериментальной отработки. Особенно это касается функциональной и прочностной

The article investigates the possibility of a Venusian lander testing for the case of Venus surface landing without thermal environment simulation. An approach of replacing of the lander's damping element material aimed at operating in the Venus atmosphere by an equivalent one with similar damping characteristics under normal climatic environment is considered.

Key words:
landing gear;
damping element;
experimental testing.

отработки спускаемого аппарата на случай входа в атмосферу Венеры с аэродинамическим торможением, последующее разделение оболочки спускаемого аппарата с освобождением аэростатных зондов и посадочного аппарата, осуществляющего посадку на поверхность планеты.

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

Основываясь на имеющемся в НПО им. С.А. Лавочкина опыте разработки венерианских аппаратов серии 4В и 5ВК в 80-х–90-х годах (*Автоматические...*, 2010), можно с уверенностью сказать, что одним из наиболее сложных и ответственных моментов функционирования посадочного аппарата (ПА) является именно его посадка на поверхность Венеры (*Буслаев С.П. и др.*, 2018). Это связано с экстремально жёсткими внешними условиями на поверхности Венеры, а именно: температурой атмосферы порядка 480°C и давлением 95 атм. И если давление мало влияет на динамику посадки, то температура вызывает существенное изменение механических характеристик конструкции ПА и, в частности, демпфирующих элементов посадочного устройства.

Основных целей экспериментальной отработки посадочного устройства две. Во-первых, подтверждение устойчивости посадочного аппарата в процессе посадки на различный рельеф местности и с различными исходными данными относительно боковых скоростей ПА и возможных отклонений продольной оси аппарата от вертикали в момент посадки. Во-вторых, подтверждение рассчитанных аналитически максимальных инерционных нагрузок на посадочный аппарат в процессе посадки. И то и другое непосредственно зависит от механических характеристик демпфирующего элемента посадочного устройства (ПУ), в свою очередь существенно зависящих от температуры окружающей среды.

ПУ аппаратов серии 4В и 5ВК представляло собой ферменную конструкцию, в верхнем сечении которой крепился сферический герметичный приборный контейнер, а в нижнем сечении был установлен кольцевой шпангоут с тороидальным жёлобом сложной геометрической формы, который и являлся демпфирующим элементом (рисунок 1).

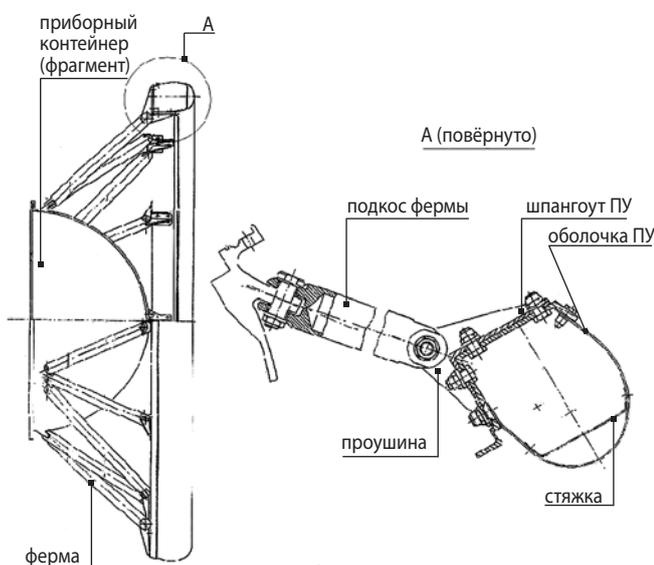


рисунок 1. Внешний вид ПУ

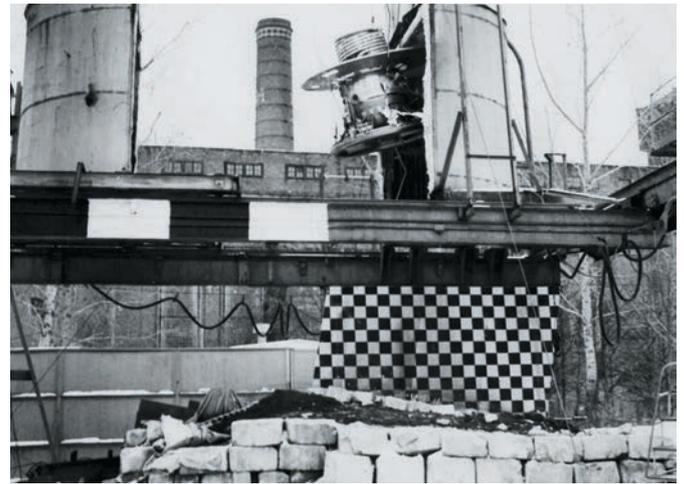


рисунок 2. Комплексные испытания ПА 4В1М. Вид в момент отвода термостата перед сбросом на имитатор планеты

Тороидальный жёлоб при контакте с поверхностью Венеры пластически деформировался, поглощая кинетическую энергию посадочного аппарата, и одновременно обеспечивал устойчивость аппарата на поверхности. Жёлоб был выполнен из титанового сплава ОТ4-1, механические характеристики которого – модуль упругости, предел текучести и предел прочности – существенно снижаются при венерианской температуре, но ещё остаются приемлемыми для поглощения кинетической энергии аппарата (*Горынин И.В. и др.*, 1990).

Для упомянутых аппаратов задача отработки ПУ решалась с помощью натуральных испытаний с использованием специального разъёмного стенда – термокамеры. Термокамера представляла собой цилиндрическую конструкцию с плоскими днищами, имеющую продольный разъём. По всей внутренней поверхности была установлена теплоизоляция и нагревательные элементы. Внутри термокамеры с помощью замкового устройства подвешивался макет посадочного аппарата. Сама термокамера располагалась на специальной эстакаде на определённой высоте от поверхности имитатора грунта Венеры с тем расчётом, чтобы при свободном падении макет приобретал к моменту соприкосновения с поверхностью расчётную скорость 8 м/с.

Посадочный аппарат, помещённый в термокамеру, нагревался до требуемой температуры, после чего камера расстыковывалась и одна её часть отводилась в сторону с помощью специального привода. По команде оператора срабатывало замковое устройство и макет падал на имитатор грунта. На рисунке 2 представлена фотография описанного стенда в момент перед сбросом макета посадочного аппарата на подготовленную площадку с имитатором грунта

К ВОПРОСУ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА НА СЛУЧАЙ ЕГО ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ ВЕНЕРЫ

Венеры. Данный стенд позволял реализовать различные условия посадки как на наклонный грунт, так и возможные углы наклона продольной оси аппарата к вертикали.

В настоящий момент оригинальная конструкция стенда, с помощью которой проведена полная отработка посадки по Венерианским проектам, полностью утрачена. Её проектирование и восстановление потребует значительных затрат времени, и в настоящих условиях реальность реализации данной конструкции вызывает сомнение.

Помимо этого, данный стенд имеет определённые недостатки. Прежде всего макет посадочного аппарата необходимо снабдить измерительной аппаратурой, которая регистрировала бы линейные и угловые скорости и перегрузки в различных точках конструкции в процессе посадки. Измерительной аппаратуры, работающей в условиях венерианской температуры, не существует, поэтому расположенные на макете датчики нужно принудительно охлаждать во время всего нагрева внутренней полости камеры, что представляет определённые сложности. Кроме того, данный стенд не обеспечивал реализацию боковой скорости посадочного аппарата, которая может возникнуть из-за наличия ветра в атмосфере Венеры.

В любом случае предпочтительно проводить отработку посадки в нормальных климатических условиях с использованием с определённой доработкой существующего в АО «НПО Лавочкина» стенда посадки, на котором обрабатывались изделия «ЭкзоМарс» и «Луна-Глоб» (Мишин Ю.Н. и др., 2023). Для этого необходимо спроектировать амортизатор посадочного устройства, имеющего демпфирующие характеристики при нормальных температурных условиях такие же, как и у амортизатора, работающего в температурных условиях Венеры. Данная задача и решается в настоящей работе.

Цель представленных далее расчётов – численно показать возможность экспериментальной отработки конструкции ПУ в нормальных климатических условиях (НКУ) на Земле без имитации температурных режимов посадки на поверхности Венеры. Предполагается, что указанная цель может быть достигнута путём замены материала и корректировки некоторых геометрических параметров (например, толщин отдельных элементов конструкции) экспериментального образца ПУ. В качестве прототипа ПУ перспективного КА в настоящее время принято ПУ изд. 4В1М.

Основным элементом конструкции, демпфирующим удар о твёрдую поверхность при посадке, является фасонный тор, закреплённый на нижнем срезе фермы, которая реализует силовую связь ПУ с посадочным аппаратом.

Конструкцию тора образуют жёсткий толстостенный шпангоут, связанный с помощью резьбового

крепежа с податливой тонкостенной оболочкой, внутри которой дополнительно смонтированы тонкостенные радиальные стяжки. Предполагается, что демпфирование удара осуществляется за счёт деформирования – в том числе пластического – оболочки тора и стяжек (Султанов Л.У. и др., 2013).

Основная идея приведённых далее расчётов заключается в сравнении деформаций тора при исполнении его из сплава ОТ4-1 с характеристиками для температур $T=400...500^{\circ}\text{C}$ с аналогом из другого материала с характеристиками, соответствующими НКУ. При этом критериями соответствия экспериментального образца прототипу будем считать диаграмму обжатия торовой оболочки, т.е. зависимость хода обжатия от нагрузки и зависимость поглощённой энергии от нагрузки (Щеглов Г.А. и др., 2014).

При выборе материала-аналога прежде всего было обращено внимание на широко распространённый материал Д-16 ввиду относительной близости его механических характеристик при НКУ характеристикам сплава ОТ4-1 при высокой температуре (таблица). Кроме того, рассмотрен сплав АМг6, ввиду его высокой технологичности. В таблице для сплавов ОТ4-1, Д16 и АМг6 приведены значения механических характеристик при разных значениях температуры.

таблица – Механические характеристики алюминиевых и титановых сплавов

сплав	E , ГПа	$s_{0,2}$, МПа	s_b , МПа	d_5 , %	E_T , ГПа	T , °C
ОТ4-1	57	330	380	22	0,227	400
ОТ4-1	110	570	700	30	0,433	20
Д16	70	320	450	19	0,684	20
АМг6	71	190	355	19,5	0,846	20

1. Расчётная модель и метод решения

Поскольку ферма не определяет демпфирующие характеристики конструкции, в качестве расчётной принята конечно-элементная модель (КЭМ) ПУ, представленная на рисунках 3–5, с упрощённой моделью фермы и без элемента конструкции посадочного модуля. Основное внимание при построении КЭМ уделено детальному моделированию тора, что достигалось высокой плотностью сеточного разбиения с учётом механического контактного взаимодействия составляющих его конструкций между собой и с жёстким основанием. Сеточное разбиение сгенерировано по опорной 3D-геометрии тора.

Использованы четырёх (преимущественно) и трёх узловые оболочечные элементы, жёсткостные характеристики которых определяются назначенными механическими характеристиками материала и толщиной.

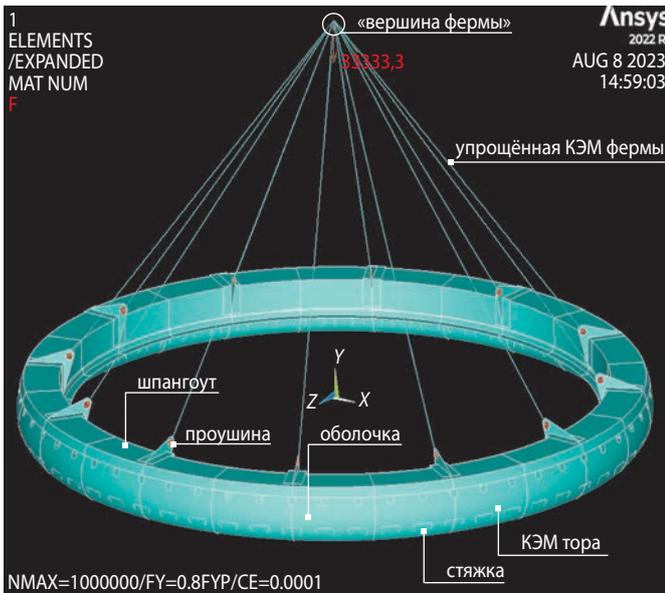


рисунок 3. Представление о КЭМ сборки, принятой для расчёта обжатия тора

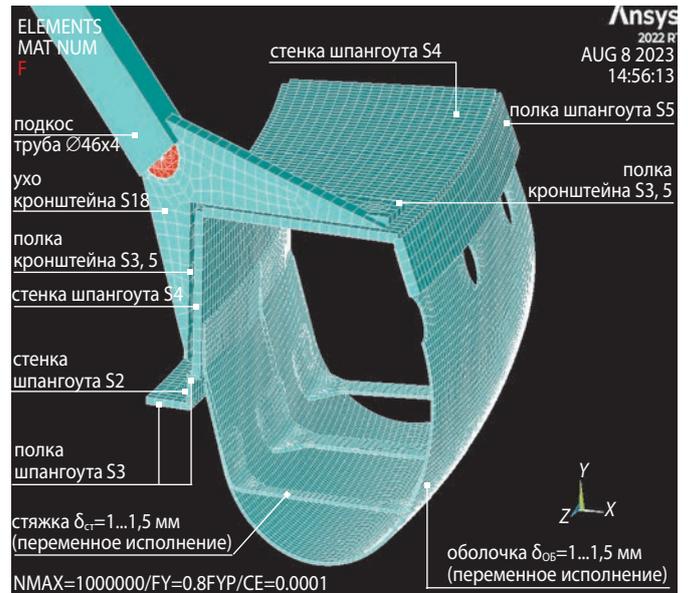


рисунок 5. Сеточное разбиение. Геометрические характеристики элементов КЭМ

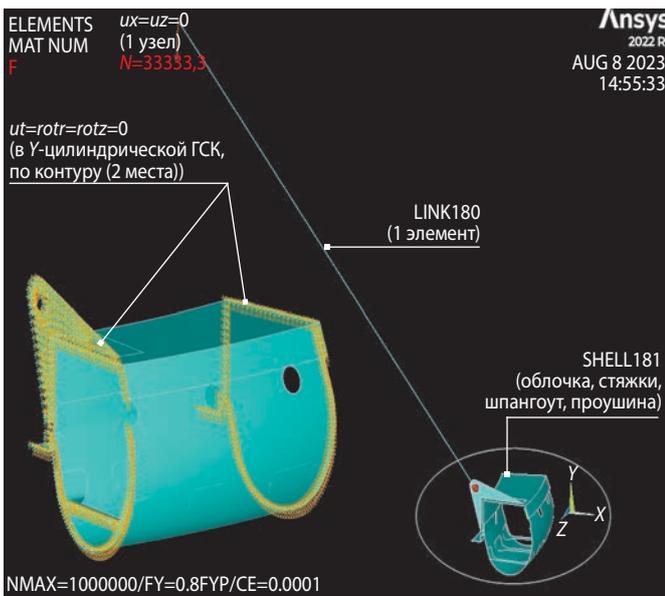


рисунок 4. Расчётная КЭМ с учётом циклической симметрии конструкции (1/24 часть)

Поскольку расчётная модель в целом имеет циклическую симметрию, для сокращения времени счета рассматривается 1/24 часть конструкции с соблюдением на краях фрагмента симметричных граничных условий (рисунок 4). В процессе расчётов к фрагменту прикладывалась продольная нагрузка $800/24=33,3$ кН, характерная для симметричной посадки аппарата на горизонтальную поверхность. Эта величина соответствует предельной нагрузке, при которой нелинейное статическое решение ещё устойчиво сходится (по крайней мере, в задаче

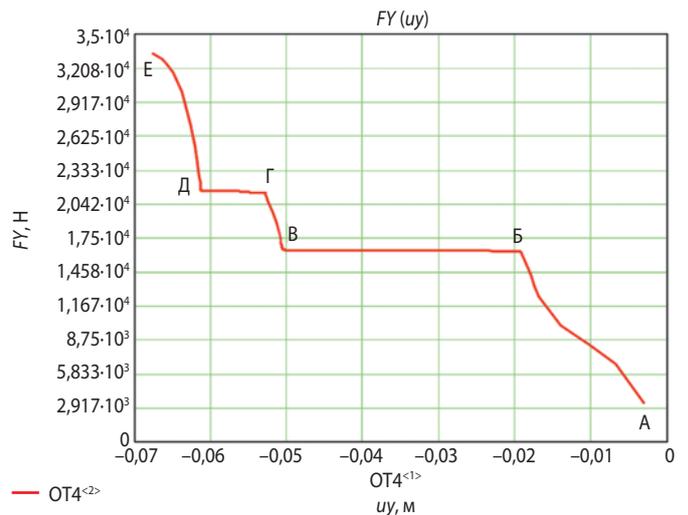
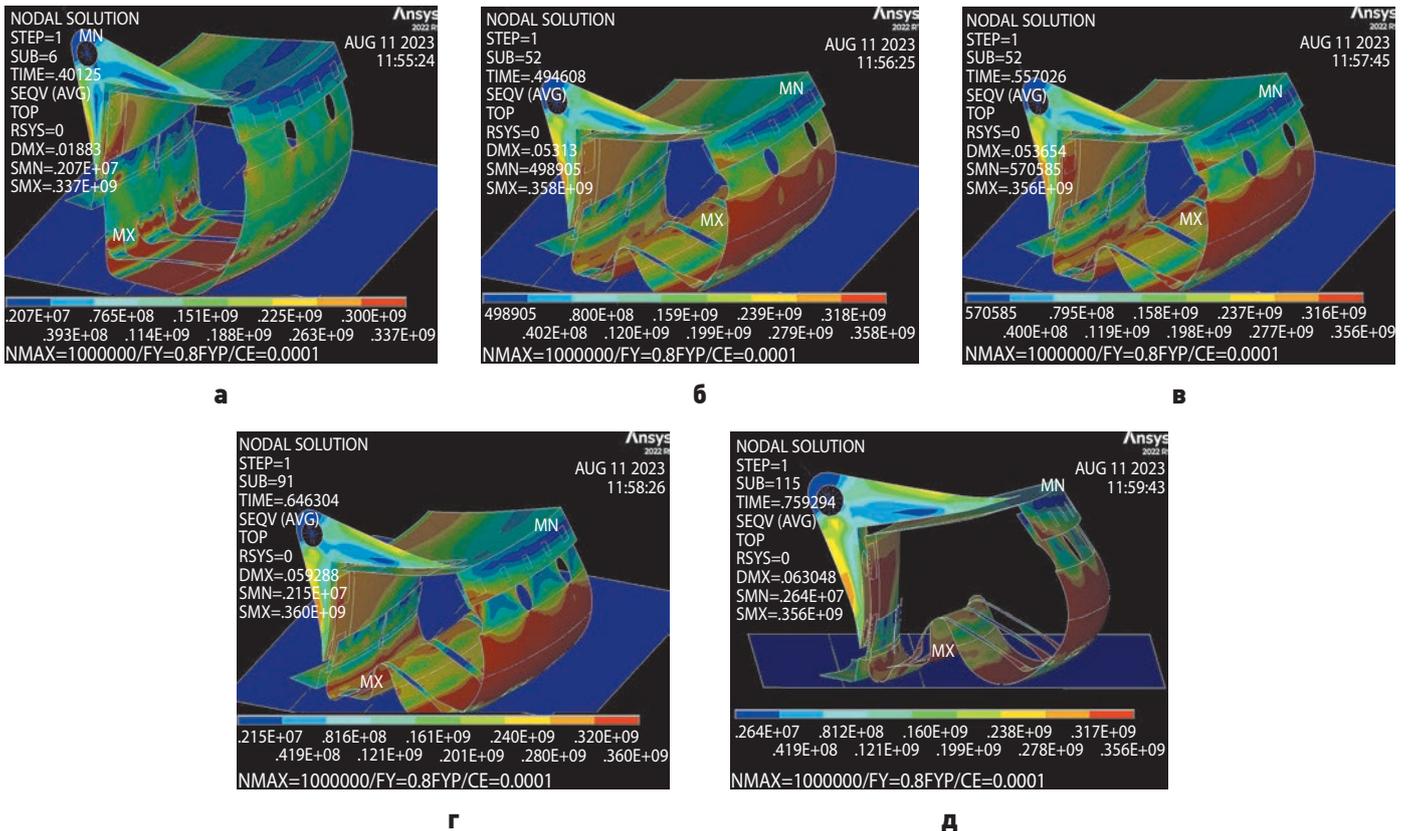


рисунок 6. График зависимости вертикальной составляющей усилия в стержне (FY , Н) от величины вертикального смещения (uy , м) точки приложения силы N

с опиранием тора на горизонтальную плоскость), что, вероятно, свидетельствует об исчерпании несущей способности конструкции при достижении осевого усилия в 800 кН.

Представленные далее результаты получены на основе нелинейного статического анализа с учётом больших перемещений, пластического деформирования, преднапряжения, контактного взаимодействия, с использованием числовой стабилизации сходимости с постоянным контролем рассеивания энергии.

К ВОПРОСУ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА НА СЛУЧАЙ ЕГО ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ ВЕНЕРЫ



а – $\sigma_{e \max} = 337$ Мпа; б – $\sigma_{e \max} = 358$ Мпа;
в – $\sigma_{e \max} = 356$ Мпа; г – $\sigma_{e \max} = 360$ Мпа; д – $\sigma_{e \max} = 356$ Мпа.

рисунок 7. Диаграммы эквивалентных (по Мизесу σ_e , Па) напряжений в торе по нарастаюнию вертикального усилия N

2. Результаты анализа. Оболочка ОТ4-1, температура $T=400-500^\circ\text{C}$

Расчёты выполнены при толщине оболочки и стяжек $\delta=1,5$ мм.

На рисунке 6 представлена кривая обжатия 1/24 части тора силой $N=33,3$ кН.

На кривой обжатия:

- участок А-Б – упруго-пластическое деформирование оболочки без образования волн потери устойчивости (рисунок 7а);
- участок Б-В – образование и нарастание первой кольцевой волны потери устойчивости с упиранием оболочки в стяжки (рисунок 7б);
- участок В-Г – упруго-пластическое деформирование оболочки с сформированной волной потери устойчивости (рисунок 7в);
- участок Г-Д – образование и нарастание второй кольцевой волны потери устойчивости, перестроение зон опирания оболочки в плоскость (рисунок 7г);
- участок Д-Е – упруго-пластическое деформирование шпангоута и проушины после посадки шпангоута нижней полкой на плоскость (точка Д). Точка Е – исчерпание тором несущей способности (рисунок 7д).

3. Сплав Д16 при НКУ

Расчёты выполнены при толщине оболочки и стяжек $\delta=1,5$ мм. Остальные размеры сечения тора по рисунку 5.

На рисунке 9 представлена кривая (красная) обжатия 1/24 части тора из сплава Д16, наложенная на аналогичную кривую (синяя) для тора из сплава ОТ4-1. На рисунке 10 представлены графики работы по обжатию тора для этой же пары материалов.

Как следует из графиков, конструкция тора из Д16 при НКУ хорошо имитирует работу конструкции из ОТ4-1 при $T=400-500^\circ\text{C}$, причём при том же самом геометрическом исполнении, включая толщину оболочки. Исключение составляет небольшое отличие на участке В-Д на рисунке 9 (образование второй кольцевой волны потери устойчивости оболочкой). Однако на графике зависимости работы деформирования от перемещения это практически не отражается.

Максимальные напряжения в торе из Д16, которые реализуются при усилии $N=22,49$ кН (участок Г-Д кривой обжатия), ещё далеки от предела прочности материала и составляют (рисунок 11):

$$\delta_{e \max} = 421 \text{ Мпа}$$

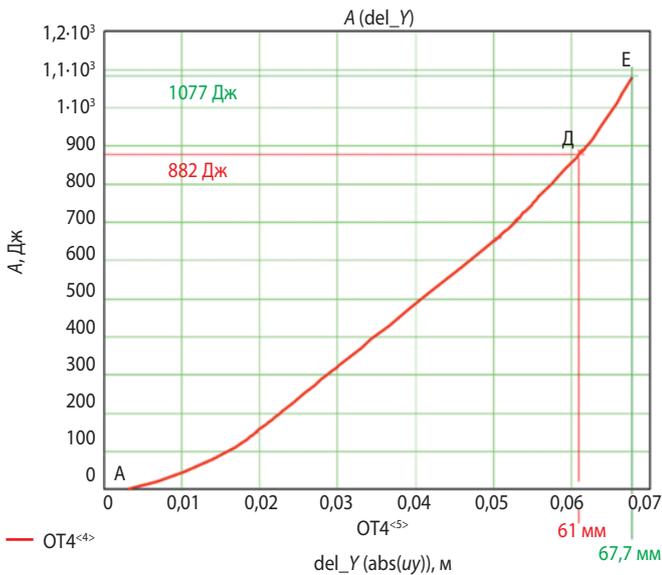


рисунок 8. График зависимости работы по деформированию тора (A , Дж) от величины смещения ($del_y=|uy|$, м) точки приложения силы N

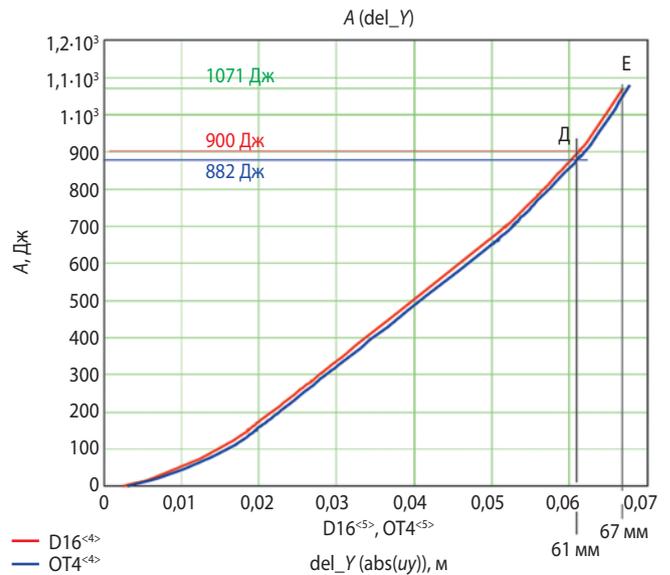


рисунок 10. График зависимости работы по деформированию тора (A , Дж) от величины смещения ($del_y=|uy|$, м) точки приложения силы N . Сплавы Д16 (при $T=20^{\circ}\text{C}$) и ОТ4-1 (при $T=400\div 500^{\circ}\text{C}$)

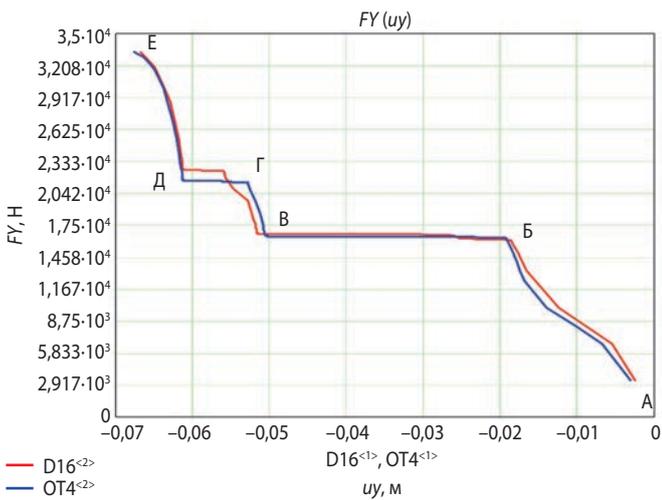


рисунок 9. График зависимости вертикальной составляющей усилия в стержне (FY , Н) от величины вертикального смещения (uy , м) точки приложения силы N . Сплавы Д16 (при $T=20^{\circ}\text{C}$) и ОТ4-1 (при $T=400\div 500^{\circ}\text{C}$)

4. Сплав АМг6 при НКУ

Сплав АМг6 при НКУ существенно отличается от ОТ4-1 при $T=400\div 500^{\circ}\text{C}$ по пластическим характеристикам. Однако он включён в анализ с учётом возможной корректировки геометрических параметров конструкции.

На рисунке 12 совместно с кривой обжатия тора из ОТ4-1 (красная линия) представлены кривые обжатия 1/24 части тора полностью из АМг6 толщиной оболочки 1,9 мм (синяя линия) и тора со шпангоутом

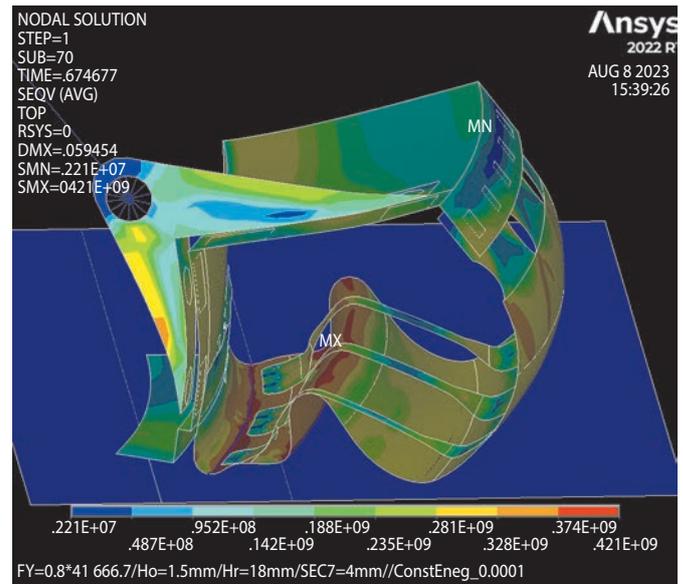


рисунок 11. Диаграмма эквивалентных (Мизеса σ_e , Па) напряжений в торе из Д16

из Д16 и оболочкой из АМг6 толщиной 1,85 мм (зелёная линия). На рисунке 13 представлены графики работы по обжатию тора для указанных исполнений.

Как следует из графиков, кривые обжатия для исполнений из АМг6 существенно отличаются от эталонной кривой, особенно начиная с точки В. Тем не менее, значения работы по деформированию оболочки на ходе её обжатия (рисунок 13) до посадки шпангоута на плоскость нижней полкой ($del_y=60\div 62$ мм) близки для всех исполнений и лежат в пределах 859–896 Дж (разница не превышает 4,5%).

К ВОПРОСУ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА НА СЛУЧАЙ ЕГО ПОСАДКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ ВЕНЕРЫ

Кроме того, следует отметить, что использование титанового амортизатора с диаграммой обжатия, включающую участок В–Е, нежелательно, поскольку к концу этого участка сила обжатия увеличивается почти вдвое, что пропорционально увеличивает перегрузку на конструкцию посадочного аппарата.

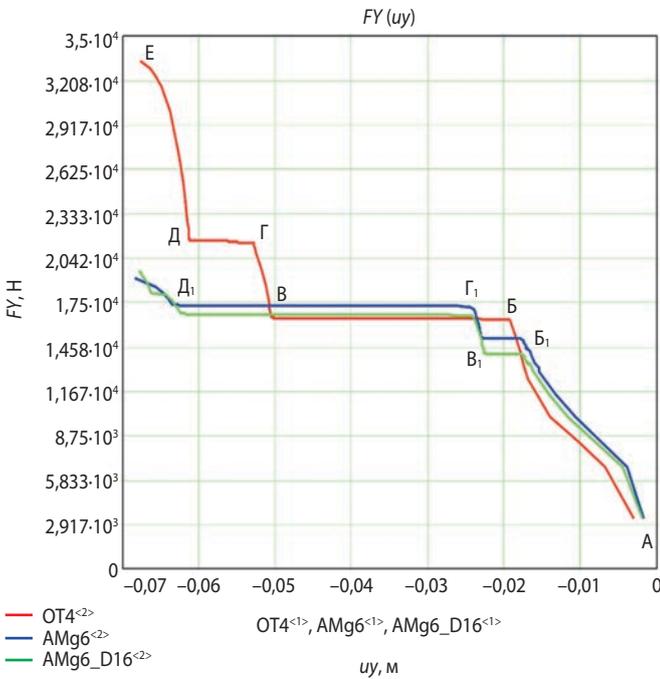


рисунок 12. График зависимости вертикальной составляющей усилия в стержне от величины вертикального смещения точки приложения силы N для трёх исполнений

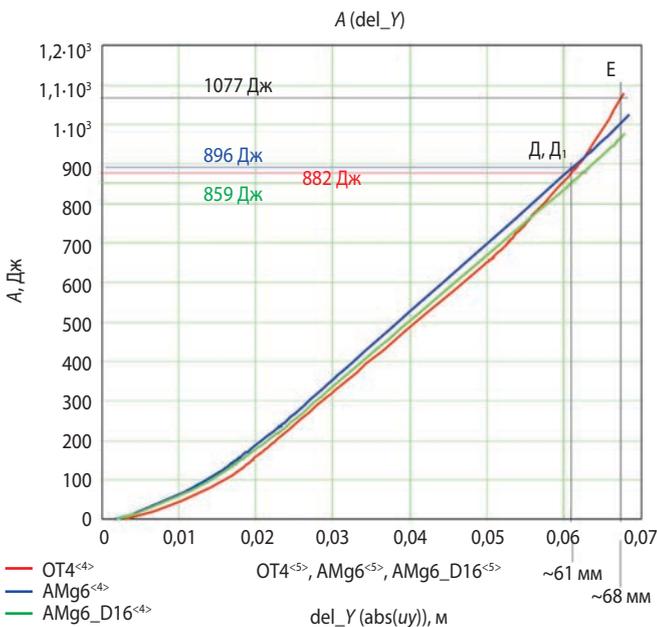


рисунок 13. График зависимости работы по деформированию тора от величины смещения точки приложения силы N для трёх исполнений

заключение

Таким образом, мы показали возможность отработки ПУ в нормальных климатических условиях путём замены титанового амортизатора на амортизатор из алюминиевого сплава Д16 или АМg6 с сохранением его жёсткостных характеристик. Такой подход позволит не только отказаться от строительства дорогостоящей термокамеры, но и даст возможность в полной мере снабдить макет ПУ стандартной измерительной аппаратурой, использовать имеющиеся стенды для бросковых испытаний, а также реализовать при испытаниях большее количество расчётных случаев и учесть боковую составляющую посадочной скорости при посадке.

список литературы

Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / Под ред. Г.М. Полищук, К.М. Пичхадзе. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 660 с.

Буслаев С.П., Воронцов В.А., Графодатский О.С. Анализ отработки посадки космических аппаратов «Венера-9...-14» и «Вега-1, -2» на венерианский грунт для разработки перспективных космических аппаратов «Венера-Д» // *Инженерный журнал: наука и инновации. Электронное научно-техническое издание.* 2018. № 8. С. 1-21. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-8-1790.

Горынин И.В., Чечулин Б.Б. Титановые сплавы в машиностроении. Л.: Машиностроение, 1990. 400 с.

Засова Л.В., Горинов Д.А., Эйсмонт Н.А., Коваленко И.Д. и др. «ВЕНЕРА-Д» – проект автоматической станции для исследования Венеры // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина.* 2018. № 3. С. 13-17.

Мишин Ю.Н., Защиринский С.А., Новичков В.М. Измерения параметров напряжённо-деформационных состояний конструкций при бросковых испытаниях космических аппаратов // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина.* 2023. № 3. С. 43-48.

Султанов Л.У., Давыдов Р.Л. Численное исследование больших деформаций методом конечных элементов // *Инженерно-строительный журнал.* 2013. № 9. С. 64-68.

Щеглов Г.А., Луковкин Р.О. Анализ динамики пластически деформируемых опор посадочного устройства космического аппарата // *Вестник МАИ.* 2014. Т. 21, № 3. С. 63-72.

Статья поступила в редакцию 27.06.2024

Статья после доработки 04.07.2024

Статья принята к публикации 08.07.2024

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЦЕЛЕВОЙ СИСТЕМЫ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СВЯЗИ КАК ЧАСТИ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ СВЯЗИ

METHODOLOGY FOR THE PARAMETERS OF THE TARGET SYSTEM OF A SMALL SPACECRAFT- COMMUNICATION AS PART OF A LOW-ORBIT GROUPING OF A SPACE-COMMUNICATION SYSTEM



А.А. Абдурахимов¹,
профессор, доктор
технических наук,
vka@mil.ru;
A.A. Abdurakhimov



И.Г. Уханов¹,
доцент, кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
I.G. Ukhanov



И.Ю. Нечаев¹,
адъютант,
vka@mil.ru;
I.Y. Nechaev

В статье рассмотрена методика расчёта мощности целевой системы (ЦС) малого космического аппарата, в зависимости от условий его функционирования в составе орбитальной группировки (ОГ). Путём математического моделирования движения малого космического аппарата связи по орбите выполнен анализ условий видимости абонентов, находящихся в регионе обслуживания, а также определена требуемая пропускная способность на основе проведения большого количества опытов и случайного распределения абонентов по территории. Рассмотренные вопросы необходимо учитывать на этапе проектирования малых космических аппаратов.

Ключевые слова:
малый космический аппарат связи;
орбитальная группировка;
космическая система связи;
пропускная способность;
мощность целевой системы.

DOI: 10.26162/LS.2024.16.26.010

The article considers the method of calculation the power of the target system of a small spacecraft, depending on the condition of its functioning as part of an orbital grouping. By mathematical modeling of the motion of a small communication spacecraft in orbit, the analysis of the visibility conditions of subscribers located in service region was performed, and required bandwidth was determined based on a large number of experiments-and a random distribution of subscribers across the territory. The considered issues should be taken into account at the design of small space spacecraft.

Keywords:
small communication spacecraft;
orbital grouping;
space communication system;
bandwidth;
power.

¹ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.

Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy, Russia, Saint Petersburg.

Введение

В условиях растущего спроса современных потребителей на устойчивую, непрерывную связь, тенденциями развития космических систем передачи данных являются увеличение скорости передачи данных, снижение времени ожидания потребителя (абонента) и расширение зоны обслуживания абонентов. На основе этих тенденций формируются конкретные требования к системам связи в целом и к низкоорбитальным космическим системам связи (КСС) в частности, поскольку КСС являются одним из наиболее перспективных направлений в развитии систем связи (*Наими А.К. и др., 2020; Тестоедов Н.А. и др., 2017*). Кроме того, в западных странах начиная с 2006 года активно ведётся разработка и реализация целого ряда проектов по созданию КСС на базе малых и микроКА: программа непосредственного использования космических систем (Space Enabled Effects for Military Engagements), развёрнутая ещё в 2012 году, применяемая для использования систем связи двойного назначения в интересах различных ведомств, программа System F6 (Future, Fast, Flexible, Fractionated, Free-Flying Spacecraft) по созданию и применению фрагментированного МКА в составе ОГ (*Милюков В.К. и др., 2019; Атаева М.Ю., Назаров А.М., 2020*).

При проектировании подобных КСС на основе МКА, наряду с общей задачей проектирования, возникает несколько частных задач:

- выбор и обоснование параметров орбит;
- определение параметров целевой системы МКА;
- обоснование орбитального построения;
- синтез закона управления орбитальным положением МКА (*Аверкиев Н.Ф. и др., 2023*).

Одним из параметров ЦС, влияющих на параметры орбит, является требуемая пропускная способность МКА V_{p_MKA} и требуемая электрическая мощность, потребляемая ЦС $P_{ЦС}$. Очевидно, что при различных вариантах орбитального построения (ОП) зона радиовидимости (ЗРВ) отдельных МКА увеличивается, так же как увеличивается и количество абонентов, попадающих в ЗРВ, и в итоге растёт требуемая пропускная способность МКА. Варьируя параметры ОП ОГ, возможно построить ОГ с меньшим количеством аппаратов в её составе, однако каждый космический аппарат при этом должен быть мощнее и, соответственно, тяжелее, для того чтобы обслуживать большее количество абонентов. Однако обоснование ОП осуществляется прежде всего на базе требований заказчика (ТЗ). Отсюда следует проблема: выбор такого ОП, которое и удовлетворяло бы ТЗ, и коррелировало бы с параметрами ЦС МКА. Решение задачи в такой постановке позволит выявить как закономерности влияния различных вариантов ОП на параметры ЦС, так и закономерности изменения параметров ОП, при различных параметрах ЦС, знание которых

позволит разработчику КС осознанно искать решение с учётом различных факторов.

1. Постановка задачи формирования космической системы связи

Рассмотрим задачу формирования КСС при следующих ограничениях:

- способ ОП – симметричный («цепочки» и «кинематически правильные системы»);
- МКА располагаются на прямых орбитах.

Рассмотрим орбитальную структуру (ОС) каждой плоскости проектируемой ОГ. Для формирования ОС необходимо выбрать наклонение орбиты i , удовлетворяющее ТЗ, и значение прямого восхождения восходящего узла Ω , которое обеспечило бы отсутствие цифрового разрыва в обслуживании заданного региона (при решении задачи непрерывного обслуживания), а также обеспечило бы минимальное количество МКА в одной плоскости n_{MKA} и системе в целом N_{MKA} . Для решения данной задачи необходимо:

- установить, какой вид имеет закон распределения абонентов по поверхности обслуживаемого региона $P(\lambda, \psi)$ (исходя из особенностей региона и типа абонентов);
- определить значение требуемой пропускной способности МКА за расчётный период времени, которое будет определять не только ТТХ одного МКА, но и общее количество МКА в одной плоскости n_{MKA} .

Максимальное значение пропускной способности МКА будет зависеть от количества абонентов N_{AB} , одновременно находящихся в зоне радиовидимости МКА, скорости передачи данных от одного абонента V_{AB} , времени нахождения МКА на рабочей части витка $t_{раб}$. Исходя из этих данных в ходе статистических экспериментов возможно оценить среднее и максимальное значение нагрузки на МКА за различные промежутки времени начиная от одного периода T и заканчивая всем сроком активного существования (САС) одного МКА. На основании полученных расчётных данных нагрузки можно рассчитать необходимую пропускную способность МКА и мощность ЦС.

При формировании ОГ опираются на требования, предъявляемые заказчиком в ТЗ T_3 к КСС, которые, в свою очередь, определяют характеристики ОП. Перечислим эти требования:

- регион обслуживания $R_{обсл}$ (при решении региональной задачи задаётся диапазон по широте от нижней широты обслуживания Ψ_{min} до верхней Ψ_{max} $\Psi_{обсл} \in [\Psi_{min}, \Psi_{max}]$ и диапазон по долготе $\lambda_{обсл} \in [\lambda_{min}, \lambda_{max}]$);
- периодичность наблюдения заданного региона $t_{наб}$;
- пропускная способность радиоканала абонент – МКА V_p ;

- входная мощность волнового потока на приёмной антенне потребителя $P_{вх}$;
- распределение абонентов по обслуживаемому региону $P(\lambda, \psi)$.

Запишем требования заказчика в формализованном виде:

$$t_3 = \langle \Psi_{обсл}, \lambda_{обсл}, t_{наб}, V_p, P_{вх}, P(\lambda, \psi) \rangle, t_3 \in T_3. \quad (1)$$

Требования, предъявляемые заказчиком к КСС T_3 (1), будут влиять на параметры ОП $P_{оп}$:

- прямое восхождение восходящего узла Ω ;
- наклонение орбиты i ;
- высота орбиты h .

Конкретные значения каждого из параметров ОП $p_{оп}$ будут принадлежать всему множеству параметров ОП $P_{оп}$:

$$p_{оп} = \langle \Omega, i, h \rangle, p_{оп} \in P_{оп}.$$

Требования заказчика к ОГ T_3 всевозможными способами комбинируются с параметрами ОП $P_{оп}$ и находят своё отражение в облике МКА $B_{МКА}$:

$$M: T_3 \times P_{оп} \rightarrow B_{МКА}, b_{МКА} \in B_{МКА}.$$

В рассматриваемой задаче единственным параметром облика МКА будет его пропускная способность $V_{p, МКА}(B_{МКА} = \langle V_{p, МКА} \rangle)$.

Облик МКА будет предъявлять требования к параметрам бортовых обеспечивающих систем (БОС) МКА для успешного функционирования аппаратуры ЦС:

$$B_{МКА} \rightarrow P_{БОС}, p_{БОС} \in P_{БОС}. \quad (2)$$

В данной задаче параметры БОС (2) будут представлены одним параметром – потребляемой электрической мощностью ЦС $P_{ЦС}(P_{БОС} = \langle P_{ЦС} \rangle)$.

2. Расчёт требуемой пропускной способности малого космического аппарата

Для расчёта количества абонентов, приходящихся на один МКА, и определения значения требуемой пропускной способности МКА $W_{p, МКА, тр}$ построим трассу полёта МКА. Для этого зададим начальные условия (НУ) движения МКА на орбите:

- время начала движения МКА, в формате: день (*day*), месяц (*month*), год (*year*), номер текущего месяца (*nm*), часы (*h*), минуты (*m*), секунды (*s*);
- прямое восхождение восходящего узла (Ω) в градусах;
- наклонение орбиты (*i*) в градусах;
- высота орбиты МКА (*h*) в км.

Для получения точных результатов положения МКА на орбите, при расчётах воспользуемся формулой перевода исходного московского декретного времени в Юлианскую дату (*Власов С.А. и др., 2018*), в дальнейшем будем использовать это значение как значение времени:

$$JDN = d + \left\lfloor \frac{153m + 2}{5} \right\rfloor + 365Y + \left\lfloor \frac{Y}{4} \right\rfloor - \left\lfloor \frac{Y}{100} \right\rfloor + \left\lfloor \frac{Y}{400} \right\rfloor - 32045,$$

где d – день месяца; $a = (14 - nm)/12$ – коэффициент месяца; $Y = (year + 4800 - a)$ – коэффициент года; $m = (nm + 12a - 3)$ – промежуточный коэффициент.

По НУ движения МКА получим расчётный массив значений координат $X_{АГЭСК}$, $Y_{АГЭСК}$ и $Z_{АГЭСК}$, отражающих положение МКА в абсолютной гринвичской экваториальной системе координат (АГЭСК) (*Аверкиев Н.Ф. и др., 2017*):

$$X_{АГЭСК} = r_1(\cos \Omega \cos U) - \sin \Omega \sin U \cos i;$$

$$Y_{АГЭСК} = r_1(\sin \Omega \cos U) - \cos \Omega \sin U \cos i; \quad (3)$$

$$Z_{АГЭСК} = r_1 \sin U \cos i,$$

где U – аргумент МКА ($U = [0; 2\pi]$); $r_1 = R_3 + h$ – радиус-вектор МКА.

Поскольку абонент находится на поверхности Земли, его положение отражают географические координаты (ГК) широта и долгота $\lambda_{АБ}$, $\Psi_{АБ}$, поэтому необходимо получить положение МКА в ГК (трассу полёта). Для перехода из АГЭСК (3) в ГК воспользуемся несколькими переходами. Определим положение МКА в геоцентрической системе координат (ГСК). Его будет отражать значение звёздного времени на Гринвиче в каждый момент времени движения МКА в АГЭСК (*Аверкиев Н.Ф. и др., 2017*):

$$s(T) = S_0 + \lambda^h + t(T),$$

где S_0 – звёздное время на Гринвичском меридиане в гринвичскую полночь; λ^h – долгота места наблюдения; $t(T)$ – значение времени прошедшего с момента гринвичской полночи для каждого момента времени движения МКА по орбите.

Тогда координаты МКА в ГСК будут получены с помощью матрицы перехода (*Аверкиев Н.Ф. и др., 2017*):

$$\begin{bmatrix} X_{ГСК} \\ Y_{ГСК} \\ Z_{ГСК} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{АГЭСК} \\ Y_{АГЭСК} \\ Z_{АГЭСК} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos s & -\sin s & 0 \\ \sin s & \cos s & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

В дальнейшем осуществим переход из ГСК в ГК (*Аверкиев Н.Ф. и др., 2017*):

$$\Psi_{МКА} = \arctan 2 \left(Z_{ГСК}, \sqrt{X_{ГСК}^2 + Y_{ГСК}^2} \right);$$

$$\lambda_{МКА} = \arctan 2 \left(Y_{ГСК}, X_{ГСК} \right).$$

Определив положение МКА в ГК, по теореме косинусов для сферического треугольника определим расстояние между абонентом и МКА в градусах (*Кульвиц А.В. и др., 2010*):

МЕТОДИКА ОБОСНОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ЦЕЛЕВОЙ СИСТЕМЫ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СВЯЗИ КАК ЧАСТИ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ СВЯЗИ

$$\varphi_{AB_MKA} = \arccos(\sin\psi_{MKA} \sin\psi_{AB} + \cos\psi_{MKA} \cos\lambda_{MKA} \cos\psi_{AB} \times \cos\lambda_{AB} + \cos\psi_{MKA} \sin\lambda_{AB} \cos\psi_{AB} \sin\psi_{MKA}).$$

Тогда условием нахождения абонента в зоне видимости МКА будет являться (Коваленко А.Ю. и др., 2018):

$$\varphi_3 \leq \varphi_{AB_MKA},$$

где φ_3 – геоцентрический угол обзора МКА.

Исходя из условия наблюдаемости определим нахождение абонента в зоне видимости МКА, затем, проинтегрировав, получим требуемую пропускную способность МКА для каждого абонента. Суммарная требуемая пропускная способность $V_{p_MKA_s}$ МКА определяется исходя из общего количества абонентов N_{AB} :

$$V_{p_MKA_s} = \sum_{i=1}^{N_{AB}} \frac{\int_0^{t_0} V_p(t) dt}{t_0},$$

где t_0 – расчётное время движения МКА

Поскольку абоненты в регионе обслуживания распределены случайным образом, то для определения требуемой пропускной способности МКА необходимо определение средней пропускной способности МКА $V_{p_MKA_srd}$, по результатам вычислительного эксперимента:

$$V_{p_MKA_srd} = \frac{\sum_{n=1}^n V_{p_MKA_sn}}{n}, \quad (4)$$

где $V_{p_MKA_srd}$ – значение пропускной способности для каждого МКА по результатам одного эксперимента; n – количество экспериментов.

Поскольку результаты эксперимента рассчитываются для одного витка, то, определяя количество витков для интересующего промежутка времени (соответствует количеству экспериментов), возможно определить среднее значение нагрузки на интересующем интервале времени (Абдурахимов А.А. и др., 2018).

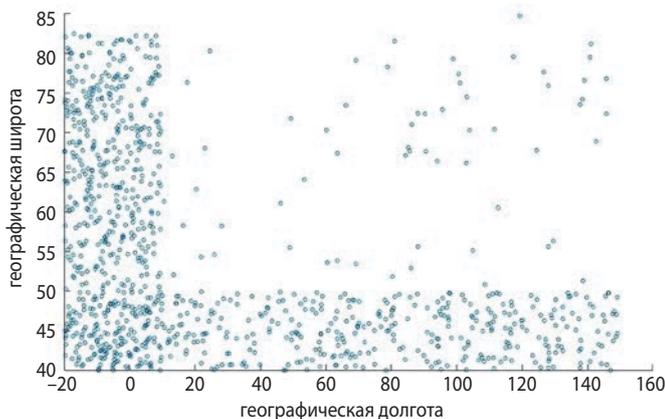
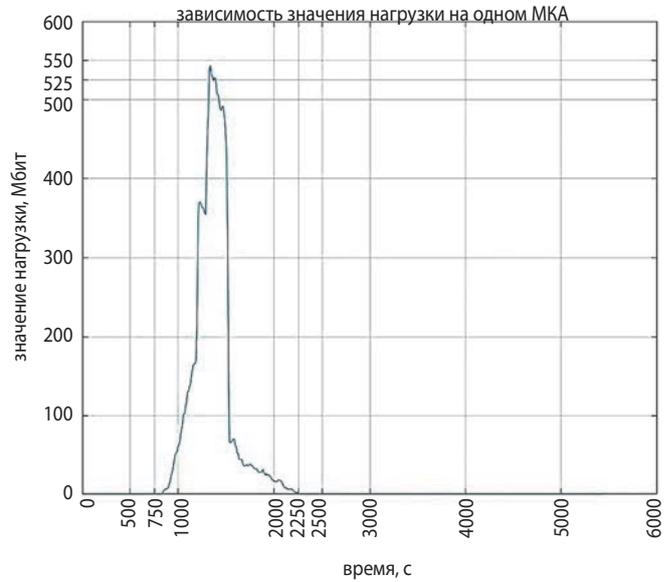
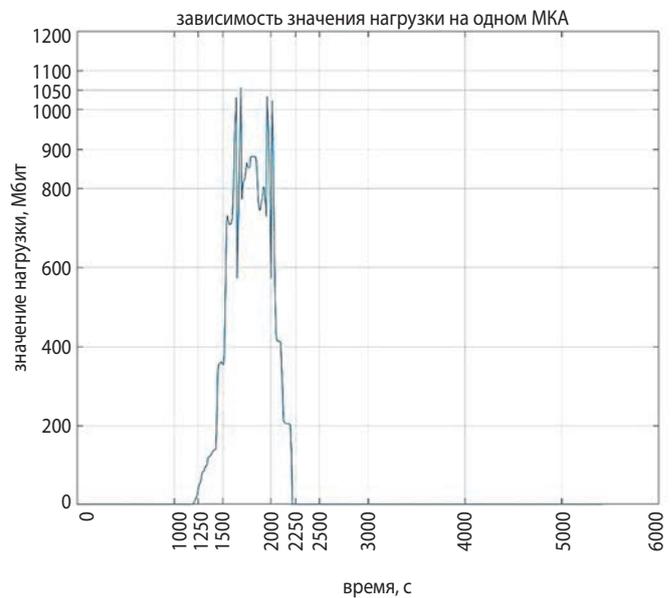


рисунок 1. Распределение абонентов по поверхности зоны обслуживания



а



б

а – за один период обращения МКА; **б** – за одни сутки.

рисунок 2. Значение пропускной способности

Зададим равномерный закон распределения абонентов по региону обслуживания $P(\lambda, \psi)$, с уплотнением количества абонентов по мере приближения к густонаселённым районам (рисунок 1):

Рассчитаем значение требуемой пропускной способности, исходя из условия видимости абонента (4) и накладывая дополнительное условие, что каждый абонент передаёт данные начиная с момента входа в ЗРВ МКА и до момента выхода с равной скоростью (рисунок 2а).

Как видно из графика (рисунок 2б), требуемая пропускная способность за сутки больше, чем пропускная способность за один виток. Это объясняется смещением траектории полёта МКА (межвитковый сдвиг)

и различным количеством абонентов, попадающих в зону видимости МКА (Шаговиков А.В. и др., 2021).

Рассмотрим зависимость пропускной способности для одного канала V_p от мощности выходного сигнала $P_{вх}$:

$$V_p = F_c T_d \log a_m P_{вх} / N_{ш},$$

где F_c – полоса частот; T_d – длительность сигнала; a_m – коэффициент, зависящий от квантования; $N_{ш}$ – мощность шума.

Тогда мощность ЦС будет определяться выражением

$$P_{цс} = V_{p_МКА_срд} N_{ш} N_k / F_c T_d \log a_m \eta_{цс}, \quad (5)$$

где $\eta_{цс}$ – коэффициент полезного действия ЦС; N_k – количество каналов связи.

В дальнейшем, подставляя конкретные значения полосы частот F_c , длительности сигнала T_d , КПД ЦС $\eta_{цс}$, количества каналов связи N_k и остальных параметров (5), возможно вычислить требуемую мощность ЦС одного МКА, а также, учитывая прочие энергетические, рассчитать конечное значение требуемой мощности БОС МКА и определить необходимое количество МКА в составе ОГ, с известными проектными характеристиками (Fiedler H., Krieger G., 2004).

ВЫВОДЫ

Описанная в статье методика позволяет рассчитать значения требуемой пропускной способности каждого МКА в плоскости орбиты, с целью определения мощности ЦС и минимизации общего количества МКА в составе ОГ. При этом решающую роль в определении ОП ОГ, а также суммарного количества МКА в системе будут играть возможности целевой системы каждого МКА, а также мощность БОС МКА и связанные с этим особенности конструкции и массы МКА. В то же время очевидно, что одна лишь пропускная способность не может быть решающим фактором как в определении мощности БОС МКА, так и в обосновании построения всей ОГ.

Проведённые расчёты демонстрируют, что для определения ОП КСС и формирования ОГ необходимо применение комплексного подхода и учёт дополнительных параметров, таких как высота размещения МКА на орбите, коэффициент квантования, потери, связанные с плотностью шума. При рассмотрении большего числа варьируемых параметров полученные результаты не могут быть применены в чистом виде, но применение описанной методики демонстрирует взаимосвязи параметров, применение которых позволит упростить задачу разработки ЦС и ОП ОГ и ускорит проектирование.

список литературы

Абдурахимов А.А., Уханов И.Г., Лебедев В.И., Полуян М.М. и др. Конструкция космических аппаратов. СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2018. 191 с.

Аверкиев Н.Ф., Власов С.А., Богачев С.А., Жаткин А.Т. и др. Баллистические основы проектирования ракет-носителей и спутниковых систем. СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2017. 304 с.

Аверкиев Н.Ф., Клошников В.Ю., Кульвиц А.В., Житников Т.А. Обобщённый метод обоснования баллистических структур кластера малых космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 2. С. 38-47.

Атаева М.Ю., Назаров А.М. Современные цифровые беспроводные системы передачи данных // ТЕСНика. 2020. № 4. С. 2-7. URL: <https://cyberleninka.ru/journal/n/techika?i=1131580> (дата обращения: 09.01.2024).

Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н. Теория полета космических аппаратов. СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2018. 412 с.

Коваленко А.Ю., Власов С.А., Кульвиц А.В. Обоснование взаимно устойчивых орбит КА // Авиакосмическое приборостроение. 2018. № 5. С. 16-23.

Кульвиц А.В., Власов С.А., Киселев В.В. Алгоритм расчета характеристик применения космических аппаратов для наблюдения объектов в околоземном пространстве // Труды ВКА имени А.Ф. Можайского. 2010. № 645. С. 82-92.

Милюков В.К., Бурданов А.В., Жамков А.С., Жаров В.Е. и др. Анализ ключевых технологий космического комплекса для геофизических исследований: требуемые точности, технические решения // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2019. № 2. С. 55-64.

Наими А.К., Дамшинов Ш.Р., Каюмов С.Т. Анализ систем спутниковой связи и особенности современной аппаратуры // Наука и инновация. 2020. № 4. С. 206-212.

Тестоедов Н.А., Выгонский Ю.Г., Кузовников А.В., Головкин В.В. Направления развития систем спутниковой связи, вещания и ретрансляции информации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 65-70.

Шаговиков А.В., Северенко А.В., Нечаев И.Ю. Подход к выбору проектных параметров малого космического аппарата // Труды ВКА имени А.Ф. Можайского. 2021. № 685. С. 79-85.

Fiedler H., Krieger G. Close formation flight of passive receiving micro-satellites // The 18th International Symposium on Space Flight Dynamics, Munich, Germany. 2004. P. 23-26.

Статья поступила в редакцию 01.02.2024

Статья после доработки 08.02.2024

Статья принята к публикации 12.02.2024

К ВОПРОСУ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ УСТРОЙСТВА ПЕРЕМЕЩЕНИЯ КАМЕРЫ МАРШЕВОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ПО КАНАЛАМ РЫСКАНИЯ И ТАНГАЖА

ON THE ISSUE OF IMPROVING THE DEVICE FOR MOVING THE MAIN PROPULSION SYSTEM CAMERA ALONG THE YAW AND PITCH CHANNELS



Ю.А. Петров¹,
кандидат
технических наук,
PetrovIUA@laspace.ru;
Yu.A. Petrov



А.С. Берников¹,
BernikovAS@laspace.ru;
A.S. Bernikov



Е.Н. Брешев¹,
BreshevEN@laspace.ru;
E.N. Breshev



А.Ю. Колобов¹,
доцент, кандидат
технических наук,
KolobovAIU@laspace.ru;
A.Yu. Kolobov

В статье рассматривается принципиальная схема функционирования электрогидравлической рулевой машины (РМ). Показано конструктивное исполнение шестерённого насоса с золотниковым распределителем масла, механическое перемещение которого основано на использовании поляризованного реле. Показана проблема настройки золотников, перекрывающих дроссельные окна с обеспечением расчётных скоростей перемещения штока гидроцилиндра. Обосновывается выбор границы зоны нечувствительности. Приводятся проблемы, связанные с заправкой маслом РМ. Предложена электромеханическая альтернатива конструкции электрогидравлической РМ, с роликвинтовой передачей исполнительного устройства, обладающая рядом преимуществ.

Ключевые слова: РМ; шестерённый насос; золотниковый распределитель масла; поляризованное реле; гидроцилиндр.

DOI: 10.26162/LS.2024.80.76.011

ВВЕДЕНИЕ

Для управления вектором тяги МДУ на РБ «Фрегат» используются две рулевые машины. Одна РМ управляется по каналу тангажа, другая РМ управляется по каналу рыскания. Двигатель установлен в ме-

¹ АО «НПО Лавочкина», Россия, Московская область, г. Химки.

The article covers schematic operation diagram of an electrohydraulic actuator. The design of a gear pump with a spool-type oil distributor is shown, which mechanical displacement is based on polarized relay. The problem of adjusting the spools covering the throttle windows to ensure the design speeds of the hydraulic cylinder rod displacement is shown. The choice of the insensitivity area boundary is justified. The actuator's oil filling is covered. An electromechanical option having some advantages is proposed instead of electrohydraulic actuator, with a ball screw driver.

Key words: actuator; gear pump; spool oil distributor; polarized relay; hydraulic cylinder.

ханизме перемещения, имеющего две степени свободы в поступательном движении, позволяющего ему перемещаться в плоскости y, z по командным сигналам на РМ от системы управления (Асюшкин В.А.

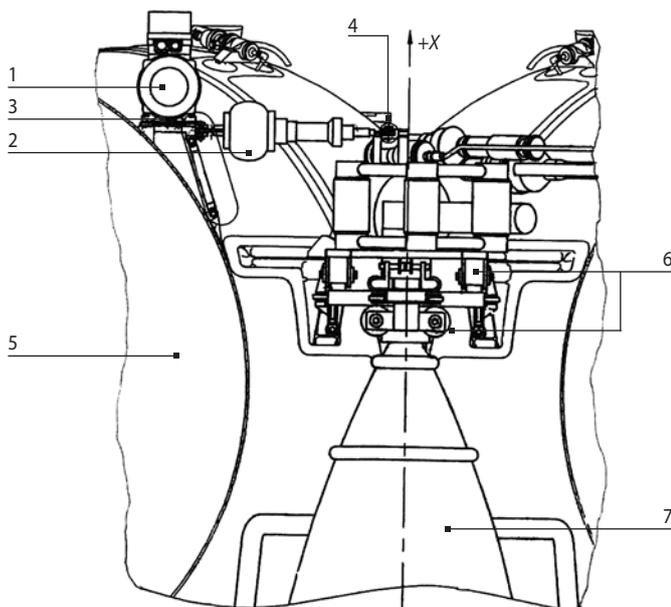
Lavochkin Association, JSC, Russia, Moscow region, Khimki.

и др., 2014; Колобов А.Ю. и др., 2023; Шишаков А.Е., Ефанов В.В. и др., 2022).

РМ представляет собой электрогидромеханический привод с автономным гидропитанием, состоящий из двух основных частей: электронасосного агрегата (ЭНА) с устройством управления и гидроцилиндра (ГЦ) с потенциометрами обратной связи, которые герметично соединены между собой с помощью трубопроводов, содержащих витки – компенсаторы деформаций.

ЭНА жёстко крепятся на кронштейнах баков и приборных отсеков РБ, а ГЦ шарнирно крепятся к этим кронштейнам и головке камеры сгорания двигателя (рисунок 1).

На КА в электромеханических приводах, вентиляторах, регуляторах расхода рабочего тела СТР используются бесконтактные двигатели постоянного тока, в которых щеточно-коллекторный узел заменён более надёжным полупроводниковым коммутатором, который управляет двигателем: регулирует угловую скорость, осуществляет реверс, пуск и остановку вращения. Эти двигатели не являются источником радиопомех и имеют большой ресурс работы в составе КА. Вместе с тем, эти двигатели обладают малой мощностью. Для работы гидравлической РМ требуются электродвигатели с мощностью 250 Вт и более, поэтому используют электродвигатели коллекторного типа. Кроме того, РМ в составе изделия имеют лишь несколько включений за ограниченный промежуток времени, а циклограмма их работы не нарушает работу радиокомплекса.



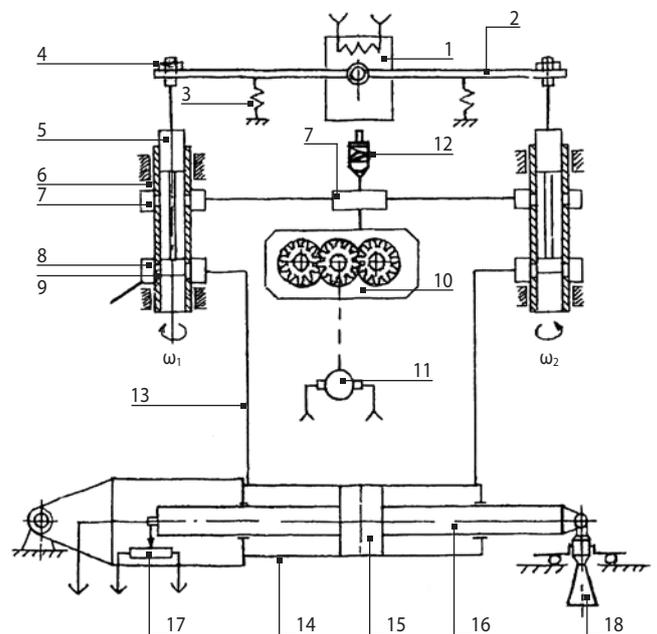
1 – ЭНА; 2 – ГЦ; 3 – кронштейн; 4 – узел крепления ГЦ к камере сгорания; 5 – бак (приборный отсек); 6 – механизм перемещения двигателя; 7 – двигатель.

рисунок 1. Схема установки РМ на РБ «Фрегат»

1. Принципиальная схема РМ

На рисунке 2 показана принципиальная схема функционирования РМ. Управление потоками масла в магистралях ГЦ обеспечивается с помощью золотникового распределителя и электрогидромеханического преобразователя (ЭМП) – поляризованного реле (Решетников Е.М. и др., 1982). На валу ЭМП установлена качалка, к которой присоединены золотники, размещённые в пустотелых гильзах, выполненных зацело с ведомыми шестернями насоса.

Без подачи команды на реле золотники перекрывают дроссельные окна 9 и перемещение штока ГЦ невозможно. При этом масло при работающем насосе поступает через обратный клапан в герметичную полость корпуса, в котором размещён насос. Для перемещения штока ГЦ подаётся команда на ЭМП. Поляризованное реле в зависимости от знака сигнала поворачивает в ту или иную сторону качалку и связанный с ней золотниковый распределитель. При повороте распределителя один из золотников открывает перепуск масла, из полости гильзы через дроссельные окна в камеру и соответствующую магистраль ГЦ. В результате смещения золотников давление в одной полости ГЦ значительно больше, чем в другой, и шток ГЦ передвигается в соответствующем направлении, перемещая МДУ.



1 – электрогидромеханический преобразователь; 2 – качалка; 3 – упругий элемент; 4 – регулируемый фиксатор; 5 – золотник; 6 – гильза; 7 – камера; 8 – камера; 9 – дроссельные окна; 10 – шестерённый насос; 11 – электродвигатель; 12 – предохранительный клапан; 13 – трубопровод; 14 – силовой гидроцилиндр; 15 – поршень; 16 – шток; 17 – потенциометр обратной связи; 18 – МДУ.

рисунок 2. Принципиальная схема РМ РБ «Фрегат»

2. Конструктивная схема ЭНА с золотниковым распределителем масла

Конструктивно ЭНА состоит из шестерённого насоса, размещённого в корпусе, состоящего из трёх планок 1, 2 и 3 и электродвигателя коллекторного типа с достаточно большой мощностью (рисунок 3).

Шестерни 4 насоса с пустотелыми гильзами 5 выполнены таким образом, что собственно шестерни размещены в средней планке, а гильзы проходят через все три планки.

Ведущая шестерня насоса с помощью муфты соединена с электродвигателем.

Для управления РМ используется один поток, который создаёт трёхшестерённый насос, вследствие чего одна из ведомых шестерён снижена по высоте, как следует из рисунка – это правая шестерня.

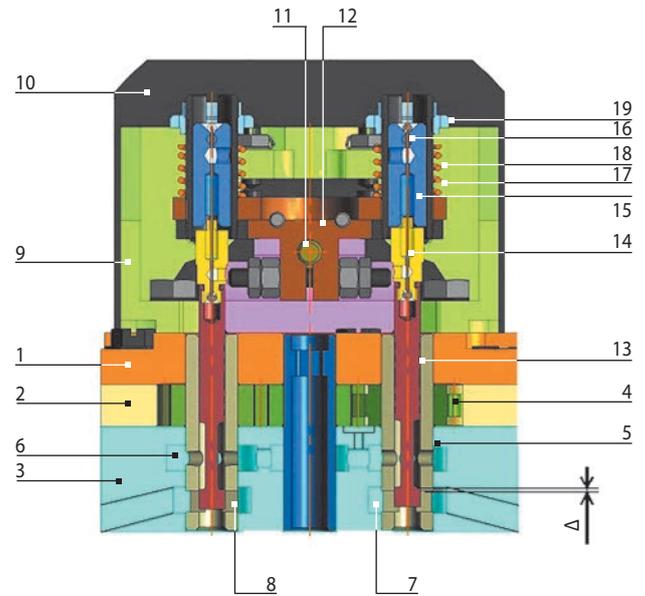
Параметры шестерён при известной частоте вращения вала ЭД выбраны из условия обеспечения напора и расхода рабочей жидкости достаточными для преодоления внешней нагрузки с расчётными скоростями с учётом механического и гидравлического сопротивления.

В верхней части нижней планки размещены три сообщающиеся между собой камеры 6, в которые поступает масло на выходе из насоса, а в нижней части этой планки симметрично расположены две камеры 7, которые сообщаются с трубопроводами. В гильзах шестерён имеются радиальные отверстия – дроссельные окна 8, которые сообщаются с камерами нижней планки.

На верхней планке насоса на кронштейне 9 расположен узел управления (УУ) потоком масла насоса, который основан на базе электромеханического преобразователя (поляризованного реле) 10 с помощью которого электрический сигнал управления преобразуется в механическое перемещение золотника, регулирующего проходное сечение дроссельного окна для прохода потока масла. На валу 11 реле установлена качалка 12, к которой присоединены регулируемые на подвеске золотники 13.

Золотник 13 с помощью проволоки 14 соединён с поводком 15, который в свою очередь с помощью штифта 16 расположен в пазах гильзы 17. Между качалкой и штифтом установлена пружина 18. Осевое перемещение золотника в гильзе обеспечивается с помощью гайки 19.

На фланце нижней планки насоса установлен предохранительный клапан, который имеет гидравлическую связь с насосом. ПК настроен на давление открытия, превышающее максимальное рабочее давление гидроцилиндра. В клапане установлен фильтр для очистки масла.



- 1 – верхняя планка; 2 – средняя планка;
 3 – нижняя планка; 4 – шестерня; 5 – гильза; 6 – камера;
 7 – камера; 8 – дроссельные окна; 9 – кронштейн;
 10 – ЭМП; 11 – вал ЭМП; 12 – качалка; 13 – золотник;
 14 – проволока; 15 – поводок; 16 – штифт; 17 – гильза;
 18 – пружина; 19 – гайка;
 Δ – перекрытие золотником дроссельного окна.

рисунок 3. Конструктивное исполнение насоса и золотникового распределителя

ПК настраивается на давление открытия $P_{кл} = (24 \pm 2) \cdot 10^5$ Па при условии максимально допустимого тока 10 А на электродвигателе. Потребляемая при этом электрическая мощность на двигателе составляет 270 Вт.

Существует также ограничение для ЭД по максимально допустимой температуре, которая равна 60°C.

По результатам наземных испытаний РМ и телеметрии при натурной эксплуатации РМ эта температура подтвердилась.

Среднее расчётное значение производительности шестерённого насоса определяется из выражения

$$Q = 2\pi n b m^2 (z + 1),$$

где n – частота вращения шестерён; b – ширина зубчатого венца шестерён; m – модуль зацепления шестерён насоса; z – число зубьев шестерни насоса.

Для параметров шестерённого насоса РМ расчётная производительность с частотой вращения электродвигателя 530 рад/с равна $Q = 0,583 \cdot 10^{-4}$ м³/с. На практике производительность насоса существенно меньше по ряду причин.

Для шестерённого насоса, с частотой вращения более 400 рад/с, кроме потерь производительности на трение и потерь в зазоре, существуют большие потери за счёт неполного заполнения жидкостью рабочих камер (объёма между зубьев) (Баумта Т.М. и др., 1970). В связи с этим низкий КПД насоса.

Золотники установлены в отверстиях гильз и должны быть отрегулированы так, чтобы без подачи команды управления на реле золотники перекрывали каналы подачи масла в трубопроводы.

В этом положении золотников подаётся напряжение питания на ЭД для предварительного разогрева масла перед работой РМ, которое циркулирует через предохранительный клапан. При использовании электродвигателей коллекторного типа управление РМ осуществляется достаточно просто. При работающем ЭД по командам от блока управления подаётся электрический сигнал определённого уровня и длительности на поляризованное реле РМ. Качалка с золотниками поворачивается в ту или иную сторону в зависимости от знака тока управления. При этом от величины тока золотник открывает дроссельные окна на определённый размер, поток масла поступает в ГЦ, шток которого в зависимости от знака тока работает на втягивание или выдвигание.

Скорость штока перемещения двигателя зависит от величины тока управления и, следовательно, от размеров дросселя и соответственно от величины расхода масла. Для компенсации температурного изменения объёма масла в корпусе установлена резиновая диафрагма под давлением воздуха и разделяющая две среды «масло – воздух».

Гидравлический цилиндр состоит из штока с поршнем герметично установленных в корпусе, заполненном маслом и герметичной полости с сухим воздухом, в которой размещены потенциометры и микровыключатели. В герметичной воздушной полости размещена также рейка, которая зацело выполнена со штоком. На валах потенциометров установлены шестерни, которые зацепляются с рейкой.

При перемещении штока с рейкой чувствительные элементы потенциометров поворачиваются на угол, пропорциональный ходу штока. Информация с потенциометров обратной связи (ПОС) поступает в СУ РМ, по результатам которой СУ в автоматическом режиме принимает решение о подаче команды на поляризованное реле УУ.

Микровыключатели срабатывают в крайних положениях штока, при этом фиксируется телеметрическая информация и размыкаются соответствующие цепи питания. Максимальный ход штока составляет $\pm 30 \cdot 10^{-3}$ м от среднего положения.

Схема размещения золотников в полых осях шестерённого насоса известна и используется давно (Феодосьев В.И. и др., 1960). При рациональном выборе проектных параметров насоса с обеспечением заданной производительности и размещением золотникового распределителя масла внутри гильз шестерённого насоса, РМ получается достаточно компактной.

Многолетняя эксплуатация описанной РМ выявила значительные недостатки в настройке её параметров,

которые носят индивидуальный характер и нестабильны. Это прежде всего зона нечувствительности.

3. Настройка РМ

Ввиду малых габаритов золотникового распределителя масла – плечо от оси вращения качалки до оси золотника составляет всего 0,015 м, предъявляются высокие требования к точности изготовления деталей и точности регулировки.

Скорость перемещения штока РМ для обоих направлений движения при нагрузке 450Н должна составлять: при командном токе $J=10$ мА $V=(25\pm 5) \cdot 10^{-3}$ м/с, при командном токе $J=25$ мА $V=(50+30) \cdot 10^{-3}$ м/с.

В связи с этим необходимо отрегулировать положение золотников в гильзе таким образом, чтобы при подаче указанных токов управления золотники открывали дроссельные окна, достаточные для преодоления внешней нагрузки с расчётными скоростями с учётом механического и гидравлического сопротивления.

При подаче токов управления на ЭМП электромагнитный момент преодолевает сопротивление постоянных магнитов реле, которые можно охарактеризовать по аналогии с механическими пружинами «магнитной жёсткостью» и сопротивлением торсиона, при этом вал ЭМП поворачивается на угол в зависимости от величины тока управления. При снятии токов управления момент постоянных магнитов и момент торсиона возвращают вал ЭМП в нулевое положение.

На рисунке 4 показан узел управления РМ. Торсион, используемый в узле управления, выполнен в виде пластинчатой пружины, работающей на кручение. Один конец торсиона крепится к качалке, другой – к кронштейну.

По результатам регулировки углового положения качалки для дроссельных окон размерами $3 \times 2 \cdot 10^{-3}$ м отклонение качалки в месте установки золотников при токе управления $J=\pm 25$ мА должно быть равно $h=\pm 0,5 \cdot 10^{-3} \pm 0,01 \cdot 10^{-3}$ м, при этом угол поворота качалки $\pm 1,9^\circ$, максимальный угол поворота вала ЭМП составляет 2° при токе управления 30 мА.

Для обеспечения расчётного отклонения качалки h в конструкции узла управления РМ предусмотрены три торсиона разной жёсткости, а при установке торсионов в конструкции предусмотрена регулировка их рабочей длины.

При токе управления $J=10$ мА отклонение качалки равно $h=0,157 \cdot 10^{-3} \pm 0,01 \cdot 10^{-3}$ м.

По результатам расчёта и настройки узла управления с вышеуказанными величинами отклонения качалки обеспечивается весь диапазон изменения скоростей перемещения штока ГЦ с учётом зоны нечувствительности.

К ВОПРОСУ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ УСТРОЙСТВА ПЕРЕМЕЩЕНИЯ КАМЕРЫ МАРШЕВОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ПО КАНАЛАМ РЫСКАНИЯ И ТАНГАЖА

Зона нечувствительности РМ – это область, в которой РМ не реагирует на токи управления и исключительно самопроизвольное движение штока.

При настройке РМ определена минимальная граница зоны нечувствительности $\pm 1,2$ мА и максимальная граница зоны нечувствительности $\pm 3,0$ мА. Зона нечувствительности – алгебраическая разность командных токов трогания на выдвигание и втягивание штока ГЦ РМ. Таким образом, максимальная зона нечувствительности составляет 6 мА.

Для каждой конкретной РМ существует своя зона нечувствительности, например, РМ настроена на втягивание штока на ток управления $+2$ мА, на выдвигание штока на ток управления $(-1,5$ мА), тогда зона нечувствительности для этой РМ равна $+2 - (-1,5) = 3,5$ мА (рисунок 5).

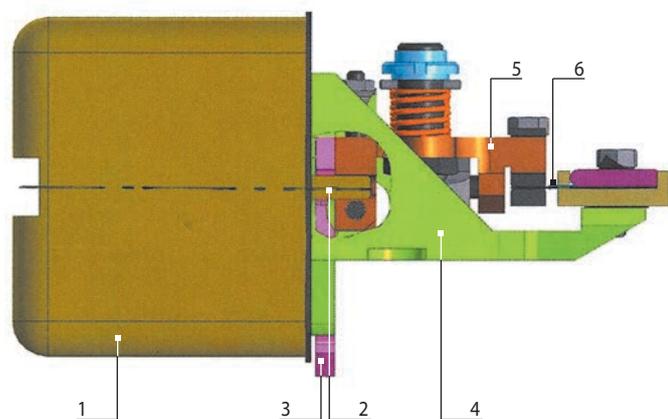
Когда РМ находится в дежурном режиме, золотники должны гарантированно перекрывать дроссельные окна гильзы (см. рисунок 3).

Минимальное перекрытие дроссельных окон при токе управления $\pm 1,2$ мА составляет $20 \cdot 10^{-6}$ м, максимальное перекрытие при токе управления $\pm 3,0$ мА равно $50 \cdot 10^{-6}$ м.

При работе РМ повышается её температура. Наиболее интенсивный нагрев РМ происходит в паузы, когда весь поток проходит через предохранительный клапан, при этом ток, потребляемый электродвигателем, равен 10 А.

При повышении температуры на 30°C удлинение золотника составляет $30 \cdot 10^{-6}$ м.

При минимальной границе зоны нечувствительности менее 1,2 мА при испытаниях РМ наблюдался так называемый «самоход» штока, т.е. без подачи команды на поляризованное реле за счёт удлинения золотника дроссельные окна частично открывались и шток с нагрузкой самопроизвольно перемещался, что конечно недопустимо.



1 – ЭМП; 2 – вал ЭМП; 3 – балансир; 4 – кронштейн; 5 – качалка; 6 – торсион.

рисунок 4. Узел управления РМ

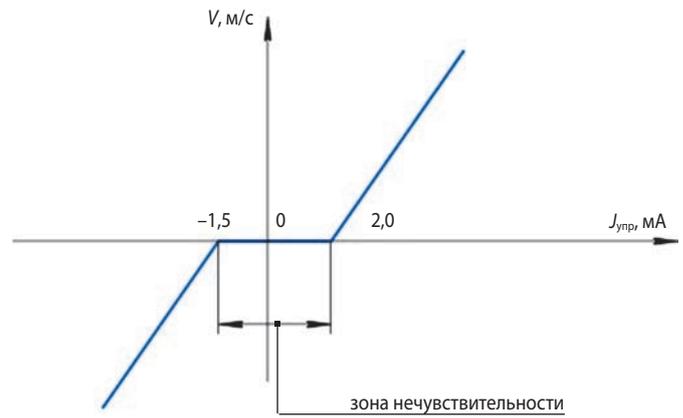


рисунок 5. Скоростная характеристика РМ

При настройке положения золотника возникает проблема: с одной стороны, дроссельное окно должно быть надёжно перекрыто для исключения самохода, с другой стороны, при подаче тока управления открытие дроссельного окна не должно быть слишком малым, иначе будут большие потери расхода на дросселе, большой момент на валу ЭД и, как следствие, большой ток и перегрев ЭД.

При настройке РМ существуют и чисто технологические трудности.

Перемещение золотников в гильзе обеспечивается за счёт вращения гайки 19 (рисунок 3). Непосредственно измерить перемещение золотника при допустимых перекрытиях дроссельного окна от $20 \cdot 10^{-6}$ до $50 \cdot 10^{-6}$ м не представляется возможным. Для контроля настройки зоны нечувствительности РМ устанавливают на стенд и с помощью пульта автономных испытаний РМ определяют командные токи трогания штока.

Чаще всего эту процедуру удаётся осуществить для получения нужного результата за несколько итераций. Этим и объясняется, что каждая конкретная РМ имеет свою зону нечувствительности, но в пределах допустимых значений.

Командные токи в диапазоне от $\pm 3,5$ мА до ± 25 мА обеспечивают расчётные скорости РМ.

Найдём максимальное давление на выходе из насоса P_n , которое должно быть меньше давления настройки предохранительного клапана:

$$P_n = \Delta P_{\text{др}} + P_{\text{пн}} + \Delta P_{\text{тр}} + P_{\text{гц}},$$

где $\Delta P_{\text{др}}$ – гидравлическое сопротивление дросселя; $P_{\text{пн}} = 8,5 \cdot 10^5$ Па – давление на поршень ГЦ площадью $5,3 \text{ см}^2$ от полезной нагрузки 450 Н ; $\Delta P_{\text{тр}} = 0,5 \cdot 10^5$ Па – гидравлическое сопротивление трубопровода; $P_{\text{гц}} = 2 \cdot 10^5$ Па – сопротивление ГЦ при движении штока.

Для известного расхода масла в ГЦ $Q = 15,9 \cdot 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$ при скорости штока $0,03 \text{ м/с}$ сопротивление дросселя $\Delta P_{\text{др}}$ можно найти из уравнения (Баумта Т.М. и др., 1970).

$$Q = \mu f_{др} \cdot (2\Delta P_{др}/\rho)^{0,5},$$

где $\mu=0,7$ – коэффициент расхода; $f_{др}$ – площадь дросселя; $\rho=845\text{кг/м}^3$ – плотность масла.

Максимальное гидравлическое сопротивление на дросселе реализуется при токе управления 10 мА на максимальной границе зоны нечувствительности 30 мА, т.к. в этом случае максимальное перекрытие золотниковым пояском дроссельных окон составляет $50 \cdot 10^{-6}$ м и соответственно минимальную площадь дросселя. При токе 10 мА и перекрытии $50 \cdot 10^{-6}$ м дроссельные окна открываются на величину $\delta=h-\Delta=0,107 \cdot 10^{-3}$ м. Тогда для дроссельных окон размером $3 \times 2 \cdot 10^{-3}$ м, площадь дросселя равна $f_{др}=0,45 \cdot 10^{-6}$ м² и гидравлическое сопротивление дросселя $\Delta P_{др}=10,54 \cdot 10^5$ Па. Максимальное давление на выходе из насоса $P_{н}=21,54 \cdot 10^5$ Па. Давление открытия ПК $P_{кл}=(24 \pm 2) 10^5$ Па.

Если $P_{н} < P_{кл}$, то РМ можно настроить с обеспечением скорости движения штока в зависимости от величины тока управления, если $P_{н} > P_{кл}$, то для обеспечения требуемой скорости придётся частично разбирать ЭНА, поднимать усилие затяжки пружины клапана с последующей настройкой РМ.

Такая схема золотникового распределителя масла с размещением золотников внутри гильз трудно регулируется. Запасы на регулировку практически отсутствуют и требуется много времени на регулировку РМ.

Кроме того, для этой РМ характерны большие потери производительности и низкий КПД (*Баумта Т.М. и др.*, 1970; *Белоногов О.Б.*, 2014).

Крутящий момент на валу насоса (двигателя) можно найти из уравнения

$$M = m^2 z \cdot b \cdot (P_{н} - P_{кл}),$$

где m – модуль зацепления шестерён насоса; z – число зубьев шестерни насоса; b – ширина зубчатого венца шестерни; $P_{н}$ – давление на выходе из насоса; $P_{в}$ – давление на входе в насос.

Из графика электродвигателя $n=f(M)$, зная момент на валу, можно найти частоту вращения и механическую мощность РМ $N_M = M \cdot \omega$. Электрическая мощность равна $N_3 = UI$. В зависимости от режимов работы и настройки РМ величина КПД не постоянная. По результатам расчёта среднее значение КПД РМ равно $\eta = N_M / N_3 = 0,42$.

Имеются проблемы, связанные с заправкой электрогидравлической РМ маслом. Для заправки используется специальный стенд, а заправка представляет собой довольно длительный процесс с последующим рентгеном РМ. Перед заправкой РМ вакуумируют, а масло дегазируют. Тем не менее, как показывают рентгеновские снимки, нередко в гидравлических полостях обнаруживаются недопустимые по размеру воздушные пузыри, причиной которых являются

невысокая степень вакуумирования и растворенный в масле воздух. Проблемой является заправка маслом внутренней полости поляризованного реле через малый зазор между валом и корпусом реле. Кроме того, поверхность золотников узла управления, установленных в гильзе с зазором 3–5 мк, является практически несмачиваемой. В результате необходима дозаправка РМ маслом с последующим рентгеновским контролем.

Несмотря на сложность и большую трудоёмкость настройки РМ, она при отработанной технологии изготовления деталей и сборки, а также качественно-го контроля всех параметров РМ с помощью пульта автономных испытаний и испытаний на КИС и ТК, имеет свои преимущества. В частности, она простая в управлении. Электродвигатель РМ находится постоянно в рабочем режиме. СУ, используя с ПОС перемещения штока силового ГЦ, вырабатывает и подаёт управляющие команды на поляризованное реле, обладающего высоким быстродействием, при этом золотник открывает дроссельное окно, обеспечивая необходимый расход, поток масла поступает в ГЦ, шток которого в зависимости от знака тока и длительности перемещает МДУ с необходимой скоростью в заданном направлении.

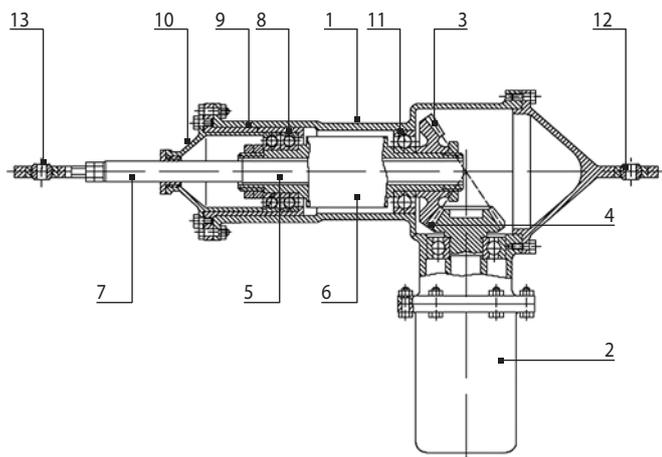
Вместе с тем следует отметить, что по результатам входного контроля РМ зачастую одну, две РМ от партии приходится отправлять на доработку. При доработке и проведении повторных приёмосдаточных испытаний РМ проходит достаточно много времени. В результате не всегда обеспечиваются сроки поставки РМ на РБ. Учитывая это обстоятельство и указанные выше недостатки описанной РМ, предлагается рассмотреть альтернативный вариант гидравлической РМ.

4. Электромеханическая РМ

В качестве перспективного альтернативного варианта гидравлической РМ целесообразно рассмотреть электромеханическую РМ (ЭРМ) с роликвинтовой передачей, которая обладает рядом преимуществ и свободна от указанных недостатков (*Блинов Д.С. и др.*, 2014; *Гуцин В.Н.*, 2003; *Соколов П.А. и др.*, 2008):

- не требуется герметичного исполнения;
- конструкция ЭРМ имеет меньшие габариты и массу;
- проще технология сборки и настройки;
- сокращается время изготовления и испытаний;
- выше надёжность.

При использовании роликвинтовых механизмов (РВМ) в конструкции ЭРМ обеспечивается высокая точность позиционирования. РВМ обладают высокой нагрузочной способностью и высоким КПД, более 80%.



- 1 – корпус; 2 – шаговый электродвигатель;
 3, 4 – коническая зубчатая передача;
 5 – винт; 6 – гайка; 7 – шток;
 8 – подшипник радиальный; 9 – стакан;
 10 – фланец; 11 – подшипник;
 12, 13 – подшипники шарнирные.

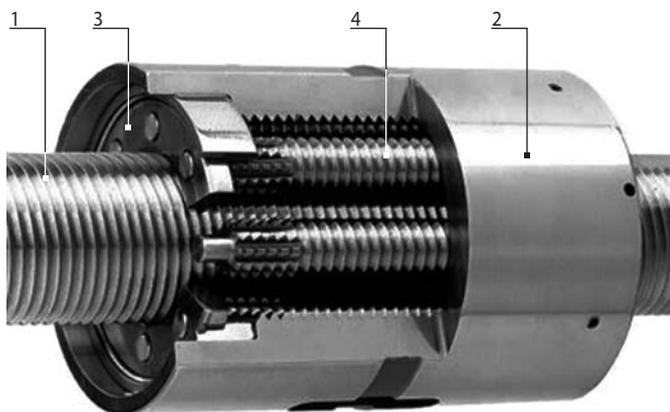
рисунок 6. Электромеханическая рулевая машина

Для перемещения штока с полезной нагрузкой предполагается использовать шаговый двигатель. Для формирования командных сигналов управления в конструкции ЭРМ будут установлены потенциометры обратной связи положения штока. Для испытаний ЭРМ потребуются доработки наземного и бортового оборудования.

На рисунке 6 показана конструктивная схема электромеханической РМ, которая также имеет простую конструкцию, технологична в изготовлении, не требует сложной настройки.

В качестве преобразователя вращательного движения в поступательное в ЭМРМ используется планетарная роликвинтовая передача (ПРВП) позиции 5 и 6.

ПРВП в разрезе представлена на рисунке 7.



- 1 – винт; 2 – гайка; 3 – сепаратор; 4 – резьбовые ролики.

рисунок 7. Планетарная роликвинтовая передача

закключение

Электрогидравлическая РМ с золотниковым распределителем масла с размещением золотников внутри гильз шестерённого насоса трудно регулируется. Запасы на регулировку практически отсутствуют и требуется много времени на регулировку РМ. Кроме того, для этой РМ характерны большие потери производительности и низкий КПД.

Целесообразно рекомендовать альтернативный вариант гидравлической РМ – электромеханическую РМ с роликвинтовой передачей, обладающей рядом преимуществ.

список литературы

Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В. Итоги создания и начальных этапов эксплуатации межорбитальных космических буксиров типа «Фрегат» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1. С. 3-9.

Баишта Т.М., Руднев С.С., Некрасов Б.Б. и др. Гидравлика, Гидравлические машины и Гидравлические приводы М.: Машиностроение, 1970. 504 с.

Белоголов О.Б. Регрессивные методы идентификации параметров энергетических потерь шестеренных насосов рулевых машин ракет // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина 2014. № 4. С. 56-61.

Блинов Д.С., Морозов М.И. Неравномерность распределения нагрузки между сопрягаемыми витками ролика и винта с гайкой планетарной роликвинтовой передачи // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журнал. 2014. № 9. С. 1-14.

Гуцин В.Н. Основы устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.

Колобов А.Ю., Петров Ю.А. Методика оценки вероятности безотказной работы разгонных блоков по результатам эксплуатации с использованием предварительной информации // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина 2023. № 4. С. 75-79.

Решетников Е.М., Саблин Ю.А., Григорьев В.Е. и др. Электромеханические преобразователи гидравлических и газовых приводов. М.: Машиностроение, 1982. 144 с.

Соколов П.А., Блинов Д.С., Ряховский О.А. и др. Перспективные преобразователи вращательного движения в поступательное // Вестник машиностроения. 2008. № 10. С. 35-40.

Феодосьев В.И., Синярев Г.Б. Введение в ракетную технику. М.: Оборонгиз, 1960. 506 с.

Ширшаков А.Е., Ефанов В.В., Мошнеев А.А., Шостак С.В. Уникальные проекты коллектива НПО имени С.А. Лавочкина // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина 2022. № 2. С. 8-22.

Статья поступила в редакцию 17.05.2024

Статья после доработки 24.05.2024

Статья принята к публикации 30.05.2024

КОРРЕКЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТЫ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С УЧЁТОМ ОСОБЕННОСТЕЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

CORRECTION OF THE ORBIT PARAMETERS OF A SMALL SPACECRAFT FOR REMOTE SENSING OF THE EARTH, TAKING INTO ACCOUNT THE PECULIARITIES OF THE FUNCTIONING OF ELECTRIC ROCKET ENGINES



Н.Ф. Аверкиев¹,
профессор,
доктор
технических наук,
vka@mil.ru;
N.F. Averkiev



В.Ю. Ключников²,
доктор
технических наук,
klyushnikovvy@
tsniimash.ru;
V.Y. Klyushnikov



А.В. Кульвиц¹,
доцент, доктор
технических наук,
vka@mil.ru;
A.V. Kulvits



Т.А. Житников¹,
кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
T.A. Zhitnikov

В статье рассматриваются вопросы коррекции параметров орбиты малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли с помощью электрических ракетных двигателей. Предложен подход по формированию энергетически оптимальных режимов работы электрических ракетных двигателей для коррекции плоскости орбиты. Представлены результаты моделирования коррекции наклона и прямого восхождения восходящего узла на примере отечественного малого космического аппарата «Канопус-В», которые могут быть использованы на практике при обосновании параметров орбит и характеристик двигательной установки малых космических аппаратов.

The article discusses the issues of correcting the parameters of the orbit of a small spacecraft for remote sensing of the Earth using electric rocket engines. An approach is proposed for the formation of energetically optimal operating modes of electric rocket engines for correcting the orbital plane. The results of modeling the correction of the inclination and right ascent of the ascending node are presented on the example of the domestic small spacecraft Canopus V, which can be used in practice to substantiate the parameters of the orbits and characteristics of the propulsion system of a small spacecraft.

¹ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.
Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy, Russia, Saint Petersburg.

² АО «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.
JSC «TsNIIMash», Russia, Moscow region, Korolev.

Ключевые слова:

коррекция орбиты;
малый космический аппарат;
электрический ракетный двигатель;
энергетически оптимальный режим работы
корректирующей двигательной установки.

DOI: 10.26162/LS.2024.81.71.012

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время областью активного целевого применения малых космических аппаратов (МКА) является дистанционное зондирование Земли. Характерными параметрами МКА и орбитами, на которых они функционируют, являются: масса МКА – 250–750 кг; орбиты круговые (околокруговые) с высотой 250–1500 км; наклонение – 45–100°; срок активного функционирования – 2–7 лет (Абдурахимов А.А., Левандович А.В., Мосин Д.А., Северенко А.В., 2019; Горбунов А.В., Ходненко В.П., Хромов А.В. и др., 2012). Важной особенностью для отечественных разработок подобных МКА является их ориентация на использование электрических ракетных двигателей (ЭРД) в бортовой двигательной установке, которая, помимо решения задачи коррекции орбиты, обеспечивает также довыведение МКА на рабочую орбиту (Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А., 2008). Эффективность применения МКА по целевому назначению во многом определяется возможностями их корректирующей двигательной установкой (КДУ).

В процессе функционирования МКА КДУ обеспечивает решение следующих задач (Горбунов А.В., Ходненко В.П., Хромов А.В. и др., 2012; Аверкиев Н.Ф., Ключников В.Ю., Кульвиц А.В., 2022):

- довыведение КА на требуемую (целевую) орбиту после отделения от ракеты-носителя;
- поддержание в требуемых пределах параметров орбиты КА и баллистической структуры орбитальной группировки (ОГ);
- изменение параметров орбиты КА для обеспечения решения целевых задач;
- увод с орбиты функционирования после окончания срока активного существования.

ЭРД отличаются большей экономичностью вследствие огромной скорости истечения продуктов из реактивного сопла. Вместе с тем, установки ЭРД, применяемые в настоящее время, рассчитаны на создание малых ускорений (Синяевский В.В., Тютюкин А.Е., Уртминцев И.А., Мосин Д.А. и др., 2015), в связи с чем манёвры с применением ЭРД получили название манёвров с малой тягой. Малая тяга, действуя на значительном промежутке времени, способна существенно изменить орбиту при относительно небольших расходах массы рабочего тела. В связи

Keywords:

orbit correction;
small spacecraft;
electric rocket engine;
energetically optimal operation mode of
the corrective propulsion system.

с этим малую тягу целесообразно использовать, прежде всего, для выполнения таких манёвров, которые требуют значительных энергозатрат и для которых время выполнения манёвра не имеет принципиального значения (Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н., 2018; Занин К.А., Клименко Н.Н., Москатиньев И.В., 2023).

Наиболее трудным с энергетической точки зрения являются некомпланарные манёвры коррекции, связанные с поворотом плоскости орбиты. Рассмотрим изменение плоскости круговой (околокруговой) орбиты под действием малой тяги с учётом особенностей функционирования современных ЭРД.

1. Модель движения центра масс МКА с учётом работы корректирующей двигательной установки

Для моделирования движения центра масс МКА с учётом функционирования КДУ рассмотрим систему дифференциальных уравнений движения центра масс МКА в оскулирующих элементах, которая имеет следующий вид (Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н., 2018):

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{d\Omega}{dt} &= W \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{\sin u}{R \sin i}, \\ \frac{di}{dt} &= W \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{\cos u}{R}, \\ \frac{dp}{dt} &= 2 \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{p_T}{R}, \\ \frac{dq}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left\{ S \sin u + \left[\frac{q + \cos u}{R} + \cos u \right] T + \right. \\ &\quad \left. + W \frac{k \sin u}{R} \operatorname{ctgi} \right\}, \\ \frac{dk}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left\{ -S \cos u + \left[\frac{k + \sin u}{R} + \sin u \right] T - \right. \\ &\quad \left. - W \frac{q \sin u}{R} \operatorname{ctgi} \right\}, \\ \frac{du}{dt} &= \sqrt{\frac{\mu}{p^3}} R^2 - \sqrt{\frac{p}{\mu}} R W \operatorname{ctgi} \sin u, \end{aligned} \right. \quad (1)$$

где $R=1+q\cos u+k\sin u$, $e=\sqrt{q^2+k^2}$, $\omega=\arcsin\frac{k}{e}$ или $\omega=\arccos\frac{q}{e}$.

Обозначим через S_p , T_p , W_p – радиальную, трансверсальную и бинормальную составляющие вектора ускорения $\vec{j}_p = \vec{P}/m$, создаваемого КДУ. С точки зрения расчёта управляемого движения не имеет значения, каким образом создаются эти проекции ускорения: раздельно (декартова схема управления), суммарно путём изменения ориентации вектора \vec{j}_p в пространстве (полярная схема управления).

Таким образом, манёвр, в том числе коррекция орбиты, приобретает простой смысл, а именно целенаправленное изменение параметров орбиты. Представим возмущающие ускорения S , T , W в правых частях системы уравнений (1) в следующем виде:

$$\begin{aligned} S &= S_d + S_p, \\ T &= T_d + T_p, \\ W &= W_d + W_p, \end{aligned} \quad (2)$$

где S_d , T_d , W_d – возмущающие ускорения; S_p , T_p , W_p – ускорения, создаваемые корректирующей двигательной установкой.

Для полярной схемы управления вектор ускорения \vec{j}_p будем характеризовать модулем $j_p = \frac{P}{m}$ и углами α , β (рисунок 1).

При этом компоненты вектора тяги корректирующей двигательной установки определяются по следующим формулам:

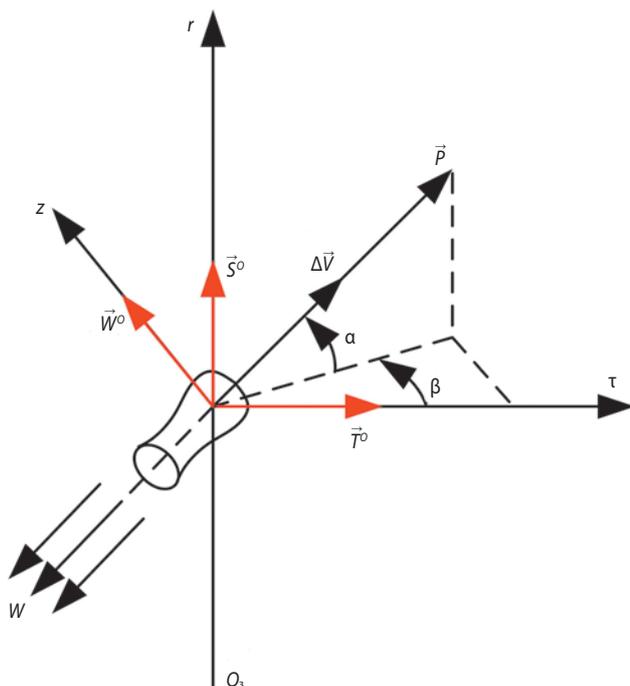


рисунок 1. Полярная схема управления

$$\begin{aligned} S_p &= j_p \sin \alpha, \\ T_p &= j_p \cos \alpha \cos \beta, \\ W_p &= j_p \cos \alpha \sin \beta. \end{aligned} \quad (2)$$

Таким образом, если задать величины S_p , T_p , W_p в виде некоторых констант или функциональных зависимостей, то, проинтегрировав рассматриваемую систему дифференциальных уравнений (1) на интервале времени $[t_0, t_k]$, к моменту окончания манёвра коррекции получим следующие изменения элементов орбиты (Казеева М.Н., Ходненко В.П., 2019):

$$\begin{aligned} \Delta i &= i_k - i_0, \\ \Delta \Omega &= \Omega_k - \Omega_0. \end{aligned}$$

2. Общая постановка задачи

Данная задача о расчёте требуемого манёвра коррекции относится к задачам вариационного исчисления (о нахождении функции, на которой данный функционал достигает локального экстремума).

Требуется изменить наклонение орбиты i на величину Δi за время манёвра Δt при использовании КДУ малой тяги $P(t)$.

Задан радиус исходной орбиты и определён класс управляющих ускорений. Поиск оптимального управляющего ускорения будет проводиться в классе непрерывных функций при отсутствии ограничений.

Необходимо определить оптимальный режим работы КДУ, который обеспечит требуемое изменение наклонения (прямого восхождения восходящего узла) при минимальных энергозатратах.

3. Частная постановка и решение задачи коррекции наклонения орбиты

Рассмотрим задачу по коррекции наклонения орбиты, а затем, получив общее решение, решим её для случая коррекции прямого восхождения восходящего узла. Рассмотрим дифференциальное уравнение изменения наклонения орбиты из системы в оскулирующих элементах (1):

$$\frac{di}{dt} = \frac{r}{\sqrt{\mu p}} W_p(t) \cos u.$$

Для круговых (околокруговых) орбит имеем:

$$\frac{r}{\sqrt{\mu p}} = \frac{1}{\sqrt{\frac{\mu}{r}}} = \frac{1}{V_{кр}},$$

$$u = \frac{2\pi}{T} (t - t_\Omega),$$

тогда дифференциальное уравнение принимает следующий вид:

КОРРЕКЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТЫ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С УЧЁТОМ ОСОБЕННОСТЕЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

$$\frac{di}{dt} = \frac{W_p(t)}{V_{кр}} \cos \frac{2\pi}{T} (t - t_\Omega). \quad (3)$$

Граничные условия имеют вид

$$\left. \begin{aligned} t = t_\Omega, \quad i = i_0, \\ t = t_\Omega + \Delta t, \quad i = i_k. \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

В качестве функционала рассмотрим относительный расход массы, который примерно равен

$$\frac{\Delta m}{m_0} \cong \frac{1}{2N_0} \int_0^{\Delta t} W_p^2(t) dt.$$

Так как мощность реактивной струи корректирующей двигательной установки N_0 предполагается постоянной, то в качестве функционала удобно взять величину (Машиностроение, 2012):

$$I = \frac{1}{2} \int_0^{\Delta t} W_p^2(t) dt. \quad (5)$$

Требуется среди множества законов изменения управляющих ускорений $W_p(t)$, определённых на интервале времени $[t_0, t_k]$, выбрать тот из них, для которого заданное изменение наклона $\Delta i = i_k - i_0$ находится интегрированием дифференциального уравнения (3) при минимальном значении функционала (5).

Для решения вариационной задачи в данном случае воспользуемся классическими методами вариационного исчисления. Запишем общее выражение функции Лагранжа

$$H = \frac{1}{2} W_p^2 + \lambda \left[\frac{di}{dt} - \frac{W_p}{V_{кр}} \cos \frac{2\pi}{T} (t - t_\Omega) \right], \quad (6)$$

где λ – неопределённый множитель Лагранжа.

В соответствии с методами вариационного исчисления необходимые условия минимума функционала запишутся в виде уравнений Эйлера – Лагранжа (Андреева Е.А., Цирулева А.М., 2006):

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{\partial H}{\partial t} + \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial H}{\partial i'} \right) &= 0, \\ \frac{\partial H}{\partial W} + \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial H}{\partial W'} \right) &= 0, \end{aligned} \right.$$

которые в данном случае принимают вид

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{\partial \lambda}{\partial t} &= 0, \\ W_p - \frac{\lambda}{V_{кр}} \cos \frac{2\pi}{T} (t - t_\Omega) &= 0. \end{aligned} \right. \quad (7)$$

Для упрощения в дальнейшем примем момент прохождения восходящего узла орбиты за начало отсчёта, т.е. $t_\Omega = t_0$. Уравнения Эйлера – Лагранжа в силу

линейности дифференциального уравнения относительно i получились независимыми от i . Решение уравнений (7) запишем в виде

$$\left. \begin{aligned} W_p(t) &= \frac{\lambda}{V_{кр}} \cos \frac{2\pi}{T} t, \\ \lambda &= \text{const}. \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

Таким образом, в результате решения уравнений Эйлера – Лагранжа найден оптимальный закон изменения $W_p(t)$ с точностью до постоянного неопределённого множителя Лагранжа λ .

Для изменения наклона орбиты i необходимо регулировать тягу во времени по косинусоидальному закону с частотой обращения МКА по исходной орбите. Постоянный множитель λ найдём путём интегрирования дифференциального уравнения (3), подставив в него выражение для $W_p(t)$ (Андреева Е.А., Цирулева А.М., 2006).

Таким образом, к наиболее интенсивному увеличению наклона орбиты приводит следующая управляющая функция:

$$W_p = \begin{cases} \frac{P}{m} & \text{при } -\frac{\pi}{2} < u < \frac{\pi}{2}, \\ -\frac{P}{m} & \text{при } \frac{\pi}{2} < u < \frac{3\pi}{2}. \end{cases}$$

Переключение ускорения происходит в точках орбиты, расположенных над самыми северными и самыми южными широтами ($u = \frac{\pi}{2}, u = \frac{3}{2}\pi$). Если требуется уменьшать наклонение с наибольшей интенсивностью, то этому случаю отвечает управляющая функция следующего вида:

$$W_p = \begin{cases} -\frac{P}{m} & \text{при } -\frac{\pi}{2} < u < \frac{\pi}{2}, \\ \frac{P}{m} & \text{при } \frac{\pi}{2} < u < \frac{3\pi}{2}. \end{cases}$$

При получении решения никаких ограничений на величину ускорения $W_p(t)$ не накладывалось. В действительности же тяга двигателя ограничена и, следовательно, должны выполняться ограничения

$$-m_0 W_{\max} \leq P(t) \leq m_0 W_{\max},$$

$$W_{\max} \leq W_{P_{\text{доп}}}.$$

Первое условие характеризует пределы регулирования тяги, второе – ограниченность ускорения. Для определения минимально возможной длительности манёвра Δt_{\min} проинтегрируем дифференциальное уравнение (3) при предельном значении ускорения $W_{P_{\text{доп}}}$, закон переключения которого показан на рисунке 2.

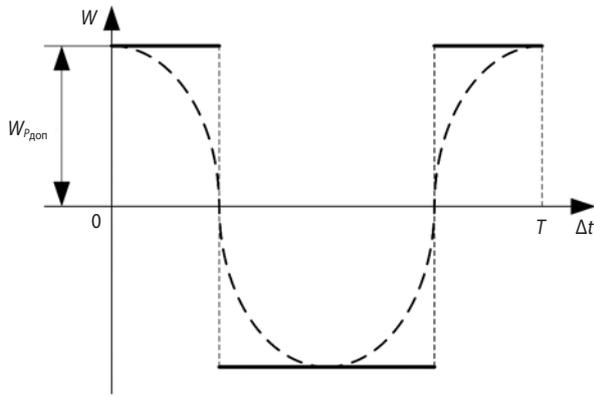


рисунок 2. Оптимальный закон управления

4. Частная постановка и решение задачи коррекции прямого восхождения восходящего узла

Необходимость изменения Ω может быть продиктована требованием по обеспечению лучшей освещённости или требованием прохождения трассы полёта через определённые наземные пункты (Казеева М.Н., Ходненко В.П., 2019).

Дифференциальное уравнение для оскулирующего элемента Ω круговой орбиты имеет вид

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{W_p(t)}{V_{кр} \sin i} \sin \frac{2\pi}{T} t. \quad (9)$$

Особенность уравнения (9) в сравнении с уравнением (3) состоит в том, что оно не является независимым и, строго говоря, при манёвре, связанном с изменением прямого восхождения восходящего узла, нужно решить систему нелинейных уравнений

$$\begin{cases} \frac{di}{dt} = \frac{W_p(t)}{V_{кр}} \cos \frac{2\pi}{T} t, \\ \frac{d\Omega}{dt} = \frac{W_p(t)}{V_{кр} \sin i} \sin \frac{2\pi}{T} t. \end{cases}$$

В данном случае принято допущение о том, что оптимальная программная функция управляющего ускорения $W_p(t)$ такова, что за время манёвра не изменяется наклонение орбиты. Это допущение позволяет получить решение уравнения (9) точно так же, как это делалось с уравнением (3) при изменении наклонения. При этом из уравнений Эйлера – Лагранжа следует:

$$W_p(t) = \frac{\lambda}{V_{кр} \sin i} \sin \frac{2\pi}{T} t,$$

$$\lambda = \text{const.}$$

Подставляя в (9) вместо $W_p(t)$ его выражение, будем иметь

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{\lambda}{V_{кр}^2 \sin^2 i} \sin^2 \frac{2\pi}{T} t,$$

интегрируя которое, получаем

$$\Omega_k - \Omega_0 = \frac{\lambda}{V_{кр}^2 \sin^2 i} \frac{4\pi}{T} \left(\frac{2\pi}{T} \Delta t - \frac{1}{2} \sin \frac{4\pi}{T} \Delta t \right).$$

Отсюда постоянный множитель Лагранжа будет равен

$$\lambda = \frac{V_{кр}^2 \sin^2 i \frac{4\pi}{T} (\Omega_k - \Omega_0)}{\frac{2\pi}{T} \Delta t - \frac{1}{2} \sin \frac{4\pi}{T} \Delta t}.$$

Таким образом, оптимальная программная функция управляющего ускорения принимает следующий вид:

$$W_p(t) = \frac{4\pi V_{кр} \sin i (\Omega_k - \Omega_0)}{2\pi \Delta t - \frac{1}{2} \sin \frac{4\pi}{T} \Delta t} \sin \frac{2\pi}{T} t. \quad (10)$$

Отсюда, в частности, вытекает одно весьма важное следствие о том, что чем меньше наклонение орбиты, тем проще осуществить изменение линии узлов орбиты в смысле расхода массы рабочего тела и времени на совершение манёвра.

Если требуется обеспечить возрастание параметра Ω с максимальной интенсивностью в каждый момент времени, то для этого необходимо в точках орбиты $u=0$ и $u=\pi$ производить переключение тяги. Этому моменту отвечает следующая управляющая функция:

$$W_p = \begin{cases} \frac{P}{m} & \text{при } 0 < u < \pi, \\ -\frac{P}{m} & \text{при } \pi < u < 2\pi. \end{cases}$$

Обобщим управляющие функции для изменения наклонения орбиты и прямого восхождения восходящего узла. Для одновременного увеличения наклонения орбиты и прямого восхождения восходящего узла управляющая функция будет иметь следующий вид (режим а):

$$W_p = \begin{cases} \frac{P}{m} & \text{при } 0 < u < \frac{\pi}{2}, \\ -\frac{P}{m} & \text{при } \pi < u < \frac{3\pi}{2}, \\ 0 & \text{при } \frac{\pi}{2} < u < \pi \text{ и } \frac{3\pi}{2} < u < 2\pi. \end{cases} \quad (11)$$

В случае если необходимо осуществить коррекцию одного параметра, например, прямого восхождения восходящего узла управляющая функция будет иметь следующий вид (режим б):

$$W_p = \begin{cases} \frac{P}{m} & \text{при } 0 < u < \pi, \\ -\frac{P}{m} & \text{при } \pi < u < 2\pi. \end{cases} \quad (12)$$

5. Моделирование оптимальных режимов работы корректирующей двигательной установки

Проведём моделирование полученных режимов работы КДУ на примере коррекции параметров орбиты МКА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) «Канопус-В». Корректирующая двигательная установка МКА ДЗЗ «Канопус-В» состоит из двух стационарных плазменных двигателей СПД-50 (один из которых является резервным), обеспечивающих создание корректирующего импульса тяги. Двигатель СПД-50 обеспечивает создание корректирующего импульса тяги за счёт взаимодействия заряженных частиц плазмы с взаимно перпендикулярными продольным электрическим и радиальным магнитным полями, создаваемыми в коаксиальном канале разрядной камеры двигателя (Горбунов А.В., Ходненко В.П., Хромов А.В. и др., 2012). Общий вид МКА ДЗЗ «Канопус-В» с установленной на нём КДУ представлен на рисунке 3, а стационарный плазменный двигатель СПД-50 на рисунке 4.

Выбор и обоснование параметров орбиты МКА «Канопус-В» проводился с учётом не только получаемого целевого эффекта, но и устойчивости к воздействиям возмущающих факторов на орбиту, параметры которой представлены в таблице 1 (Горбунов А.В., Ходненко В.П., Хромов А.В. и др., 2012; Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В., 2014). В таблице 2 представлены основные характеристики КДУ МКА «Канопус-В».

таблица 1 – Параметры орбиты МКА «Канопус-В»

Norad ID	H_A , км	H_P , км	i , град	Ω , град	ω , град
43877	501,5	503,9	97,4	20	40



рисунки 3. Общий вид МКА ДЗЗ «Канопус-В» с установленной на нём КДУ

После проведения предварительных расчётов, получили значение проекций ускорений $W_P=3,1 \cdot 10^{-5}$ м/с, создаваемых при постоянном значении тяги КДУ (Горбунов А.В., Ходненко В.П., Хромов А.В. и др., 2012).

Рассмотрим воздействие возмущающих факторов, характерных для данных высот и наклонений орбиты МКА ДЗЗ, приняв расчётные условия, учитывающие только нецентральность гравитационного поля Земли и вторую зональную гармонику и атмосферу (Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н., 2018; Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В., 2014).

таблица 2 – Основные характеристики КДУ МКА «Канопус-В»

параметры	значения
номинальная тяга, мН	14
удельный импульс, Нс/кг	$8,5 \times 10^3$
ресурс работы, час	800
ресурс по количеству включений	2000
сухая масса КДУ, кг	19,2
интегральный импульс, кНс	11,7
масса, кг	46–49
масса заправленного ксенона, кг	5,2
срок активного существования, лет	7

Тогда проекции возмущающих ускорений из формулы (1) запишутся в следующем виде:

$$S_d = S_{ггз} + S_a,$$

$$T_d = T_{ггз} + T_a,$$

$$W_d = W_{ггз} + W_a,$$

где $S_{ггз}$, $T_{ггз}$, $W_{ггз}$ – проекции возмущающего ускорения, учитывающие нецентральность гравитационного поля Земли на направления S , T , W :



рисунки 4. Стационарный плазменный двигатель СПД-50

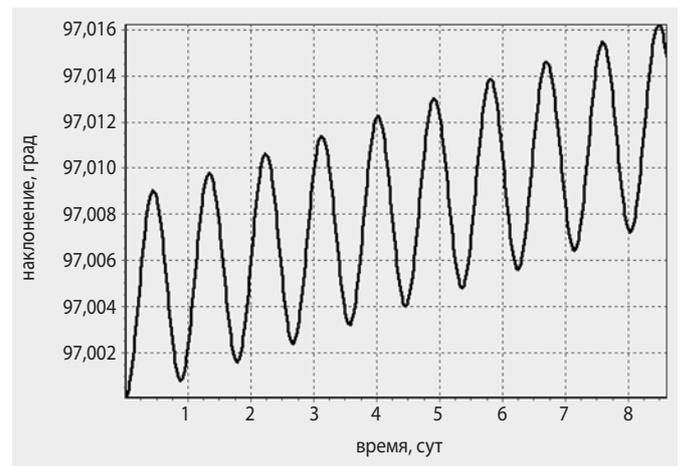
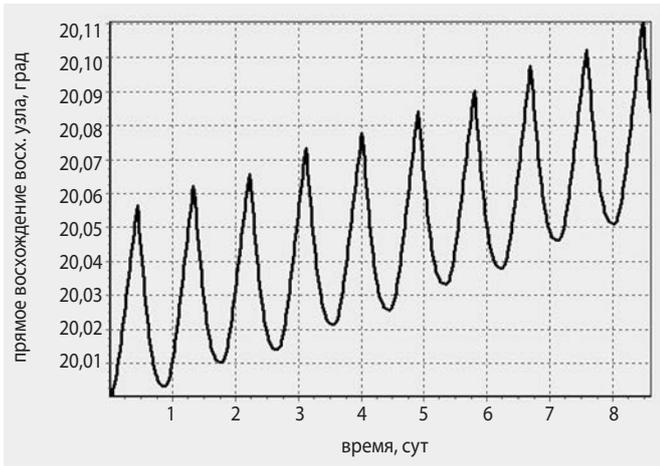


рисунок 5. Коррекция прямого восхождения восходящего узла и наклонения орбиты (режим а)

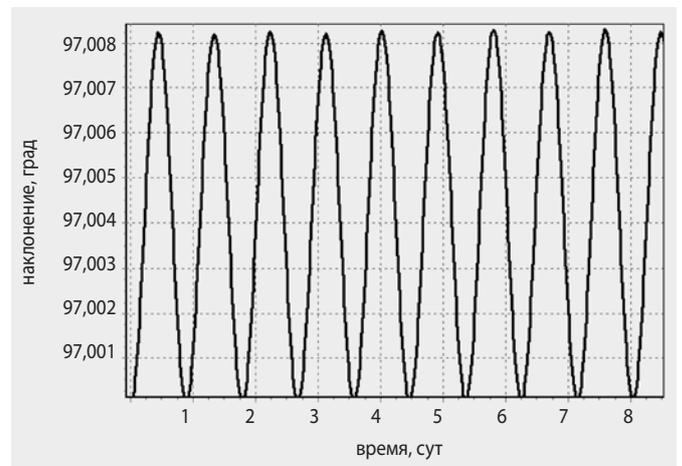
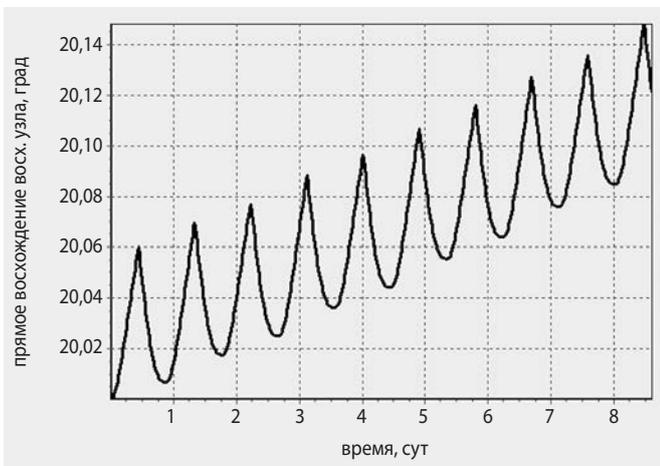


рисунок 6. Коррекция прямого восхождения восходящего узла орбиты наклонения орбиты (режим б)

$$\begin{cases} S_{\text{ГПЗ}} = -\frac{3 \pi_2}{2 r^4} (3 \sin^2 u \sin^2 i - 1), \\ T_{\text{ГПЗ}} = \frac{3 \pi_2}{2 r^4} \sin^2 i \sin 2u, \\ W_{\text{ГПЗ}} = \frac{3 \pi_2}{2 r^4} \sin u \sin 2i. \end{cases}$$

Проекции возмущающего ускорения, учитывающие влияние атмосферы на направления S_a, T_a, W_a запишутся в следующем виде:

$$\begin{cases} S_a = -c\rho V_{\text{отн}} V_{r\text{отн}}, \\ T_a = -c\rho V_{\text{отн}} V_{\tau\text{отн}}, \\ W_a = -c\rho V_{\text{отн}} V_{W\text{отн}}, \end{cases}$$

где проекции относительных скоростей определяются следующим образом:

$$V_{r\text{отн}} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \sin \vartheta,$$

$$V_{\tau\text{отн}} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} (1 + e \cos \vartheta) - K \omega_3 r \cos i,$$

$$V_{W\text{отн}} = K \omega_3 r \sin i \cos u,$$

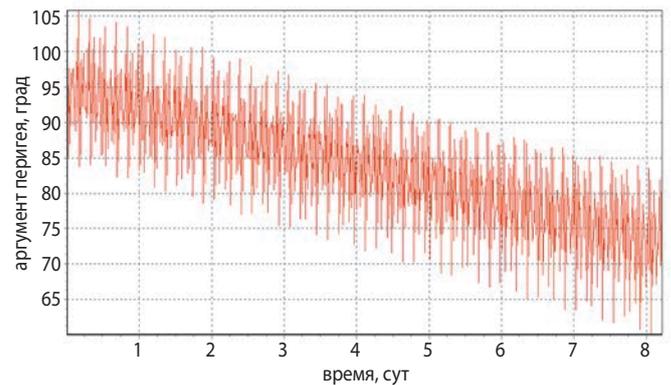


рисунок 7. Изменение аргумента широты перигея в процессе коррекции

где K – коэффициент захвата, учитывающий влияние захвата атмосферы вращающейся Земли.

В приведённых формулах: $c=(c_x S)/2m$ – баллистический коэффициент; $V_{\text{отн}}$ – модуль относительной скорости, определяемый следующим образом:

$$V_{\text{отн}} = \sqrt{V_{r\text{отн}}^2 + V_{\tau\text{отн}}^2 + V_{W\text{отн}}^2}.$$

КОРРЕКЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТЫ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ С УЧЁТОМ ОСОБЕННОСТЕЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Воспользовавшись системой (1) с учётом (2), а также соотношением для управляющей функции работы КДУ (3), проведём расчёт коррекции параметров орбиты. Так, на рисунке 5 представлены результаты коррекции прямого восхождения восходящего узла и наклона орбиты (режим а), при котором происходит синхронное изменение параметров орбиты в оптимальном режиме работы КДУ при постоянном значении тяги с ускорением $W_p=3,1 \cdot 10^{-5}$ м/с.

На рисунке 6 представлены результаты коррекции прямого восхождения восходящего узла (режим б), при котором происходит изменение только прямого восхождения восходящего узла при неизменном значении наклона орбиты в режиме оптимальной работы КДУ (колебания обусловлены периодической составляющей воздействия возмущений).

В ряде случаев необходимо использовать комбинацию режимов, например в начале коррекции режим а, а затем, когда $\Delta i=0$ – режим б, для окончательной коррекции $\Delta\Omega$. Кроме того, необходимо учитывать, что в случае коррекции прямых орбит возможности плазменного двигателя СПД-50 не позволят осуществлять коррекцию прямого восхождения восходящего узла, так как ускорение, создаваемое КДУ значительно меньше ускорения второй зональной гармоники. Для рассматриваемого случая, когда орбита солнечно-синхронная прецессия восходящего узла мала (для полярных орбит стремится к нулю).

Так, на рисунке 7 показано, что при включении КДУ в режимах а и б происходит незначительное изменение аргумента широты перигея, по сути, управляющие ускорения уменьшают вековую составляющую аргумента широты перигея.

заключение

Таким образом, предложенный подход при решении оптимизационной задачи позволяет получить оптимальные режимы работы КДУ для некомпланарных манёвров коррекции с учётом энергетических возможностей современных ЭРД. Приведённые результаты моделирования могут быть успешно применены на этапах обоснования параметров орбиты функционирования МКА ДЗЗ и характеристик двигательной установки МКА.

список литературы

Абдурахимов А.А., Левандович А.В., Мосин Д.А., Северенко А.В. Методика обоснования параметров орбиты и характеристик двигательной установки малого космического аппарата дистанционного зонди-

рования Земли // Научно-технические технологии в космических исследованиях Земли. 2019. Т. 11, № 2. С. 12-23.

Аверкиев Н.Ф., Ключников В.Ю., Кульвиц А.В. Прикладные аспекты коррекции кластера малых космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2022. № 3. С. 11-18.

Андреева Е.А., Цирулева А.М. Вариационное исчисление и методы оптимизации. М.: Высшая школа, 2006. 584 с.

Власов С.А., Кульвиц А.В., Скрипников А.Н. Теория полета космических аппаратов. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2018. 412 с.

Горбунов А.В., Ходненко В.П., Хромов А.В. и др. Система коррекции орбиты малого космического аппарата дистанционного зондирования «Канопус-В» // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2012. Т. 126, № 1. С. 19-24.

Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / Под ред. академика РАН А.С. Коротеева. М.: Машиностроение, 2008. 280 с.

Занин К.А., Клименко Н.Н., Москатиньев И.В. Анализ проектных параметров и технических характеристик бортовой аппаратуры малых космических аппаратов Capella (Whitney) с радиолокатором синтезированной апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 2. С. 3-12.

Казеева М.Н., Ходненко В.П. Орбитальные маневры КА дистанционного зондирования с помощью электрореактивных двигателей // Физика плазмы. 2019. Т. 45, № 2. С. 172-178.

Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В. Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 518 с.

Машиностроение. Энциклопедия в сорока томах / Предс. ред. совета К.В. Фролов. Разд. IV. Расчёт и конструирование машин. Т. IV_22. Ракетно-космическая техника. В 2-х кн. Кн. 1 / Под ред. В.П. Легостаева, ред. А.П. Аджян, Э.Л. Аким, О.М. Алифанов и др. М.: Машиностроение, 2012. 925 с.

Синявский В.В., Тютюкин А.Е., Уртминцев И.А., Мосин Д.А. и др. Двигательные установки космических летательных аппаратов. В 2 ч. Ч. 2: Электроракетные двигатели и двигательные установки на их основе / Под ред. проф. В.В. Синявского. СПб.: Изд-во ВКА имени А.Ф. Можайского, 2015. 131 с.

Статья поступила в редакцию 10.06.2024

Статья после доработки 17.06.2024

Статья принята к публикации 26.06.2024

ИССЛЕДОВАНИЕ МАНЁВРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОПЕРАТИВНОГО НАБЛЮДЕНИЯ



М.Ю. Буксар¹,
michailbuksar@mail.ru;
M.Yu. Buksar

Рассмотрены манёвры оперативного изменения режима и района наблюдения космическими аппаратами оперативного наблюдения. Разработаны математические модели и определены области рационального использования предложенных способов маневрирования.

Ключевые слова:

манёвренный космический аппарат оперативного наблюдения; изменение режима наблюдения; изменение района наблюдения; смещение трассы полёта по долготе.

DOI: 10.26162/LS.2024.49.40.013

ВВЕДЕНИЕ

Перспективным направлением развития орбитальных спутниковых группировок наблюдения является создание систем детального оперативного мониторинга районов природных и техногенных чрезвычайных ситуаций (Мосин Д.А. и др., 2019; Теремов М.П. и др., 2013).

Основной концепцией повышения оперативности наблюдения заданных районов земной поверхности в настоящее время является существенное увеличение количества космических аппаратов (КА) в составе орбитальной группировки (Мосин Д.А. и др., 2019;

¹ БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Россия, г. Санкт-Петербург.

STUDY OF OPERATIONAL OBSERVATION SPACECRAFT MANEUVERS



В.И. Ермолаев¹,
профессор, доктор технических наук, ermvi@yandex.ru;
V.I. Ermolaev

The maneuvers of the operative changing of the observation mode and area by operational observation spacecraft were considered in this article. The mathematical models of suggested methods were developed. The areas of rational use of suggested methods were determined.

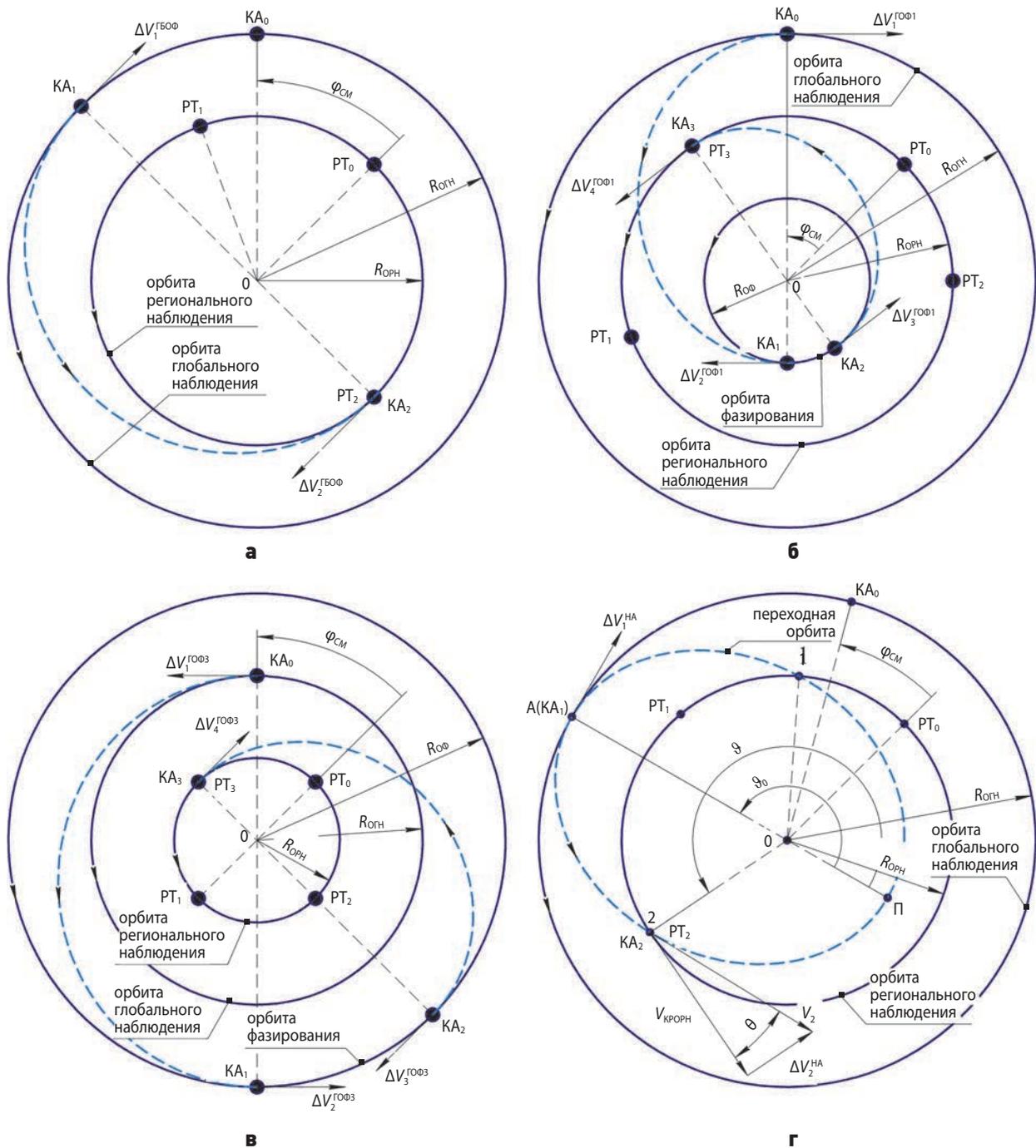
Keywords:

maneuverable operational observation spacecraft; changing of the observation mode; changing of the observation area; changing of the ground track by longitude.

Данилкин А.П. и др., 2021). Однако данный подход требует существенных экономических затрат.

С целью снижения экономических затрат и повышения оперативности наблюдения заданных районов земной поверхности предложено использовать манёвренные космические аппараты оперативного наблюдения (КАОН) (Цируль Д.Г. и др., 2017; Ермолаев В.И., Буксар М.Ю. Особенности проектирования..., 2021; Ермолаев В.И., Буксар М.Ю. Способы оперативного наблюдения..., 2021; Ermolaev V.I. et al., 2023). Для КАОН разработан двухрежимный

BSTU «VOENMEH» D.F. Ustinov, Russia, Saint-Petersburg.



а – перелёт по гомановской схеме с фазированием на ОГН;
б – перелёт по биэллиптической схеме с внутренним фазированием;
в – перелёт по биэллиптической схеме с внешним фазированием;
г – перелёт по схеме с одним неапсидальным активным участком с фазированием на ОГН.

рисунок 1. Схемы перелёта КАОН при изменении режима наблюдения

способ наблюдения, включающий режим глобального наблюдения (РГН) и режим регионального наблюдения (РРН), переход между которыми осуществляется путём изменения орбиты при помощи двигательной установки КА. Определены параметры орбит глобального наблюдения (ОГН) и орбит регионального наблюдения (ОРН) (Цируль Д.Г. и др., 2017; Ermolaev V.I. et al., 2023).

Также для КАОН, находящихся в РРН, предложен способ оперативного изменения трассы полёта для изменения района наблюдения, согласно которому предлагается осуществлять смещение трассы полёта по долготе путём смещения рабочей точки КА на квазисинхронной орбите по аргументу широты (Ермолаев В.И., Буксар М.Ю. Особенности проектирования..., 2021). Изменение аргумента широты

рабочей точки приводит к смещению трассы полёта по долготе в восточном или западном направлении, за счёт чего обеспечивается прохождение трассы через очередной заданный район наблюдения (Ermolaev V.I. et al., 2023).

Особенностью данных манёвров КАОН является требование высокой оперативности их реализации. В связи с этим возникает актуальная задача определения способов маневрирования, обеспечивающих минимальное время изменения режима наблюдения и изменения наблюдаемого района земной поверхности.

1. Математические модели способов маневрирования КА с целью изменения режима наблюдения

Проведённые исследования показали, что альтернативными способами маневрирования с целью изменения режима наблюдения могут быть:

- перелёт по гомановской схеме с фазированием на ОГН;
- перелёт по биэллиптической схеме с внутренним фазированием;
- перелёт по биэллиптической схеме с внешним фазированием;
- перелёт по схеме с неапсидальным активным участком.

1.1. Перелёт по гомановской схеме с фазированием на ОГН

Схема перелёта КАОН представлена на рисунке 1а. Изменение углового положения КАОН и требуемой рабочей точки при использовании гомановской схемы перелёта с фазированием на ОГН можно описать следующими выражениями:

$$\varphi_{РТ}^{ГБОФ} - \varphi_{КА}^{ГБОФ} = \varphi_{СМ}, \quad (1)$$

$$\varphi_{РТ}^{ГБОФ} = \omega_{ОРН} \cdot \Delta t_{\Sigma}^{ГБОФ}, \quad (2)$$

$$\varphi_{КА}^{ГБОФ} = \pi + \omega_{ОГН} \cdot (\Delta t_{\Sigma}^{ГБОФ} - \Delta t_{пер}^{ГБОФ}), \quad (3)$$

где $\varphi_{РТ}^{ГБОФ}$ – угол поворота радиуса-вектора требуемой рабочей точки за время изменения режима наблюдения; $\varphi_{КА}^{ГБОФ}$ – угол поворота радиуса-вектора КА за время изменения режима наблюдения; $\varphi_{СМ}$ – угол смещения между радиусом-вектором КА, находящегося в точке $КА_0$, и радиусом-вектором требуемой рабочей точки $РТ_0$, отсчитываемый против часовой стрелки; $\omega_{ОРН}$ – угловая скорость движения КА по ОРН; $\Delta t_{\Sigma}^{ГБОФ}$ – суммарное время изменения режима наблюдения; $\omega_{ОГН}$ – угловая скорость движения КА по ОГН; $\Delta t_{пер}^{ГБОФ}$ – время перелёта КА с ОГН на ОРН.

Из выражений (1)–(3) получим выражение для определения суммарных временных затрат на изменение режима наблюдения:

$$\Delta t_{\Sigma}^{ГБОФ} = \frac{\varphi_{СМ} + \pi \cdot \left(1 - \sqrt{\frac{(R_{ОГН} + R_{ОРН})^3}{8 \cdot R_{ОГН}^3}} \right)}{\left(\sqrt{\frac{\mu}{R_{ОРН}^3}} - \sqrt{\frac{\mu}{R_{ОГН}^3}} \right)},$$

где $R_{ОГН}$ – радиус ОГН; $R_{ОРН}$ – радиус ОРН; μ – гравитационный параметр Земли.

Для определения затрат характеристической скорости используются выражения, описывающие перелёт с использованием гомановской схемы перелёта.

1.2. Перелёт по биэллиптической схеме с внутренним фазированием

Схема перелёта представлена на рисунке 1б. Изменение углового положения КАОН и требуемой рабочей точки при использовании перелёта по биэллиптической схеме с внутренним фазированием можно описать следующими выражениями:

$$\begin{aligned} \varphi_{КА}^{ГОФ1} - \varphi_{РТ}^{ГОФ1} &= 2 \cdot \pi - \varphi_{СМ}, \\ \varphi_{КА}^{ГОФ1} &= 2 \cdot \pi + \omega_{ОФ} \cdot (\Delta t_{\Sigma}^{ГОФ1} - \Delta t_{пер1}^{ГОФ1} - \Delta t_{пер2}^{ГОФ1}), \end{aligned}$$

где $\varphi_{РТ}^{ГОФ1}$ – угол поворота радиуса-вектора требуемой рабочей точки за время изменения режима наблюдения; $\varphi_{КА}^{ГОФ1}$ – угол поворота радиуса-вектора КА за время изменения режима наблюдения; $\Delta t_{\Sigma}^{ГОФ1}$ – суммарное время изменения режима наблюдения; $\omega_{ОФ}$ – угловая скорость движения КА по орбите фазирования (ОФ); $\Delta t_{пер1}^{ГОФ1}$ – время перелёта КА с ОГН на ОФ; $\Delta t_{пер2}^{ГОФ1}$ – время перелёта КА с ОФ на ОРН.

Путём аналогичных рассуждений получим выражение для определения суммарных временных затрат на изменение режима наблюдения:

$$\Delta t_{\Sigma}^{ГОФ1} = \frac{\pi \cdot \left(\sqrt{\frac{(R_{ОГН} + R_{ОФ})^3}{8 \cdot R_{ОФ}^3}} + \sqrt{\frac{(R_{ОРН} + R_{ОФ})^3}{8 \cdot R_{ОФ}^3}} \right) - \varphi_{СМ}}{\left(\sqrt{\frac{\mu}{R_{ОФ}^3}} - \sqrt{\frac{\mu}{R_{ОРН}^3}} \right)},$$

где $R_{ОФ}$ – радиус ОФ.

1.3. Перелёт по биэллиптической схеме с внешним фазированием

Схема перелёта представлена на рисунке 1в.

Путём аналогичных рассуждений получим выражение для определения времени изменения режима наблюдения:

$$\Delta t_{\Sigma}^{\text{ГОФЗ}} = \frac{\varphi_{\text{СМ}} + 2 \cdot \pi - \pi \cdot \left(\sqrt{\frac{(R_{\text{ОГН}} + R_{\text{ОФ}})^3}{8 \cdot R_{\text{ОФ}}^3}} + \sqrt{\frac{(R_{\text{ОРН}} + R_{\text{ОФ}})^3}{8 \cdot R_{\text{ОФ}}^3}} \right)}{\sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ОРН}}^3}} - \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ОФ}}^3}}}$$

1.4. Перелёт по схеме с неапсидальным активным участком

Схема перелёта представлена на рисунке 1г. Пересечение переходной орбиты и ОРН может осуществляться на восходящем участке (в точке 2) и на нисходящем участке (в точке 1). Перелёт через точку 1 является нецелесообразным, т.к. при небольшом увеличении времени фазирования появляется возможность использования гомановского перелёта. Перелёт с неапсидальным активным участком целесообразно осуществлять через точку 2, так как данный перелёт не требует длительного ожидания возможности совершения гомановского перелёта.

Изменение углового положения КАОН и требуемой рабочей точки для данного способа можно описать следующими выражениями:

$$\varphi_{\text{РТ}}^{\text{НА}} - \varphi_{\text{КА}}^{\text{НА}} = \varphi_{\text{СМ}},$$

$$\varphi_{\text{РТ}}^{\text{НА}} = \omega_{\text{ОРН}} \cdot \Delta t_{\Sigma}^{\text{НА}},$$

$$\varphi_{\text{КА}}^{\text{НА}} = \omega_{\text{ОГН}} \cdot (\Delta t_{\Sigma}^{\text{НА}} - \Delta t_{\text{пер}}^{\text{НА}}) + \vartheta_2 - \pi,$$

$$\vartheta_2 = 2 \cdot \pi - \vartheta_1,$$

где $\varphi_{\text{РТ}}^{\text{НА}}$ – угол поворота радиуса-вектора требуемой рабочей точки за время изменения режима наблюдения; $\varphi_{\text{КА}}^{\text{НА}}$ – угол поворота радиуса-вектора КА за время изменения режима наблюдения; $\Delta t_{\Sigma}^{\text{НА}}$ – суммарное время изменения режима наблюдения; $\Delta t_{\text{пер}}^{\text{НА}}$ – время перелёта КА с ОГН на ОРН; ϑ_2 – значение истинной аномалии в точке 2.

Временные затраты на изменение режима наблюдения при переходе через точку 2 определяются выражением:

$$\Delta t_{\Sigma}^{\text{НА}} = \frac{\varphi_{\text{СМ}} - \vartheta_1 + \pi - \omega_{\text{ОГН}} \cdot \Delta t_{\text{пер}}^{\text{НА}}}{\omega_{\text{ОРН}} - \omega_{\text{ОГН}}}.$$

Значение истинной аномалии определяется при помощи уравнения орбиты с использованием выражений для определения фокального параметра и эксцентриситета орбиты. Получим:

$$\vartheta_2 = 2 \cdot \pi - \arccos \left[\cos \left(\frac{2 \cdot R_{\text{ОГН}} \cdot R_{\text{П}} - R_{\text{ОРН}} \cdot (R_{\text{ОГН}} + R_{\text{П}})}{R_{\text{ОРН}} \cdot (R_{\text{ОГН}} - R_{\text{П}})} \right) \right].$$

Используя уравнение Кеплера, получим выражение для определения времени перелёта КА с ОГН на ОРН для точки 2:

$$\Delta t_{\text{пер}2}^{\text{НА}} = \sqrt{\frac{(R_{\text{ОГН}} + R_{\text{П}})^3}{8 \cdot \mu}} \cdot \left[2 \cdot \arctg \left[\tan \frac{\vartheta_2}{2} \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \right] - \left(-\pi - e \cdot \sin \left(2 \cdot \arctg \left[\tan \frac{\vartheta_2}{2} \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \right] \right) \right) \right].$$

Затраты характеристической скорости на изменение режима наблюдения описываются выражениями:

$$\Delta V_{\Sigma}^{\text{НА}} = \Delta V_1^{\text{НА}} + \Delta V_2^{\text{НА}},$$

$$\Delta V_1^{\text{НА}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ОГН}}}} \cdot \left(1 - \sqrt{\frac{2 \cdot R_{\text{П}}}{R_{\text{П}} + R_{\text{ОГН}}}} \right).$$

Для определения $\Delta V_2^{\text{НА}}$ запишем теорему косинусов:

$$(\Delta V_2^{\text{НА}})^2 = V_2^2 + V_{\text{крОРН}}^2 - 2 \cdot V_{\text{крОРН}} \cdot V_2.$$

Используя уравнения интеграла площадей для точек 1 и 2, уравнение интеграла энергии для точки 2, получим:

$$V_2 \cdot \cos \Theta = \frac{R_{\text{ОГН}}}{R_{\text{ОРН}}} \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ОГН}}}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot R_{\text{П}}}{R_{\text{П}} + R_{\text{ОГН}}}},$$

$$V_2^2 = 2 \cdot \mu \cdot \frac{R_{\text{ОГН}} + R_{\text{П}} - R_{\text{ОРН}}}{R_{\text{ОРН}} \cdot (R_{\text{ОГН}} + R_{\text{П}})}.$$

Отсюда получим выражение для определения $\Delta V_2^{\text{НА}}$:

$$\Delta V_2^{\text{НА}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ОРН}}}} \cdot \left(2 \cdot \frac{R_{\text{ОГН}} + R_{\text{П}} - R_{\text{ОРН}}}{R_{\text{ОГН}} + R_{\text{П}}} - 2 \cdot \sqrt{\frac{R_{\text{ОГН}}}{R_{\text{ОРН}}}} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot R_{\text{П}}}{R_{\text{П}} + R_{\text{ОГН}}}} + 1 \right).$$

2. Математические модели способов маневрирования КА с целью изменения наблюдаемого района

Проведённые исследования показали, что альтернативными способами маневрирования с целью изменения трассы полёта за счёт изменения аргумента широты КАОН являются:

- перелёт с использованием эллиптической орбиты фазирования;
- перелёт с использованием круговой орбиты фазирования;
- перелёт с использованием радиальной тяги.

2.1. Перелёт с использованием эллиптической орбиты фазирования

Схема перелёта представлена на рисунке 2а. Как видно из рисунка, перелёт может осуществляться как по внешней, так и по внутренней переходной эллиптической орбите.

Рассмотрим случай перелёта по внешней эллиптической орбите. Для попадания КА в требуемую рабочую точку должно выполняться условие:

$$\varphi_{PT} - \varphi_{KA} = \varphi_{CM}, \quad (4)$$

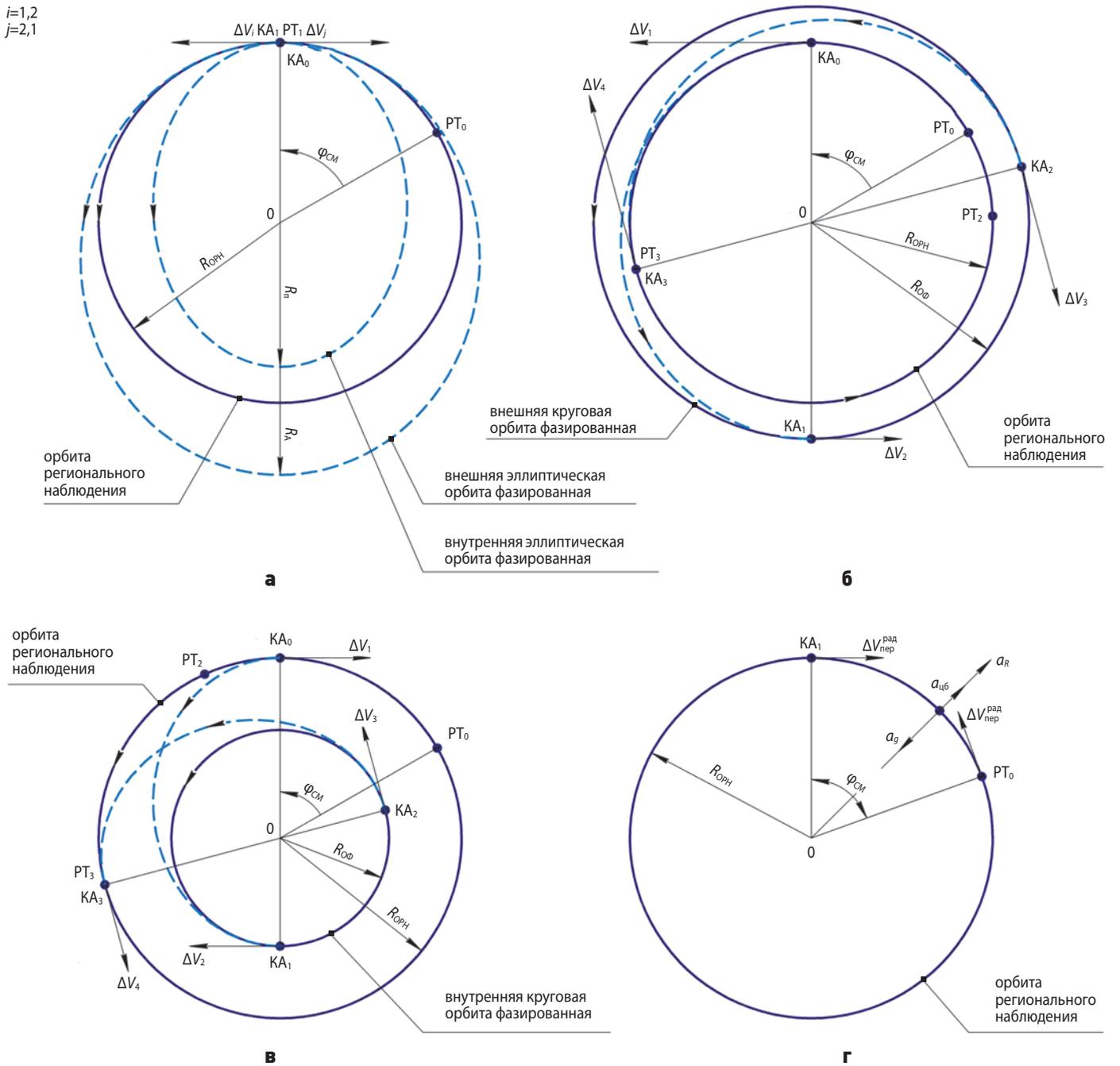
где φ_{PT} – угол поворота радиуса-вектора требуемой рабочей точки за время изменения наблюдаемого района; φ_{KA} – угол поворота радиуса-вектора КА за время изменения наблюдаемого района.

Запишем выражения для углов поворота радиусов-векторов требуемой рабочей точки и КА:

$$\varphi_{PT} = \omega_{OPH} \cdot \Delta t_{\Sigma}^{эл1}, \quad (5)$$

$$\varphi_{KA} = 2 \cdot \pi \cdot n_b, \quad (6)$$

где $\Delta t_{\Sigma}^{эл1}$ – суммарное время изменения наблюдаемого района; n_b – количество полных оборотов КА по переходной эллиптической орбите в процессе изменения наблюдаемого района.



- а** – перелёт с использованием эллиптической орбиты фазирования;
- б** – перелёт с использованием внешней круговой орбиты фазирования;
- в** – перелёт с использованием внутренней круговой орбиты фазирования;
- г** – перелёт с использованием радиальной тяги.

рисунок 2. Схемы перелёта КАОН с целью изменения района наблюдения

Из выражений (4)–(6) получим выражение для суммарного времени изменения наблюдаемого района:

$$\Delta t_{\Sigma}^{\text{эп1}} = \sqrt{\frac{R_{\text{ОРН}}^3}{\mu}} (\varphi_{\text{СМ}} + 2 \cdot \pi \cdot n_{\text{в}}). \quad (7)$$

Также суммарное время изменения наблюдаемого района определяется периодом обращения КА по переходной эллиптической орбите:

$$\Delta t_{\Sigma}^{\text{эп1}} = 2 \cdot \pi \cdot n_{\text{в}} \cdot \sqrt{\frac{(R_{\text{ОРН}} + R_{\Lambda})^3}{8 \cdot \mu}}. \quad (8)$$

Приравняв выражения (7) и (8), получим выражение для определения радиуса апогея переходной эллиптической орбиты:

$$R_{\Lambda} = R_{\text{ОРН}} \cdot \left[\sqrt[3]{\frac{2 \cdot (2 \cdot \pi \cdot n_{\text{в}} + \varphi_{\text{СМ}})^2}{n_{\text{в}}^2 \cdot \pi^2}} - 1 \right].$$

Путём аналогичных рассуждений могут быть получены выражения для случая перелёта по внутренней эллиптической орбите:

$$\Delta t_{\Sigma}^{\text{эп2}} = \sqrt{\frac{R_{\text{ОРН}}^3}{\mu}} \cdot (\varphi_{\text{СМ}} + 2 \cdot \pi \cdot (n_{\text{в}} - 1)),$$

$$R_{\Pi} = R_{\text{ОРН}} \cdot \left[\sqrt[3]{\frac{2 \cdot (2 \cdot \pi \cdot (n_{\text{в}} - 1) + \varphi_{\text{СМ}})^2}{n_{\text{в}}^2 \cdot \pi^2}} - 1 \right].$$

2.2. Перелёт с использованием круговой орбиты фазирования

Схемы перелётов представлены на рисунках 2б (внешняя круговая орбита фазирования) и 2в (внутренняя круговая орбита фазирования).

Рассмотрим случай перелёта по внешней круговой орбите фазирования. Запишем следующие выражения:

$$\varphi_{\text{КА}} = 2 \cdot \pi + \omega_{\text{ОФ}} \cdot \Delta t_{\text{ОФ}}, \quad (9)$$

$$\Delta t_{\text{ОФ}} = \Delta t_{\Sigma} - \Delta t_{\text{пер1}} - \Delta t_{\text{пер2}}, \quad (10)$$

$$t_{\text{пер1}} = t_{\text{пер2}} = \pi \cdot \sqrt{\frac{(R_{\text{ОРН}} + R_{\text{ОФ}})^3}{8 \cdot \mu}}. \quad (11)$$

С учётом выражений (9)–(11) суммарное время изменения наблюдаемого района определяется выражением:

$$\Delta t_{\Sigma}^{\text{кр1}} = \frac{\varphi_{\text{СМ}} + 2 \cdot \pi \cdot \left(1 - \sqrt{\frac{(R_{\text{ОРН}} + R_{\text{ОФ}})^3}{8 \cdot R_{\text{ОФ}}^3}} \right)}{\sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ОРН}}^3}} - \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ОФ}}^3}}}.$$

Аналогично получим выражение для определения суммарного времени изменения района наблюдения при осуществлении перелёта по внутренней круговой орбите фазирования:

$$\Delta t_{\Sigma}^{\text{кр1}} = \frac{\varphi_{\text{СМ}} - 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\frac{(R_{\text{ОРН}} + R_{\text{ОФ}})^3}{8 \cdot R_{\text{ОФ}}^3}}}{\sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ОРН}}^3}} - \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ОФ}}^3}}}.$$

2.3. Перелёт с использованием радиальной тяги

Перелёт с использованием радиальной тяги заключается в изменении скорости движения КАОН по ОРН, которое приводит к изменению аргумента широты КА. Нахождение КА на ОРН при скорости, отличной от орбитальной, достигается за счёт создания дополнительной тяги в радиальном направлении. Для увеличения аргумента широты необходимо увеличивать скорость КАОН от орбитального значения и дополнительную тягу прикладывать в сторону притягивающего центра. Для уменьшения аргумента широты необходимо уменьшать скорость КА от орбитального значения и дополнительную тягу прикладывать в направлении радиус-вектора КА.

Схема перелёта КАОН с использованием радиальной тяги представлена на рисунке 2г. Запишем выражение для угла смещения КА:

$$\varphi_{\text{СМ}} = \frac{\Delta V_{\text{пер}}^{\text{рад}}}{R_{\text{ОРН}}} \cdot \Delta t_{\text{пер}}^{\text{рад}},$$

где $\Delta V_{\text{пер}}^{\text{рад}}$ – величина изменения характеристической скорости; $\Delta t_{\text{пер}}^{\text{рад}}$ – время перелёта.

Затраты характеристической скорости на перелёт определяются выражением:

$$\Delta V_{\Sigma}^{\text{рад}} = 2 \cdot \Delta V_{\text{пер}}^{\text{рад}} \cdot V_R^{\text{рад}},$$

где $V_R^{\text{рад}}$ – затраты характеристической скорости, обусловленные необходимостью создания постоянного радиального ускорения, определяемые выражением:

$$V_R^{\text{рад}} = a_R^{\text{рад}} \cdot \Delta t_{\text{пер}}^{\text{рад}},$$

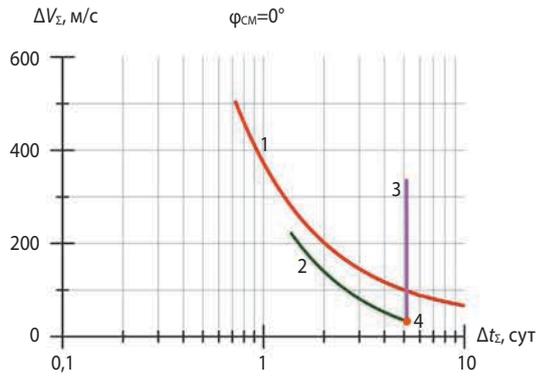
где $a_R^{\text{рад}}$ – величина радиального ускорения.

Рассмотрим случай, когда КА совершает перелёт со скоростью, меньшей орбитальной скорости. Для определения радиального ускорения $a_R^{\text{рад}}$ воспользуемся следующим выражением:

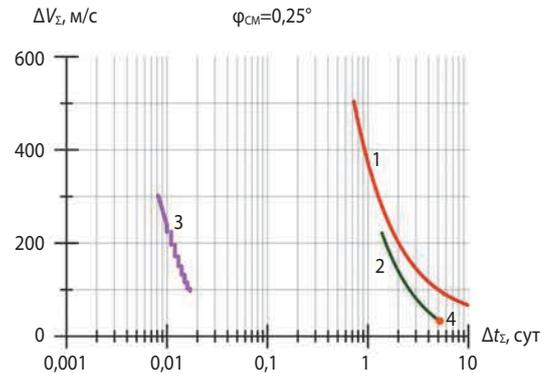
$$a_R^{\text{рад}} + a_{\text{цб}}^{\text{рад}} = a_g,$$

где $a_{\text{цб}}^{\text{рад}}$ – величина центростремительного ускорения; a_g – величина гравитационного ускорения.

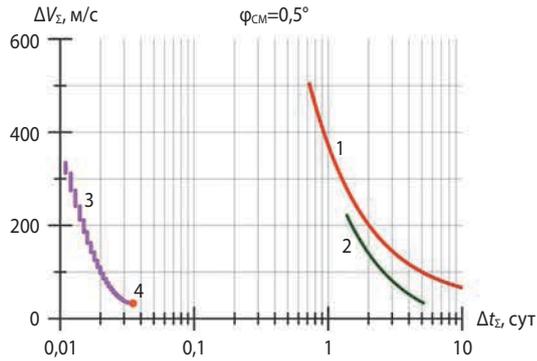
Центростремительное и гравитационное ускорения определяются при помощи выражений:



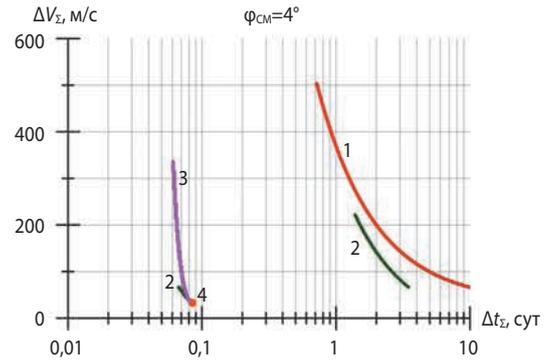
а



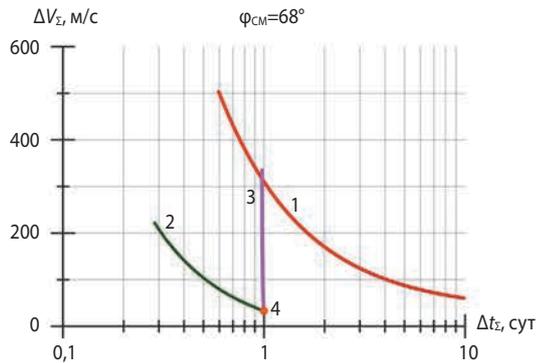
б



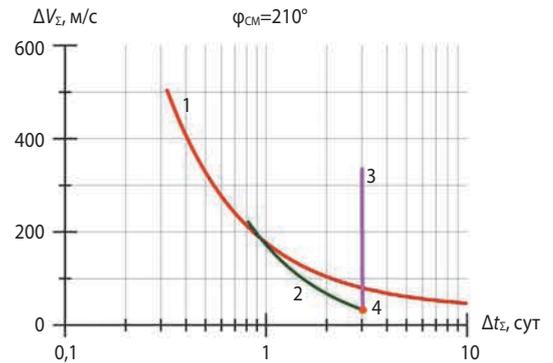
в



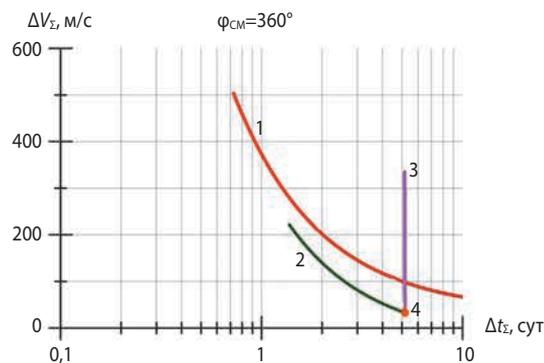
г



д



е

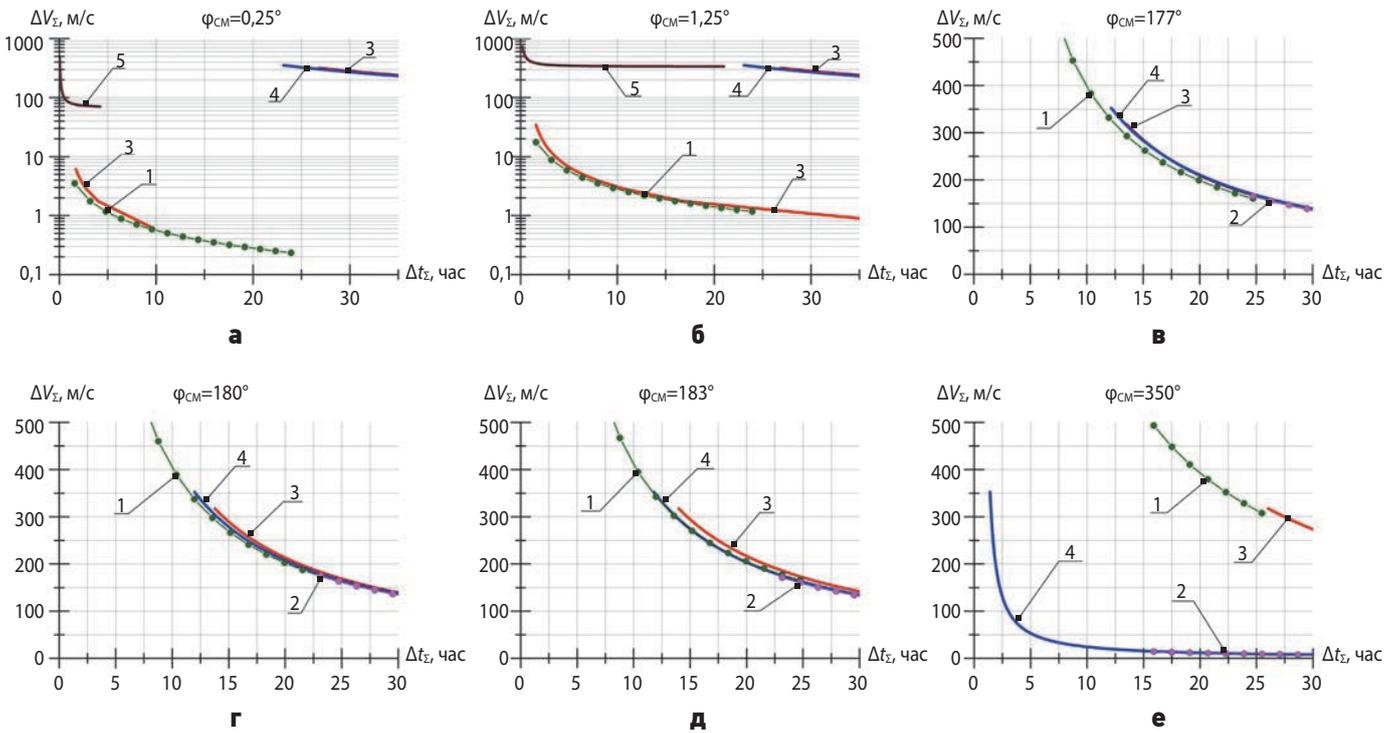


ж

- 1 – перелёт по биэллиптической схеме с внутренним фазированием;
- 2 – перелёт по биэллиптической схеме с внешним фазированием;
- 3 – перелёт по схеме с неапсидальным активным участком;
- 4 – перелёт по гомановской схеме с фазированием на ОГН.

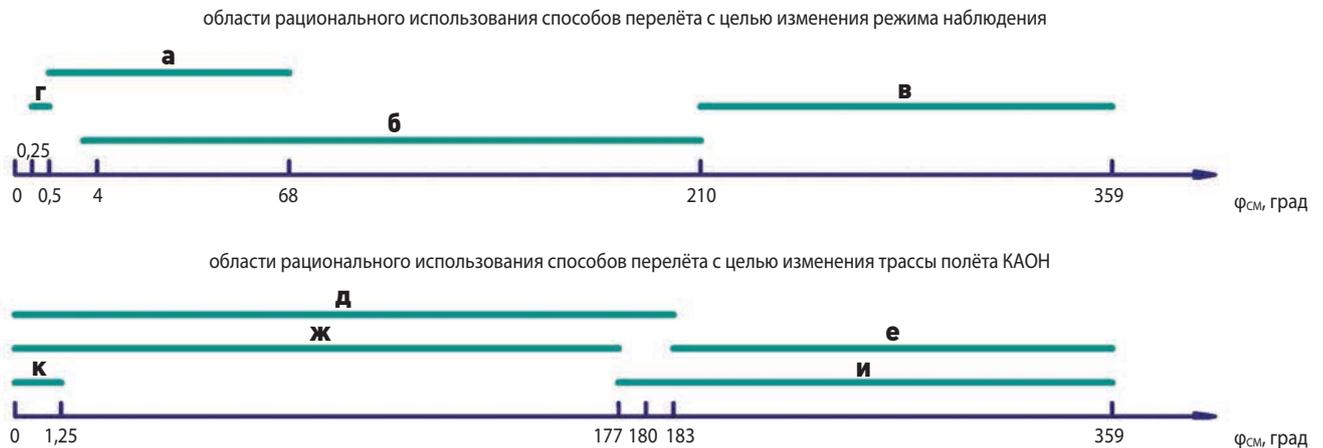
рисунок 3. Зависимости затрат характеристической скорости на изменение режима наблюдения от времени изменения режима наблюдения для различных значений угла смещения $\varphi_{см}$ между КА и требуемой рабочей точкой на ОРН

ИССЛЕДОВАНИЕ МАНЁВРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОПЕРАТИВНОГО НАБЛЮДЕНИЯ



- 1 – перелёт по внешней эллиптической орбите фазирования;
- 2 – перелёт по внутренней эллиптической орбите фазирования;
- 3 – перелёт по внешней круговой орбите фазирования;
- 4 – перелёт по внутренней круговой орбите фазирования;
- 5 – перелёт с использованием радиальной тяги.

рисунок 4. Зависимости затрат характеристической скорости на изменение района наблюдения от времени изменения района наблюдения для различных значений угла смещения между КА и требуемой рабочей точкой на ОРН



- а** – перелёт по гомановской схеме с фазированием на ОГН;
- б** – перелёт по биэллиптической схеме с внешним фазированием;
- в** – перелёт по биэллиптической схеме с внутренним фазированием;
- г** – перелёт по схеме с неапсидальным активным участком;
- д** – перелёт с использованием внешней эллиптической орбиты фазирования;
- е** – перелёт с использованием внутренней эллиптической орбиты фазирования;
- ж** – перелёт с использованием внешней круговой орбиты фазирования;
- и** – перелёт с использованием внутренней круговой орбиты фазирования;
- к** – перелёт с использованием радиальной тяги.

рисунок 5. Области рационального использования способов перелёта

$$a_{\text{цб}}^{\text{рад}} = \frac{\left(\sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ОРН}}}} - \Delta V_{\text{пер}}^{\text{рад}} \right)^2}{R_{\text{ОРН}}},$$

$$a_{\text{г}} = \frac{\mu}{R_{\text{ОРН}}^2}.$$

Отсюда радиальное ускорение определяется выражением:

$$a_R^{\text{рад}} = \frac{\mu}{R_{\text{ОРН}}^2} - \frac{\left(\sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ОРН}}}} - \Delta V_{\text{пер}}^{\text{рад}} \right)^2}{R_{\text{ОРН}}}.$$

Путём аналогичных рассуждений может быть получено выражение для случая перелёта со скоростью, большей орбитальной скорости:

$$a_R^{\text{рад}} = \frac{\left(\sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{ОРН}}}} + \Delta V_{\text{пер}}^{\text{рад}} \right)^2}{R_{\text{ОРН}}} - \frac{\mu}{R_{\text{ОРН}}^2}.$$

3. Результаты исследования способов маневрирования КАОН

На основании разработанных математических моделей проведено исследование способов оперативно перелёта с целью изменения режима наблюдения и с целью изменения трассы полёта КАОН. Расчёты проводились для ОГН высотой 621,7 км и ОРН высотой 561,4 км как наиболее предпочтительных с учётом достигнутого уровня развития целевой аппаратуры и возможности обеспечения необходимого срока активного существования КАОН. Области рационального использования предложенных способов определялись с учётом ограничения на время перелёта в 1 сут. и ограничения на затраты характеристической скорости в 400 м/с.

На рисунках 3а–3ж представлены зависимости затрат характеристической скорости на изменение режима наблюдения от времени изменения режима наблюдения для различных значений угла смещения $\varphi_{\text{СМ}}$ между КА и требуемой рабочей точкой на ОРН при использовании различных схем перелёта.

На рисунках 4а–4е представлены графики зависимостей затрат характеристической скорости на изменение района наблюдения от времени изменения района наблюдения для различных величин угла смещения между КА и требуемой рабочей точкой на ОРН.

Как видно из зависимостей, представленных на рисунках 3 и 4, время перелёта зависит от величины

угла смещения радиуса-вектора КА относительно радиуса-вектора требуемой рабочей точки на ОРН и, в основном, определяется временем фазирования для обеспечения приемлемых по энергозатратам способов перелёта.

В результате проведённых исследований с учётом принятых ограничений были определены области рационального использования способов перелёта с целью изменения режима наблюдения и района наблюдения. Области рационального использования способов перелёта представлены на диаграмме на рисунке 5.

В отношении способов маневрирования с целью изменения режима наблюдения были сделаны следующие выводы:

1. Минимальные энергозатраты на перелёт с ОГН в требуемую точку на ОРН обеспечивает гомановская схема перелёта с фазированием на ОГН. Данная схема может быть использована при $\varphi_{\text{СМ}}=0,5\dots 68^\circ$.

2. При $\varphi_{\text{СМ}}=68\dots 210^\circ$ целесообразно использовать биэллиптическую схему перелёта с внешним фазированием, а при $\varphi_{\text{СМ}}=210\dots 360^\circ$ – биэллиптическую схему перелёта с внутренним фазированием.

Также биэллиптическая схема перелёта с внешним фазированием может быть использована при $\varphi_{\text{СМ}}=4\dots 68^\circ$. В данном диапазоне углов смещения схема позволяет обеспечить более оперативное изменение режима наблюдения, чем гомановская схема перелёта с фазированием на ОГН. При этом данная схема перелёта требует более существенных затрат характеристической скорости.

3. Перелёт по схеме с неапсидальным активным участком позволяет оперативно осуществить изменение режима наблюдения в малом диапазоне углов смещения $\varphi_{\text{СМ}}=0,25\dots 0,5^\circ$. Однако при углах, близких к $0,5^\circ$, данный способ требует существенных затрат характеристической скорости по сравнению с гомановской схемой.

В отношении способов маневрирования с целью изменения района наблюдения были сделаны следующие выводы:

1. При $\varphi_{\text{СМ}}=0\dots 1,25^\circ$ наибольшую оперативность обеспечивает способ перелёта с использованием радиальной тяги. Однако данный способ требует существенных затрат характеристической скорости.

2. При $\varphi_{\text{СМ}}=1,25\dots 177^\circ$ наибольшая оперативность перелёта достигается при перелёте по внешней переходной эллиптической орбите или по внешней круговой орбите фазирования. Перелёт с использованием эллиптической орбиты фазирования является более оперативным, но допустим лишь для дискретных значений временных затрат и затрат характеристической скорости.

При $\varphi_{CM}=0...1,25^\circ$ данные способы перелёта обеспечивают меньшую оперативность, чем способ перелёта с радиальной тягой, но требуют существенно меньших затрат характеристической скорости.

3. При $\varphi_{CM}=177...180^\circ$ целесообразно использовать схему перелёта по внешней переходной эллиптической орбите или по внутренней круговой орбите фазирования.

4. При $\varphi_{CM}=180...183^\circ$ целесообразно использовать схему перелёта по внутренней или по внешней эллиптической орбите фазирования, а также по внутренней круговой орбите фазирования. При этом использование внутренней эллиптической орбиты обеспечивает существенно меньшие затраты характеристической скорости, но требует больших временных затрат.

5. При $\varphi_{CM}=183...359^\circ$ перелёт может быть осуществлён по внутренней эллиптической орбите и по внутренней круговой орбите фазирования. Перелёт по внутренней круговой орбите фазирования обеспечивает большую оперативность изменения наблюдаемого района, но требует более существенных затрат характеристической скорости.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведённых исследований были разработаны математические модели способов перелёта КАОН с целью изменения режима наблюдения и с целью изменения трассы полёта КА для изменения района наблюдения. Определены области рационального использования рассмотренных способов.

Выбор способа изменения режима наблюдения зависит от угла смещения между КА и требуемой рабочей точкой на ОРН. Основными конкурирующими способами являются:

- перелёт по гомановской схеме с фазированием на ОГН;
- перелёт по биэллиптической схеме с внутренним фазированием;
- перелёт по биэллиптической схеме с внешним фазированием;
- перелёт по схеме с неапсидальным активным участком.

Выбор способа изменения района наблюдения зависит от требуемого угла изменения аргумента широты КА, обеспечивающего необходимое смещение трассы. Основными конкурирующими способами изменения района наблюдения являются:

- перелёт с использованием эллиптической орбиты фазирования;
- перелёт с использованием круговой орбиты фазирования;
- перелёт с использованием радиальной тяги.

Полученные результаты могут быть использованы при разработке решении задачи совместной оптимизации параметров манёвренности и способов применения КАОН.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Данилкин А.П., Воронков В.Н., Казанцев О.Ю., Кетов В.А. и др. Космическая система оперативного мониторинга земной поверхности на базе малых космических аппаратов // Космическая техника и технологии. 2021. № 1. С. 42-55.

Ермолаев В.И., Буксар М.Ю. Особенности проектирования малых космических аппаратов системы оперативного мониторинга земной поверхности // Международная конференция «Космические системы». 27 апреля 2021 года. Москва. Тезисы. М.: Изд-во «Перо», 2021. С. 38-39.

Ермолаев В.И., Буксар М.Ю. Способы оперативного наблюдения заданных районов земной поверхности космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли // XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и др.: сб. тезисов. В 4-х т. М., 2021. Т. 1. С. 71-75.

Мосин Д.А., Абдурахимов А.А., Ляшевский А.В. Перспективные направления применения многоспутниковых группировок на основе малых космических аппаратов в интересах Минобороны России // Научное наследие и развитие идей К.Э. Циолковского. Материалы 54-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга. 2019. С. 51-55.

Теремов М.П., Котенко И.А. Направления развития малых тактических космических аппаратов // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2013. Вып. 641. С. 75-77.

Цируль Д.Г., Ермолаев В.И. Двухрежимный способ наблюдения земной поверхности и анализ возможности его применения при функционировании космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Вестник СибГАУ. 2017. Т. 18, № 1. С.176-186.

Ermolaev V.I., Buksar M.Yu. Methods for operational observation of the Earth's surface given areas by Earth remote sensing spacecrafts // XLV Academic Space Conference, Dedicated to the Memory of Academician S.P. Korolev and Other Outstanding National Scientists – Pioneers of Space Exploration / AIP Conf. Proc. 2023. № 2549. P. 030002-1-030002-9. URL: <https://doi.org/10.1063/5.0107999>.

Статья поступила в редакцию 13.06.2024

Статья после доработки 20.06.2024

Статья принята к публикации 24.06.2024

ОЦЕНИВАНИЕ ЧАСТНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МОНИТОРИНГА ЧРЕЗВЫЧАЙНЫХ СИТУАЦИЙ

В.Н. Алдохина¹,
доцент, кандидат физико-
математических наук,
vka@mil.ru;
V.N. Aldohina

Д.Н. Кононов¹,
адъюнкт,
vka@mil.ru;
D.N. Kononov

В.В. Лисицкий¹,
доцент, доктор
технических наук,
vka@mil.ru;
V.V. Lisitsky

М.М. Полуян¹,
доцент, кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
M.M. Poluyan

Е.Е. Смирнов¹,
кандидат
технических наук,
vka@mil.ru;
E.E. Smirnov

При решении задачи обнаружения очагов возгорания лесных массивов возможно применение орбитальной группировки (ОГ) на базе сверхмалых космических аппаратов (СМКА) типа Cubesat. Выбран рациональный вариант построения ОГ при заданных ограничениях обнаружительной способности оптико-электронной системы СМКА. Показано, как наличие незначительного разрыва в наблюдении уменьшает количество СМКА в ОГ и снижает ресурсозатраты на её создание. При этом оценки основных технических характеристик СМКА, соответствующих минимуму ресурсозатрат на создание ОГ, отличны от оценок этих характеристик с минимальными ресурсозатратами на развёртывание и управление ОГ.

Ключевые слова:
космический аппарат;
орбитальная группировка;
Cubesat; ресурсозатраты.

DOI: 10.26162/LS.2024.46.49.014

ВВЕДЕНИЕ

Анализ статистических данных свидетельствует о том, что количество очагов лесных пожаров с каждым годом неуклонно растёт, и это подтверждается ежегодным переходом лесных пожаров на территорию населённых пунктов. Так, в 2023 году из-за жаркой погоды, практически полного отсутствия осадков

EVALUATION OF PARTIAL QUALITY INDICATORS OF THE ORBITAL ULTRA-SMALL SPACECRAFT CONSTELLATION FOR EMERGENCY MONITORING

The orbital constellation of a Cubesat type ultra-small spacecraft (USS) may solve the forest fires detection problem. The article provides a well-targeted option of the orbital constellation design under given constraints of detectability of the USS electrooptical system. It is shown how the small observation gap reduces the USS amount in orbit constellation and resource consumption. However, assessment of main USS technical characteristics corresponding to minimum resources spent on the orbital constellation creation differ from the assessments of these characteristics with minimal resource expenditures for the orbit constellation deployment and operation.

Key words:
spacecraft;
orbital constellation;
CubeSat; resources.

и низкой оперативностью получения информации о возникновении возгорания в 22 регионах РФ было зафиксировано 56 переходов таких пожаров на населённые пункты. Огнём были повреждены или уничтожены более 60 жилых и 300 нежилых домов. Всего в зоне риска лесных пожаров находятся

¹ Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, Россия, г. Санкт-Петербург.

Military-Space Academy named after A.F. Mozhayskiy, Russia, Saint-Petersburg.

ОЦЕНИВАНИЕ ЧАСТНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МОНИТОРИНГА ЧРЕЗВЫЧАЙНЫХ СИТУАЦИЙ

более 23,5 тысяч населённых пунктов страны. К сожалению, ни один год не обходится без человеческих жертв.

Данная проблемная ситуация, заключающаяся в несвоевременном обнаружении очагов возгорания лесных массивов, решается в мировом масштабе, в основном, за счёт создания многоспутниковых орбитальных группировок космических аппаратов (КА).

Отечественные космические системы (КС) непосредственного обнаружения очагов лесных пожаров малочисленны, в результате оперативность предоставления целевой информации остаётся низкой, что подтверждает необходимость масштабирования существующих орбитальных группировок (ОГ) или создания специализированной КС рациональной численности, например на основе сверхмалых КА (СМКА).

В качестве СМКА в работе рассматриваются КА типа CubeSat относительно большой размерности (от 12U), обеспечивающей выполнение основных, предъявляемых к качеству КС требований.

1. Постановка задачи

Целью исследования является определение рациональной численности СМКА в ОГ, ограниченных размерным фактором 12U (*CubeSat Design Specification*, 2022), а также оценивание требуемых ресурсозатрат на создание ОГ.

С учётом размеров и расположения территории РФ минимальная широта φ_0 области мониторинга – 40° с.ш., а время непрерывного функционирования ОЭС СМКА на витке (в соответствии с максимальной продолжительностью пролёта над областью мониторинга) – до 10 минут.

В силу заданных ограничений на габариты диаметр объектива требуемой оптико-электронной системы (ОЭС) инфракрасного (ИК) диапазона не превышает 0,2 м, а масса КА типа CubeSat размерностью 12U (с потенциальной возможностью наращивания до 20 U) не может превысить 40 кг. Однако, в целях

сравнительного анализа интерес представляют также оценочные результаты для больших размеров ОЭС.

Объектами наблюдения рассматриваемой ОГ являются очаги возгорания лесных массивов, имеющие достаточно крупные пространственные размеры и температуру 700–1000 К. Как показали исследования (*Полуян М.М. и др.*, 2020), предельный угол поля зрения ОЭС, ограниченный заданным отношением сигнал/фон в рассматриваемом ИК-диапазоне, значительно возрастает со снижением высоты функционирования и увеличением диаметра входного зрачка ОЭС, таблица 1.

Соответственно, максимум контролируемой в поле зрения ОЭС площади поверхности Земли и, как следствие, потенциальной производительности отдельного СМКА соответствует максимально возможному диаметру ОЭС, применяемой на минимально допустимой высоте функционирования.

Очевидно, что обе эти характеристики влияют на стоимость создания и эксплуатации ОГ СМКА. И степень этого влияния определяется необходимым количеством СМКА в ОГ.

2. Оценивание количественного состава СМКА в ОГ

Оценивание количественного состава СМКА в ОГ проведём в предположении, что КА движутся по круговым солнечно-синхронным орбитам радиуса r . Такой тип орбит обеспечивает постоянство расположения источников теплового излучения относительно поверхностей СМКА и постоянную ориентацию панелей солнечных батарей в направлении на Солнце.

Геоцентрический угол ϕ_3 обзора СМКА определяется как (*Аверкиев Н.Ф. и др.*, 2017), рисунок 1:

$$\phi_3 = \arcsin\left(\frac{r}{R_3} \sin\gamma\right) - \gamma,$$

где R_3 – радиус Земли;

r – сумма радиуса Земли и высоты СМКА;

γ – угол половины поля зрения СМКА.

таблица 1 – Зависимость площади поверхности Земли в поле зрения ОЭС от диаметра входного зрачка и высоты КА, тыс. км²

$D, \text{ м}$	$H, \text{ км}$				
	300	400	500	600	700
0,05	38	24	16	11	8
0,1	312	253	199	154	120
0,15	865	769	674	580	492
0,2	1834	1627	1467	1322	1182
0,25	3745	3055	2705	2452	2234
0,3	11469	5872	4747	4179	3782

Примечание – По мере приближения к максимальному значению угла поля зрения, характерному для высот менее 500 км, погрешность оценки возрастает из-за искажающего действия атмосферы на краю области.

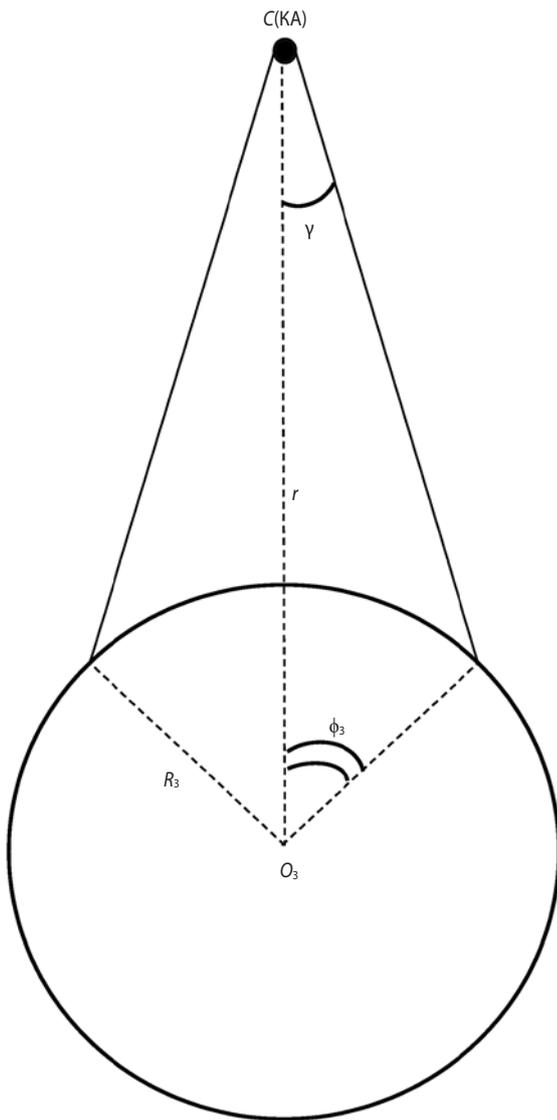


рисунок 1. Определение геоцентрического угла ϕ_3

Минимальное количество СМКА на одной орбите n для непрерывного обзора равно

$$n = \left[\frac{\pi}{\phi_3} \right] + 1,$$

где $[z]$ – целая часть числа z .

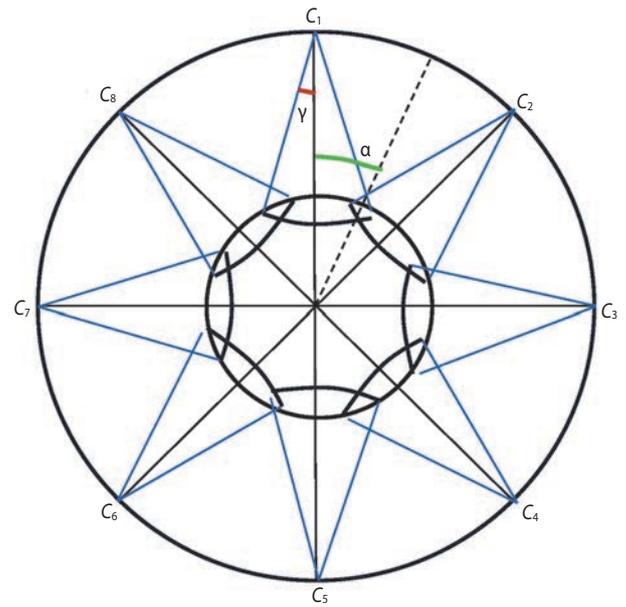
Угловое расстояние α между аппаратами (рисунок 2а) определяется как

$$\alpha = \frac{2\pi}{n}.$$

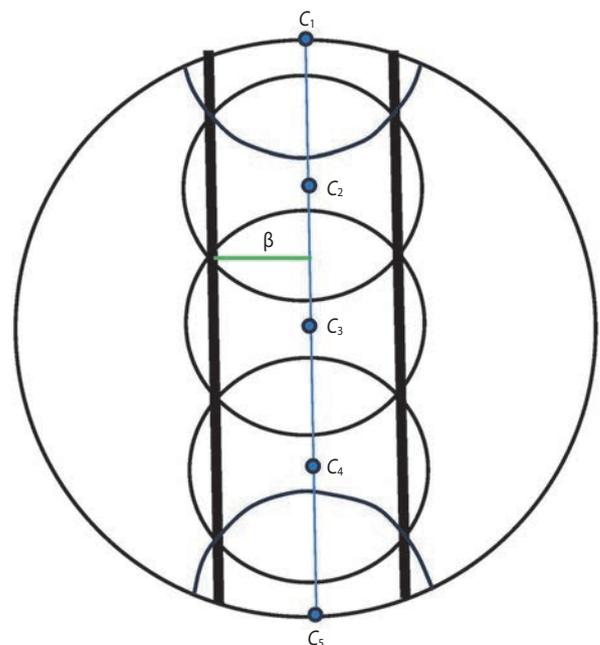
Ширина полосы обзора равна 2β (рисунок 2б), где

$$\beta = \arccos\left(\frac{\cos\phi_3}{\cos\alpha}\right).$$

Для непрерывного контроля полосы обзора необходимо расположить вплотную друг к другу на широте ϕ_0 (рисунок 2). Количество полос обозначим m . Тогда число N СМКА в орбитальной группировке будет равно $N=mn$.



а



б

а – плоскость орбиты и восемь КА C_1, C_2, \dots, C_8 имеющих одинаковые зоны обзора с геоцентрическим углом ϕ_3 ; **б** – расположение зон обзора на поверхности Земли.

рисунок 2. Полоса непрерывного обзора

При увеличении количества n СМКА на одной орбите область перекрытия зон будет расти, следовательно, ширина полосы обзора будет расти, количество полос m уменьшаться (Аверкиев Н.Ф. и др., 2017). Чтобы найти минимальное число СМКА в ОГ следует решить задачу минимизации $N(n)$.

Для $\gamma=52^\circ$ в таблице 2 приведены результаты расчёта количества СМКА в ОГ в зависимости от высоты H и диаметра D ОЭС КА.

ОЦЕНИВАНИЕ ЧАСТНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МОНИТОРИНГА ЧРЕЗВЫЧАЙНЫХ СИТУАЦИЙ

таблица 2 – Оценка количества СМКА в ОГ при непрерывном землеобзоре, ед.

D , м	H , км				
	300	400	500	600	700
0,05	25382	40920	62755	89056	119493
0,1	3150	3876	4928	6350	8120
0,15	1155	1288	1464	1716	2016
0,2	555	624	680	756	846
0,25	275	336	372	416	455
0,3	98	176	216	250	270

таблица 3 – Оценка количества СМКА в ОГ при обзоре с разрывом (10–14 минут), ед.

D , м	H , км				
	300	400	500	600	700
0,05	588	868	1092	1288	1491
0,1	210	266	308	350	406
0,15	126	161	168	182	196
0,2	90	112	119	126	126
0,25	66	84	84	91	91
0,3	42	56	63	70	70

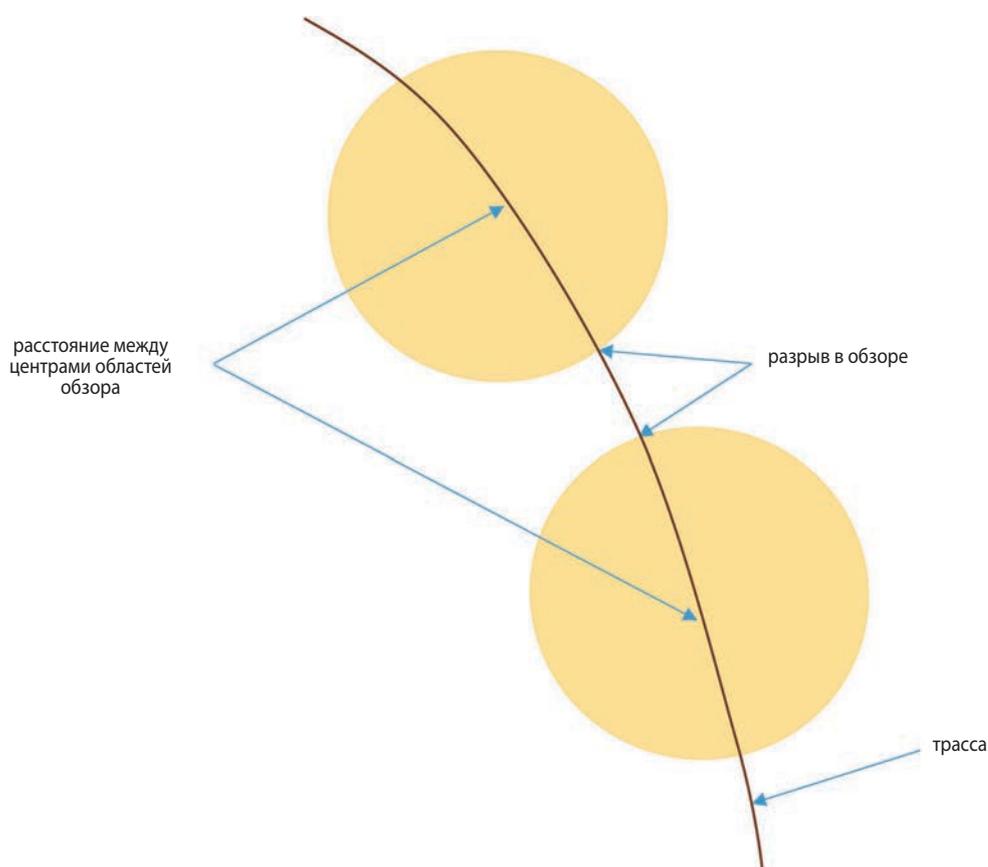


рисунок 3. Схема движения СМКА при наблюдении с разрывом

таблица 4 – Общая площадь поверхности Земли в поле зрения ОЭС всей ОГ, млн км²

D, м	H, км				
	300	400	500	600	700
0,05	22,5	20,6	17	14	12,1
0,1	65,5	67,4	61,3	54	48,9
0,15	109,1	123,9	113,2	105,5	96,5
0,2	165,1	182,2	174,6	166,5	148,9
0,25	247,1	256,6	227,2	223,1	203,3
0,3	481,7	328,8	299,1	292,5	264,7

Примечание – В двух последних строках показаны значения для СМКА, превышающих заданные габариты.

таблица 5 – Оценочные значения массы СМКА (заправленного), кг

D, м	H, км				
	300	400	500	600	700
0,05	18,5	7,2	4,6	3,8	3,5
0,1	26,1	14,8	12,2	11,4	11,1
0,15	37	25,7	23,1	22,3	22
0,2	50,8	39,5	36,9	36,1	35,8
0,25	67,2	56	53,3	52,5	52,3
0,3	86,1	74,9	72,2	71,5	71,2

Примечание – В двух последних строках показаны значения с массой СМКА, превышающей максимальное значение 40 кг.

таблица 6 – Оценочные значения массы всей ОГ (СМКА с рабочим телом), т

D, м	H, км				
	300	400	500	600	700
0,05	10,9	6,3	5	4,9	5,3
0,1	5,5	3,9	3,8	4	4,5
0,15	4,7	4,1	3,9	4,1	4,3
0,2	4,6	4,4	4,4	4,5	4,5
0,25	4,4	4,7	4,5	4,8	4,8
0,3	3,6	4,2	4,6	5	5

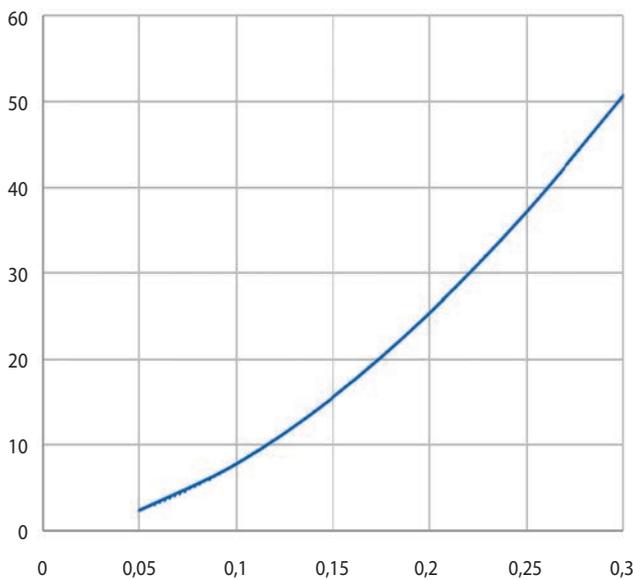
Примечание – В двух последних строках показаны значения которым соответствует оценка массы СМКА более 40 кг.

таблица 7 – Оценочные значения стоимости орбитальной группировки, млрд руб.

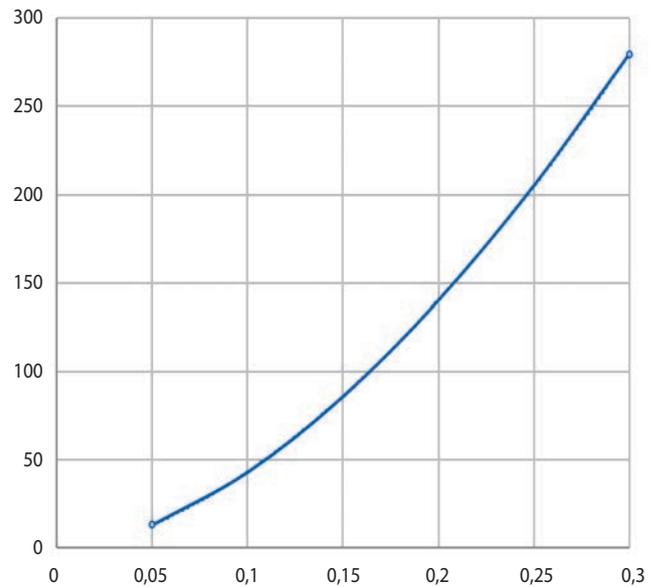
D, м	H, км				
	300	400	500	600	700
0,05	7,4	11	13,8	16,3	18,9
0,1	8,6	10,9	12,7	14,4	16,7
0,15	10,3	13,2	13,8	14,9	16,1
0,2	12	15	15,9	16,8	16,8
0,25	12,9	16,4	16,4	17,8	17,8
0,3	11,2	14,9	16,8	18,6	18,6

Примечание – В двух последних строках показаны значения стоимости ОГ с массой каждого СМКА, превышающей заданное значение 40 кг.

ОЦЕНИВАНИЕ ЧАСТНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МОНИТОРИНГА ЧРЕЗВЫЧАЙНЫХ СИТУАЦИЙ



а



б

рисунок 4. Оценка стоимости ОС без электронной аппаратуры – а и СМКА в целом – б, млн руб.

Как видно, с уменьшением высоты и увеличением диаметра ОЭС количество СМКА в ОГ снижается, причём большим значениям диаметра ОЭС соответствует более слабая зависимость N от высоты.

Однако в интересах решения рассматриваемой задачи нет необходимости обеспечивать непрерывный землеобзор и для значительного уменьшения количества СМКА в ОГ целесообразно задать приемлемую продолжительность разрыва в наблюдении.

Под разрывом в наблюдении будем понимать время между пролётами одной и той же подспутниковой точки (когда области обзора не пересекаются), рисунок 3. Такой разрыв может составлять 10–15 минут.

Для небольших временных разрывов контроля земной поверхности можно уменьшить количество аппаратов в плоскости, а количество плоскостей взять из предыдущего расчёта.

Если количество СМКА в плоскости равно n_1 , тогда угловое расстояние между зонами контроля будет

$$l_z = \frac{2\pi - 2\phi_3 n_1}{n_1}.$$

Время между точками зон изменяется в пределах:

$$\frac{l_z}{v_{\text{угл}}} \leq t \leq \frac{T}{n_1}.$$

При этом в разрыве указан интервал, по причине того, что существует разница во времени контроля крайних точек зоны обзора СМКА.

Количество СМКА в ОГ с учётом разрыва во времени контроля земной поверхности от 10 до 14 минут представлено в таблице 3.

Как видно, наличие разрыва в наблюдении существенно снижает количество СМКА в ОГ и позволяет реализовать периодический мониторинг территории России (с широтой более 40°), а также снижает ресурсозатраты на управление ОГ. В частности, для высоты круговой орбиты 500 км и при диаметре ОЭС 0,2 м требуется менее 120 СМКА.

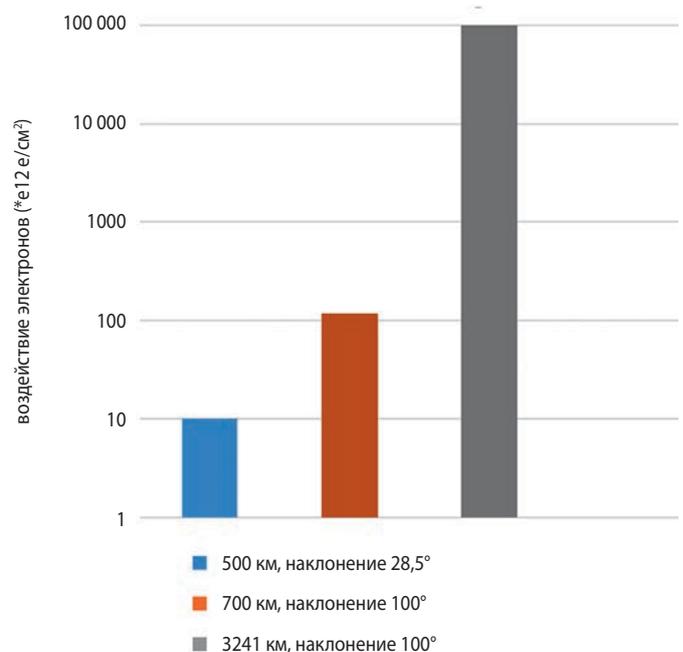


рисунок 5. Эквивалентное воздействие 1 МэВ на кремниевую СБ в зависимости от вида орбиты КА и наклонения

3. Анализ ресурсозатрат на создание орбитальной группировки

Поскольку решаемая задача требует периодического обзора только локального участка, то суммарная площадь поверхности Земли в поле зрения ОЭС всей ОГ (таблица 4) лишь качественно характеризует её требуемую производительность. Однако анализ суммарно наблюдаемой орбитальной группировкой площади поверхности Земли (см. таблицу 4), полученный с учётом данных таблиц 1 и 3, показывает целесообразность снижения высоты функционирования СМКА в ОГ и увеличения диаметра D входного зрачка используемой ОЭС. Однако первое сопряжено с ростом массы топлива для эксплуатации в течение гарантированного срока активного существования (САС) и ограничено предельным объёмом (и массой) СМКА, а второе, помимо роста массы ОЭС, очевидно, должно снижать пригодность к высокосерийному производству СМКА. Таким образом, очевидно, что результативность применения ОГ необходимо соотносить с финансовыми ресурсозатратами на её создание.

В таблице 5 приведены оценочные значения массы СМКА, заправленного монотопливным жидким рабочим телом, исходя из трёхлетнего САС для указанных высот. Оценки показывают физические ограничения для предполагаемых к созданию СМКА. В рассматриваемом случае максимальному значению потенциальной производительности ОГ соответствует минимальная высота СМКА около 400 км.

Полученные оценочные значения массы всей ОГ (таблица 6) демонстрируют минимум для более высоких орбит и меньших диаметров ОЭС (масс) СМКА. Данная характеристика ОГ напрямую связана с минимумом ресурсозатрат на развёртывание и восполнение ОГ (Абдурахимов А.А. и др., 2016). Однако трёхкратное (см. таблицу 2) возрастание числа СМКА в ОГ неизбежно скажется на ресурсозатратах на её эксплуатацию.

Оценить стоимость оптической системы (ОС) космического назначения (без электронной аппаратуры) возможно, используя следующую зависимость (Stahl H.P., Allison M., 2020):

$$C_{OC} \approx 54000 \cdot D^{1.7} \cdot \lambda^{-0.5} \cdot T^{0.25} \cdot e^{-0.027 \cdot (Y-1960)},$$

где D – диаметр ОС, м;

λ – дифракционный предел ОС, коррелирующий с минимальным размером фоточувствительного элемента (ФЧЭ), мкм;

T – рабочая температура, К;

Y – планируемый год создания ОС.

При этом для принятых в работе ограничений (по размеру ФЧЭ, характерного для ФПУ ИК-диапазона и рабочей температуре) зависимость для оценки стоимости ОС на 2025 год примет вид

$C_{OC} \approx 390 \cdot D^{1.7}$ (рисунок 4а), а для СМКА при допущении линейного роста стоимости конструкции и бортового оборудования обеспечивающих систем с увеличением массы – $C_{КА} \approx 2060 \cdot D^{1.7}$ (рисунок 4б).

Полученные оценочные значения стоимости всей ОГ, представленные в таблице 7, демонстрируют минимум стоимости в области минимальных значений диаметра ОЭС (Мошнев А.А. и др., 2014) и высот функционирования СМКА. Очевидно, что оптимальные значения диаметра подходящей для решения поставленной задачи ОЭС будет больше 5 см, однако полученный результат указывает на решающее влияние стоимости доступных технологических решений в данной области.

Также в качестве дополнительных ограничений, способных существенно повлиять на ресурсозатраты, необходимо отметить следующее:

1. Использование низких орбит повышает уровень требований к ФПУ по минимальному времени накопления заряда в отдельном ФЧЭ (Клейменов В.В. и др., 2019). Решить проблему возможно применением более специфических ФПУ, но менее пригодных для высокосерийных ОЭС, что ведёт к увеличению стоимости всей ОГ.

2. С целью снижения высоты рабочей орбиты (и уменьшения массы рабочего тела) можно уменьшить площадь миделя корпуса СМКА, отойдя от стандарта Cubesat (Полуян М.М. и др., 2020) для его «сужения» (подобно конструкции КА Starlink) или увеличить объём корпуса до 20U для размещения необходимого запаса топлива.

3. Рассматриваемые низкие орбиты предполагают использование в составе бортовой аппаратуры СМКА технических решений с высоким уровнем технической и технологической готовности и при этом с достаточным уровнем надёжности в условиях воздействия факторов космического пространства в первую очередь космической корпускулярной радиации. Заданный срок активного существования СМКА три года предполагается необходимо минимальным для экономической целесообразности функционирования ОГ (Аверкиев Н.Ф. и др., 2023) при использовании промышленно производимых COTS-компонентов с относительно невысокой радиационной стойкостью, т.е. обеспечение длительного гарантийного САС СМКА потребует дополнительных технических мер и ресурсозатрат при увеличении высоты орбиты свыше 550 км (рисунок 5).

заключение

Наличие незначительного разрыва в наблюдении территории РФ существенно снижает количество СМКА в ОГ до приемлемой численности и в целом снижает ресурсозатраты на создание и управление ОГ. В частности, для рабочих высот менее

500 км и при диаметре ОЭС 0,2 м требуется менее 120 СМКА заданного размерного фактора 12U-20U.

Исследования показывают, что область значений технических характеристик СМКА из состава многоспутниковой ОГ, которой соответствует решение с минимальными ресурсозатратами на создание ОГ, отличается от области значений с минимальной численностью подлежащей эксплуатации ОГ и минимальной массой отдельного СМКА из состава ОГ, выражающей затраты средств выведения на её развёртывание и восполнение. Таким образом, техническое задание на создание ОГ СМКА должно содержать все необходимые критерии, характеризующие оптимальный результат с учётом всех этапов жизненного цикла ОГ.

Продемонстрированное решение предполагает использование не самого крупного телескопа из доступных для заданного размера корпуса. И несмотря на то, что финальное решение на практике серьёзно корректируется под требования частного технического задания, очевидно влияние на результат стоимости технологических решений, доступных разработчику. В частности, наличие собственного крупносерийного производства и отработанных средств разделения на этапе выведения позволит разработчику, не привязываясь конструктивно к существующим «стандартам», более гибко формировать конструктивно-компоновочную схему отдельного СМКА под решение целевой задачи с одновременным снижением ресурсозатрат.

список литературы

Абдурахимов А.А., Левандович А.В., Баландин В.Н. Направления совершенствования научно-методического аппарата обоснования тактико-технических требований к группировкам малых космических аппаратов // Информация и космос. 2016. № 3. С. 153-160.

Аверкиев Н.Ф., Власов С.А., Богачев С.А., Жаткин А.Т., Кульвиц А.В. Баллистические основы проектирования ракет-носителей и спутниковых систем. СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2017. 302 с.

Аверкиев Н.Ф., Ключников В.Ю., Кульвиц А.В., Житников Т.А. Обобщённый метод обоснования баллистических структур кластера малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2023. № 2. С. 38-46.

Клейменов В.В., Ханков С.И., Мосин Д.А., Северенко А.В. О возможности обнаружения на поверхности и вблизи земли малоразмерного высокотемпературного объекта с борта низкоорбитального космического аппарата // Вопросы радиоэлектроники. Сер. Техника телевидения. 2019. № 2. С. 34-39.

Мошнеев А.А., Ильясов М.Ф., Зверев А.В., Рыков Е.В., Алексеев С.В. Особенности конструкции телескопа Т-170М // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С.53-60.

Полуян М.М., Северенко А.В., Шаговиков А.В. Методика обоснования массогабаритных характеристик оптико-электронной аппаратуры малого космического аппарата низкоорбитальной группировки мониторинга чрезвычайных ситуаций // Авиакосмическое приборостроение. 2020. № 10. С. 3-10.

CubeSat Design Specification, rev. 14.1. 2022. 34 p. URL: <https://www.cubesat.org/cubesatinfo> (дата обращения: 15.02.2024).

Stahl H.P., Allison M. Parametric cost model for ground and space telescopes // Proc. SPIE 11450, Modeling, Systems Engineering and Project Management for Astronomy IX (13 december 2020). DOI: 10.1117/12.2562884.

Статья поступила в редакцию 02.07.2024

Статья после доработки 08.07.2024

Статья принята к публикации 09.07.2024

издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

научный редактор В.В. Ефанов

корректоры Н.В. Пригородова, Л.С. Шаблий

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 28.08.2024. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 12,5 печ. л. тираж 200 экз. цена свободная

дата выхода в свет 20.09.2024

отпечатано с готового оригинал-макета в ООО «Вертола»
424004, Республика Марий Эл, г. Йошкар-Ола, ул. Льва Толстого, д. 45.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

 **ВЕСТНИК**
НПО ИМЕНИ С.А. ЛАВОЧКИНА

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космическим технике и технологиям, отвечающие критериям ВАК РФ по научной новизне и апробации представленных результатов натурными экспериментами (испытаниями), летной эксплуатацией или патентами на изобретения (полезные модели).
 2. Рецензентов назначает главный редактор или по его поручению заместитель главного редактора журнала.
 3. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя главного редактора журнала. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, рецензии.
 4. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.
 5. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи должен быть не менее 12 и не более 17 страниц текста, 8 рисунков и 15 библиографических источников. Все страницы должны быть пронумерованы.
 6. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
 - индекс УДК (слева);
 - инициалы и фамилии авторов, учёное звание и учёная степень каждого из авторов, место работы (полное название организации, страна, город), контактная информация (e-mail), заглавие статьи, краткая аннотация (5–7 строк), ключевые слова (5–6 слов) на русском языке и на английском языке;
 - основной текст;
 - список литературы.
 7. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.
 8. Набирать текст и формулы необходимо в **MS Word**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.
 9. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
 10. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
 11. 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.
 12. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть чёткими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имён).
 13. 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.
 14. После принятия статьи к публикации предоставить в электронном виде в адрес электронной почты vestnik@laspace.ru следующие файлы:
 - сформированной статьи, тип файла **.docx**;
 - рисунков, графиков, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не более формата A4;
 - фотографий авторов, тип файла **.jpg**, или **.tiff**, разрешение не менее **300 dpi**, размер не менее 10x15;
 - сведений об авторах, тип файла **.docx**.
- В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), учёное звание, учёную степень, аспирант или соискатель учёной степени, должность, 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 ТЕЛЕФОНУ
8 (495) 575-55-63

3 2024
И Ю Л Ъ
сентябрь

ПОДПИСКУ НА ЖУРНАЛ

можно оформить на почте. подписной индекс № 37156
в каталоге «ПЕРИОДИЧЕСКИЕ ИЗДАНИЯ. ГАЗЕТЫ И ЖУРНАЛЫ»
ООО ГК «УРАЛ-ПРЕСС»



адрес редакции:

141402, МОСКОВСКАЯ ОБЛАСТЬ
город ХИМКИ
улица ЛЕНИНГРАДСКАЯ, дом 24

(495) 575-55-63
(495) 575-54-69
(495) 575-00-68 факс

vestnik@laspace.ru
<http://www.vestnik.laspace.ru>

ежеквартальный
научно-технический журнал
«Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина»
издаётся с 2009 года.

включён:

- в базу данных российского индекса научного цитирования (РИНЦ);
- в перечень российских рецензируемых научных журналов ВАК в категорию **К1** по группе научных специальностей **2.5.13**. Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов; **2.5.14**. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов; **2.5.16**. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

основные тематические направления:

- ракетная и космическая наука и техника
- непилотируемые средства для исследования Луны, планет и космического пространства
- проектирование, расчёт, математическое моделирование, производство, эксплуатация, управление полётом, баллистика, космическая навигация и др.

журнал адресован учёным, специалистам, аспирантам и студентам научно-исследовательских институтов, опытно-конструкторских бюро, университетов и промышленности, занимающихся решением теоретических и практических проблем