

Станция «ВЕНЕРА-Д» состоит из орбитального и посадочного аппаратов для исследования Венеры дистанционными и контактными методами.

Целью проекта является получение ответов на вопросы:

- как возникла и эволюционировала планета и были ли условия на ранних этапах её развития пригодными для возникновения жизни?
- какие процессы сформировали и продолжают формировать поверхность Венеры?
- что Венера может сказать нам о будущем земного климата?



Для проведения экспериментов на борту космического комплекса установлена научная аппаратура:

- телевизионная система (посадочная камера, панорамные и стереокамеры);
- спектрометры; • хроматограф;
- метеоконкомплекс; • радиометр;
- нефелометр.

Также предполагается проведение исследований магнитосферы, электрических явлений в атмосфере и сейсмической активности Венеры.

Проекту планируется придать международный статус.

ЧИТАЙТЕ НА С. 13-17

35 лет запуску МЕЖПЛАНЕТНЫХ СТАНЦИЙ ВЕНЕРА-15 и ВЕНЕРА-16 оснащённых радиолокаторами июнь 1983 г.

Эти станции впервые выполнили радиолокационное картирование поверхности, составлены карты северного полушария Венеры с горизонтальным разрешением 0,9–2,5 км и вертикальным 50 м.





23 августа 2018 года исполнилось 70 лет Льву Матвеевичу Зелёному, доктору физико-математических наук, профессору, академику РАН и ряда иностранных академий – видному учёному в области космической плазмы, физики солнечно-земных связей, исследования планет, научному руководителю Института космических исследований.

После окончания МФТИ в 1972 году он пришёл работать в ИКИ, где прошёл путь от аспиранта до директора. В 1977 году защитил кандидатскую диссертацию, а в 1987 году – докторскую.

За время его работы директором институт сформировал новые направления, упрочил авторитет в российской и международной науке.

Лев Матвеевич играет ключевую роль в организации фундаментальных космических исследований в России и за рубежом. С 2013 по 2017 год он руководил Советом РАН по космосу. В настоящее время является заместителем председателя этого совета, членом президиума Научно-технического совета Роскосмоса, руководителем Межведомственной экспертной комиссии по космосу, а также научным руководителем отечественных лунной и межпланетной программ.

Л.М. Зелёный – член управляющих комитетов Международного космического института (ISSI) в Берне (Швейцария) и Международной академии астронавтики (IAA).

С 2013 по 2017 год он был вице-президентом РАН.

В настоящее время – член Президиума РАН и бюро Отделения физических наук РАН, он член кадровой комиссии Совета по науке при Президенте Российской Федерации.

Л.М. Зелёный – главный редактор журнала «Земля и Вселенная», член редколлегии журнала «Природа», является членом редакционных советов журналов «Успехи физических наук», «Вестник РАН», «Полет»

и «Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина».

Он автор более 600 научных публикаций, имеет более 7 000 цитирований.

За активную научную, преподавательскую и организаторскую деятельность удостоен многих российских и международных наград.

Профессор Зелёный ведёт большую преподавательскую работу, являясь заведующим кафедрой «Космическая физика» в МФТИ.

Под его руководством защищено значительное количество диссертаций.

Редколлегия и редсовет журнала, руководство и коллектив НПО имени С.А. Лавочкина сердечно поздравляют юбиляра и желают ему крепкого здоровья, счастья, удачи, творческих успехов, новых научных свершений и реализации задуманных проектов.



с о д е р ж а н и е

Кардашев Н.С., Алакоз А.В., Андрианов А.С., Баан У. и др.
Основные научные результаты, полученные в проекте «РАДИОАСТРОН» в 2016–2018 годы 3

Засова Л.В., Горинев Д.А., Эйсмонт Н.А., Коваленко И.Д., Аббакумов А.С., Бобер С.А.
«ВЕНЕРА-Д» – проект автоматической станции для исследования Венеры 13

Моишеев А.А.
«АСТРОН» проложил дорогу к проекту «СПЕКТР-УФ» 18

Сачков М.Е.
Исследования звёзд в ультрафиолете 24

Сачков М.Е., Сичевский С.Г., Шустов Б.М., Канев Е.Н., Шугаров А.С.
Блок камер поля проекта «СПЕКТР-УФ»: обновлённый дизайн и научные задачи 31

Клименко Н.Н.
Аналитические модели для оценивания возможностей низкоорбитальных космических аппаратов по обнаружению, геолокации и идентификации станций спутниковой связи С-, Х-, К_u-, К_a-диапазонов.
Часть 1. Аналитическая модель станций спутниковой связи как объектов наблюдения 37

Садовничий В.А., Панасюк М.И., Липунов В.М. и др.
Концепция проекта «Универсат-СОКРАТ» группировки малых спутников для мониторинга природных и техногенных космических угроз 47

Шевченко С.Н.
Метод оценки и подтверждения надёжности систем космических аппаратов по результатам испытаний в форсированных режимах 60

Клюшников В.Ю., Кузнецов И.И., Медведев А.А., Осадченко А.С.
Концепция космической Leap-системы 65

Ягодников Д.А., Шацкий О.Е., Лоханов И.В., Карчаев Х.Ж.
К 70-летию кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана (устойчивое развитие и преемственность исторических традиций) 76

Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С.
Формирование субапертурной структуры активной фазированной антенной решётки космического радиолокатора с синтезированной апертурой и выбор параметров её управляющих элементов 81

Чиков В.А., Садиков А.В.
Определение мощности передатчика и коэффициентов усиления антенн, установленных на борту и наземном комплексе космической цифровой радиолинии связи 91

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 по группе научных специальностей 05.07.00 авиационная и ракетно-космическая техника
- 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.laspacespace.ru>
- подписной индекс 37156 в каталоге «Газеты и журналы» (Роспечать)
© АО «НПО ЛАВОЧКИНА» © авторы статей

ежеквартальный научно-технический журнал издается 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@LSPACE.RU
адрес в Интернете: <http://WWW.VESTNIK.LSPACE.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. **А.А. Иванков**
к.т.н. **А.А. Моишеев**
д.т.н. **А.Е. Назаров**
А.В. Савченко
д.т.н., профессор **С.Н. Шевченко**
к.т.н. **А.Е. Ширшаков**

редакционный совет

председатель
к.т.н., профессор **В.А. Колмыков**
чл.-корр. РАН **О.М. Алифанов**
д.ф.-м.н., профессор **В.В. Асмус**
д.т.н., профессор **Б.И. Глазов**
академик РАН **Л.М. Зелёный**
чл.-корр. АНРТ **Х.И. Ибадинов**
к.т.н. **Е.Н. Кузин**
д.т.н., профессор **А.А. Любомудров**
академик РАН **М.Я. Маров**
д.т.н., профессор **Ю.А. Матвеев**
академик
НАН Беларуси **О.Г. Пенязьков**
академик РАН **Г.А. Попов**
д.т.н. **В.С. Финченко**
д.т.н., профессор **В.В. Хартов**
д.т.н., профессор **Е.Н. Хохлачев**
чл.-корр. РАН **Б.М. Шустов**
академик
НАН Украины **Я.С. Яцкив**

**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



18002



9 772075 694002

chief editor –
c.sc. (ec.) **K.Z. Karchayev**
 deputy chief editor –
d.eng., professor **V.V. Efanov**
editorial board
 member of
 UA USSR, URA **V.M. Davydov**
d.eng. **K.A. Zanin**
d.eng. **A.A. Ivankov**
c.sc. (eng.) **A.A. Moisheev**
d.eng. **A.E. Nazarov**
A.V. Savchenko
d.eng., professor **S.N. Shevchenko**
c.sc. (eng.) **A.E. Shirshakov**

editorial council
 chairman –
c.sc. (eng.) **V.A. Kolmykov**
 corresponding
 member RAN **O.M. Alifanov**
 doctor of physical and mathematical
 sciences, professor **V.V. Asmus**
d.eng., professor **B.I. Glazov**
 academician RAN **L.M. Zelenyi**
 corresponding
 member ANRT **H.I. Ibadinov**
c.sc. (eng.) **E.N. Kuzin**
d.eng., professor **A.A. Lyubomudrov**
 academician RAN **M.Y. Marov**
d.eng., professor **Y.A. Matveev**
 academician NASB **O.G. Penyazkov**
 academician RAN **G.A. Popov**
d.eng. **V.S. Finchenko**
d.eng., professor **V.V. Khartov**
d.eng., professor **E.N. Khokhlachev**
 corresponding
 member RAN **B.M. Shustov**
 academician NASU **Ya.S. Yatskiv**

**the journal is a reviewed
 publication**

f o u n d e r
 «LAVOCHKIN ASSOCIATION»

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

Kardashev N.S., Alakoz A.V., Andrianov A.S., Baan W. et al.
 The fundamental scientific outcome of the RADIOASTRON mission
 obtained during 2016–2018 3

Zasova L.V., Gorinov D.A., Eismont N.A., Kovalenko I.D., Abbakumov A.S., Bober S.A.
 VENERA-D: a design of automatic space station for Venus exploration 13

Moisheev A.A.
 ASTRON cleared the path toward SPEKTR-UF program 18

Sachkov M.E.
 Studies of stars in ultraviolet 24

Sachkov M.E., Sichevskij S.G., Shustov B.M., Kanev E.N., Shugarov A.S.
 Field Camera Unit instrument of the SPECTR-UF mission:
 new design and scientific tasks 31

Klimenko N.N.
 Analytical models for estimation of LEO satellites capabilities to detect,
 geolocate and identify C-, X-, K_u-, K_a-band satellite communications terminals.
 Part 1. Analytical model of satellite communications terminals as
 an objects of surveillance 37

Sadovnichiy V.A., Panasyuk M.I., Lipunov V.M. et al.
 A concept of the project Universat-SOCRAT of the system of
 small satellites for monitoring of natural and technogenic space hazards 47

Shevchenko S.N.
 Method of reliability assessment and validation of
 the spacecraft systems by results of strenuous tests 60

Klyushnikov V.Yu., Kuznetsov I.I., Medvedev A.A., Osadchenko A.S.
 Lean space System Concept 65

Jagodnikov D.A., Shatskii O.E., Lokhanov I.V., Karchaev H.J.
 To the 70th anniversary of the Bauman State Technical University
 Chair «Rocket Propulsion» (sustainable development
 and succession of history traditions) 76

Petrov A.S., Prilutskiy A.A., Volchenkov A.S.
 Sub-aperture structural forming of active phase array antenna for space
 synthetic aperture radar and selection of its control elements parameters 81

Chikov V.A., Sadikov A.V.
 Estimation of transmitter power and antennas gains witch was
 mounted at earth-station and space vehicle board in digital space
 communication radio lines 91

the journal is a reviewed publication

- the journal is included into data base «Russian Index of Scientific Citation» (RISC) located at ELECTRONIC SCIENTIFIC LIBRARY, internet link <http://www.elibrary.ru>
- the journal is in the list of editions, authorized by the SUPREME CERTIFICATION COMMITTEE OF THE RUSSIAN FEDERATION, in the group of the scientific categories 05.07.00 aviation and rocket-space technologies
- 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.laspase.ru>
- subscription index 37156 in catalogue «GAZETY I JURNALY» (ROSPECHAT)
 © «LAVOCHKIN ASSOCIATION» © 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>

ОСНОВНЫЕ НАУЧНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ, ПОЛУЧЕННЫЕ В ПРОЕКТЕ «РАДИОАСТРОН» В 2016–2018 ГОДЫ

THE FUNDAMENTAL SCIENTIFIC OUTCOME OF THE RADIOASTRON MISSION OBTAINED DURING 2016–2018

Н.С. Кардашев¹,
академик РАН,
nkardash@asc.rssi.ru;
N.S. Kardashev

У. Баан²,
baan@astron.nl;
W. Baan

Х.Л. Гомез³,
jlgomez@iaa.es;
J.L. Gomez

А.М. Кутькин¹,
кандидат физико-математических наук,
kutkin@asc.rssi.ru;
A.M. Kutkin

Дж. Моран⁵,
jmoran@cfa.harvard.edu;
J. Moran

А.Г. Рудницкий¹,
кандидат физико-математических наук,
arud@asc.rssi.ru;
A.G. Rudnitskiy

А.М. Соболев⁹,
кандидат физико-математических наук,
andrej.sobolev@urfu.ru;
A.M. Sobolev

А.В. Алакоз¹,
кандидат физико-математических наук,
rett@asc.rssi.ru;
A.V. Alakoz

Г. Бруни^{3,4},
bruni@mpifr-bonn.mpg.de;
G. Bruni

Г. Джiovаннини⁶,
ggiovann@ira.inaf.it;
G. Giovannini

М.М. Лисаков¹,
кандидат физико-математических наук,
lisakov@asc.rssi.ru;
M.M. Lisakov

С.В. Пилипенко¹,
кандидат физико-математических наук,
spilipenko@asc.rssi.ru;
S.V. Pilipenko

Т. Саволайнен⁷,
tuomas.k.savolainen@aalto.fi;
T. Savolainen

К.В. Соколовский¹,
кандидат физико-математических наук,
kirx@kirx.net;
K.V. Sokolovsky

А.С. Андрианов¹,
кандидат физико-математических наук,
andrian@asc.rssi.ru;
A.S. Andrianov

П.А. Войцик¹,
voitsik@asc.rssi.ru;
P.A. Voitsik

Ю.Ю. Ковалев¹,
профессор РАН,
доктор физико-математических наук,
yuk@asc.rssi.ru;
Y.Y. Kovalev

А.П. Лобанов⁶,
alobanov@mpifr-bonn.mpg.de;
A.P. Lobanov

М.В. Попов¹,
доктор физико-математических наук,
popov069@asc.rssi.ru;
M.V. Popov

Т.В. Смирнова⁸,
доктор физико-математических наук,
tania@prao.ru;
T.V. Smirnova

Ф. Эдвардс¹⁰,
philip.edwards@csiro.au;
P. Edwards

¹ Астрокосмический центр Физического института имени П.Н. Лебедева Российской академии наук, Россия, г. Москва.
Astro Space Center of P.N. Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

² Нидерландский радиоастрономический институт «АСТРОН» (ASTRON), Нидерланды, г. Двингелоо.
Netherlands Institute for Radio Astronomy (ASTRON), Netherlands, Dwingeloo.

³ Институт Астрофизики Андалусии, Испанский национальный исследовательский совет, Испания, Гранада, г. Апартадо.
Instituto de Astrofísica de Andalucía, CSIC, Spain, Granada, Apartado.

⁴ Отделение физики и астрономии Болонского университета, Италия, г. Болонья. Институт радиоастрономии, Италия, г. Болонья.
Dipartimento di Fisica e Astronomia, Università degli Studi di Bologna, Italy, Bologna. INAF-Osservatorio di Radioastronomia, Italy, Bologna.

⁵ Гарвард-Смитсоновский центр астрофизики, США, Массачусетс, г. Кембридж.
Harvard Smithsonian Center for Astrophysics, USA, MA, Cambridge.

⁶ Институт радиоастрономии имени Макса Планка, Германия, г. Бонн. Институт экспериментальной физики, Университет Гамбурга, Германия, г. Гамбург.
Max-Planck-Institute for Radio Astronomy, Germany, Bonn. Institut für Experimentalphysik, Universität Hamburg, Germany, Hamburg.

⁷ Университет Аалто, Радиообсерватория Метсахови, Финляндия, г. Кульмала. Университет Аалто (бывший Хельсинкский университет технологии), Финляндия, Хельсинки. Институт радиоастрономии им. Макса Планка, Германия, г. Бонн.

Aalto University Metsähovi Radio Observatory, Finland, Kylmäla. Aalto University Department of Radio Science and Engineering, Finland, Aalto. Max-Planck-Institut für Radioastronomie, Germany, Bonn.

⁸ Пушчинская радиоастрономическая обсерватория Астрокосмического центра ФИАН, Россия, Московская область, г. Пушино.

Pushchino Radio Astronomy Observatory, Astro Space Center, Lebedev Physical Institute, Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow Oblast', Pushchino.

⁹ ФГАОУ ВПО «УрФУ имени первого Президента России Б.Н. Ельцина», Россия, г. Екатеринбург.
Ural Federal University, Russia, Ekaterinburg.

¹⁰ Государственное Объединение Научных и Прикладных Исследований (CSIRO), астрономия и космические науки, Австралия, г. Эппинг.

CSIRO Astronomy and Space Science, Australia, Epping.

Уже семь лет функционирует на орбите космический аппарат «СПЕКТР-Р» с 10-метровым радиотелескопом на борту. Этот космический радиотелескоп вместе с наземными телескопами образует интерферометр, обеспечивающий исследования космических радиоисточников с рекордным угловым разрешением, достигающим 10-миллионных долей угловой секунды. В этой публикации представлена сводка научных результатов, полученных в 2016–2018 гг. Высокая яркостная температура, обнаруженная радиointерферометром «РАДИОАСТРОН» в источнике B0529+483, обсуждается с учётом влияния межзвёздного рассеяния. Исследованы характеристики ультракомпактного блазара АО 0235+164 с помощью наблюдений на наземно-космическом радиointерферометре «РАДИОАСТРОН» с привлечением многочастотных наблюдений VLBA и EVN, а также наблюдений в режиме мониторинга на одиночных антеннах. Показано, что в спокойной фазе яркостная температура ядра квазара 3C273 в сто раз ниже, чем в фазе высокой активности в 2013 году, когда было получено значение 1.4×10^{13} K, в системе отсчёта источника. Яркостная температура в спокойной фазе оказалась даже в десять раз ниже, чем она должна быть для случая равномерного распределения. Благодаря беспрецедентному разрешению наземно-космического радиointерферометра «РАДИОАСТРОН» удалось показать, что основание джета в ядре галактики NGC1275 (3C84) оказалось широким (около тысячи гравитационных радиусов) и имеет цилиндрическую форму. Это может означать, что, по крайней мере, внешняя часть струи запускается с помощью аккреционного диска. Обнаружение компактных деталей в источнике мегамазерного излучения в галактике NGC4258 налагает жёсткие ограничения на степень насыщения мазера и на процессы накачки. Настолько компактные мазерные области, весьма вероятно, обладают магнитными полями с простой структурой. Это может обеспечить возможность оценки напряжённости магнитного поля по поляризации их излучения. В области звездообразования массивных звёзд Цефей А обнаружены две компактные мазерные детали с угловыми размерами меньше 15 микросекунд дуги каждая, т.е. размером примерно с Солнце. Эти объекты являются самыми маленькими, когда-либо наблюдавшимися в мазерах в нашей Галактике. Наиболее вероятным объяснением происхождения данной структуры является турбулентность (добрóжка Кáрман), возникшая в результате взаимодействия потока газа с каким-то препятствием.

Already for seven years the SPEKTR-R spacecraft has been operating in orbit with a 10-meter radio telescope onboard. This space radio telescope together with ground-based telescopes forms a ground-space interferometer, which provides studies of space radio sources with a record angular resolution of up to 10 millionth of an arcsecond. This article provides an overview of scientific results obtained during the last two years of RADIOASTRON mission operation (2016–2018). The high brightness temperature detected by RADIOASTRON interferometer in source B0529+483 is discussed taking into account the influence of interstellar scattering. The characteristics of ultra-compact blazar AO 0235+164 have been studied by means of RADIOASTRON ground-space radio interferometer observations involving multi-frequency VLBA and EVN observations, as well as observations performed by single antennas monitoring. It is shown that in steady phase the brightness temperature of core of 3C273 quasar is a hundred times lower than in high activity phase in 2013, when the value of 1.4×10^{13} K was obtained in the source reference system. The brightness temperature in the steady phase was even ten times lower than it should be for the case of equidistribution. Due to the unprecedented resolution of the RADIOASTRON terrestrial space interferometer, it was possible to show that the base of the jet in the nucleus of the galaxy NGC1275 (3C 84) was wide (about a thousand gravitational radii) and had a cylindrical shape. This may mean that at least the outer part of the jet is triggered by an accretion disc. The detection of compact maser features in the source of mega-maser radiation in the galaxy NGC 4258 imposes strict limits on the degree of maser saturation and on the pumping processes. Moreover, these compact areas masering regions are very likely to have a magnetic field with a simple structure. This can provide the ability to estimate the magnetic field strength by its polarization properties. Two unresolved spots smaller than 15 μ as in angular extent were found in the massive star-forming region Cepheus A. This is the smallest angular structure ever observed in a Galactic maser; the linear size of these spots is smaller than the diameter of the Sun. The observed structure most likely can be explained in the model of turbulent vortices shed by an obstacle in a flow (i.e. Kármán vortex street).

Изучена тонкая структура гигантских импульсов от пульсара в Крабовидной туманности, которая указывает на генерацию радиоизлучения в магнитосфере нейтронной звезды в режиме сверхсильной электромагнитной волны.

С использованием модели тонкого рассеивающего экрана несколькими способами определены расстояния до эффективных рассеивающих экранов на луче зрения к нескольким ярким пульсарам. Модель равномерного рассеяния радиоволн на луче зрения не подходит ни для одного объекта. Было сделано заключение, что наблюдаемое рассеяние радиоволн происходит на сравнительно компактных слоях плазмы в нашей Галактике.

Ключевые слова:

наземно-космический интерферометр; радиоинтерферометрия со сверхдлинными базами (РСДБ); активные галактические ядра (АГЯ); квазары; пульсары; космические мазеры; межзвёздное рассеяние.

введение

В период с 2016–2018 годы наземно-космический радиоинтерферометр «РАДИОАСТРОН» ведёт наблюдения по программам «АО-4» и «АО-5». Вместе эти программы состоят из 25 научных проектов, отобранных Советом экспертов проекта «РАДИОАСТРОН» на конкурсной основе.

Всего в исследованиях приняли участие учёные около двадцати стран. В рамках научной программы миссии «РАДИОАСТРОН» изучаются три группы космических объектов: квазары – ядра далеких галактик, пульсары – нейтронные звёзды нашей Галактики, мазеры – области образования звёзд и планет в нашей Галактике и в других галактиках. Наземное плечо радиоинтерферометра обеспечивают более 30 радиотелескопов России, Австралии, Великобритании, Германии, Индии, Испании, Италии, Нидерландов, Польши, Швеции, Финляндии, Китая, Южной Кореи, ЮАР, США, Японии и др. Получены успешные результаты по всем научным направлениям. Реализовано рекордное угловое разрешение, составляющее несколько сотысячных долей угловой секунды. Основные параметры наземно-космического интерферометра «РАДИОАСТРОН» были представлены в нескольких публикациях (*Ковалев Ю.А. и др.*, 2014; *Андреянов В.В. и др.*, 2014; *Кардашев Н.С. и др.*, 2016; *Кардашев Н.С. и др.*, 2014, *Кардашев Н.С. и др.*, 2013). Ниже приводятся научные результаты, полученные в 2016–2018 годы.

С полным списком публикаций по проекту «РАДИОАСТРОН» можно ознакомиться по ссылке: <http://www.asc.rssi.ru/radioastron/publications/publ.html>

The fine structure of giant pulses from pulsar in a Crab Nebula was studied, which indicates the generation of radio radiation in the magnetosphere of a neutron star in the mode of a super strong electromagnetic wave. Using a thin scattering screen model the distances to the effective screens were determined along the line of sight to several bright pulsars. The model of uniform radio waves scattering is not suitable for any object. It was concluded that the observed scattering of radio waves occurs on relatively compact plasma layers in our Galaxy.

Key words:

space-ground interferometer; Very Long Baseline Interferometry (VLBI); active galactic nuclei (AGN); quasars; pulsars; cosmic masers; interstellar scattering.

1. Основные научные результаты по внегалактическим объектам

1.1. Высокая яркостная температура, обнаруженная радиоинтерферометром «РАДИОАСТРОН» в источнике В0529+483, и влияние межзвёздного рассеяния

Наблюдения наземно-космического радиоинтерферометра «РАДИОАСТРОН» показывают, что в джетах многих квазаров наблюдаются яркостные температуры 10^{13} К и выше. Такие высокие значения требуют пересмотра теории излучения джета. Однако рефракционное рассеяние на межзвёздной среде может искажать результаты измерений яркостной температуры, создавая на изображении ложные яркие и компактные пятна. В данной работе мы количественно описываем свойства рассеяния, а также субмиллисекундную структуру ядра квазара В0529+483. Используя измерения «РАДИОАСТРОН» на частотах 1.7, 4.8 и 22 ГГц на проекциях базы до 240 тыс км, мы обнаружили два характерных размера в ядре квазара: около 100 и около 10 микросекунд дуги (рисунок 1). Мы показали, что, хотя признаки рассеяния и присутствуют в полученных данных на низкой частоте (1.7 ГГц), яркостная температура данного квазара все равно превышает 10^{13} К по результатам измерений на частотах 4.8 и 22 ГГц (*Pilipenko S.V. et al.*, 2018). Для объяснения этого результата требуется признать, что плотность энергии частиц многократно превышает плотность энергии магнитного поля в ядре данного квазара.

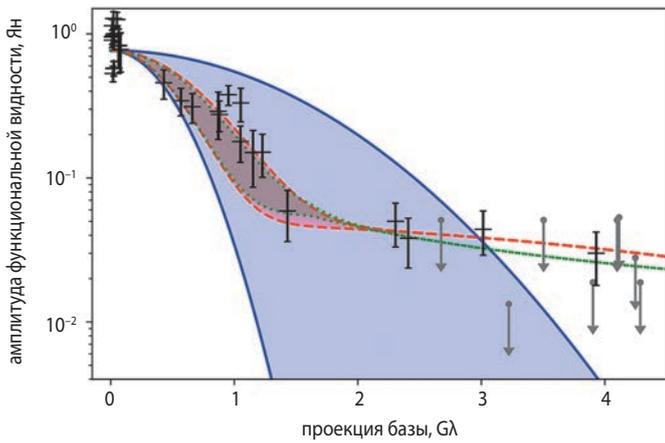


рисунок 1. Результаты измерения амплитуды интерференционной функции видности от проекции базы на частоте 4.8 ГГц. Синие линии и область отвечают наиболее простой модели изображения, которая плохо описывает мелкомасштабную структуру изображения. Красная и зелёная линии соответствуют более сложной модели, содержащей две компоненты размерами около 100 и около 10 микросекунд дуги. Малое различие между зелёной и красной линиями указывает на малое влияние рассеяния на результат

1.2. Наземные и космические радионаблюдения экстремального блазара АО 0235+164

Измерения яркостных температур и эффектов, возникающих в результате действия синхротронного самопоглощения, позволяют судить о физических условиях в ядрах блазаров. Мы исследуем характеристики ультракомпактного блазара АО 0235+164 с помощью наблюдений на наземно-космическом радиоинтерферометре «РАДИОАСТРОН», многочастотных наблюдений VLBA и EVN, а также наблюдений в режиме мониторинга на одиночных антеннах. Моделирование источника в области пространственных частот и последующее усреднение множества эпох наблюдений позволило получить структуру ис-

точника и оценить кинематику компонента выброса. Задержки появления пиков всплесков на разных частотах получены с применением регрессии гауссовым процессом. Частотная зависимость размеров ядра и задержек свидетельствует в пользу преобладания синхротронного самопоглощения в ядре источника. Величина внутренней яркостной температуры, измеренная по наземным данным, близка к значению равномерного распределения. В то же время, по измерениям «РАДИОАСТРОН», эта величина достигает 10^{14} К, что может быть связано с наличием сверхкомпактной структуры в ядре блазара с размерами менее 10 угловых микросекунд. В 2007–2016 годы распределение компонентов выброса носит бимодальный характер, что свидетельствует в пользу изгиба выброса и изменения его направления с южного на северное (рисунок 2). Наблюдаемый угол раскрытия джета на 43 ГГц оказывается в два раза больше, чем на 15 ГГц, что говорит о его коллимации. Мы оценили ряд физических параметров источника, как то: Лоренц-фактор, Доплер-фактор, углы наклона и раскрытия выброса, величину и градиент магнитного поля в ядре и другие (Kutkin A.M. et. al., 2018).

1.3. Изучение самых внутренних областей джетов в АГЯ и их магнитных полей в проекте «РАДИОАСТРОН»: наблюдения 3C 273 в минимуме активности

Завершен анализ наблюдений знаменитого квазара 3C 273, выполненных на частоте 22 ГГц в 2014 году. В этих наблюдениях проекция базы наземно-космического радиоинтерферометра составила около девяти диаметров Земли, что обеспечило угловое разрешение 0.3 мас. В этот раз объект находился в состоянии низкой активности, ввиду чего полученные оценки яркостной температуры интересно было сравнить с полученными ранее, примерно год тому

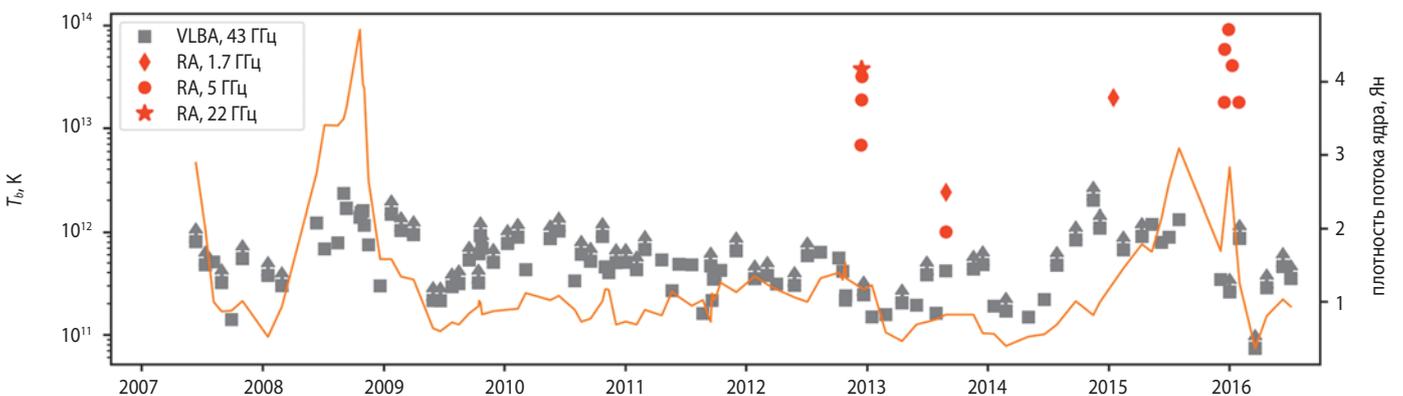


рисунок 2. Наблюдаемые яркостные температуры АО 0235+164 по наземным измерениям VLBA на 43 ГГц и наземно-космическим наблюдениям «РАДИОАСТРОН» на 1.7, 5 и 22 ГГц. Стрелки показывают оценки минимальных значений с использованием пределов по разрешению. Кривая отображает изменение плотности потока ядра (правая ось)

назад, когда источник проявлял максимум активности. В своем анализе мы также использовали данные обзора VLBA-BU-BLAZAR, что позволило проследить кинематику джета за полтора года. В результате было показано, что в спокойной фазе яркостная температура в сто раз ниже, чем в фазе активности в 2013 году, когда было получено значение 1.4×10^{13} К, в системе отсчёта источника. Яркостная температура в спокойной фазе оказалась даже в десять раз ниже, чем она должна быть для случая равномерного распределения.

Анализ эволюции джета на частоте 43 ГГц показывает, что через два месяца после эпохи 2013 года был сформирован новый компонент джета; этот компонент виден и на нашей карте на частоте 22 ГГц (рисунок 3). Следовательно, он располагался вне ядра во время максимума яркостной температуры. Наблюдения на Fermi-LAT-системе в период 2010–2014 годы не показывают наличие каких-либо рентгеновских вспышек, связанных с появлением нового компонента, обнаруженного на частоте 43 ГГц.

Таким образом, наш анализ указывает на то, что обнаруженные нами ранее экстремально-высокие яркостные температуры в квазаре 3C 273, превосходящие предел обратного комптоновского эффекта, относятся к короткоживущей фазе активности объекта, когда нарушается равновесное условие равномерного распределения. Следовательно, измерения яркостной температуры на наземно-космическом радиointерферометре с базами, обеспечивающими микросекундное угловое разрешение, нельзя интерпретировать напрямую как нарушение известных физических ограничений в астрофизических источниках (Bruni G. et al., 2017).

1.4. Широкий коллимированный джет в источнике 3C 84 на масштабах нескольких сотен гравитационных радиусов

По сей день учёными обсуждаются базовые гипотезы формирования выбросов плазмы в галактиках. До последнего времени астрофизики, занимающиеся далекими галактиками, отдавали предпочтение модели Блэнфорда – Знаека: они склонялись к тому, что джеты в галактиках формируются центральной сверхмассивной чёрной дырой. Международная команда исследователей из восьми стран получила изображение джета, зарождающегося в окрестности центральной черной дыры гигантской эллиптической галактики NGC 1275 (Персей А). Использование «РАДИОАСТРОН» позволило восстановить карту этой области с ультравысоким угловым разрешением (рисунок 4). Благодаря близости объекта, реализуемое линейное разрешение составляет величину всего лишь 12 световых дней на расстоянии 70 мегапарсек или 230 миллионов световых лет. Благодаря такому

1226+023 на частоте 22.236 ГГц, 18 января 2014 г.

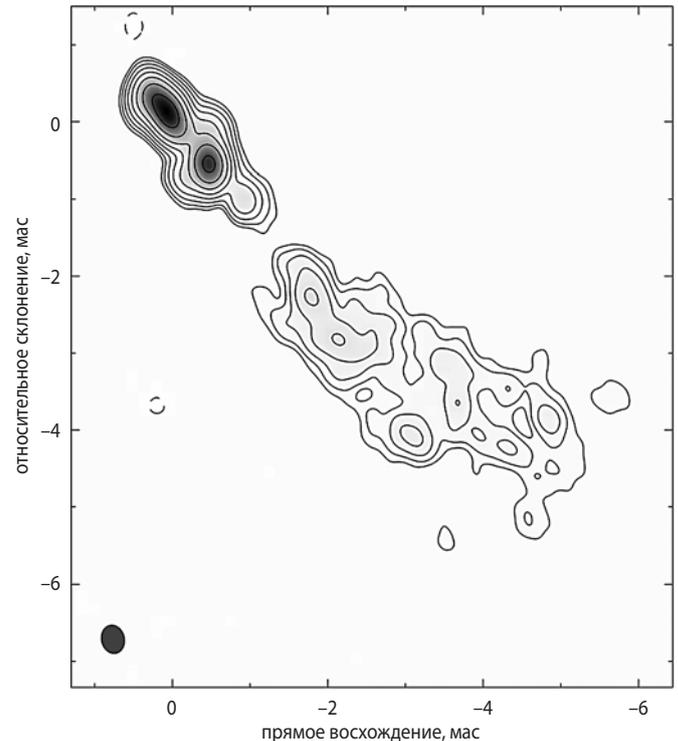


рисунок 3. Радиокарта квазара 3C 273, полученная на частоте 22 ГГц на наземно-космическом радиointерферометре «РАДИОАСТРОН» при поддержке глобальной сети радиотелескопов. Карта построена с однородным взвешиванием. Самые слабые контуры проведены на уровне значимости 5 сигма

беспрецедентному разрешению наземно-космического радиointерферометра «РАДИОАСТРОН», учёные увидели, что основание джета сформировалось широким (около тысячи гравитационных радиусов) и имеет цилиндрическую форму. Это может означать, что, по крайней мере, внешняя часть струи запускается с помощью аккреционного диска. На его форму влияет внешний кокон, возникающий в результате взаимодействия джета с окружающей его средой (Giovannini G. et al., 2018).

2. Исследования галактических и внегалактических мазеров водяного пара

2.1. Мегамазер водяного пара в галактике NGC 4258

Области мегамазерного излучения H_2O в галактике NGC 4258 находятся в аккреционном диске размером в 0.5 пк, видимом почти с ребра, окружающем активное галактическое ядро (Herrnstein J.R. et al., 1998), которое также классифицируется как CSO (компактный симметричный объект). Молекулярные облака в этом диске проектируются на южную часть CSO и за счёт мазерного эффекта усиливают излучение

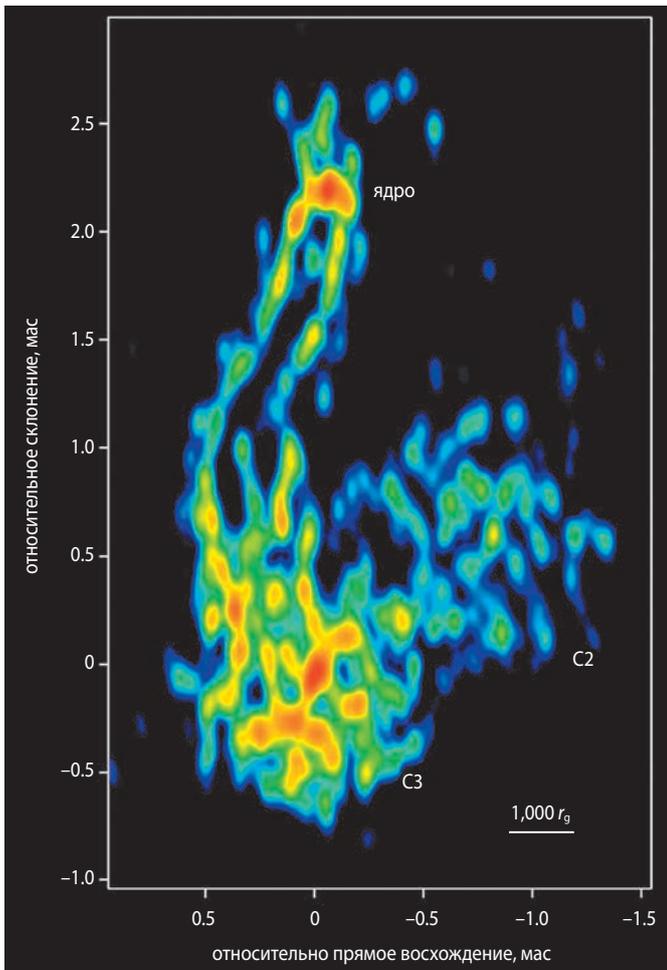


рисунок 4. Тонкая структура джета в источнике 3C 84

этого источника. Из-за орбитального движения облаков в диске связанные с ними линии излучения дрейфуют в спектре со скоростью 8.1 км/с/год в интервале скоростей 440–550 км/с. Систематическая (космологическая) скорость галактики NGC 4258 составляет 472 км/с, что соответствует расстоянию до галактики 7 Мпк.

К настоящему моменту мегамазерное излучение в NGC 4258 было протестировано (получены интерференционные отклики) в одиннадцати экспериментах с наземно-космическим радиоинтерферометром «РАДИОАСТРОН». Впервые детектирование было получено на проекциях базы в 1.9 диаметров Земли в 2014 году, а рекордное в астрономии угловое разрешение в 8 микросекунд дуги было получено при проекции базы в 26.7 диаметра Земли (340000 км).

При таком высоком разрешении диффузная часть мазерных компонент уже не даёт вклада в интерференционный отклик, но наиболее компактные части остаются неразрешенными. На рисунке 5 приведён радиоинтерферометрический отклик для проекции базы в 26.7 диаметров Земли КРТ-Медицина, где можно отождествить несколько компонент наблюдаемых с пространственным разрешением в 56 а.е. Само обнаружение настолько компактных деталей

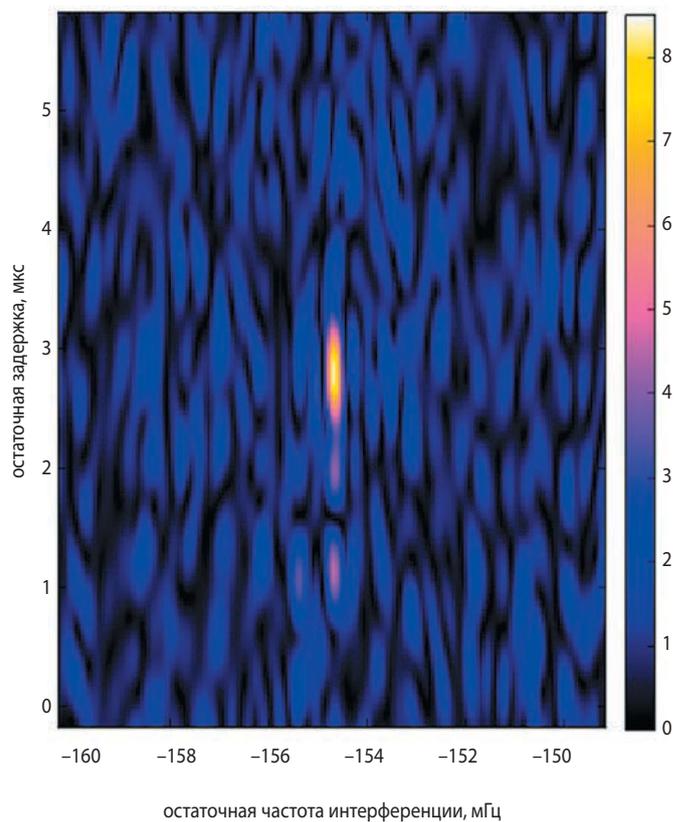


рисунок 5. Интерференционный лепесток от мегамазера NGC 4258 на базе КРТ-Медицина. Проекция базы примерно 26.7 диаметров Земли. Цветом показано отношение сигнал/шум в плоскости остаточная задержка – частота интерференции

налагает жёсткие ограничения на степень насыщения мазера и на процессы накачки. Кроме того, такие компактные области мазерного излучения, весьма вероятно, должны обладать магнитными полями с более простой структурой, что может обеспечить возможность оценки напряжённости магнитного поля по поляризации их излучения. Результаты этой работы были опубликованы в статье в сборнике конференции (Baan Willem et al., 2018).

2.2. Мазеры водяного пара размером с Солнце в области звездообразования Цефей А

В одном из ранних экспериментов наземно-космический радиоинтерферометр «РАДИОАСТРОН» обнаружил на проекции базы более трёх диаметров Земли мазерное излучение в линии водяного пара на частоте 22 ГГц от области звездообразования массивных звёзд Цефей А. Она находится в одноименном созвездии на расстоянии более 2000 световых лет от Солнца. Было обнаружено несколько компактных мазерных деталей (см. рисунок 4, пятна на скорости 0.6 и –16.9 км/с). Одна из деталей, наблюдаемая на скорости 0.6 км/с, выглядит на наземных базах радиоинтерферометра как одиночная линия с гауссовым

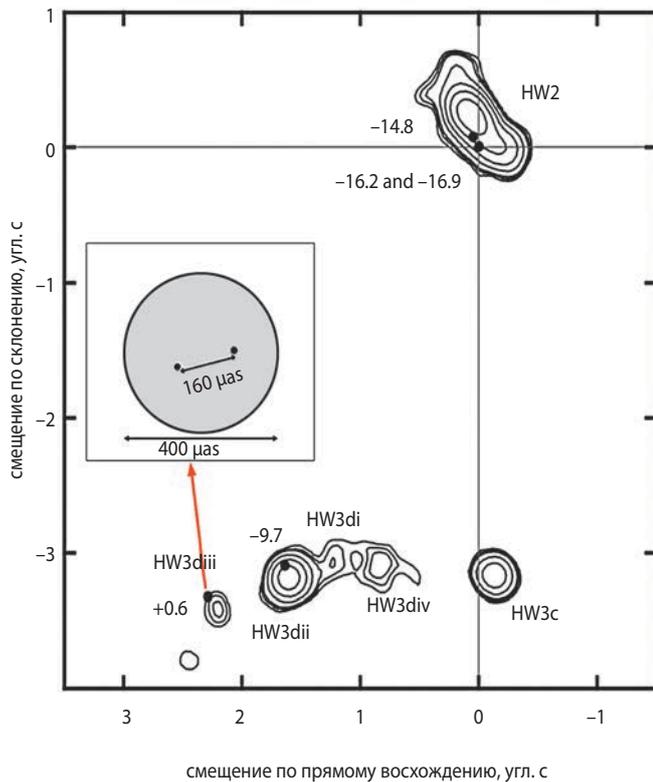


рисунок 6. Центральная часть области звездообразования Цефей А. Контурями показано непрерывное излучение на длине волны 1.35 см (Torrelles José M., 1998). Точками показаны положения мазеров, определённые в рамках данного эксперимента. Вставка: модель мазерного излучения, видимого на скорости 0.6 км/с. Показаны две компактные компоненты, разнесённые на 160 микросекунд дуги и расположенные вдоль направления потока газа от HW3dii

профилем, а на длинных наземно-космических базах разрешается на две спектральные компоненты, разнесённые по скорости и содержащие примерно 13% от полного потока. Последующий анализ показал, что эта структура соответствует двум неразрешённым пространственным компонентам мазера с угловыми размерами меньше 15 микросекунд дуги каждая, т.е. размером примерно с Солнце. Они разнесены на 160 микросекунд дуги или около 0.1 астрономических единиц вдоль направления движения потока молекулярного газа от соседней молодой звезды и окружены протяжённым гало (рисунок 6). На настоящий момент эти объекты являются самыми маленькими структурами, когда-либо наблюдавшимися в мазерах в нашей Галактике. В работе были рассмотрены различные варианты происхождения наблюдаемой структуры, наиболее вероятным из которых является объяснение в рамках модели турбулентности, возникшей в результате взаимодействия потока газа, выброшенного соседней молодой звездой, с каким-то препятствием. Результаты этой работы были опубликованы в статье (Sobolev A.M. et al., 2018).

3. Исследования пульсаров

3.1. Гигантские импульсы пульсара в Крабовидной туманности как индикаторы сверхсильной электромагнитной волны

Проведён анализ спектров и функций видности от гигантских импульсов пульсара в Крабовидной туманности по данным РСДБ-наблюдений в проекте «РАДИОАСТРОН», проводившихся в 2015 году. Измерены параметры рассеяния импульсов на межзвёздной среде: время рассеяния и полоса декорреляции. Проведён сравнительный анализ формы спектров и функций видности гигантских импульсов в реальных наблюдениях с формой спектров и функций видности, полученных путём моделирования рассеяния (рисунок 7). Результаты сравнения позволили сделать вывод о наличии в структуре гигантских импульсов коротких всплесков ($dt < 30$ нс) на частоте 1668 МГц, яркостная температура которых превышает 10^{38} К. Такие импульсы распространяются в магнитосфере пульсара в режиме сильной электромагнитной волны, что приводит к генерации дополнительного излучения в направлениях, перпендикулярных направлению распространения гигантских импульсов (Попов М.В. и др., 2017). Это излучение можно сопоставить с аномальными компонентами среднего профиля пульсара, наблюдаемыми на частотах выше 4 ГГц.

3.2. Распределение межзвёздной плазмы в направлении пульсара B0525+21 по данным наземно-космической радиоинтерферометрии

Наблюдения на наземно-космическом радиоинтерферометре с участием телескопов Грин-Бэнк, Арецибо и «РАДИОАСТРОН» на частоте 1668 МГц позволили исследовать характеристики межзвёздной плазмы в направлении пульсара PSR B0525+21. Максимальная проекция базы для наземно-космического радиоинтерферометра была 233600 км. Показано, что мерцания являются сильными, спектр неоднородностей межзвёздной плазмы является степенным с показателем $n=3.74$, что соответствует колмогоровскому спектру неоднородностей. С применением новой методики оценки размера диска рассеяния мы измерили угол рассеяния (радиус) в направлении пульсара PSR B0525+21: $\theta_{\text{scat}}=0.028\pm 0.002$ угловых миллисекунд. Было показано, что в этом направлении рассеяние излучения происходит на слое плазмы, находящемся на расстоянии $0.1 Z$ от пульсара, где Z – расстояние от пульсара до наблюдателя. Для принятого нами $Z=1.6$ кпк экран находится на расстоянии 1.44 кпк от наблюдателя (Андреанов А.С. и др., 2017).

**ОСНОВНЫЕ НАУЧНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ, ПОЛУЧЕННЫЕ В ПРОЕКТЕ «РАДИОАСТРОН»
В 2016–2018 ГОДЫ**

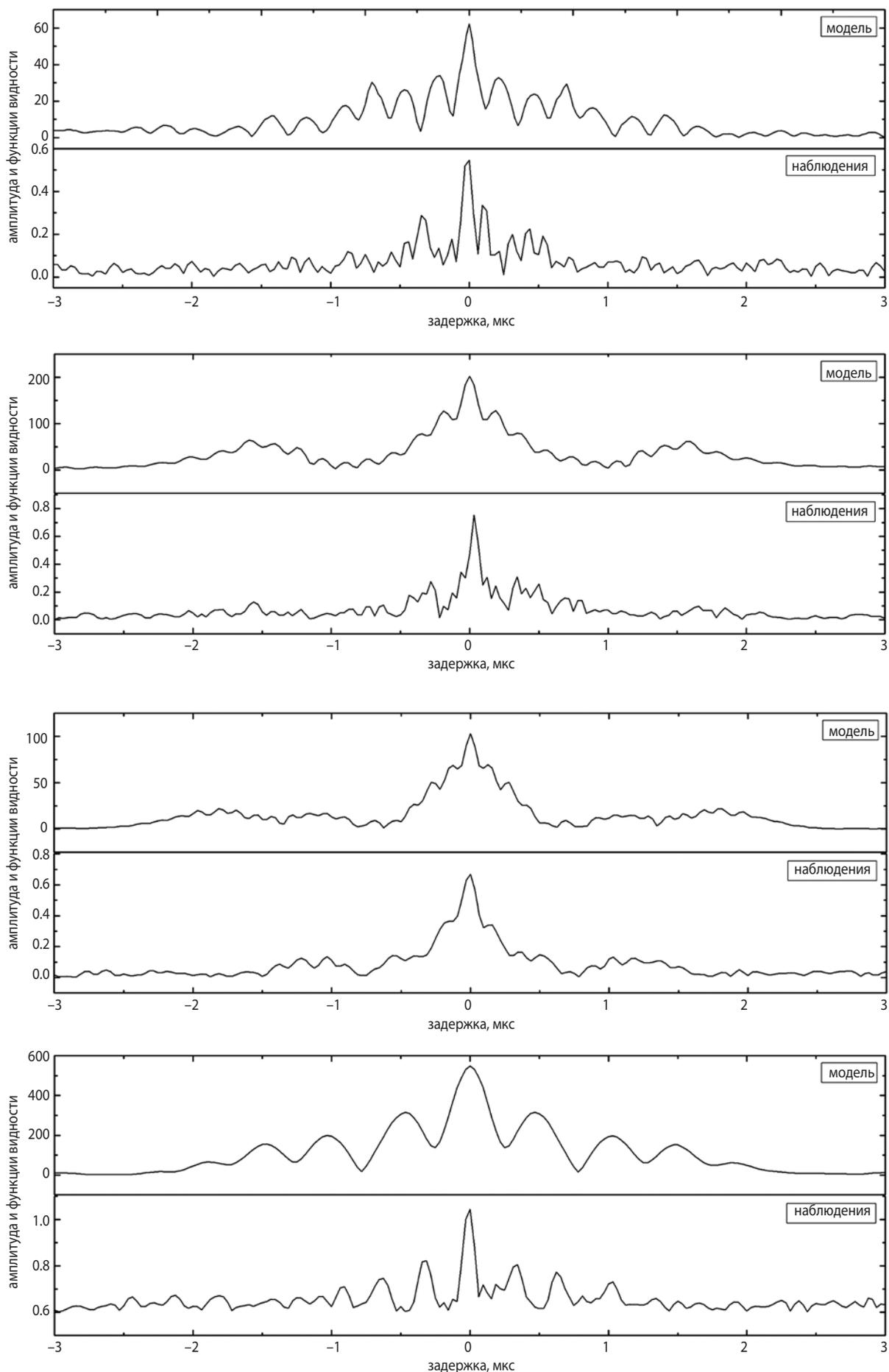


рисунок 7. Сравнение наблюдаемых и смоделированных функций видности. В каждой паре верхняя картинка соответствует модели, а нижняя – наблюдениям

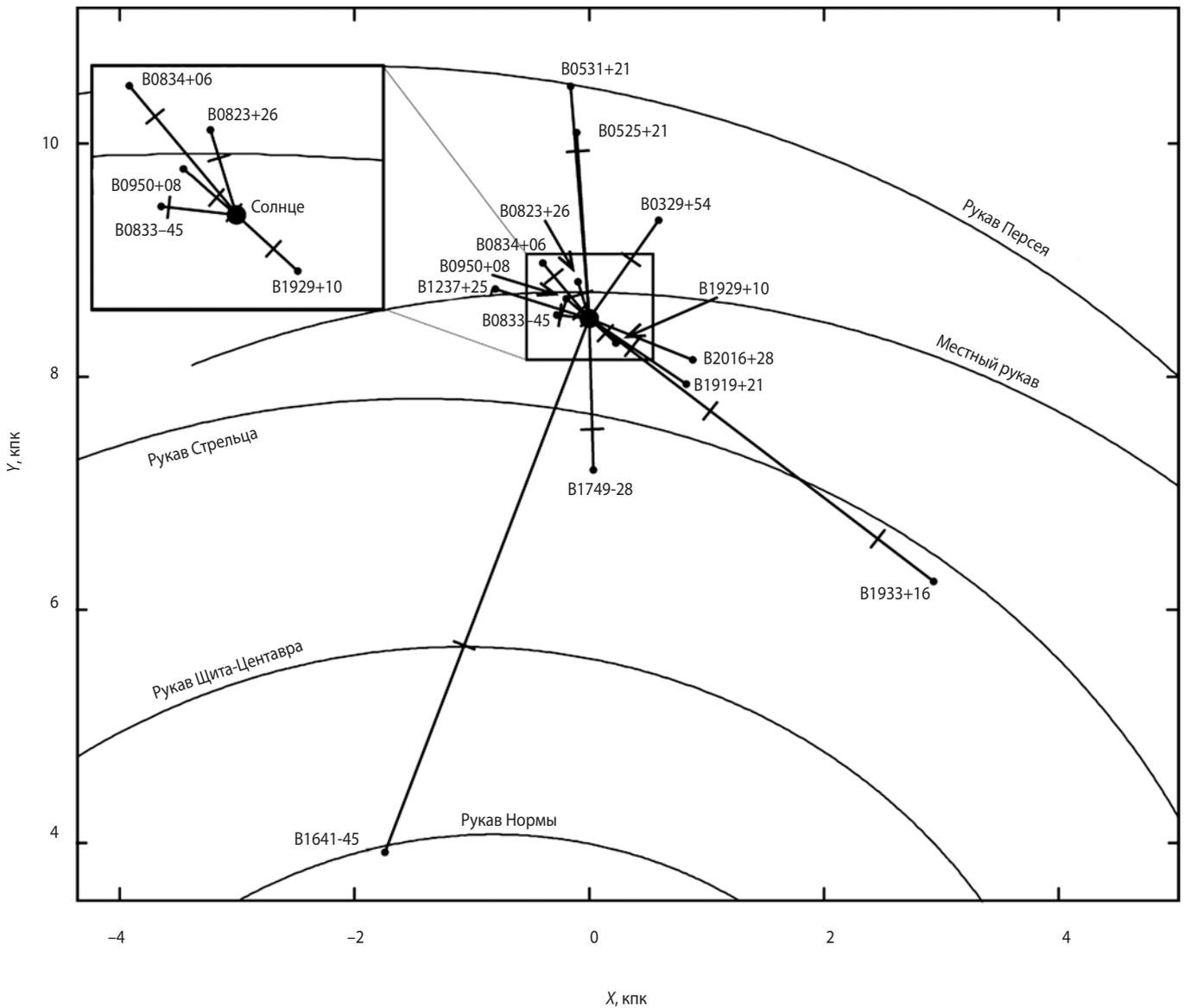


рисунок 8. Схема расположения рассеивающих экранов относительно спиральной структуры Галактики

3.3. Обнаружение плотных слоев межзвездной плазмы в наблюдениях с наземно-космическим радиointерферометром «РАДИОАСТРОН»

Проведены наблюдения пяти пульсаров (B0823+26, B0834+06, B1237+25, B1929+10 и B2016+28) по научной программе проекта «РАДИОАСТРОН» на частоте 327 МГц. Благодаря высокой разрешающей силе наземно-космического радиointерферометра, были измерены размеры кружков рассеяния для этих объектов. Измеренные значения заключены в интервале от 0.6 до 2.8 миллисекунд дуги. С использованием модели тонкого рассеивающего экрана несколькими способами определены расстояния до такого эффективного экрана. Модель равномерного рассеяния радиоволн на луче зрения не подходит ни для одного объекта. Было сделано заключение, что

наблюдаемое рассеяние радиоволн происходит на сравнительно компактных слоях плазмы в нашей Галактике (Fadееv E.N. et al., 2018). На рисунке 8 черточками обозначено положение выделенных экранов на луче зрения к каждому пульсару.

Проект «РАДИОАСТРОН» осуществляется АКЦ ФИАН и НПО имени С.А. Лавочкина по контракту с Российским космическим агентством совместно с многими научно-техническими организациями в России и других странах. Представленные результаты частично основаны на наблюдениях, выполненных на радиотелескопах ИПА РАН. Результаты оптических позиционных измерений КА «Спектр-Р» глобальной сетью телескопов МАСТЕР (Lipunov V. et al., 2010), коллаборацией ISON и Коуровской обсерваторией использовались для высокоточного восстановления орбиты аппарата в дополнение к стандартным средствам миссии. Результаты частично получены на основе

наблюдений со 100-м телескопом института Радиоастрономии общества Макса Планка (MPIfR) в Эффельберге, с телескопами Медичина, Ното, Сардиния, управляемых INAF. Европейская РСДБ-сеть является совместным проектом независимых Европейских, Африканских, Азиатских и Североамериканских радиоастрономических институтов. Национальная радиоастрономическая обсерватория США (NRAO), Длиннобазовая Обсерватория США (LBA) и Обсерватория Грин Бэнк США (GBO) являются средством национального научного фонда США и управляются согласно контрактам с Associated Universities, Inc. Обсерватория Аресибо управляется SRI International согласно контракту с национальным научным фондом США (AST-1100968), совместно с Ana G. Mendez-Universidad Metropolitana и Universities Space Research Association. Телескопы Австралийской РСДБ-решётки являются частью Australia Telescope National Facility, которая финансируется Commonwealth of Australia и управляется CSIRO.

Представленные научные исследования частично поддержаны Российским Научным Фондом (грант 16-12-10481) и Программой Президиума РАН № 28 «Космос: исследования фундаментальных процессов и их взаимосвязей».

список литературы

Андреянов В.В., Кардашев Н.С., Хартов В.В. Наземно-космический радиоинтерферометр «РАДИОАСТРОН» // Космические исследования. 2014. Т. 52, № 5. С. 353-359.

Андреянов А.С., Смирнова Т.В., Шишов В.И., Гвин К., Попов М.В. Распределение межзвездной плазмы в направлении пульсара PSR B0525+21 по данным наземно-космической интерферометрии // Астрономический Журнал. 2017. Т. 94, № 6. С. 516-523.

Кардашев Н.С., Алакоз А.В., Андреянов А.С., Артюхов М.И. «РАДИОАСТРОН»: итоги выполнения научной программы исследований за 5 лет полета // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 4-24.

Кардашев Н.С., Алакоз А.В., Ковалев Ю.Ю., Попов М.В. и др. «РАДИОАСТРОН»: итоги выполнения ранней научной программы исследований объектов Вселенной со сверхвысоким угловым разрешением // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 3. С. 4-11.

Кардашев Н.С., Хартов В.В., Абрамов В.В., Авдеев В.Ю. и др. «РАДИОАСТРОН» – телескоп размером 300000 км: основные параметры и первые результаты наблюдений // Астрономический Журнал. 2013. Т. 90, № 3. С. 179-222.

Ковалев Ю.А., Васильков В.И., Попов М.В., Соголаснов В.А. и др. Проект «РАДИОАСТРОН». Измерения и анализ основных параметров космического телескопа в полете в 2011-2013 гг. // Космические исследования. 2014. Т. 52, № 5. С. 430-439.

Попов М.В., Рудницкий А.Г., Соголаснов В.А. Гигантские импульсы пульсара в Крабовидной туманности как индикаторы сильной электромагнитной волны // Астрономический Журнал. 2017. Т. 94, № 3. С. 194-203.

Baan Willem, Alakoz Alexey, An Tao, Ellingsen Simon et al. H₂O MegaMasers: RadioAstron success story // Astrophysical Masers: Unlocking the Mysteries of the Universe, Proceedings of the International Astronomical Union, IAU Symposium. 2018. V. 336. P. 422-425.

Bruni G., Gomez J.L., Casadio C., Lobanov A.P. et al. Probing the Innermost Regions of AGN Jets and Their Magnetic Fields with RadioAstron. II. Observations of 3C 273 at minimum activity // Astronomy & Astrophysics. 2017. V. 604, A111.

Fadeev E.N., Andrianov A.S., Burgin M.S., Popov M.V. et al. Revealing compact structures of interstellar plasma in the Galaxy with RadioAstron // MNRAS, submitted, arXiv:1801.06099. 2018.

Giovannini G., Savolainen T., Orienti M., Nakamura M. et al. A wide and collimated radio jet in 3C84 on the scale of a few hundred gravitational radii // Nature Astronomy. 2018. V. 2. С. 472-477.

Herrnstein J.R., Greenhill L.J., Moran J.M., Diamond P.J. et al. VLBA CONTINUUM OBSERVATIONS OF NGC 4258: CONSTRAINTS ON AN ADVECTION-DOMINATED ACCRETION FLOW // The Astrophysical Journal. 1998. 497. L69-L73.

Kutkin A.M., Pashchenko I.N., Lisakov M.M., Voytsik P.A. et al. The extreme blazar AO 0235+164 as seen by extensive ground and space radio observations // MNRAS. 2018. V. 475, № 4. С. 4994-5009.

Lipunov V., Kornilov V., Gorbovskoy E. et al. Master Robotic Net // Advances in Astronomy. 2010. V. 349. P. 171-175.

Pilipenko S.V., Kovalev Y.Y., Andrianov A.S., Bach U. et al. The high brightness temperature of B0529+483 revealed by RadioAstron and implications for interstellar scattering // MNRAS. 2018. V. 474, № 3. С. 3523-3534.

Sobolev A.M., Moran J.M., Gray M.D., Alakoz A. et al. Sun-Sized Water Vapor Masers in Cepheus A // Astrophysical Journal. 2018. V. 856, № 1. ID 60.

Sobolev A.M., Shakhvorostova N.N., Alakoz A.V., Baan W.A. et al. RadioAstron space-VLBI project: studies of masers in star forming regions of our Galaxy and megamasers in external galaxies. // Astrophysical Masers: Unlocking the Mysteries of the Universe, Proceedings of the International Astronomical Union, IAU Symposium. 2018. V. 336. P. 417-421.

Torrelles José M., Gómez José F., Garay Guido, Rodríguez Luis F. et al. Systems with H₂O Maser and 1.3 Centimeter Continuum Emission in Cepheus A // Astrophysical Journal. 1998. V. 509, № 1. С. 262-269.

Статья поступила в редакцию 24.07.2018 г.

«ВЕНЕРА-Д» – ПРОЕКТ АВТОМАТИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНЕРЫ

VENERA-D: A DESIGN OF AUTOMATIC SPACE STATION FOR VENUS EXPLORATION

Л.В. Засова¹,
доктор физико-математических наук,
zasova@iki.rssi.ru;
L.V. Zasova

И.Д. Коваленко¹,
кандидат физико-математических наук,
irina.kovalenko@iki.rssi.ru;
I.D. Kovalenko

Д.А. Горинов¹,
dmitry_gorinov@rssi.ru;
D.A. Gorinov

А.С. Аббакумов¹,
abbakumov@romance.iki.rssi.ru;
A.S. Abbakumov

Н.А. Эйсмонт¹,
кандидат технических наук,
neismont@iki.rssi.ru;
N.A. Eismont

С.А. Бобер¹,
stasbober@rlab.iki.rssi.ru;
S.A. Bober

Статья посвящена находящемуся в стадии обоснования научных задач и формирования предварительного облика проекту «ВЕНЕРА-Д» для исследования Венеры.

Рассмотрены основные научные вопросы, стоящие перед исследователями, касающиеся атмосферы, магнитосферы, внутреннего строения планеты. Показана текущая компоновка проекта, базовые и дополнительные элементы.

Ключевые слова: Венера; автоматическая межпланетная станция; сценарий проекта; состав миссии.

ВВЕДЕНИЕ

Проект «ВЕНЕРА-Д» был предложен в 2003 году как следующий шаг в исследованиях после успешной серии миссий «ВЕНЕРА» и «ВЕГА» в 1970-80-х гг. Проект долгоживущей станции на поверхности (время существования 30 суток, «Венера-Долгоживущая») был включён в Федеральную космическую программу 2006–2015. Но высокотемпературной электроники, способной работать на поверхности Венеры, в России не было (в СССР производились отдельные элементы). После нескольких лет проработки на стадии НИР было решено позиционировать «ВЕНЕРА-Д» как комплексный научный проект для изучения атмосферы, поверхности и окружающего пространства Венеры, элементы которого будут оснащены самой современной научной нагрузкой.

Объединённая научная рабочая группа (ОНРГ) ИКИ/Роскосмос – НАСА (JSDT – Joint Science Definition Team) по исследованию Венеры была создана в 2013 году. Целью является проработка совместной миссии к Венере на основе проекта «ВЕНЕРА-Д», анализ научных задач, научной нагрузки, архитекту-

The paper is dedicated to the VENERA-D, a future mission to Venus, which is currently being at the stage of science definition and shaping the preliminary mission architecture. Considered here are the main scientific goals regarding the atmosphere, magnetosphere and the internal structure of Venus.

The paper describes baseline and additional elements of the mission.

Key words: Venus; automatic interplanetary station; mission scenario; mission design.

ры миссии, а также определение возможного вклада НАСА в совместную миссию. В 2014 году после введения санкций работа группы была приостановлена американской стороной, но весной 2015 года после встречи делегаций РАН и академии наук США группа снова начала активную работу.

НАСА рассматривает себя как участника проекта с лидирующим положением России. С российской стороны в состав группы входят представители ГК «Роскосмос», специалисты институтов РАН – ИКИ и ГЕОХИ и предприятий ГК «Роскосмос», АО «НПО Лавочкина» и ЦНИИмаш. С американской стороны в группу входят представители НАСА (штаб-квартира), ведущие специалисты центров НАСА – Лаборатории реактивного движения и Центра им. Гленна, университетов и исследовательских центров.

Итоговый отчёт по результатам работы группы в 2016 году был представлен и опубликован на сайтах ИКИ и НАСА. Отчёт Этапа II работы группы будет опубликован 31 января 2019 года.

¹ ФГБУН Институт космических исследований РАН, Россия, г. Москва.

Space Research Institute of RAS, Russia, Moscow.

1. Научные задачи

Венера – ближайшая к Земле планета, самый яркий объект на небе после Солнца и Луны – образовалась во внутренней области Солнечной Системы из того же протопланетного материала, что и Земля, имеет близкий размер, массу и плотность, а следовательно, и состав, и называется «сестрой Земли». Но на этом сходство заканчивается: на Земле – комфортный климат для жизни, на Венере – «адские» условия на поверхности.

Климат Венеры управляется массивной атмосферой из углекислого газа с давлением у поверхности 92 атм. Парниковый эффект обеспечивает температуру поверхности +470°C. Таким образом, атмосфера Венеры является естественной лабораторией для изучения парникового эффекта. Для сравнения: на Земле парниковый эффект обеспечивает среднюю температуру до комфортных +15°C (в противном случае она была бы равна –20°C, и жизнь на нашей планете была бы невозможна). Почему и когда эволюционные пути двух планет-близнецов разошлись, и не движется ли постепенно климат Земли в сторону венерианского?

Несмотря на долгое исследование ближайшей к Земле планеты с помощью наземных наблюдений и ряда успешных проектов по отправке АМС («ВЕНЕРА», «МАРИНЕР», «ПИОНЕР», «ВЕГА», «МАГЕЛЛАН», «ВЕНЕРА-ЭКСПРЕСС», «АКАЦУКИ»), Венера по-прежнему считается слабо изученной планетой и оставляет множество неразрешённых научных вопросов.

Главная особенность венерианской атмосферы – суперротация, вращение атмосферы на высоте 70 км (верхняя граница облачного слоя) в 60 раз быстрее вращения поверхности. Изучить структуру и рассчитать скорости ветра помогли изображения в УФ- и ближнем ИК-диапазоне. Обнаружено влияние топографии планеты на скорости ветра и альбедо (*Bertaux J.-L. et al., 2016*) посредством гравитационных волн, генерируемых горными районами. Тем не менее, остаются неизученными процессы, поддерживающие атмосферу в состоянии суперротации. Вышеупомянутые гравитационные волны, по последним исследованиям, могут оказывать влияние на разные слои атмосферы до высоты ~100 км (*Fukuhara T. et al., 2017; Khatuntsev I.V. et al., 2017; Gorinov D.A. et al., 2018*).

Другая загадка атмосферы Венеры – так называемый «неизвестный УФ-поглотитель», который существует только на высоте 60–70 км в облачном слое. Он был открыт полвека назад по изображениям в УФ-диапазоне, и его природа до сих пор неизвестна. Существует предположение о биологической природе УФ-поглотителя: в кислых термальных ис-

точниках на Земле найдены бактерии *Thiobacillus Ferrooxidans*, имеющие схожее поглощение в УФ-диапазоне (*Limaye S.S. et al., 2018*). Скопления бактерий могли бы объяснить нерегулярную форму УФ-деталей и исчезновение поглощения ниже 60 км.

Воды на Венере на пять порядков меньше, чем на Земле, несмотря на то, что при образовании они получили схожее количество воды. В течение первого миллиарда лет после формирования планет Солнце было менее яркое, чем сейчас, и Венера находилась в обитаемой зоне – на ней мог быть океан, и жизнь могла возникнуть раньше, чем на Земле, где тогда было ещё слишком холодно (*Way M.J. et al., 2016*).

Поверхность Венеры – молодая, 80% её было залито лавой примерно 500–700 млн. лет назад (*Ivanov M.A. et al., 2015*). Гигантские вулканические извержения, как принято считать, возникают из-за отсутствия на Венере механизма тектоники плит, вероятно – это способ высвобождения внутренней энергии. Отсутствие воды на поверхности Венеры приводит к тому, что структуры вулканического происхождения сохраняются практически в первозданном виде, и их можно изучать в историческом аспекте.

Возможно ли существование жизни в настоящее время на Венере? Облачный слой Венеры расположен на высотах 50–70 км и состоит из капель серной кислоты с концентрацией 75–85% (оставшиеся 15–25% – вода) (*Zasova L.V. et al., 2007*). Температура и давление в нижнем облачном слое мало отличаются от условий на поверхности Земли. Спускаемыми аппаратами «ВЕНЕРА» в облачном слое Венеры обнаружены все элементы, необходимые для формирования клеток. Известен целый ряд земных бактерий, способных жить в концентрированном растворе кислоты, например *Helicobacter Pylori*, которая живёт в желудке человека в соляной кислоте.

Всё это делает исследование Венеры чрезвычайно интересным и важным для понимания того, почему её эволюция пошла иным путём, чем эволюция Земли, на которой есть в наличии и вода, и магнитное поле, охраняющее нашу планету от потоков солнечного ветра, и, в первую очередь, есть многообразная жизнь. В атмосфере Земли когда-то было сравнимое количество CO₂, но, благодаря наличию воды и зародившейся жизни, это химическое соединение перешло в твёрдую фазу и было связано в осадочных породах – карбонатах. На Венере карбонаты не образовались, очевидно, из отсутствия воды.

2. Состав и сценарий миссии

В состав проекта входят базовые элементы – орбитальный (ОА) и посадочный (ПА) аппараты. Последний проживёт на поверхности около двух-трёх часов (Роскосмос), помимо научной нагрузки на нём будет

установлена долгоживущая станция LLISSE (Long-Living In-situ Solar System Explorer, НАСА), которая проработает на поверхности не менее 60 дней. Возможно включение от 1 до 4 долгоживущих станций, некоторые из них проработают на поверхности до 120 дней (НАСА). Возможно включение аэростатного зонда с контролируемой высотой плавания (НАСА) и субспутника для измерений венерианской магнитосферы и ионосферы в окрестности точки либрации L1.

На перелётную к Венере траекторию носителями «Протон-М» либо «Ангара-5» с разгонной ступенью ДМ-3 (как возможный вариант рассматривается водородная ступень) выводятся в составе одного блока несколько аппаратов, входящих в его состав. На этом этапе полёта все функции управления выполняются ОА, который после достижения окрестности Венеры включением двигателя переводится на высокоэллиптическую орбиту её спутника и далее, помимо научных задач, играет роль ретранслятора для передачи на Землю научных данных, собираемых другими составляющими миссии. За трое или более суток от перелётного блока отделяется спускаемый аппарат, который далее продолжает полёт по траектории, обеспечивающей вход в атмосферу с заданными параметрами движения. Оставшаяся часть перелётного

блока включением двигательной установки переводится на пролётную гиперболическую относительно Венеры орбиту.

В районе перицентра включается двигательная установка, которая тормозит блок до относительной скорости, несколько ниже параболической, в том случае, если планируется выведение субспутника в окрестность коллинеарной точки либрации L1. По достижении соответствующей величины скорости субспутник отделяется и оказывается на траектории перехода в эту область. После этого в составе блока остаётся основной ОА и его малый субспутник. Двигательная установка выводит эти аппараты на высокоэллиптическую орбиту спутника Венеры с орбитальным периодом в одни земные сутки и высотой перицентра 400 км (соответствующая высота апоцентра при этом около 70000 км).

Рассматривается интервал возможных окон запуска на траекторию перелёта к Венере, начиная с 2026 по 2031 год. Предполагается рассмотреть возможности старта в течение каждого окна в указанный период как для перелёта в течение первого полувитка, так и для варианта достижения Венеры на втором полувитке. Длительность каждого из окон старта принималась равной примерно двум неделям в окрестности оптимальной даты старта.

таблица 1 – Комплекс научной аппаратуры орбитального аппарата «ВЕНЕРА-Д»

прибор	измерения, научные задачи
УФ-спектрометр	УФ-поглотитель, спектры
Фурье-спектрометр	вертикальная структура мезосферы и облаков
мониторинговая камера	морфология облаков, динамика облачного слоя
УФ-ИК изображающий спектрометр	гиперспектральные измерения, характеристики атмосферы и поверхности
спектрометр для затменных наблюдений	вертикальные профили атмосферы
радиометр	структура, состав, динамика, тепловой баланс атмосферы в диапазоне высот 10–60 км
двухчастотный радиозатменный эксперимент	ионосфера, термосфера, рассеяние поверхности
комплекс плазменных приборов	распределение частиц в ионосфере, параметры магнитосферы
гетеродинный спектрометр	ИК-спектры со сверхвысоким разрешением
измеритель электрической активности	регистрация электрической активности и молний в атмосфере

3. Характеристики элементов миссии

В качестве основной орбиты ОА принималась высокоэллиптическая орбита с высотой перицентра 400 км и периодом 24 часа. В качестве дополнительного варианта рассматривалась двухсуточная орбита. Одной из причин такого выбора орбиты был успешный опыт реализации исследований Венеры в прошлом веке в рамках ещё советской программы (*Ефанов В.В. и др.*, 2017). Как и раньше, в первую очередь учитывалось требование по обеспечению передачи информации на Землю с посадочного аппарата, находящегося на поверхности Венеры, а также на этапе спуска в атмосфере после раскрытия парашюта. Планируется, что соответствующая радиолиния будет строиться с использованием спутника Венеры в качестве ретранслятора.

Что касается планируемой эксплуатации орбитального аппарата (основного спутника), то её длительность ожидается в пределах трёх лет, что означает выполнение требования по эволюции орбиты: за это время высота перицентра (на этот параметр влияет гравитация Солнца) не должна снизиться до величины менее 350 км.

Предполагаемая высокоэллиптическая орбита с перицентром в высоких широтах южного полушария обеспечит научную аппаратуру ОА оптимальным по-

лем зрения и дистанцией для реализации научных задач (таблица 1). При движении из апоцентра изображающие спектрометры позволят получить картину северного полярного вихря, что не было достигнуто ранее.

Продолжительность жизни основного посадочного аппарата, включая фазу его парашютного спуска на поверхность, ограничивается высокой температурой атмосферы в её нижних слоях, близких к поверхности (до 500 градусов по Цельсию) и ожидается в пределах трёх часов, в это время требуется поддерживать радиолинию со спутником. Кроме того, планируются и измерения на спуске, начиная с высоты 65–70 км. Спуск в атмосфере займёт несколько десятков минут, за это время будут собраны и переданы ценные научные данные.

На борту посадочного аппарата будут установлены приборы для измерения элементного состава поверхности и других параметров (таблица 2). Некоторые измерения требуют взятия пробы грунта (или атмосферы – на спуске), поэтому необходима разработка такой системы, способной взять 2–3 пробы в экстремальных условиях и передать их в зону видимости приборов внутри корпуса ПА. Для панорамных камер и рамановского спектрометра необходима установка кварцевых окон по периметру ПА, что будет

таблица 2 – Комплекс научной аппаратуры посадочного аппарата «ВЕНЕРА-Д»

прибор	измерения, научные задачи
мессбауэровский спектрометр	состав поверхностного слоя, минералогия железосодержащих пород
рентгеновский спектрометр	анализ состава поверхности
панорамные камеры	морфология поверхности в районе посадки
газовый хроматограф-масс-спектрометр	состав атмосферы, аэрозоли, изотопы благородных газов (на спуске), состав поверхности (после посадки)
рамановский спектрометр	минералогия и состав поверхности
метеокомплекс	вертикальная структура атмосферы во время спуска вплоть до поверхности
детектор атомных ядер	подповерхностный элементный состав
диодный лазерный спектрометр	вертикальный профиль атмосферы, изотопы
ИК-спектрометр для окон прозрачности	измерения вертикальных тепловых потоков в окнах прозрачности на спуске

играть роль в тепловых расчётах для определения времени жизни аппарата на поверхности.

Малая долгоживущая станция LLISSE представляет собой аппарат размером ~20 см и массой 10 кг, способный выдержать экстремальные условия на поверхности (450°C, 92 атм) благодаря применению высокотемпературной электроники на основе SiC (Kremic T. et al., 2016). Предполагается, что станция LLISSE может быть закреплена на конструктивных элементах основного посадочного аппарата.

В состав научной аппаратуры входят сенсоры для измерения силы ветра, температуры, давления и химического состава для заданного набора газов. Измерения должны проводиться каждые 8 часов в течение венерианского светового дня, после чего данные должны быть переданы на ОА в течение 2 минут в диапазоне частот 50–150 МГц. Для этого орбита ОА в первые несколько месяцев должна быть спланирована таким образом, чтобы спутник был в зоне видимости долгоживущей станции. Таким образом, применение долгоживущей станции позволит впервые провести долговременные измерения параметров на поверхности Венеры и решить такие научные задачи, как понимание процессов взаимодействия атмосферы и поверхности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проект «ВЕНЕРА-Д» включает в себя большое количество инновационных научных и технологических решений, в частности ввиду того, что космические аппараты к Венере запускаются достаточно редко. (Последний из аппаратов, японский «АКАЦУКИ», был запущен 8 лет назад – в 2010 году). Научная аппаратура проекта представляет собой совершенно новый уровень предлагаемых приборов, многие из которых планируется использовать впервые. Также впервые на поверхность Венеры будет доставлена станция, способная проработать более двух месяцев в экстремальных условиях. Это позволит провести измерения долговременных вариаций физических величин и, учитывая возможность параллельных наблюдений с орбитальным аппаратом, решить новые задачи исследования состава и динамики атмосферы, климата Венеры.

В состав российско-американской рабочей группы (JSDT) входят ведущие специалисты головных институтов с большим опытом работы в проектировке космических миссий, физике атмосферы, геологии, климатологии, физике плазмы, приборостроении. Высокая квалификация участников группы и заинтересованность обеих сторон в продолжении совместных работ по проекту позволяют надеяться на итоговый успех миссии «ВЕНЕРА-Д».

Авторы благодарны НИОКТР №АААА-А18-118052890092-7 Министерства науки и высшего образования РФ за поддержку проекта.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 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.
- Bertaux J.-L., Khatuntsev I.V., Hauchecorne A., Markiewicz W.J. et al. Influence of Venus topography on the zonal wind and UV albedo at cloud top level: The role of stationary gravity waves // Journal of Geophysical Research: Planets. 2016. 121. P. 1087-1101. DOI: 10.1002/2015JE004958.
- Fukuhara T., Futaguchi M., Hashimoto G.L., Horinouchi T. et al. Large stationary gravity wave in the atmosphere of Venus // Nature Geoscience. 2017. DOI: 10.1038/ngeo2873.
- Gorinov D.A., Khatuntsev I.V., Zasova L.V., Turin A.V. et al. Circulation of Venusian atmosphere at 95-100 km based on apparent motions of the O₂ 1.27 μm nightglow from VIRTIS-M (Venus Express) data // Geophysical Research Letters. 2018. 45. DOI: 10.1002/2017GL076380.
- Ivanov M.A., Head J.W. The history of tectonism on Venus: A stratigraphic analysis // Planetary & Space Science. 2015. V. 113-114. P. 10-32.
- Khatuntsev I.V., Patsaeva M.V., Titov D.V., Ignatiev N.I. et al. Winds in the middle cloud deck from the near-IR imaging by the Venus Monitoring Camera onboard Venus Express // Journal of Geophysical Research: Planets. 2017. 122. P. 2312-2327. DOI: 10.1002/2017JE005355.
- Kremic T., Zasova L.V., Limaye S., Hunter G. Long-Lived In-Situ Solar System Explorer (LLISSE) // 14th Meeting of the Venus Exploration and Analysis Group (VEXAG). 2016. URL: https://www.lpi.usra.edu/vexag/meetings/archive/vexag_14/presentations/27-Kremic-Long-Lived%20Venus%20Station.pdf (дата обращения: 18.09.2019).
- Limaye S.S., Mogul R., Smith D.J., Ansari A.H. et al. Venus' Spectral Signatures and the Potential for Life in the Clouds // Astrobiology. 2018. DOI: 10.1089/ast.2017.1783.
- Way M.J., Del Genio A.D., Kiang N.Y., Sohl L.E. et al. Was Venus the First Habitable World of our Solar System? // Geophysical Research Letters. 2016. V. 43. P. 8376-8383. DOI: 10.1002/2016GL069790.
- Zasova L.V., Ignatiev N.I., Khatuntsev I.V., Linkin V.M. Structure of the Venus atmosphere // Planetary Space Science. 2007. 55. P. 1712-1728.

Статья поступила в редакцию 19.09.2018 г.



Памяти академика А.А. Боярчука

БОЯРЧУК Александр Алексеевич
(21.06.1931–10.08.2015)

Академик, учёный-астрофизик,
лауреат Государственной премии СССР,
научный руководитель проекта «АСТРОН»,
научный руководитель проекта «СПЕКТР-УФ»

«АСТРОН» ПРОЛОЖИЛ ДОРОГУ К ПРОЕКТУ «СПЕКТР-УФ»

ASTRON CLEARED THE PATH TOWARD SPEKTR-UF PROGRAM



А.А. Моисеев¹,
кандидат технических наук,
moisheev@laspace.ru;
A.A. Moiseev

Ультрафиолетовый космический телескоп T-170M является основой космической обсерватории проекта «СПЕКТР-УФ». Получение в УФ-диапазоне спектров с высоким разрешением и изображений с дифракционным качеством невозможно без обеспечения особых условий сборки и юстировки телескопа. При создании конструкции ультрафиолетового телескопа по технологии космической промышленности необходимо учитывать эти особенности.

Ключевые слова: космическая астрофизическая обсерватория; ультрафиолетовый космический телескоп; комплексный контрольно-измерительный стенд; проект «АСТРОН»; проект «СПЕКТР-УФ»

Ultraviolet space telescope T-170M is a base element of the space observatory of SPEKTR-UF program. Acquisition of high-resolution UV-range spectra and images of diffractive quality is not feasible without special conditions of the telescope assembly and alignment. At design of the ultraviolet telescope structure according to the space industry technology it is required to take into account these special features.

Key words: space astrophysical observatory; ultraviolet space telescope; integrated monitoring – measuring bench; ASTRON program; SPEKTR-UF program

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Мировая космическая астрономия начала развиваться с 1958 года, когда в США и в СССР стали запускать искусственные спутники с научной аппаратурой. В те же годы в США сформировалась группа влиятельных учёных, ратующих за разработку орбитальных обсерваторий, способных вести наблюдения как Солнечной системы, так и дальнего космоса в оптическом диапазоне. Лидером группы был физик и астрофизик Лайман Спитцер, профессор астрономии Принстонского университета.

В начале 70-х годов директор Крымской астрофизической обсерватории (КраО) академик А.Б. Северный проявил инициативу в разработке подобных отечественных космических проектов. 35 лет назад, 23 марта 1983 года состоялся запуск космического аппарата «АСТРОН», на борту которого были установлены ультрафиолетовый телескоп (УФТ) Спика и рентгеновские спектрометры СКР-02М. С помощью КА «АСТРОН» (рисунок 1) в течение шести лет успешно проводился комплекс научных исследований в ультрафиолетовой и рентгеновской областях электромагнитного излучения (Боярчук А.А., Мошнев А.А., 2013).



рисунок 1. КА «АСТРОН»

За создание конструкции телескопа Спика взялся конструкторский и производственный коллективы НПО им. С.А. Лавочкина, а оптику телескопа и фокальный узел разрабатывали специалисты Крымской астрофизической обсерватории. Все участники проекта осознавали, что опыта создания крупногабаритных космических телескопов ни у кого нет. Поэтому залогом успеха было понимание необходимости соединения опыта в космических технологиях НПО им. С.А. Лавочкина с опытом астрономов и специалистов КраО.

И здесь уместно упомянуть роль заместителя директора КраО А.А. Боярчука как научного руководителя: он проявил себя как мудрый учитель и опытный наставник по ключевой проблеме – созданию большого космического телескопа. Бесконечное количество технических обсуждений было им проведено в лабораториях и непосредственно у наземных телескопов КраО. Весь свой богатый опыт эксплуатации наземных телескопов он и сотрудники КраО преподносили в разрезе возможных проблем эксплуатации космических телескопов, обеспечения их технических характеристик. В то же время они с уважением относились к опыту специалистов НПО и абсолютно доверяли им в принятии технических решений, когда это касалось космических технологий.

В 1994 году во время командировки для участия в международном совещании по перспективным астрофизическим проектам, проходившем в Вашингтоне, А.А. Боярчук договорился с руководством Центра космических полётов Годдарда и повёл автора этой статьи туда, чтобы показать, в каких условиях ведётся сборка и отработка космических аппаратов США. В то время мировая научная и техническая общественность очень активно обсуждала все нюансы, проблемы и достижения уникального проекта большого космического телескопа Хаббл (КТХ), который в тот период уже четыре года эффективно работал на орбите. Чистые помещения, уникальные стенды и оборудование для сборки и испытаний космических аппаратов поразили тогда воображение – настолько всё увиденное по своим масштабам и техническому совершенству отличалось от того, что имели мы на тот период. Тогда Александр Алексеевич сказал, что и нам в России в ближайшее время придётся делать что-то подобное, поскольку в период активного развития космических технологий Академия наук и Роскосмос планируют в будущем создавать уникальные космические обсерватории с разными исследовательскими диапазонами.

Сегодня, уже в 21-м веке, работая над проектом «СПЕКТР-УФ», приходится часто возвращаться к тому периоду на 35–40 лет назад, к тому наработанному опыту и к тем технологическим приёмам, которые были опробованы тогда, показали свою эффективность и могут быть использованы в новой конструкции телескопа Т-170М. Проект «СПЕКТР-УФ» включён в Федеральную космическую программу России на 2016–2025 годы в раздел фундаментальных космических исследований. Роскосмос определил головным исполнителем ОКР «СПЕКТР-УФ» НПО им. С.А. Лавочкина и головной научной организацией Институт астрономии Российской академии наук (ИНАСАН). Разработка проектной документации, формирование кооперации по созданию комплекса научной аппаратуры, включая телескоп Т-170М,

велись при активном участии академика А.А. Боярчука, который в этот период возглавлял коллектив ИНАСАН.

Космическая обсерватория проекта «СПЕКТР-УФ» (рисунок 2) включает два важных компонента – наземный комплекс и космический аппарат (*Боярчук А.А. и др., 2014*). Последний в своем составе имеет комплекс научной аппаратуры (КНА), основа которого – двухзеркальный телескоп Т-170М системы Ричи – Кретьена с диаметром главного зеркала, равным 170 см. Телескоп будет обеспечивать сбор и концентрацию излучения, а его регистрацию обеспечат два научных прибора из состава КНА – Блок спектрографов и Блок камер поля (*Сачков М.Е. и др., 2014*).



рисунок 2. КА «СПЕКТР-УФ»

Диаметр главного зеркала телескопа Спика составлял 80 см, а в космическом аппарате «СПЕКТР-УФ» запроектирован телескоп с диаметром зеркала 170 см, что привело к необходимости разработки принципиально новых конструктивно-технологических решений. В проекте значительно улучшены технические параметры фокальных приборов по их пороговой и спектральной чувствительности и разрешающей способности. Соответственно, значительно возрос уровень технических проблем, которые необходимо решать при создании этого перспективного проекта.

Сборка телескопа Спика в 1981 году выполнялась на территории Крымской астрофизической обсерватории. С целью недопущения загрязнения оптики при наземной отработке и в процессе космического полёта был предусмотрен комплекс мер по обеспечению чистоты телескопа. Как показали наблюдения, за всё время эксплуатации на орбите чувствительность фотоумножителей уменьшилась всего на 9%, что является очень хорошим результатом (*Боярчук А.А., Мошнеев А.А., 2013*). Разработкой, изготовлением и контролем всех элементов оптической системы, юстировкой и паспортизацией оптиче-

ской системы телескопа с применением оригинальных методов и приёмов занимались специалисты КраО Г.М. Попов, А.Ф. Лагутин, Р.Е. Гершберг под руководством Н.В. Стешенко.

Конечно, создавая перспективный и более сложный проект «СПЕКТР-УФ», просто необходимо было на опыте, приобретённом в те годы, продумать и предусмотреть все проблемы, которые придётся теперь решать на новом технологическом уровне.

Одной из таких проблем, без которых невозможно качественно выполнить задачу создания ультрафиолетового телескопа, была необходимость обеспечения особых условий его сборки и юстировки. Это и чистота рабочего места, и жёсткие ограничения по температурному режиму, ограничения по влажности воздуха и по составу атмосферы в зоне оптических элементов и фокальных приборов, а также ограничения по микровозмущениям в процессе юстировочных работ. Всё это для отечественной космической промышленности было новым и необычным. Поэтому в рамках технологической подготовки производства по проекту «СПЕКТР-УФ» в НПО им. С.А. Лавочкина был разработан и изготовлен комплексный контрольно-измерительный стенд сборки и юстировки телескопа Т-170М (ККИС) (рисунок 3).



рисунок 3. Стенд сборки и юстировки телескопа Т-170М

Целью создания ККИС Т-170М является обеспечение условий, необходимых при выполнении следующих работ:

- входной контроль главного и вторичного зеркала, включая измерение коэффициента отражения и определения полного интегрального рассеяния покрытий зеркал в ультрафиолетовой части спектра;
- измерение микрошероховатости рабочих поверхностей главного зеркала (ГЗ) и вторичного зеркала (ВЗ) телескопа;
- интерферометрический контроль рабочей поверхности главного зеркала;
- интерферометрический контроль и приёмосдаточные испытания оптической системы;



рисунок 4. Интерферометр на гексапode

- геометрическая и идентификационная юстировки оптической системы телескопа Т-170М;
- сборка и юстировка телескопа Т-170М;
- сборка комплекса научной аппаратуры «СПЕКТР-УФ».

Для обеспечения условий выполнения вышеуказанных работ в помещении сборочного цеха, соответствующем по чистоте классу 8 ИСО, размещён чистый модуль класса 7 ИСО стенда ККИС Т-170М, внутри которого установлен стенд сборки и юстировки телескопа, включающий в свой состав стенд контроля оптической системы. ИНАСАН подобрал кооперацию и разработал проекты методик обеспечения требуемых характеристик оптической системы телескопа Т-170М и комплекса научной аспа-



рисунок 5. Механизм перемещения шаровой установки для ГЗ



рисунок 6. Механизм перемещения шаровой установки для ВЗ

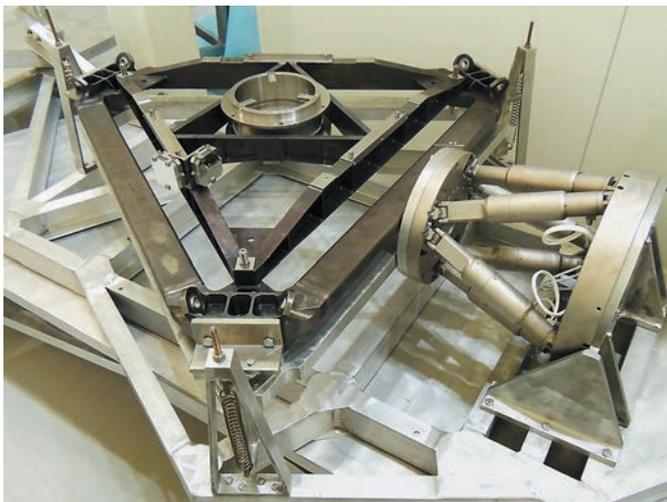


рисунок 7. Имитатор точки фокуса на оптической скамье

ратуры в целом. С целью оценки качества рабочей поверхности главного и вторичного зеркал, а также для приёмосдаточных испытаний оптической системы телескопа в состав стенда включены следующие измерительные приборы:

- высокоточный интерферометр (рисунок 4);
- высокоточный лазерный трекер;
- уникальные роботизированные приборы для измерения коэффициентов отражения и светорассеяния отражающего покрытия зеркал телескопа в вакуумном и воздушном ультрафиолете (рисунки 5, 6);
- автоколлиматоры, теодолиты и другие оптические приборы.

Для проведения работ по сборке и юстировке телескопа Т-170М стенд комплектуется следующим дополнительным оборудованием и приспособлениями оригинальной конструкции:

- крупногабаритным плоским эталонным зеркалом;
- технологической оправой главного зеркала с системой разгрузки;
- изделиедержателями, включающими в свой состав высокоточные шестистепенные гексаподы (4 шт.);
- имитатором точки фокуса (рисунок 7);
- имитатором вершины главного зеркала (рисунок 8);
- пентапризмой;
- перископом.

Одним из условий надёжной работы выводимой в космос аппаратуры является её изготовление в чистой среде. Это позволяет обеспечить долговечную и бесперебойную работу электронных и оптических приборов и солнечных батарей, увеличить полезную нагрузку космического аппарата за счёт применения бескорпусных электронных приборов. Это сопровождается дополнительными проблемами, характер-

ными для космической промышленности: большие размеры поверхностей космических аппаратов, уникальность изделия, длительные сроки изготовления и испытаний в условиях соприкосновения с окружающей средой. Критическим фактором являются особо высокие требования к чистоте поверхностей оптических элементов. В чистом модуле сборки и юстировки телескопа Т-170М обеспечиваются следующие условия окружающей среды:

- чистота воздуха не ниже класса 7 ИСО ГОСТ ИСО 14644-1-2002;
- температура $(20 \pm 2)^\circ\text{C}$;
- температурный градиент по трассе интерферометрического контроля при его проведении не более $0,1^\circ\text{C}/\text{м}$ в течение 0,5 часа;
- относительная влажность не более 45%.

Сборка и приёмосдаточные испытания (ПСИ) оптической системы, а также сборка и юстировка телескопа выполняются при вертикальном положении продольной оси (вертикальная схема контроля). Для обеспечения требований по температурному градиенту по трассе интерферометрического контроля и с целью минимизации загрязнения оптических элементов телескопа, внутри чистого модуля организован горизонтальный псевдоламинарный продув профильтрованного, осушенного и термостабилизированного воздуха.

С целью демпфирования микровозмущений, воздействующих на элементы оптической системы при интерферометрическом контроле и при проведении юстировочных работ, сборочный стапель вывешивается на виброизолирующих устройствах, которые, в свою очередь, опираются на виброразвязанную фундаментную плиту.

Для подтверждения выполнения требований технического задания после изготовления и сборки



рисунок 8. Имитатор вершины ГЗ

ККИС Т-170М в НПО им. С.А. Лавочкина были проведены конструкторско-доводочные испытания стенда. В результате проведённых работ были подтверждены требования по обеспечению условий окружающей среды, проверены технологические и конструкторские решения в части соответствия приборов и оборудования техпроцессу проведения сборочно-юстировочных работ с телескопом Т-170М и его оптической системой. ККИС Т-170М был признан соответствующим техническому заданию. В то же время в ходе конструкторско-доводочных испытаний стенда и его составных частей были сформулированы рекомендации по введению доработок, позволяющих повысить безопасность эксплуатации стенда и улучшить качество выполняемых работ. К началу штатной эксплуатации стенда эти рекомендации будут реализованы.

Можно с уверенностью утверждать, что впервые в России создан стенд для вертикальной сборки, интерферометрического контроля и высокоточной юстировки крупногабаритного космического телескопа. Стенд обеспечивает предельно высокие требования по чистоте и температурному режиму окружающей среды, а также по подавлению внешних микровозмущений. Рабочая зона стенда укомплектована автоматизированными высокоточными шестистепенными манипуляторами и измерительными приборами, дистанционно управляемыми операторами, находящимися за пределами чистой зоны.

Следует отметить ещё одну особенность создания и наземной эксплуатации телескопа Т-170М: в ультрафиолетовом диапазоне отражательная способность оптических поверхностей играет ключевую роль в реализации целевых параметров телескопа. В современных УФ-телескопах применяется комбинированное функциональное покрытие $Al+MgF_2$, которое подвергается значительной деградации в неконтролируемой среде окружающего воздуха. Для обеспечения сохранности характеристик покрытий зеркал телескопа и оптических элементов научных приборов КНА, после сборки телескопа и установки фокальных приборов внутренняя полость телескопа ампулируется специальным герметичным чехлом, который снимается на технической позиции космодрома перед накаткой головного обтекателя. Весь период наземной эксплуатации телескопа под чехол подается особо чистый азот, обеспечивая небольшое избыточное давление. Этот технологический приём также заимствован из проекта «АСТРОН», в котором применён тот же тип комбинации покрытий зеркал – алюминий и фторид магния (Жупанов В.Г. и др., 2014).

Однако осталась нерешённая на сегодняшний день проблема, от решения которой зависит надёжность

и полнота наземной обработки комплекса научной аппаратуры проекта «СПЕКТР-УФ». В соответствии с техническим заданием на КНА требуется в объём ПСИ КНА включить проверку функционирования в вакууме с проведением термоциклирования. Такая же процедура закладывается и в ПСИ КА в целом. Причём при проведении этой операции необходимо сохранить характеристики телескопа и научных приборов, гарантировать чистоту вакуума (отсутствие молекул органических составляющих масел) и чистоту воздушной среды при наполнении камеры после вакуумирования. Вакуумная камера НИЦ РКП в её сегодняшнем состоянии непригодна для проведения ПСИ КНА «СПЕКТР-УФ», поэтому за оставшееся время в АО «НПО Лавочкина» необходимо найти решение этого вопроса.

В 1990 году шаттл «Дискавери» вывел телескоп Хаббл на расчётную орбиту. С тех пор и по сей день эта обсерватория исправно, виток за витком, посылает на Землю уникальную научную информацию, направляя свой телескоп на разные объекты Вселенной. Конечно, это достойный проект для подражания, но наша задача – сделать космическую обсерваторию «СПЕКТР-УФ» следующим шагом в УФ-астрономии, раздвинуть ещё дальше горизонты исследований. Российская и мировая научная общественность ждут того дня, когда начнётся формирование и реализация программы научных исследований миссии «Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет» (Боярчук А.А. и др., 2014) – такое название получил проект «СПЕКТР-УФ» в международных научных кругах, и он придёт на смену известному и вполне заслуженному проекту орбитального телескопа имени Хаббла.

список литературы

Боярчук А.А., Мошнеев А.А. 30 лет первой отечественной астрофизической станции «АСТРОН» // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 3-7.

Боярчук А.А. и др. Космические перспективы изучения ультрафиолетовой Вселенной: проект «СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 4-15.

Сачков М.Е. и др. Комплекс научной аппаратуры обсерватории «СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 34-39.

Жупанов В.Г. и др. Функциональное покрытие оптических элементов комплекса научной аппаратуры «СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 92-96.

Статья поступила в редакцию 14.05.2018 г.

ИССЛЕДОВАНИЯ ЗВЁЗД В УЛЬТРАФИОЛЕТЕ

STUDIES OF STARS IN ULTRAVIOLET



М.Е. Сачков¹,
профессор РАН,
доктор физико-
математических наук,
msachkov@inasan.ru;
M.E. Sachkov

В статье рассмотрены основные научные задачи звёздной астрофизики, для решения которых необходимо получение наблюдательных данных в ультрафиолетовой области электромагнитного спектра. Эти задачи будут включены в программу научных исследований международного проекта «СПЕКТР-УФ».

Ключевые слова:

*ультрафиолетовая астрономия;
космические миссии;
звёздная астрофизика.*

ВВЕДЕНИЕ

Начало заатмосферным исследованиям в ультрафиолетовом (УФ) диапазоне электромагнитного спектра было положено 10 октября 1946 года, когда с борта ракеты V2 был впервые получен УФ-спектр Солнца. Только через десятилетие, в 1955 году, были впервые проведены УФ-наблюдения ночного неба. Ультрафиолетовая звёздная фотометрия (измерение блеска) и спектроскопия были впервые осуществлены в 1957 и 1968 годах, соответственно. Изучение звёзд в ультрафиолетовом диапазоне по спектрам с высоким разрешением ведётся с 1972 года. Напомним, что спектральное разрешение R – это величина, характеризующая способность различать близкие по длине волны сигналы, равная отношению длины вол-

In this paper we describe scientific tasks that require observational data in the ultraviolet domain of electromagnetic spectrum. They will be included into the Program of scientific research with SPECTR-UF international space mission.

Keywords:

*Ultraviolet astronomy;
Space missions;
Stellar astrophysics*

ны наблюдения к минимальной разнице длин волн, которую способен фиксировать прибор. Наблюдения с обсерватории Copernicus ((1972–1981) $R=30000$ на длине волны 120 нм) обнаружили истечение вещества (звёздный ветер) у звёзд спектральных классов O и ранних B. На спутнике IUE (The International Ultraviolet Explorer (1978–1996), $R=18000$ на длине волны 140 нм) наблюдались звёзды в широком диапазоне спектральных классов. Благодаря длительной работе спутника на орбите были выполнены программы длительного спектроскопического мониторинга переменных звёзд. На космическом телескопе им. Хаббла (HST, запущен в 1990 году) до 1997 года спектральные наблюдения с высоким разрешением

¹ ФГБУН Институт астрономии РАН, Россия, Москва.

Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

$R=80000$ и 25000 проводились в узких диапазонах с использованием спектрографа GHRS (Goddard High Resolution Spectrograph). В настоящее время для этих целей используется STIS (Space Telescope Imaging Spectrograph, HST). В нашей статье будут рассмотрены некоторые примеры астрофизических задач, для которых наблюдения звёзд в УФ принципиально важны. Среди важнейших стоит отметить задачи по радиально пульсирующим звёздам (классическим Цефеидам), химически-пекулярным (CP) звёздам (Sachkov M. et al., 2004; Sachkov M. et al., 2008; Sachkov M., 2014; Saio H. et al., 2010), субкарликам спектральных классов O и B (Sachkov M., 2010). Наблюдения этих звёзд помогут уточнить наши знания о структуре их атмосфер, их химическом составе, о физических процессах, происходящих в атмосферах звёзд, о химической эволюции Галактики.

Данная тема имеет особое значение для российских астрономов в связи с готовящимся к запуску проектом «СПЕКТР-УФ» («Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет», ВКО-УФ) – космической обсерватории для проведения наблюдений в вакуумном и ближнем УФ-диапазонах электромагнитного спектра 115–310 нм (Boyarchuk A.A. et al., 2013; Boyarchuk A. et al., 2014; Шустов Б.М. и др., 2014). Основные направления исследования обсерватории: спектроскопия отдельных астрономических объектов и построение изображений с высоким пространственным разрешением 0.1 угл. с (см. статьи (Вибе Д.З., 2016; Макарова Л.Н., Макаров Д.И., 2016; Boyarchuk A.A. et al., 2016; Sachkov M. et al. Instrumentation..., 2014).

Базовая научная программа проекта «СПЕКТР-УФ» (см. подробнее (Malkov O. et al., 2011)) нацелена на решение ключевых научных задач по следующим направлениям: образование галактик, распределение диффузной барионной материи во Вселенной и её химическая эволюция, строение и эволюция нашей Галактики, физика аккреции и истечения вещества, атмосферы экзопланет и астрохимия в присутствии сильного УФ-излучения. Важное место занимает и звёздная астрофизика, о которой идёт речь в данной статье – область астрономии, в которой российские астрономы традиционно сильны.

Для решения научных задач создаются основные инструменты обсерватории: блок камер поля (БКП) и блок спектрографов (БС). БС детально описан в (Reutlinger A. et al., 2011; Panchuk V. et al., 2014; Sachkov M. et al. Instrumentation..., 2014; Sachkov M. et al. WSO-UV project, 2014; Shugarov A. et al., 2014). Основные характеристики БКП рассмотрены в (Сачков М.Е. и др., 2018). О перспективах развития технологий УФ-астрономии см. (Сачков М.Е., 2013; Шустов Б.М. и др., 2014; Ефанов В.В. и др., 2017).

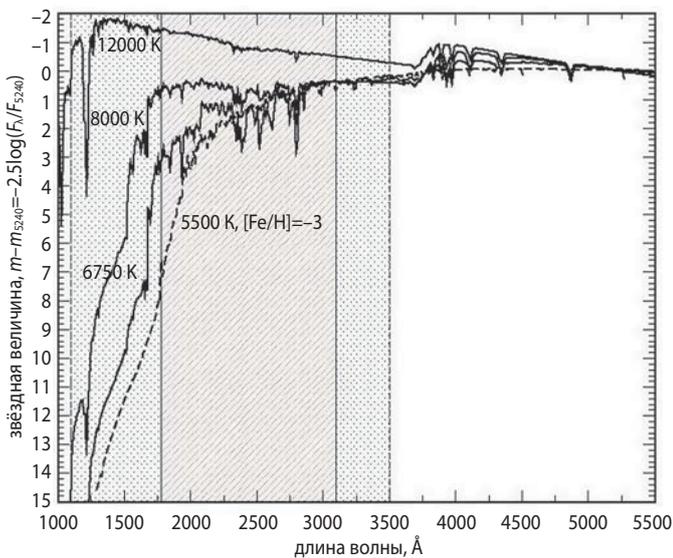
1. Проведённые звёздные УФ-исследования

Для отдельных CP звёзд ультрафиолетовые спектральные наблюдения с низким разрешением ($R=300$) впервые были получены на спутнике IUE. Спутник работал в двух диапазонах длин волн 115–200 нм и 185–320 нм. Сравнение данных, полученных в абсолютных потоках ($\text{эрг/сек/см}^2/\text{Å}$) для обоих диапазонов, показывает наличие сдвигов в перекрывающейся области длин волн, что усложняет использование этих наблюдений для анализа распределения энергии в спектре звёзд. Наблюдения на IUE проводились в основном для более горячей последовательности CP-звёзд, так называемых ртутно-марганцевых звёзд (Kratz K.-L. et al., 2007), а также для немногих ярких и/или горячих магнитных пекулярных (Ap) звёзд. Спектры были получены с низким отношением сигнала к шуму (около 15) и мало пригодны для анализа химического состава, что подтверждается практически полным отсутствием публикаций с использованием этих данных. Распределение энергии в диапазоне 120–320 нм или 170–320 нм по данным IUE получено также для избранных близких звёзд с дефицитом металлов (Brandt J.C. et al., 1999).

На космическом телескопе им. Хаббла спектральные наблюдения с высоким разрешением выполняются эпизодически в ближнем УФ-диапазоне для избранных звёзд галактического гало и фактически не проводились для Ap-звёзд. Исключением является проект Pathfinder – «Very high resolution ultraviolet spectroscopy of a chemically peculiar star», в рамках которого было получено 36 спектров яркой (звёздная величина $V=3.96$) сравнительно горячей ртутно-марганцевой звезды χ Lupi ($T_{\text{eff}}=10650$ К) в диапазоне 124.9–268.8 нм с разрешением лучше 75000 и с отношением сигнала к шуму около 100 (Brandt J.C. et al., 1999).

2. Наблюдательные возможности спектрографов проекта WSO-UV

Прежде чем говорить о наблюдательных задачах спектроскопии, необходимо оценить возможности наблюдений звёзд. Для этой цели служит специально создаваемая модель спектрографов и камер поля проекта (Marcos-Arenal P. et al., 2017). Проиллюстрируем эту модель на примере химически пекулярных звёзд. Мы использовали технические характеристики спектрографов низкого (LSS) и высокого (UVES) разрешений, а также рассчитанные теоретические потоки, выраженные в монохроматических звёздных величинах относительно центра полосы V (524 нм), см. (Ryabchikova T. et al., 2008). Распределение энергии для набора характерных эффективных температур и содержания металлов приведено на рисунке 1.



Заштрихованные области – точки и штрихи – показывают спектральные диапазоны спектрографов из состава БС LSS и UVES. Легко увидеть, что знание распределения энергии в спектре звезды в УФ-области помогает однозначно различить звёзды с различными температурами, поведение которых в длинноволновой части спектра очень похоже.

рисунок 1. Распределение энергии, выраженное в звёздных величинах относительно потока в фильтре V в спектрах звёзд главной последовательности разных эффективных температур

Заштрихованные области – точки и штрихи – показывают спектральные диапазоны спектрографов из состава БС LSS и UVES. Например, при наблюдениях на LSS (отношение сигнал/шум 100, экспозиция 1 час, звезда 13 звёздной величины на 250 нм) звезда с эффективной температурой $T_{eff}=8000$ К, $V=7$ зв. вел., будет иметь отношение сигнал/шум 100 на длине волны 150 нм с резким изменением сигнал/шум как в коротковолновую, так и в длинноволновую области: 10000 в диапазоне 170–350 нм и 10 на 130 нм. При наблюдениях со спектрографом ближнего ультрафиолета UVES (сигнал/шум 100, экспозиция 1 час, 9 звёздная величина на 264 нм) типичная Ар-звезда с $T_{eff}=8000$ К, $V=8$ зв. вел., в идеале будет иметь за 1 час экспозиции сигнал/шум 100 во всем диапазоне; звезда с $T_{eff}=6750$ К, $V=7.5$ зв. вел. за 1 час экспозиции будет иметь сигнал/шум 100 на длинноволновом краю диапазона 300 нм и сигнал/шум 20 – на коротковолновом краю диапазона 178 нм. Чтобы получить пригодный для детального анализа спектр звезды с $T_{eff}=5500$ К, металличностью $[Fe/H]=-3$, $V=9$ зв. вел. (типичные характеристики звёзд, бедных металлами), необходимо более длительное время накопления сигнала. За 5 часов может быть получен спектр с отношением сигнал/шум 200 на 264 нм и с отношением сигнал/шум – 35 на 200 нм. Как легко увидеть из этого рисунка, знание распределения

энергии в спектре звезды в УФ-области помогает однозначно различить звёзды с различными температурами, поведение которых в длинноволновой части спектра очень похоже. Иными словами, правильность используемых при моделировании данных можно проверить только путём сравнения с наблюдениями, которые могут быть получены со спектрографом низкого разрешения.

3. Наблюдения звёзд в УФ

3.1. Звёзды спектральных классов O и B

В соответствии с известным в астрофизике законом смещения Вина, длина волны, на которой поток излучения энергии абсолютно чёрного тела достигает своего максимума, обратно пропорциональна температуре тела:

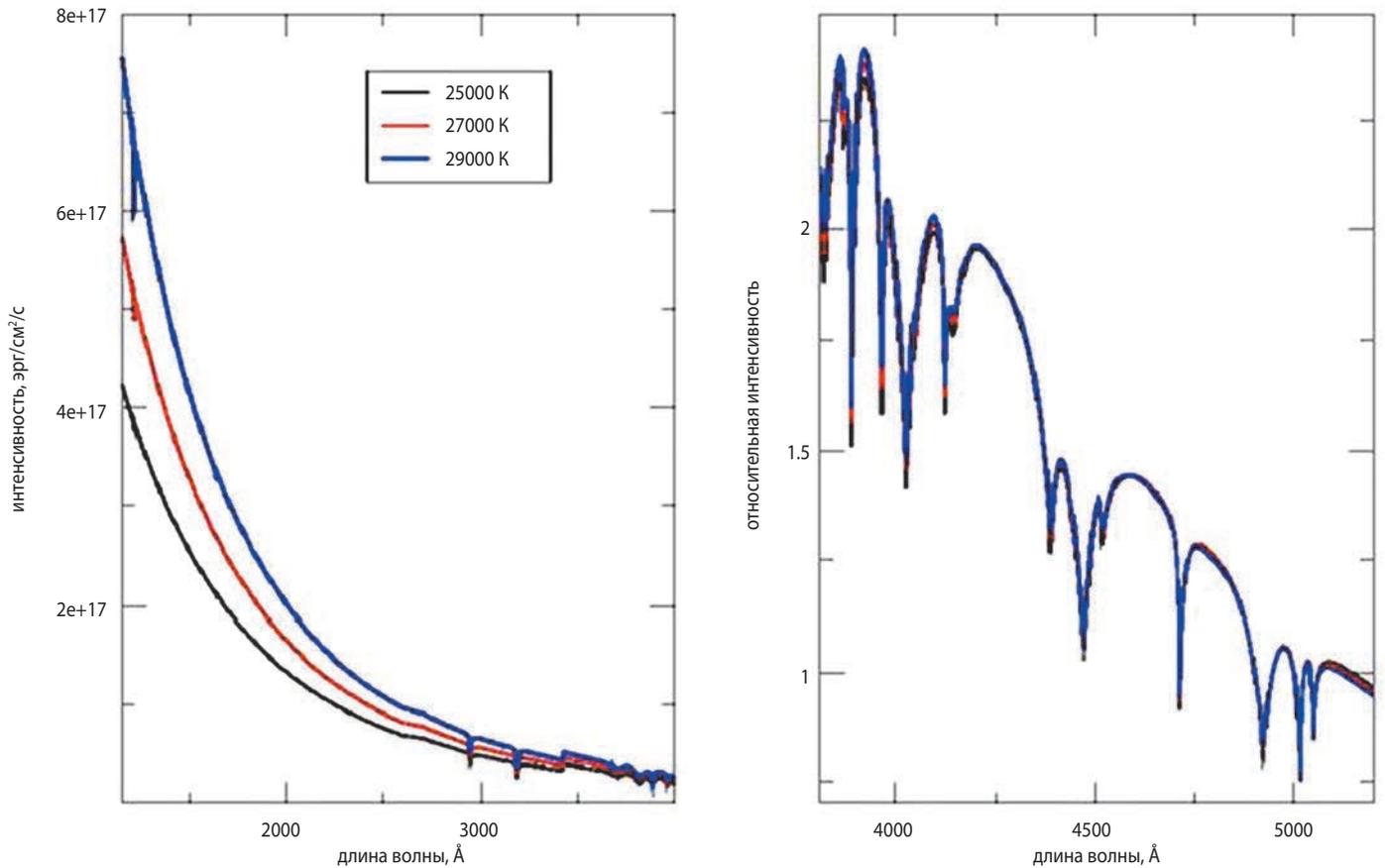
$$\lambda_{max} = b/T_{eff},$$

где $b=2,898 \cdot 10^{-3}$ м·К – постоянная Вина.

Соответственно, чем больше температура тела, тем меньше эта длина волны. Это означает, что наиболее горячие звёзды (спектральных классов O и B, с температурами до 30000 К) наиболее эффективно исследовать именно в УФ-области спектра. Это классическая спектроскопия, позволяющая определять фундаментальные параметры звёзд, такие как температура поверхности, химический состав, лучевая скорость. Наблюдения таких звёзд в оптическом диапазоне с помощью наземных телескопов весьма ограничены.

Наблюдение очень ярких индивидуальных O и B звёзд возможно на расстояниях в мегапарсеки (!). А короткое время жизни массивных звёзд (несколько миллионов лет) позволяет использовать их в качестве индикаторов звездообразования: наличие таких звёзд в галактиках – это индикатор современного звездообразования, происходящего в галактиках (*Garcia M. et al., 2014*). Интересный пример УФ-спектроскопии звёзд – спектры индивидуальных звёзд в скоплении R136 туманности Тарантул в галактике Большое Магелланово Облако. Спектроскопия с помощью космического телескопа им. Хаббла позволила обнаружить одну из самых массивных звёзд во Вселенной (265 масс Солнца) – звезду R136 a1, и было подсчитано, что излучение в УФ линии He II 164 нм от 6 звёзд массой больше 100 солнечных превышает излучение сотни массивных звёзд (см. работу (*Crowther P.A. et al., 2016*)).

К горячим звёздам с максимумом излучения в УФ относятся также белые карлики. Большинство звёзд на финальной стадии своей эволюции становятся белыми карликами, их структура одинакова и достаточно проста: углеродно-кислородное ядро и тонкие поверхностные слои водорода и гелия. В этих звёздах не происходит горение термоядерных реакций, они

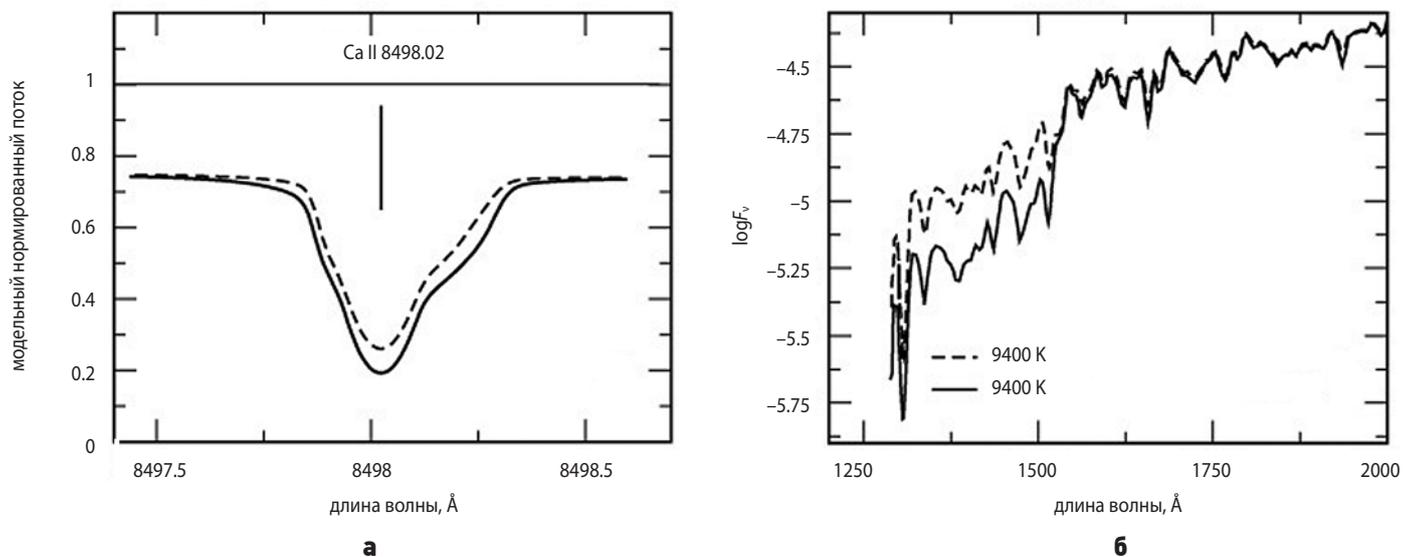


На рисунке справа все три кривые практически совпадают.

рисунок 2. Распределение энергии в спектрах белых карликов разных температур

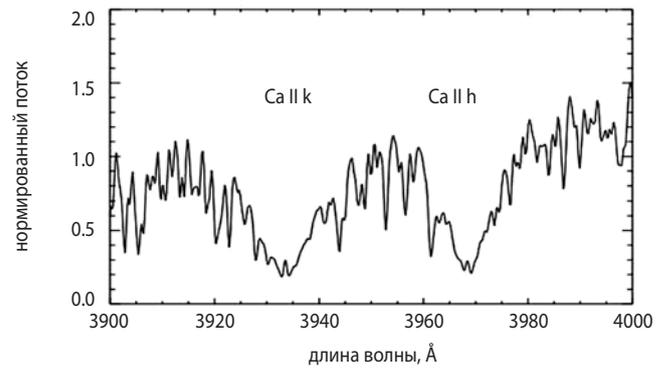
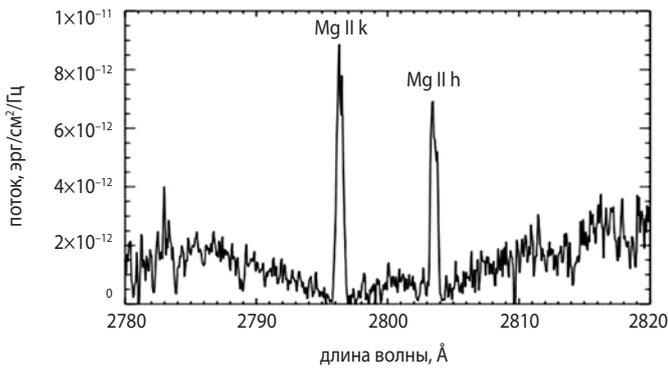
излучают из-за теплового остывания. Следовательно, их температура является важнейшим индикатором их возраста. На рисунке 2 представлено распределение энергии в спектрах белых карликов разных температур. Легко заметить, что оно практически

идентично для представленных звёзд в оптическом диапазоне (400–500 нм), достижимом наземными телескопами, и существенно отличается в УФ-области. То есть для точного определения температур белых карликов УФ-наблюдения крайне необходимы.



По оси абсцисс – длина волны в ангстремах. Моделирование выполнено с учётом (сплошная линия) и без учёта (пунктирная линия) поглощения в линиях вблизи Лайман-альфа (Lyman satellites).

рисунок 3. Модельный нормированный поток (выходящий) в линиях инфракрасного триплетта Ca II 849.8 нм (по оси ординат) **(а)** и модельный поток в УФ-области поглощения в линиях вблизи Лайман-альфа **(б)**



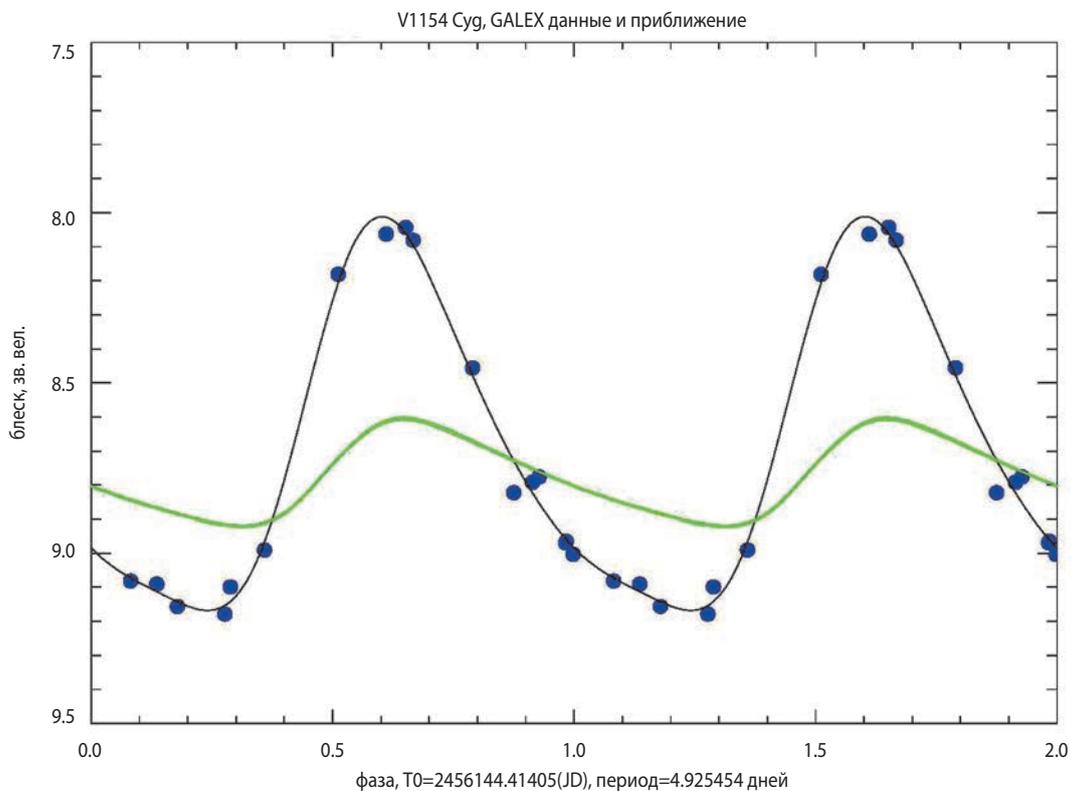
Эмиссия в линиях кальция (392 и 398 нм) едва заметна и затруднена для исследования, в то время как в линиях магния (279 и 281 нм) хорошо выделена.

рисунок 4. Спектр звезды HD101501, полученный с помощью космического телескопа им. Хаббла в ближней УФ-области (левый рисунок) и с помощью наземного телескопа

3.2. Звёзды спектрального класса A

Важной научной задачей при исследовании звёзд спектрального класса A, для которой необходимы УФ-данные является исследование влияния непрозрачности в УФ-области спектра на выходящий поток излучения в линии в ИК-области. На рисунке 3 показано, как уменьшение потока в УФ-области, вызванное учётом поглощения в линиях вблизи Лайман-альфа, влияет на выходящий поток в линиях инфракрасного триплета (Ca II 849.8 нм).

При заданных параметрах звезды ($T_{eff}=9400$ К, $\log g=3.7$) расчёты с увеличенной непрозрачностью в ультрафиолете ведут к более сильной линии по сравнению со стандартным случаем, не учитывающим эти «лаймановские сателлиты» (Ryabchikova T. et al., 2008). Правильность используемых при моделировании данных о непрозрачности в УФ можно проверить только путём сравнения с наблюдениями, которые могут быть получены со спектрографом низкого разрешения проекта «СПЕКТР-УФ».



По оси абсцисс – блеск (в звёздных величинах), по оси ординат – фаза в долях периода пульсации. Амплитуда пульсаций в УФ гораздо более значима.

рисунок 5. Кривая блеска цефеиды V1154Cyg в полосе GALEX NUV (точки; аппроксимация полиномом) и фотометрической полосе Kerpler (сплошная линия меньшей амплитуды)

3.3. Хромосферная активность холодных звёзд

Другим ярким примером преимуществ УФ-наблюдений перед наблюдениями в оптическом диапазоне является исследование хромосферной активности холодных звёзд. У ряда звёзд в центре линий поглощения H и K кальция (392 и 398 нм) наблюдаются пики излучения. Именно по этим линиям исследуют, например, звёздное динамо, дифференциальное вращение звёзд и другие эффекты. Между тем, эти эффекты, практически незаметные у некоторых объектов в оптических линиях, весьма существенны в УФ-линиях магния (279 и 281 нм) – см. рисунок 4. Такие исследования включены в программу наблюдений проекта «СПЕКТР-УФ».

3.4. Кривые блеска радиально пульсирующих звёзд в УФ

Зависимость период-светимость у важнейших для астрономии радиально пульсирующих классических цефеид является основой шкалы расстояний во Вселенной, благодаря чему к этим объектам постоянно приковано внимание исследователей. Подавляющее большинство наблюдательных данных для этих объектов получено в оптическом диапазоне длин волн. По УФ-данным для звёзд типа RR Lyr известно, что амплитуды кривых блеска в ультрафиолете на несколько звёздных величин больше, чем в оптических длинах волн (*Bonnell J.T., Bell R.A., 1985*). Для классических цефеид должно быть справедливо приблизительно такое же соотношение. Достаточно необычным является тот факт, что практически отсутствуют кривые блеска в УФ-длинах волн классических цефеид с полным покрытием кривой блеска по фазам пульсации. В данной работе мы представляем уникальные результаты, восполняющие этот пробел.

Космическая УФ-обсерватория GALEX была запущена на орбиту в 2003 году, и её работа поддерживалась NASA до 2011 года (*Bianchi L., 2014*).

После этого миссия функционировала как частная космическая обсерватория для Caltech, пока в июне 2013 года её работа не была прекращена. Во время этой фазы был проведён ряд обзоров под общим именем Galaxy Evolution Explorer (GALEX) Complete All-Sky UV Survey Extension (CAUSE). Во время одного из них, обзора GALEX-CAUSE Kepler survey (GCK), были получены данные для объектов поля зрения космической миссии Kepler. Основная фотометрическая полоса данного обзора – GALEX Near UV (NUV, 177.1-283.1 нм). Наблюдения проводились в августе-сентябре 2012. Всего было получено приблизительно по 20 наблюдений каждого поля зрения с равными промежутками времени между наблюдениями для 669928 объектов. В поле зрения Kepler расположена только одна классическая цефеида V1154 Cyg (*Kanev E. et al., 2015*). Для неё впервые появилась возможность получения УФ-кривой блеска.

Вычисление звёздных величин GALEX NUV мы провели по стандартной процедуре (*Olmedo M. et al.,*

2015). Сравнение данных миссии Kepler для цефеиды V1154Cyg и УФ данных представлено на рисунке 5.

Нами проведена оценка радиуса цефеиды V1154Cyg с использованием УФ-данных и данных миссии Kepler на основе нашей модификации метода Бааде – Весселинка – Балоне. Суть метода: используя связь эффективной температуры и болометрической поправки с исправленным за поглощение показателем цвета выразить закон Стефана – Больцмана для светимости через непосредственно наблюдаемые величины NUV, NUV-R, VR для определения пульсационного радиуса звезды. Более подробно метод описан в работах (*Sachkov M.E. et al., 1998; Sachkov M.E., 2002*). Амплитуда кривой блеска в УФ почти в четыре раза больше амплитуды кривой блеска в полосе, близкой к R Джонсона и, следовательно, гораздо чувствительнее к изменению эффективной температуры звезды при пульсации. Значение пульсационного радиуса 38 ± 1 радиусов Солнца. Использование УФ-данных позволяет значительно повысить точность определения фундаментальных параметров цефеиды, таких как радиус. Точность повышена более чем в два раза в сравнении с нашей оценкой, полученной по оптическим данным. Увеличение точности определения радиусов цефеид с использованием УФ-данных даёт ключ к уточнению расстояния до таких звёзд.

заключение

В статье представлен небольшой обзор астрофизических задач исследования звёзд, для которых необходимы УФ-данные. Создаваемый проект «СПЕКТР-УФ» направлен на решение большинства из них и должен стать прорывным проектом в отечественной и мировой астрофизике.

список литературы

Вибе Д.З. Проблемы звездообразования по наблюдательным данным в УФ // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 47-51.

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.

Макарова Л.Н., Макаров Д.И. Перспективы проекта «ВКО-УФ» для задач звездообразования в карликовых галактиках // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 52-59.

Сачков М.Е. Ультрафиолетовые обсерватории будущего // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 16-20.

Сачков М.Е., Сичевский С.Г., Шустов Б.М., Канев Е.Н., Шугаров А.С. Блок камер поля проекта «СПЕКТР-УФ»: обновлённый дизайн и научные задачи // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 3. С. 31-36.

Шустов Б.М., Сачков М.Е., Боярчук А.А., Мошнев А.А., Гомес де Кастро А.И. Космические перспективы изучения ультрафиолетовой Вселенной: проект

«СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 4-15.

Bianchi L. The Galaxy Evolution Explorer (GALEX). Its legacy of UV surveys, and science highlights // *Astrophysics and Space Science*. 2014. V. 354, № 1. P. 103-112.

Bonnell J.T., Bell R.A. Observations of RR Lyrae and X ARIETIS with the IUE satellite // *Publications Astronomical Society of the Pacific*. 1985. V. 97, № 589. P. 236-246.

Boyarchuk A., Savanov I., Kanev E., Shustov B., Sachkov M. The Soviet ASTRON mission: legacy // *Astrophysics and Space Science*. 2014. V. 354, № 1. P. 247-250.

Boyarchuk A.A., Shustov B.M., Moiseev A.A., Sachkov M.E. SPEKTR-UF Project // *Solar System Research*. 2013. V. 47. № 7. P. 499-507.

Boyarchuk A.A., Shustov B.M., Savanov I.S., Sachkov M.E., Bisikalo D.V. Scientific problems addressed by the SPEKTR-UV space project (world space Observatory-Ultraviolet) // *Astronomy Reports*. 2016. V. 60, № 1. P. 1-42.

Brandt J.C., Heap S.R., Beaver E.A. A Goddard High Resolution Spectrograph Atlas of Echelle Observations of the HGMN Star chi LUPI // *The Astronomical Journal*. 1999. V. 117, № 3. P. 1505-1548.

Crowther P.A., Caballero-Nieves S.M., Bostroem K.A. et al. The R136 star cluster dissected with Hubble Space Telescope/STIS.I. Far-ultraviolet spectroscopic census and the origin of He II $\lambda 1640$ in young star clusters // *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. 2016. V. 458, № 1. P. 624-659.

Garcia M., Herrero A., Najarro F., Lennon D.; Urbaneja M.A. Winds of Low-metallicity OB-type Stars: HST-COS Spectroscopy in IC 1613 // *The Astrophysical Journal*. 2014. V. 788, № 1. Article id. 64. 25 p. DOI: 10.1088/0004-637X/788/1/64.

Kanev E., Savanov I., Sachkov M. Long term light curve variations of the Kepler Cepheid V 1154 Cyg // *The Space Photometry Revolution - CoRoT Symposium 3, Kepler KASC-7 Joint Meeting, Toulouse, France* / Edited by R.A. García; J. Ballot. EPJ Web of Conferences. 2015. V. 101. id.06036.

Kratz K.-L., Farouqi K., Pfeiffer B., Truran J.W. et al. Explorations of the r-Processes: Comparisons between Calculations and Observations of Low-Metallicity Stars // *The Astrophysical Journal*. 2007. V. 662, № 1. P. 39-52.

Malkov O., Sachkov M., Shustov B. et al. Scientific program construction principles and time allocation scheme for the World Space Observatory - Ultraviolet mission // *Astrophysics and Space Science*. 2011. V. 335, № 1. P. 323-327. DOI: 10.1007/s10509-010-0589-2.

Marcos-Arenal P., Gómez de Castro A.I., Perea Abarca B., Sachkov M. WUVS simulator: detectability of spectral lines with the WSO-UV spectrographs // *Journal of Astronomical Telescopes, Instruments, and Systems*. 2017. V. 3, № 2. id. 025002. 6 p. DOI: 10.1117/1.JATIS.3.2.025002.

Olmedo M., Lloyd J., Mamajek E.E., Chávez M. et al. Deep GALEX UV Survey of the Kepler

Field. I. Point Source Catalog // *The Astrophysical Journal*. 2015. V. 813, № 2. Article id. 100. 9 p. DOI: 10.1088/0004-637X/813/2/100.

Panchuk V., Yushkin M., Fatkhullin T., Sachkov M. Optical layouts of the WSO-UV spectrographs // *Astrophysics and Space Science*. 2014. V. 354, № 1. P. 163-168.

Reutlinger A., Sachkov M., Gal C., Brandt C. et al. Using the CeSiC material for the WSO-UV spectrographs // *Astrophysics and Space Science*. 2011. V. 335, № 1. P. 311-316.

Ryabchikova T., Mashonkina L., Sachkov M. Precision Ultraviolet Spectroscopy of Stars // *Ultraviolet Universe II, Proceedings of the All – Russian Conference «UV Universe-2008»* May 19-20, 2008, Moscow, Russia / Edited by B. Shustov, M. Sachkov, E. Kilpio. Moscow: «Yanus-K», 2008. 168 p.

Sachkov M. Study of pulsations of chemically peculiar stars // *Astrophysical Bulletin*. 2014. V. 69, № 1. P. 40-45.

Sachkov M. UV observations of sdB stars and prospects of WSO-UV mission for such studies // *Astrophysics and Space Science*. 2010. V. 329, № 1-2. P. 261-266.

Sachkov M., Kochukhov O., Ryabchikova T., Huber D. et al. Pulsations in the atmosphere of the rapidly oscillating Ap star 10 Aquilae // *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. 2008. V. 389. P. 903-918. DOI: 10.1111/j.1365-2966.2008.13600.x.

Sachkov M., Ryabchikova T., Kochukhov O., Weiss W.W. et al. Pulsational velocity fields in the atmospheres of two roAp stars HR 1217 and gamma Equ // *Variable Stars in the Local Group, IAU Colloquium 193, Proceedings of the conference held 6-11 July, 2003 at Christchurch, New Zealand* / Edited by D.W. Kurtz, K.R. Pollard. ASP Conference Proceedings. San Francisco: Astronomical Society of the Pacific, 2004. V. 310. P. 208-210.

Sachkov M., Shustov B., Gómez de Castro A.I. Instrumentation of the WSO-UV project // *Proceedings of the SPIE*. 2014. V. 9144. id. 914402. 7 p. DOI: 10.1007/s10509-014-2087-4.

Sachkov M., Shustov B., Gómez de Castro A.I. WSO-UV project // *Advances In Space Research*. 2014. V. 53. P. 990-995. DOI: 10.1016/j.asr.2013.12.023.

Sachkov M.E. Two period-radius relations for classical Cepheids: Determining the pulsation mode and the distance scale // *Astronomy Letters*. 2002. V. 28, № 9. P. 589-593.

Sachkov M.E., Rastorguev A.S., Samus N.N., Gorynya N.A. The radii of 62 classical Cepheids // *Astronomy Letters*. 1998. V. 24, № 3. P. 377-383.

Saio H., Ryabchikova T., Sachkov M. Pulsations in the atmosphere of the roAp star HD24712-II. Theoretical models // *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. 2010. V. 403. P. 1729-1738. DOI: 10.1111/j.1365-2966.2009.16235.x.

Shugarov A., Savanov I., Sachkov M., Jerram P. et al. UV detectors for spectrographs of WSO-UV project // *Astrophysics and Space Science*. 2014. V. 354, № 1. P. 169-175.

Статья поступила в редакцию 02.08.2018 г.

БЛОК КАМЕР ПОЛЯ ПРОЕКТА «СПЕКТР-УФ»: ОБНОВЛЁННЫЙ ДИЗАЙН И НАУЧНЫЕ ЗАДАЧИ

FIELD CAMERA UNIT INSTRUMENT OF THE SPECTR-UF MISSION: NEW DESIGN AND SCIENTIFIC TASKS

М.Е. Сачков¹,
профессор РАН,
доктор физико-математических наук,
msachkov@inasan.ru;
M.E. Sachkov

С.Г. Сичевский¹,
младший научный сотрудник,
s.sichevskij@gmail.com;
S.G. Sichevskij

Б.М. Шустов¹,
член-корреспондент РАН,
bshustov@inasan.ru;
B.M. Shustov

Е.Н. Канев¹,
младший научный сотрудник,
kanev@inasan.ru;
E.N. Kanev

А.С. Шугаров¹,
младший научный сотрудник,
shugarov@inasan.ru;
A.S. Shugarov

«СПЕКТР-УФ» – это многоцелевая космическая обсерватория, оснащённая телескопом с диаметром главного зеркала 170 см. Основная задача обсерватории – получение спектров космических объектов с высоким разрешением и изображений с дифракционным качеством в УФ-участке (115–310 нм). Для решения второй задачи предназначен блок камер поля (БКП). Конструкция БКП в ходе работы над проектом менялась. В статье даётся краткое описание текущего варианта БКП. Представлены основные научные задачи, на решение которых направлен данный прибор; проведено сравнение характеристик прибора с характеристиками камер поля космического телескопа им. Хаббла.

Ключевые слова:
ультрафиолетовая астрономия;
космические миссии;
камера поля.

Введение

Целью проекта «СПЕКТР-УФ» является создание космической обсерватории, предназначенной для проведения наблюдений в вакуумном и ближнем УФ-диапазонах электромагнитного спектра (110–310 нм). Проект «СПЕКТР-УФ» известен как в российском, так и в мировом астрономическом сообществе также под названием «Всемирная космическая обсерватория – Ультрафиолет» (Boyarchuk A.A. et al., 2013; Boyarchuk A.A. et al., 2014; Шустов Б.М. и др., 2014). Её основное назначение – детальное исследование отдельных астрономических объектов методами УФ-спектроскопии и построения высококачественных

SPECTR-UF – is a multipurpose space observatory equipped with a telescope of 170 cm primary mirror diameter. The main task of the observatory is obtaining high-resolution spectra of cosmic objects and images of diffraction quality in the UV region (115–310 nm). For the solution of the second task, the Field Camera Unit (FCU) is intended. The design of the FCU changed in the course of working on the project. In this paper we describe the current version of the FCU and main scientific tasks to be solved with the instrument. Its characteristics are compared to those of cameras of the Hubble Space Telescope.

Keywords:
Ultraviolet astronomy;
Space missions;
Imager.

изображений на сравнительно малом поле зрения (до 10 угловых минут), см. статьи (Вибе Д.З., 2016; Макарова Л.Н., Макаров Д.И., 2016; Boyarchuk A.A. et al., 2016; Sachkov M. et al. Instrumentation..., 2014).

Научная программа проекта «СПЕКТР-УФ» состоит из базовой программы наблюдений, гарантированного времени партнёров проекта и программы, сформированной на конкурсной основе из лучших заявок астрономического сообщества (Malkov O. et al., 2011). Базовая программа проекта нацелена на решение ключевых научных задач по следующим направлениям:

¹ ФГБУН Институт астрономии РАН, Россия, Москва.

Institute of Astronomy of the Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow.

- образование галактик: распределение диффузной барионной материи во Вселенной и её химическая эволюция;
- строение и эволюция Галактики;
- физика аккреции и истечения вещества;
- атмосферы экзопланет и астрохимия в присутствии сильного УФ-излучения.

Для решения этих задач в составе проекта предназначены блок камер поля (БКП) и блок спектрографов (БС). Детальное описание БС см. в (*Reutlinger A. et al.*, 2011; *Panchuk V. et al.*, 2014; *Sachkov M. et al. WSO-UV project*, 2014). Основные характеристики БКП рассмотрены ниже. Читателям, интересующимся современным состоянием и перспективами развития технологий УФ-астрономии, рекомендуем ознакомиться с работами (*Сачков М.Е.*, 2013; *Шустов Б.М. и др.*, 2014; *Ефанов В.В. и др.*, 2017).

1. Научные задачи БКП

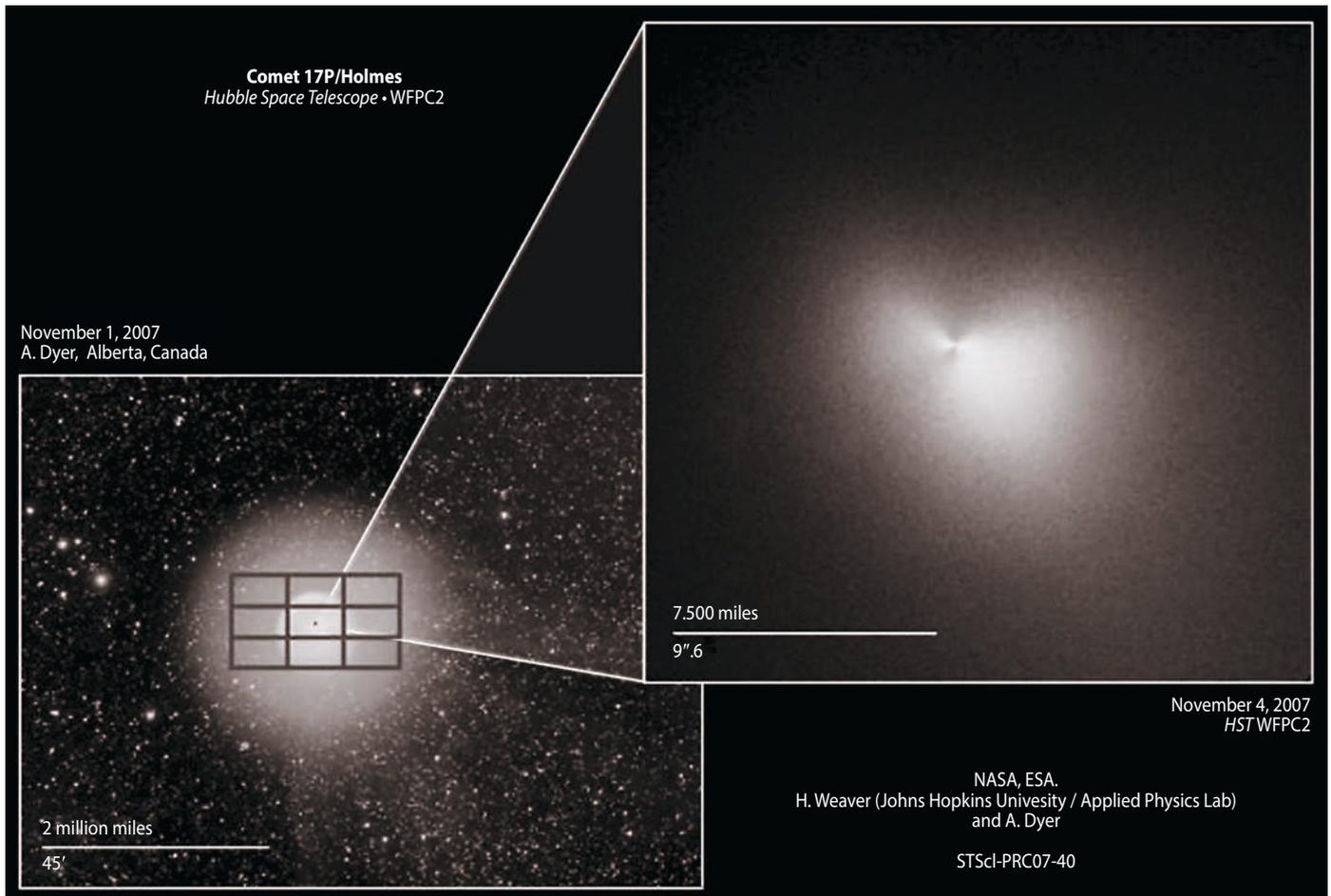
Подробное обсуждение научной программы проекта «СПЕКТР-УФ» в целом можно найти в (*Boyarchuk A.A. et al.*, 2016).

Научным комитетом проекта была сформирована перспективная программа наблюдений, включающая список задач, использующих преимущества БКП. Перечислим эти задачи (в скобках представлены характеристики БКП, которые важны для решения каждой конкретной задачи):

- гравитационное линзирование квазаров в УФ (большое поле зрения, субсекундное угловое разрешение, узко- и широкополосные фильтры);
- поиск объектов, излучающих в лайман-альфа линии водорода, на $z < 2$ (большое поле зрения, субсекундное угловое разрешение, средне- и широкополосные фильтры, полевая спектроскопия);
- картирование активных ядер галактик методом реверберации (большое поле зрения, субсекундное угловое разрешение, широкополосные фильтры, полевая спектроскопия);
- поиск массивных звёзд в Местной группе (большое поле зрения, субсекундное угловое разрешение, средне- и широкополосные фильтры, полевая спектроскопия, высокий динамический диапазон, высокая чувствительность);
- исследование кратных систем из молодых звёзд типа σ Ori в УФ (большое поле зрения, субсекундное угловое разрешение, средне- и широкополосные фильтры, полевая спектроскопия);
- исследование протозвёздных джетов (большое поле зрения, субсекундное угловое разрешение, средне- и широкополосные фильтры, полевая спектроскопия);

- изучение планетарных туманностей (большое поле зрения, субсекундное угловое разрешение, средне- и широкополосные фильтры, полевая спектроскопия);
- изучение в УФ переменных звёзд с экстремально-коротким периодом (высокоскоростной режим считывания в канале вакуумного ультрафиолета – ВУФ, полевая спектроскопия);
- построение кривых блеска сверхновых в УФ (средне- и широкополосные фильтры);
- наблюдения источников гамма-всплесков и гравитационных волн в УФ (субсекундное угловое разрешение, средне- и узкополосные фильтры, относительно короткое время перенаведения на источник – от 10 минут);
- природа УФ-излучения в эллиптических галактиках (большое поле зрения, субсекундное угловое разрешение, средне- и широкополосные фильтры, полевая спектроскопия);
- изучение звездообразования в ближайших карликовых галактиках (поле зрения больше 5 угловых минут, субсекундное угловое разрешение, средне- и широкополосные фильтры);
- изучение режимов звездообразования в спиральных галактиках (большое поле зрения, субсекундное угловое разрешение, средне- и широкополосные фильтры);
- магнитная активность звёзд (большое поле зрения, субсекундное угловое разрешение, средне- и узкополосные фильтры, полевая спектроскопия);
- тонкая структура и динамика центральных областей шаровых скоплений Галактики и переменные звёзды в них (большое поле зрения, субсекундное угловое разрешение, средне- и узкополосные фильтры, полевая спектроскопия);
- УФ-наблюдения (экзо)планетных систем (средне- и широкополосные фильтры, высокоточная фотометрия в канале ближнего ультрафиолета – БУФ) (*Fossati L. et al.*, 2014);
- Солнечная система: кометы, полярные сияния (большое поле зрения, субсекундное угловое разрешение, средне- и узкополосные фильтры);
- астросейсмология (субсекундное угловое разрешение, высокоточная фотометрия в канале БУФ) (*Sachkov M.E. et al.*, 1998; *Sachkov M. et al.*, 2004; *Sachkov M. et al.*, 2008; *Sachkov M.E.*, 2002; *Sachkov M.*, 2010; *Sachkov M.*, 2014; *Saio H. et al.*, 2010).

В качестве иллюстрации на рисунке 1 показано сравнение полей зрения камеры PC1 WFPC-2 обсерватории космический телескоп им. Хаббла (КТХ) и БУФ-канала БКП. Большой размер поля зрения БКП позволяет получить изображение не только ядра кометы, но и внутренней комы, т.е. проводить изучение субструктур комы.



Каждый прямоугольник в нижней левой вставке соответствует полю зрения БУФ-канала БКП. Нужно всего девять экспозиций для покрытия внутренней комы.

рисунок 1. Сравнение полей зрения БУФ-канала БКП и камеры PC1 WFPC-2 на KTX (<https://apod.nasa.gov/apod/ap071128.html>)

2. Прибор ISSIS

Проект БКП развивался непросто и имеет уже довольно длительную историю. В предыдущем варианте КНА в него входил БКП под названием ISSIS (Imaging and Slitless Spectroscopy Instrument). ISSIS был предназначен для построения изображений в диапазоне от 115–320 нм и проведения бесщелевой спектроскопии. ISSIS должен был быть оснащён двумя МКП-приёмниками, оптимизированными для разных спектральных диапазонов. Один – с фотокатодом на основе CsI для наблюдений в вакуумном ультрафиолете (ВУФ), второй – на основе CsTe, оптимизированный для ближнего ультрафиолета (БУФ). Планировалось, что характеристики ISSIS будут аналогичными характеристикам камер ACS (Advanced Camera for Survey) космического телескопа им. Хаббла. Ответственной стороной за разработку и создание ISSIS была Испания. Работы над ISSIS завершились поставкой в Россию макета ISSIS.

На рисунке 2 показан момент сборки макета ISSIS с оптической скамьей телескопа Т-170М и макетом блока спектрографов в НПО им. С.А. Лавочкина.

Но из-за финансовых затруднений от дальнейшего развития дорогостоящего проекта ISSIS пришлось отказаться. Была поставлена задача создания нового варианта БКП, опираясь на опыт и задел, полученный при разработке ISSIS. Такая задача была выполнена, и в этой статье мы кратко описываем реализуемый проект БКП.

3. Обновлённый блок камер поля

Основная задача БКП осталась прежней – получение изображений с высоким разрешением и спектров с низким разрешением в ВУФ- и БУФ-диапазонах. В изменённой по сравнению с ISSIS конструкции БКП было уменьшено количество оптических и подвижных элементов и таким образом увеличена надёжность БКП. В итоге была определена компоновка и основные характеристики – два канала (ВУФ – на МКП, БУФ – на ПЗС).

Канал ВУФ оснащён МКП-приёмником, чувствительным в диапазоне 115–176 нм, который поставляют испанские партнёры. Основные параметры этого канала:

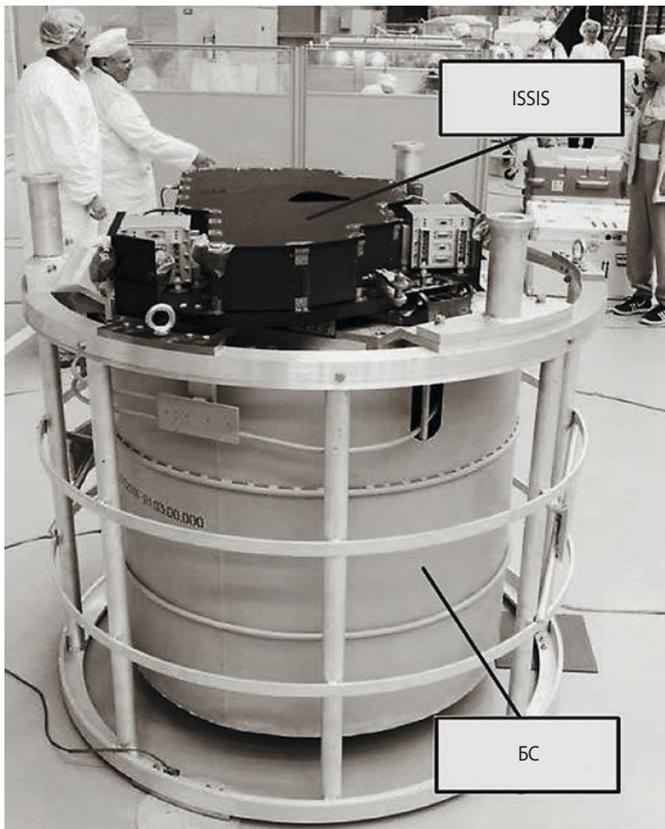


рисунок 2. Сборка макета ISSIS с оптической скамьей телескопа Т-170М и макетом блока спектрографов в НПО им. С.А. Лавочкина, 2014 г.

- дифракционное качество изображения;
- высокочувствительный режим счёта фотонов;
- высокое временное разрешение.

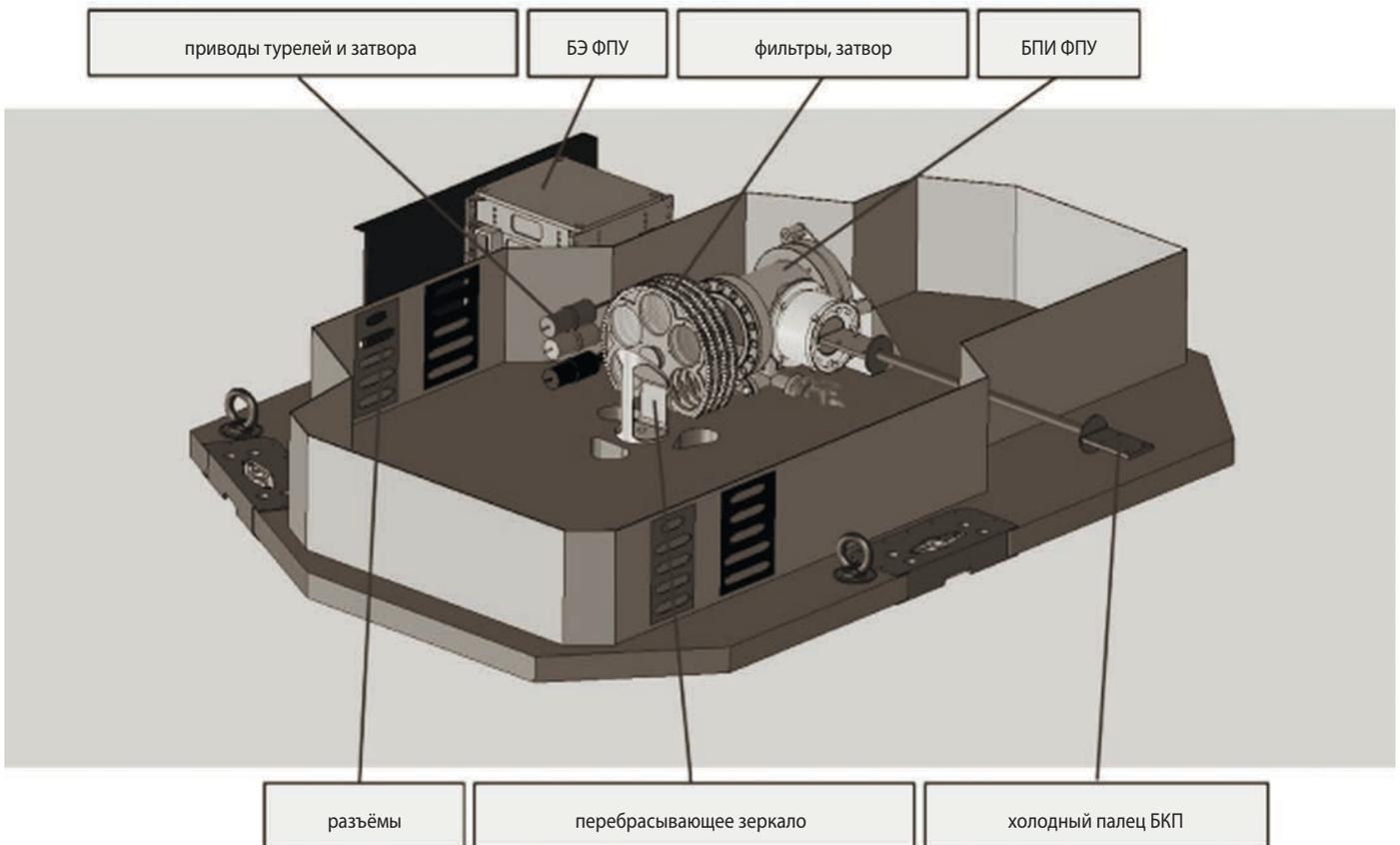
Канал БУФ оснащён ПЗС-приёмником, чувствительным к диапазону 174–305 нм (с возможным расширением до 1000 нм), аналогичным описанному в (Shugarov A. et al., 2014). Основные параметры этого канала:

- большое поле зрения;
- большой динамический диапазон;
- возможность полевой спектроскопии низкого разрешения (с помощью призмы).

В обоих каналах предусмотрено достаточное количество фильтров. Это существенно расширяет возможности БКП по решению научных задач.

На рисунке 3 показана компоновка БКП. Отмечены элементы канала БУФ, в котором фотоприёмное устройство (ФПУ) построено на основе ПЗС.

Выбор ПЗС в качестве приёмника в канале БУФ имеет ясные обоснования. У ПЗС есть важное преимущество – большой размер фоточувствительного чипа, соответствующий 12 млн. пикселям. По этому параметру ПЗС превосходит доступные МКП, у которых количество эффективных пикселей не превышает 4 млн. ПЗС обладает мелким пикселем (~12 мкм), что позволяет в однозеркальной оптической схеме этого канала достичь довольно высокого разре-



БПИ – блок приёмника излучения; БЭ – блок электроники.

рисунок 3. Компоновка БКП с ФПУ на основе ПЗС

таблица – Основные характеристики БКП, прибора ISSIS и аналогичных камер КТХ

параметры	инструмент ISSIS	БКП, канал ВУФ	БКП, канал БУФ	камера КТХ HST/ACS/SBC	камера КТХ HST/WFC3/UVIS
тип приёмника излучения	МКП	МКП	ПЗС	МКП, МАМА	ПЗС
спектральный диапазон, нм	115–310	115–176	174–310 (115–1000)	115–170	200–1000
эффективная площадь, м ²	0.054	0.068	0.27	0.18	0.45
поле зрения, угл. с×угл. с	70×75	121×121	597×451	34.59×30.8	162×162
пространственное разрешение, угл. с	0.03	0.08	0.146	0.03	0.04
размер чувствительной части приёмника излучения, мм	40	30	49×37	25	61×61
количество фильтров	2×(5+2 серых)	до 10	до 15	6+2 призмы	42+5

ния (0.15 угл. с/пиксель). Если использовать в этом канале ФПУ на основе МКП, то разрешение было бы намного хуже (0.30 угл. с/пиксель). Кроме того, из-за большого количества квантов, регистрируемых в БУФ, быстро наступит зарядовое истощение МКП.

В таблице 1 показаны основные характеристики БКП, прибора ISSIS и аналогичных камер КТХ, данные по которым взяты из «HST Instruments Handbooks».

Самое общее сравнение БКП и камер КТХ позволяет выделить их основные преимущества и недостатки. По сравнению с камерами КТХ БКП обеспечит меньшее угловое разрешение. Однако крупноформатный ПЗС вместе с однозеркальной схемой позволят достичь большого поля зрения – около 7.5 угловых минут в канале БУФ. Это обеспечит очень большую эффективность работы БКП в поисково-обзорном режиме («discover efficiency»), значительно превосходя по этому параметру аналогичные камеры КТХ.

Следует отметить, что БКП будет первым научным УФ-прибором (камерой) для наблюдения с высоким разрешением на геосинхронной орбите, т.е. над основной массой геокороны.

заключение

Проведена оптимизация конструкции прибора БКП, при этом значительно уменьшена стоимость создания прибора по сравнению с предыдущим вариантом (ISSIS). БКП планируется к изготовлению в России с участием Испании в части поставки ФПУ для ВУФ-канала. Описанный вариант БКП имеет высокую чувствительность и большое поле зрения в БУФ. Есть возможность работать не только в УФ, но и в оптическом и ближнем ИК-диапазонах (до 1000 нм). БКП будет первой в мире астрономической камерой УФ-диапазона, обладающей субсекундным угловым разрешением (в ВУФ даже лучше

0.1 угловой секунды) и высокой эффективностью в поисково-обзорном режиме в БУФ. Таким образом, блок камер поля, характеризующийся субсекундным угловым разрешением, высокой чувствительностью, наличием большого количества фильтров и возможностью расширения рабочего диапазона длин волн в оптическую и ближнюю ИК-область, позволит проводить наблюдения, необходимые для решения научных задач в различных актуальных направлениях астрономии. Рассматривается дополнение БКП звёздным коронографом как третьим каналом.

список литературы

Вибе Д.З. Проблемы звездообразования по наблюдательным данным в УФ // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 47-51.

Макарова Л.Н., Макаров Д.И. Перспективы проекта «ВКО-УФ» для задач звездообразования в карликовых галактиках // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 52-59.

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.

Сачков М.Е. Ультрафиолетовые обсерватории будущего // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 16-20.

Шустов Б.М., Сачков М.Е., Боярчук А.А., Моисеев А.А., Гомес де Кастро А.И. Космические перспективы изучения ультрафиолетовой Вселенной: проект «СПЕКТР-УФ» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 5. С. 4-15.

Boyarchuk A., Savanov I., Kanev E., Shustov B., Sachkov M. The Soviet ASTRON mission: legacy // *Astrophysics And Space Science*. 2014. V. 354. P. 247-250.

Boyarchuk A.A., Shustov B.M., Moisehev A.A., Sachkov M.E. SPEKTR-UF Project // *Solar System Research*. 2013. V. 47, № 7. P. 499-507.

Boyarchuk A.A., Shustov B.M., Savanov I.S., Sachkov M.E., Bisikalo D.V. Scientific problems addressed by the Spektr-UV space project (world space Observatory-Ultraviolet) // *Astronomy Reports*. 2016. V. 60, № 1. P. 1-42.

Fossati L., Bisikalo D., Lammer H., Shustov B., Sachkov M. Major prospects of exoplanet astronomy with the World Space Observatory-UltraViolet mission // *Astrophysics And Space Science*. 2014. V. 354. P. 9-19.

Malkov O., Sachkov M., Shustov B. et al. Scientific program construction principles and time allocation scheme for the World Space Observatory - Ultraviolet mission // *Astrophysics and Space Science*. 2011. V. 335. P. 323-327.

Panchuk V., Yushkin M., Fatkhullin T., Sachkov M. Optical layouts of the WSO-UV spectrographs // *Astrophysics And Space Science*. 2014. V. 354, № 1. P. 163-168.

Reutlinger A., Sachkov M., Gal C., Brandt C. et al. Using the CeSiC material for the WSO-UV spectrographs // *Astrophysics And Space Science*. 2011. V. 335, № 1. P. 311-316.

Sachkov M. Study of pulsations of chemically peculiar a stars // *Astrophysical Bulletin*. 2014. V. 69, № 1. P. 40-45.

Sachkov M. UV observations of sdB stars and prospects of WSO-UV mission for such studies // *Astrophysics And Space Science*. 2010. V. 329, № 1-2. P. 261-266.

Sachkov M., Kochukhov O., Ryabchikova T., Huber D. et al. Pulsations in the atmosphere of the rapidly oscillating Ap star 10 Aquilae // *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. 2008. V. 389, № 2. P. 903-918.

Sachkov M., Ryabchikova T., Kochukhov O., Weiss W.W. et al. Pulsational velocity fields in the atmospheres of two roAp stars HR 1217 and gamma Equ // *Variable Stars in the Local Group, IAU Colloquium 193, Proceedings of the conference held 6-11 July, 2003 at Christchurch, New Zealand / Edited by Donald W. Kurtz and Karen R. Pollard. ASP Conference Proceedings, San Francisco: Astronomical Society of the Pacific*. 2004. V. 310. P. 208-210.

Sachkov M., Shustov B., Gómez de Castro A.I. Instrumentation of the WSO-UV project // *Proceedings of the SPIE*. 2014. 9144. id. 914402. P. 1-7. DOI: 10.1007/s10509-014-2087-4.

Sachkov M., Shustov B., Gómez de Castro A.I. WSO-UV project // *Advances In Space Research*. 2014. V. 53. P. 990-996.

Sachkov M.E. Two period-radius relations for classical Cepheids: Determining the pulsation mode and the distance scale // *Astronomy Letters*. 2002. V. 28, № 9. P. 589-593

Sachkov M.E., Rastorguev A.S., Samus N.N., Gorynya N.A. The radii of 62 classical Cepheids // *Astronomy Letters*. 1998. V. 24, № 3. P. 377-383.

Saio H., Ryabchikova T., Sachkov M. Pulsations in the atmosphere of the roAp star HD24712-II. Theoretical models // *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*. 2010. V. 403, № 4. P. 1729-1738.

Shugarov A., Savanov I., Sachkov M., Jerram P. et al. UV detectors for spectrographs of WSO-UV project // *Astrophysics And Space Science*. 2014. V. 354, № 1. P. 169-175.

URL: <https://apod.nasa.gov/apod/ap071128.html> (дата обращения: 19.07.2018).

Статья поступила в редакцию 19.07.2018 г.

**АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ
ОЦЕНИВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ
НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ ПО ОБНАРУЖЕНИЮ,
ГЕОЛОКАЦИИ И ИДЕНТИФИКАЦИИ
СТАНЦИЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ
С-, Х-, К_u-, К_a-ДИАПАЗОНОВ.
ЧАСТЬ 1. АНАЛИТИЧЕСКАЯ
МОДЕЛЬ СТАНЦИЙ
СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ КАК
ОБЪЕКТОВ НАБЛЮДЕНИЯ**

**ANALYTICAL MODELS FOR
ESTIMATION OF LEO
SATELLITES CAPABILITIES
TO DETECT,
GEOLOCATE AND IDENTIFY
С-, Х-, К_u-, К_a-BAND SATELLITE
COMMUNICATIONS TERMINALS.
PART 1. ANALYTICAL MODEL OF
SATELLITE COMMUNICATIONS
TERMINALS AS AN OBJECTS OF
SURVEILLANCE**



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

В статье рассматриваются теоретические аспекты наблюдения станций спутниковой связи с применением низкоорбитальных космических аппаратов радиоэлектронного наблюдения. В основе разработанных моделей – возможность прогнозирования направления главного луча диаграммы направленности станций спутниковой связи и определение допустимого угла рассогласования между направлениями на низкоорбитальный космический аппарат радиоэлектронного наблюдения и на геостационарный спутник связи. Оценивание пространственно-временных и вероятностных характеристик сделано на основе введённого автором понятия эллипса обнаружения на орбитальной сфере.

Ключевые слова:
низкоорбитальный космический аппарат;
космический аппарат на геостационарной орбите;
псевдокосмический аппарат;
станция спутниковой связи;
радиоэлектронное наблюдение;
эллипс обнаружения; орбитальная сфера;
азимут; угол места.

The article discusses the theoretical aspects of surveillance of satellite communications terminals performed by LEO ELINT satellites. The developed models are based on the ability to predict the direction of the main beam of the antenna radiation pattern of satellite communications terminals and determination of permissible angle of misalignment between directions on LEO ELINT satellite and geostationary communications satellite. Estimation of space-time and probabilistic characteristics is carried out on the basis of the concept of the detection ellipse on the orbital sphere introduced by the author.

Key words:
LEO satellite;
geostationary satellite;
pseudo-satellite;
satellite communications terminal;
ELINT;
detection ellipse; orbital sphere;
azimuth; elevation angle.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

1. Введение. Общий замысел формирования аналитических моделей

Обнаружение, геолокация и идентификация станций спутниковой связи (ССС) – составная часть таких целевых задач, как оценка радиоэлектронной обстановки (РЭО), мониторинг надводной обстановки, планирование радиосвязи, мониторинг помеховой обстановки, в том числе в каналах управления и передачи данных низкоорбитальных космических аппаратов (НОКА). В 2000-е годы возобладала тенденция к широкомасштабному применению СССР K_u- и K_a-диапазонов наряду с применением СССР UHF-, C-, X- диапазонов. При этом осуществляется переход к новым способам многостанционного доступа: TDMA, DAMA-TDMA, MF-TDMA с использованием новых сигнальных конструкций типа NSW, псевдослучайных сигналов с расширением спектра, других цифровых сигналов с двоичной и многопозиционной фазовой манипуляцией в большом диапазоне скоростей передачи информации (*Warfighter Information Network – Tactical*, 2016).

Массовое внедрение цифровых приёмопередатчиков типа SDR позволило перейти к созданию и применению многдиапазонных СССР, способных осуществлять передачу информации как через военные, так и через коммерческие КА-ретрансляторы на геостационарной орбите (КА ГСО) в C-, X-, K_u-, K_a-диапазонах. КА-ретрансляторы нового поколения осуществляют цифровую обработку сигналов на борту. Одновременно режимы спутниковой связи и соответствующие сигнальные структуры внедряются в носимые и мобильные радиостанции, создаваемые по программе JTRS. В рамках реализации концепции WIN-T разрабатываются и внедряются во все звенья управления мобильные СССР для обеспечения связи в рассматриваемых диапазонах частот, в том числе и в движении. Расширение масштабов применения спутниковой связи в гражданских и военных целях привело к необходимости жёсткого регламентирования уровня излучения СССР по боковым лепесткам диаграммы направленности антенны (ДНА) для минимизации помех КА ГСО и снижения вероятности несанкционированного приёма их сигналов космическими средствами. Спутниковая связь из экзотического способа передачи информации с незначительным парком СССР превращается в заметный и существенный фактор РЭО в глобальном и локальном масштабах как на суше, так и на море и имеет тенденцию к дальнейшему интенсивному развитию на базе цифровых технологий.

Указанные выше тенденции в области спутниковой связи ведут к необходимости расширения возможностей НОКА для мониторинга РЭО на смену ранее применяемым методам мониторинга СССР, эф-

фективность которых имеет неуклонную тенденцию к снижению. В свою очередь, формирование новых методов обнаружения, геолокации и идентификации СССР с использованием НОКА РЭН требует создания соответствующих аналитических моделей для оценивания их возможностей и разработки предложений по облику НОКА РЭН, характеристикам орбитального построения, рационального планирования НОКА РЭН по целевому назначению, которое в рамках рассматриваемых моделей предполагает решение таких целевых задач, как обнаружение, геолокация и идентификация СССР. Необходимость разработки аналитических моделей для оценивания возможностей НОКА РЭН по обнаружению СССР обусловлена тем, что традиционный подход к наблюдению источников радиоизлучения по боковым лепесткам ДНА в случае СССР C-, X-, K_u-, K_a-диапазонов неэффективен вследствие низкого уровня излучения. Для улучшения условий электромагнитной доступности (ЭМД) СССР необходимо обеспечить нахождение НОКА РЭН на направлении связи СССР с КА ГСО. При этом максимальный угол рассогласования между направлением СССР – КА ГСО и направлением СССР – НОКА РЭН должен соответствовать значению, при котором ещё обеспечивается приём сигналов СССР на борту НОКА РЭН с требуемым для решения целевых задач отношением сигнал/шум. Эти направления характеризуются углами места и азимутами, для определения которых формируются соответствующие аналитические модели. Длительность радиоконтакта НОКА РЭН с СССР должна быть не менее требуемой для решения целевых задач с приемлемым качеством. Для оценивания возможности выполнения этого условия формируется соответствующая пространственно-временная модель. Выполнение указанных условий носит вероятностный характер, что приводит к необходимости оценивания средней частоты успешного решения целевых задач. При этом определяются также параметры орбиты, которые обеспечивают наилучшее положение НОКА РЭН относительно наблюдаемого района земной поверхности и положения КА ГСО.

В настоящей статье рассматриваются как статические, так и динамические модели, учитывающие движение НОКА РЭН на орбите вокруг неподвижной и вращающейся Земли. Ввиду большого объёма материала статья будет публиковаться по частям в нескольких номерах журнала:

Часть 1. Аналитическая модель станций спутниковой связи как объектов наблюдения.

Часть 2. Аналитическая модель низкоорбитальных КА для оценивания их возможностей по наблюдению станций спутниковой связи.

Часть 3. Вероятностные и пространственно-временные модели для оценивания возможностей наблюдения станций спутниковой связи в локальных районах.

Часть 4. Аналитические модели орбитальной группировки низкоорбитальных КА и псевдокосмических аппаратов для наблюдения станций спутниковой связи в локальных районах.

Нумерация разделов, рисунков и формул для всех частей статьи сквозная. Обозначения и сокращения, приведённые в части 1, используются и в остальных частях статьи.

2. Основные обозначения и сокращения

θ – угол, определяющий положение точки на кривой второго порядка: положение КА на орбите, положение точки на окружности, положение точки на диаграмме направленности антенны (угол отклонения от направления главного луча);

λ – географическая долгота, длина волны;

φ – географическая широта;

L – широта точки на поверхности орбитальной сферы;

ϕ – долгота точки на поверхности орбитальной сферы (эта разница в обозначении достаточна для различения в формулах различных величин);

h – высота орбиты;

i – наклонение орбиты;

Ω – долгота восходящего узла;

R_E – радиус Земли;

T_S – длительность суток;

R_{GSO} – радиус геостационарной орбиты;

$\Delta\theta_\beta$ – геоцентральный угол, соответствующий раствору диаграммы направленности антенны на угол, равный угловому размеру малой оси эллипса обнаружения в радианах;

$\Delta\theta_\varepsilon$ – геоцентральный угол, соответствующий раствору диаграммы направленности антенны на угол, равный угловому размеру большой оси эллипса обнаружения в радианах;

d – наклонная дальность;

D – ослабление в свободном пространстве, угловой радиус заданного района в радианах;

SNR – отношение сигнал/шум;

f – частота радиосигнала;

ESD – спектральная плотность мощности изотропного излучателя;

α, β – азимут и угол места направления на наземный объект с борта КА;

ψ – угол между большой осью эллипса обнаружения и плоскостью орбиты КА;

τ_{\min} – минимальное время, необходимое для решения целевой задачи;

ε – угол места наземной антенны;

Λ – азимут наземной антенны;

t – время;

$Pr(A)$ – вероятность события A ;

l – длина хорды эллипса обнаружения, равная соответствующему геоцентральному углу в радианах;

Q – количество суточных витков;

ω – угловая скорость;

μ – гравитационная постоянная;

k – постоянная Больцмана;

$N_{\text{ш}}$ – коэффициент шума;

Δf – ширина спектра сигнала, полоса пропускания приёмника;

$G(\theta)$ – диаграмма направленности антенны;

G_{\max} – коэффициент усиления антенны;

NW – северо-запад;

NE – северо-восток.

Подсимвольные обозначения:

ES – станция спутниковой связи;

GSO – КА на геостационарной орбите;

a – восходящий виток;

d – нисходящий виток;

LEO – низкоорбитальный КА;

PS – псевдокосмический аппарат.

Основные сокращения:

КА ГСО – космический аппарат на геостационарной орбите;

НОКА РЭН – низкоорбитальный космический аппарат радиоэлектронного наблюдения;

ПКА – псевдокосмический аппарат;

ДНА – диаграмма направленности антенны;

ЭМД – электромагнитная доступность;

СВ – суточный виток;

ЭМИИ – эквивалентная мощность изотропного излучателя;

РЭО – радиоэлектронная обстановка.

3. Аналитическая модель для оценивания условий электромагнитной доступности станций спутниковой связи для низкоорбитальных КА радиоэлектронного наблюдения

3.1. Основные понятия и определения

Аналитическая модель иллюстрируется рисунком 1. Пусть ССС с координатами $\lambda_{ES}, \varphi_{ES}$ работает через КА ГСО с долготой подспутниковой точки λ_{GSO} и характеризуется следующими параметрами: мощность излучения P_{ES} , частота f_{ES} , ширина спектра сигнала Δf_{ES} , коэффициент усиления антенны G_{ES} . Антенна с ДНА $G_{ES}(\theta)$ направлена на КА ГСО так, что $G_{ES}(\theta=0)=1$. Направление ДНА на КА ГСО характеризуется углом места ε_{ES} и азимутом Λ_{ES} (угол ε_{ES} – угол между местной горизонталью и направлением на КА ГСО, угол Λ_{ES} – угол между направлением на север местного меридиана и направлением

АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ОБНАРУЖЕНИЮ, ГЕОЛОКАЦИИ И ИДЕНТИФИКАЦИИ СТАНЦИЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ С-, X-, Ku-, Ka-ДИАПАЗОНОВ. ЧАСТЬ 1.

на КА ГСО). Пусть $G_{ESmin}=G_{ES}(\Delta\theta_{min})$ соответствует значению ДНА в направлении, отстоящем от направления на КА ГСО на угол $\theta=\Delta\theta_{min}$, при котором добротность приёмного тракта НОКА РЭН (отношение коэффициента усиления антенны G_{LEO} в направлении ССС к шумовой температуре $T_{ш}$) обеспечивает ЭМД к ССС на минимально необходимом уровне. Тогда пространство, в котором обеспечивается ЭМД для НОКА РЭН, может быть представлено в виде конуса (рисунок 1) (*Recommendation ITU-R S.1325-2, 2001*) с образующим углом $\theta=\Delta\theta_{min}$. Условно определим его конусом обнаружения.

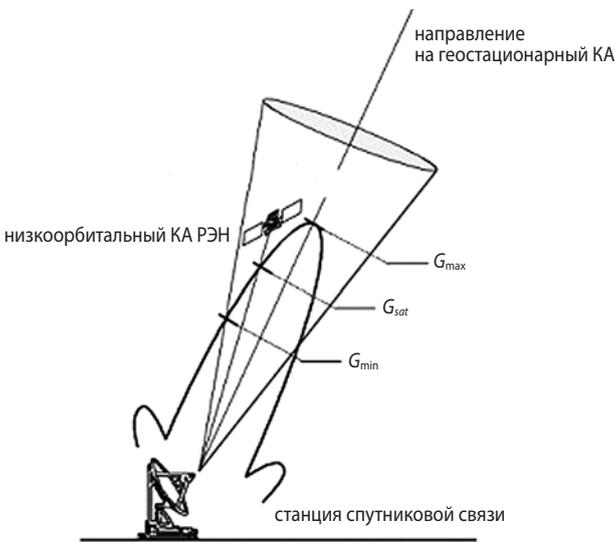


рисунок 1. Иллюстрация к аналитической модели ССС

Пусть НОКА РЭН находится на орбите на высоте h_{LEO} с наклоном i и в произвольный момент времени, соответствующий нахождению в пределах конуса обнаружения, имеет координаты $\lambda_{LEO}=\lambda_{LEO}(t)$, $\phi_{LEO}=\phi_{LEO}(t)$, изменяемые в общем случае во времени. Положение НОКА РЭН относительно ССС с учётом его случайного характера можно представить сферой радиусом R_E с центром в центре Земли, которую условно определим орбитальной сферой. Орбитальная сфера обладает следующими свойствами:

- положению НОКА РЭН на орбите всегда соответствует точка на орбитальной сфере с координатами $\phi_{LEO}=\lambda_{LEO}$, $L_{LEO}=\phi_{LEO}$;
- координаты точек на поверхности орбитальной сферы и координаты точек на земной поверхности имеют однозначное соответствие при нахождении на одном и том же радиус-векторе;
- угловые расстояния на поверхности орбитальной сферы равны соответствующим центральным углам, измеряемым в радианах.

Поэтому в дальнейшем все действия над угловыми расстояниями и поверхностными углами на поверхности орбитальной сферы будут осуществляться по правилам сферической тригонометрии.

Рассмотрим проекцию конуса обнаружения на орбитальную сферу, представляющую собой эллипсоид, большая ось которого совпадает с направлением на КА ГСО. При этом эллипсоид вследствие его небольших размеров относительно размеров орбитальной сферы при получении ряда аналитических соотношений можно заменить на соответствующий эллипс, который условно определим эллипсом обнаружения. Аналитические действия в пределах эллипса обнаружения в дальнейшем будут производиться в соответствии со свойствами эллипса, но с определением угловых расстояний по правилам сферической тригонометрии.

Эллипс обнаружения обладает тем свойством, что попадание в него точки, соответствующей положению НОКА РЭН на орбите, эквивалентно условию обнаружения ССС. Поэтому следующим шагом необходимо определить размеры эллипса обнаружения: угловой размер большой оси $\Delta\theta_\epsilon$ и угловой размер малой оси $\Delta\theta_\beta$, а также азимут Λ_{GSO} и угол места ϵ_{GSO} , определяющие положение эллипса обнаружения на поверхности орбитальной сферы.

Определение величин $\Delta\theta_\beta$ и Λ_{GSO} требует знания угла $\theta=\Delta\theta_{min}$ и уровня излучения ССС в этом направлении.

3.2. Определение угла $\Delta\theta_{min}$

Исходя из определения $\Delta\theta_{min}$, его значение может быть получено из условия обнаружения ССС

$$SNR_{LEO} \geq SNR_{min}, \tag{1}$$

где SNR_{min} вычисляется из условий решения целевой задачи с заданным качеством.

Отношение сигнал/шум на входе приёмного тракта НОКА РЭН можно найти из известного выражения:

$$SNR_{LEO} = \frac{P_{ES} \times G_{maxES} \times G_{ES}(\theta) \times G_{maxLEO} \times G_{LEO}(\theta)}{k \times T_{шLEO} \times \Delta f_{LEO} \times D_{LEO}},$$

где $D_{LEO} = \left(\frac{2\pi \times d_{LEO}}{\lambda_{LEO}} \right)^2$ – ослабление в свободном

пространстве;

k – постоянная Больцмана;

Δf_{LEO} , $T_{шLEO}$ – полоса пропускания и шумовая температура приёмного тракта НОКА РЭН;

d_{LEO} – наклонная дальность от НОКА РЭН до ССС.

Произведение $P_{ES} \times G_{max} = EIRP_{ES}$ – ЭМИИ (эквивалентная мощность изотропного излучателя). Отношение $Q_{LEO} = \frac{G_{LEO}}{T_{шLEO}}$ – добротность приёмного тракта НОКА РЭН. С учётом этого

$$SNR_{LEO} = \frac{ESD_{ES} \times \Delta f_{ES} \times G_{ES}(\theta) \times G_{LEO}(\theta^*) \times Q_{LEO}}{D_{LEO} \times k \times \Delta f_{LEO}}$$

или

$$SNR_{LEO}[\text{дБ}] = ESD_{ES}[\text{дБВт/Гц}] + G_{ES}(\theta)[\text{дБ}] + G_{LEO}(\theta^*)[\text{дБ}] + Q_{LEO}[\text{дБ}] - 10\lg D_{LEO}[\text{дБ}] - 10\lg k - 10\lg \frac{\Delta f_{LEO}}{\Delta f_{ES}}, \quad (2)$$

где $10\lg k = -228,6$ дБВт/Гц·К;

θ^* – угол места направления НОКА РЭН – ССС, соответствующего $\theta_{ES} = \Delta\theta_{\min}$ (если ДНА НОКА РЭН направлена на ССС, то $\theta^* = 0$).

Отметим, что полоса пропускания приёмного тракта определяется исходя из значения ширины спектра принимаемых сигналов:

$$\Delta f_{LEO} = 1,1 \Delta f_{ES}.$$

При этом Δf_{ES} цифровых сигналов определяется скоростью передачи информации R_c и видом модуляции. Для рассматриваемых ССС (Клименко Н.Н., 2017):

$\Delta f_{ES} = 2 \log_2 MR_c$ для М-позиционной фазовой манипуляции (MPSK);

$\Delta f_{ES} = 1,5 R_c$ для манипуляции минимальным сдвигом (MSK);

Далее находим значение $\Delta\theta_{\min}$, соответствующее условию $SNR_{LEO} = SNR_{\min}$:

$$ESD_{LEO} + G_{ES}(\Delta\theta_{\min}) + G_{LEO}(\theta^*) + Q_{LEO} - 10\lg D_{LEO} - 10\lg k - 10\lg \frac{\Delta f_{LEO}}{\Delta f_{ES}} = SNR_{\min}. \quad (3)$$

Рассмотрим определение величин, входящих в уравнение (3). Решающее значение принадлежит форме ДНА ССС, от которой зависит уровень излучения в направлении НОКА РЭН. Существуют различные подходы к определению $G_{ES}(\theta)$ или эквивалентного значения $ESD_{ES}(\theta)$. Так, в соответствии с рекомендациями ITU-R F.1245.1 (Recommendation ITU-R F.1245-1, 2010) в отношении антенн СВЧ-диапазона с $D_{ES}/\lambda_{ES} \leq 100$ применяется следующее выражение:

$$G_{ES}(\theta) = G_{\max ES} - 2,5 \times 10^{-3} \left(\frac{D_{ES}}{\lambda_{ES}} \theta \right)^2, \quad 0 \leq \theta \leq \theta_m,$$

$$G_{ES}(\theta) = 39 - 5 \lg \left(\frac{D_{ES}}{\lambda_{ES}} \right) - 25 \lg \theta, \quad \theta \leq \theta_m \leq 48^\circ,$$

$$G_{ES}(\theta) = -3 - 5 \lg \left(\frac{D_{ES}}{\lambda_{ES}} \right), \quad 48^\circ \leq \theta \leq 180^\circ,$$

$$\text{где } G_{ES \max} = \eta \left(\frac{4\pi D_{ES}}{\lambda_{ES}} \right)^2, \quad \eta = 0,5 \dots 0,8,$$

$$\theta_m = \frac{20 \lambda_{ES}}{D_{ES}} \sqrt{G_{ES \max}} - G_1,$$

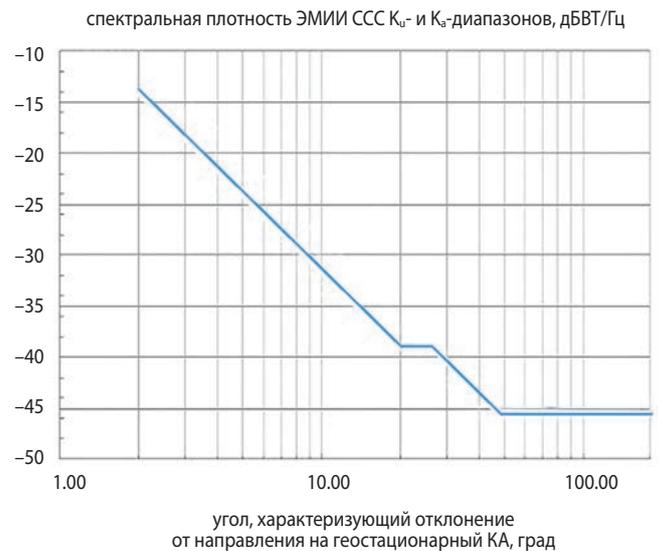
$$G_1 = 1 + 15 \lg \frac{D_{ES}}{\lambda_{ES}} \text{ – уровень усиления первого}$$

бокового лепестка ДНА.

Для военных ССС X-, K_u-, K_a-диапазонов соответствующие соотношения назначаются военным стандартом MIL-STD-188-164B (MIL-STD-188-164B Interoperability...) – как для $G(\theta)$, так и для $ESD(\theta)$.



рисунки 2. График спектральной мощности ЭМИИ ССС X-диапазона



рисунки 3. График спектральной плотности ЭМИИ ССС K_u- и K_a-диапазонов

Допустимый уровень спектральной плотности мощности изотропного излучателя $ESD_{GSO}(\theta)$ в окрестностях КА ГСО, определяемый этим стандартом для X- и K_u/K_a-диапазонов, приведён на рисунках 2 и 3 соответственно. В рамках рассматриваемой аналитической модели эти зависимости можно аппроксимировать следующими выражениями:

для X-диапазона:

$$ESD_{GSO}(\theta) = -0,926(10\lg\theta - 3) - 10 \text{ [дБВт/Гц]}, \quad 2^\circ \leq \theta \leq 50^\circ,$$

$$EDS_{GSO}(\theta) = -40 \text{ дБВт/Гц}, \quad \theta > 50^\circ; \quad (4)$$

АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ОБНАРУЖЕНИЮ, ГЕОЛОКАЦИИ И ИДЕНТИФИКАЦИИ СТАНЦИЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ С-, X-, K_u-, K_a-ДИАПАЗОНОВ. ЧАСТЬ 1.

для K_u/K_a-диапазонов:

$$EDS_{GSO}(\theta) = -1,47(10\lg\theta - 3) - 22 \text{ [дБВт/Гц]}, \quad (5)$$

$$2^\circ \leq \theta \leq 30^\circ,$$

$$EDS_{GSO}(\theta) = -45 \text{ дБВт/Гц}, \quad \theta > 30^\circ.$$

Значение $EDS_{GSO}(\theta)$ в (4) и (5) соответствует значению $EDS_{ES}(\theta) + G_{ES}(\theta)$ в (3). При этом ДНА можно приближенно рассматривать как тело вращения, любое сечение которого можно представить выражением (4) или (5). Отметим, что диапазоны частот на линии «вверх» (на излучение) в рассматриваемом случае определяются в соответствии с MIL-STD-188-164B:

C 5,85...6,65 ГГц;

X 7,9...8,4 ГГц;

K_u 13,75...14,5 ГГц;

K_a (коммерческие) 27,5...30 ГГц;

K_a (военные) 30...31 ГГц.

Приведённые в (4) и (5) зависимости $EDS_{GSO}(\theta)$ определяют уровень спектральной плотности мощности изотропного излучателя в окрестностях КА ГСО. Для получения его значения на выходе ССС воспользуемся пересчётом:

$$EDS_{ES}(\theta) = EDS_{ES}(\theta) + D_{GSO}, \quad (6)$$

где $D_{GSO} = 20\lg\left(\frac{2\pi d_{GSO}}{\lambda_{ES}}\right)$ – ослабление на трассе

КА ГСО – ССС;

d_{GSO} – наклонная дальность до КА ГСО.

Для X-диапазона уравнение (3) с учётом (4), (5), (6) имеет вид

$$ESD_{ES}(\theta_{\min}) + G_{LEO}(\theta^*) + Q_{LEO} - 10\lg D_{LEO} - 10\lg k - 10\lg \frac{\Delta f_{LEO}}{\Delta f_{ES}} = SNR_{\min}$$

или

$$-0,926(10\lg(\Delta\theta_{\min}) - 3) - 10 + 10\lg \frac{\Delta f_{LEO}}{\Delta f_{ES}} + G_{LEO}(\theta^*) + Q_{LEO} + 20\lg \frac{d_{GSO}}{d_{ES}} + 228,6 = SNR_{\min}. \quad (7)$$

После несложных преобразований из (7) можно получить

$$A\lg\Delta\theta_{\min} = B, \text{ откуда } \Delta\theta_{\min} = 10^{B/A},$$

где $A = -9,26$,

$$B = SNR_{\min} - 10\lg \frac{\Delta f_{LEO}}{\Delta f_{ES}} - 20\lg \frac{d_{GSO}}{d_{LEO}} - G_{LEO}(\theta^*) - Q_{LEO} - 231,378. \quad (8)$$

Аналогично можно показать, что для K_u/K_a-диапазонов

$$\Delta\theta_{\min} = 10^{B/A}, \quad (9)$$

где $A = -14,7$;

$$B = SNR_{\min} - 10\lg \frac{\Delta f_{LEO}}{\Delta f_{ES}} - 20\lg \frac{d_{GSO}}{d_{LEO}} - G_{LEO}(\theta^*) - Q_{LEO} - 202,2. \quad (10)$$

Далее рассмотрим соотношения, характеризующие взаимное положение НОКА РЭН и эллипса обнаружения ССС в соответствии с аналитической моделью, иллюстрируемой рисунком 4.

3.3. Базовая модель для определения размеров эллипса и его положения на орбитальной сфере

Пусть точка T с координатами L_T, ϕ_T на поверхности орбитальной сферы – центр эллипса обнаружения, большая ось которого направлена под углом Λ_{ES} азимута ССС на КА ГСО; точка K – точка нахождения НОКА РЭН на орбите с наклонением i . Тогда для восходящего СВ угол ψ_a между плоскостью орбиты НОКА РЭН и большой осью эллипса обнаружения определяется из рисунка 4:

$$\psi_a = \mu - \sigma,$$

откуда, используя правила сферической тригонометрии, можно получить:

$$\sin \sigma = \frac{-\cos L_T \sin \Lambda_{ES}}{\cos L_{LEO}}; \quad \sin \mu = \frac{\cos i}{\cos L_{LEO}}.$$

Аналогично можно показать, что для нисходящего СВ

$$\psi_a = 2\pi - (\mu + \sigma).$$

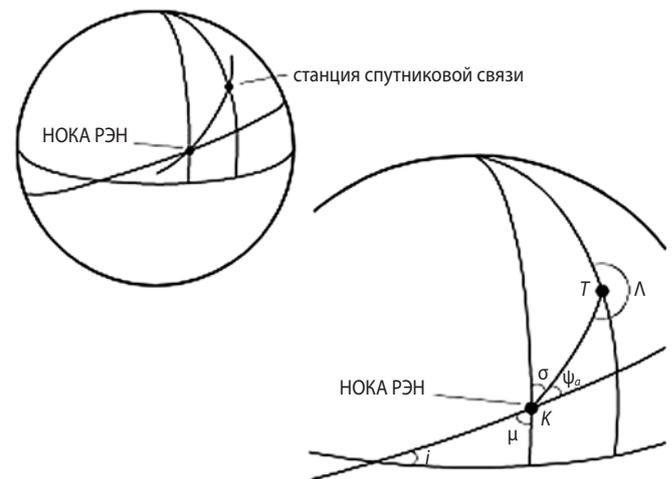


рисунок 4. К определению угла ψ_a для восходящих СВ

Движение НОКА РЭН по орбите можно представить следующими соотношениями:

$$\sin L_{LEO} = \sin \theta_{LEO}(t) \sin i, \quad \operatorname{tg} \phi_{LEO} = \operatorname{tg} \theta_{LEO}(t) \cos i, \quad (11)$$

$$\text{где } \theta_{LEO}(t) = \omega_{LEO} t, \quad (12)$$

ω_{LEO} – угловая скорость НОКА РЭН относительно вращающейся Земли.

Объединяя (11) и (12), можно показать, что в любой момент времени координаты НОКА РЭН на орбите связаны соотношениями:

$$\sin L_{LEO} = \frac{\operatorname{tg} \phi_{LEO} \sin i}{\sqrt{\cos^2 i + \operatorname{tg}^2 \phi_{LEO}}};$$

$$\operatorname{tg} \phi_{LEO} = \frac{\sin L_{LEO} \cos i}{\sqrt{\sin^2 i - \sin^2 L_{LEO}}}.$$

Угол между плоскостью орбиты и линией широты L_{LEO} определяется из выражения

$$\alpha_{LEO} = \arccos \frac{\cos i}{\cos L_{LEO}}. \quad (13)$$

Найдём значение угловой скорости вращения НОКА РЭН на восходящем СВ $\omega_{LEO} = \omega_a$ относительно вращающейся Земли на широте L_{LEO} . На восходящем СВ проекция скорости вращения Земли на трассу орбиты НОКА РЭН $\omega_3 \cos \alpha$ и $\omega_a = \omega_{LEO}^* + \omega_3 \cos \alpha$.

Здесь угловая скорость вращения НОКА РЭН относительно неподвижной Земли

$$\omega_{LEO}^* = \sqrt{\frac{\mu}{(R_E + h_{LEO})^3}} = \frac{631}{\sqrt{(R_E + h_{LEO})^3}}, \quad (14)$$

где $\mu = 398600 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационная постоянная; угловая скорость вращения Земли на широте L_{LEO} :

$$\omega_3 = \frac{2\pi L_{LEO}}{24 \times 3600} \text{ радиан/с.}$$

Можно показать, что $\omega_d = \omega_a$, и окончательно выражение для ω_{LEO} в (12) имеет вид

$$\omega_{LEO} = \frac{631}{\sqrt{(R_E + h_{LEO})^3}} - \frac{L_{LEO}}{13758} \times \arccos \frac{\cos i}{\cos L_{LEO}}. \quad (15)$$

3.4. Определение размеров эллипса обнаружения и его положения на орбитальной сфере

Для определения размеров эллипса обнаружения и его положения на орбитальной сфере воспользуемся моделью, иллюстрации к которой приведены на рисунке 5а–в. Из рисунка 5 следует, что ССС на широте ϕ_{ES} на поверхности Земли отображается на орбитальной сфере центром эллипса обнаружения, которому соответствует геоцентральный угол (широта), определяемый выражением (*Standard: ITU-R - S.1257-3, 2002*)

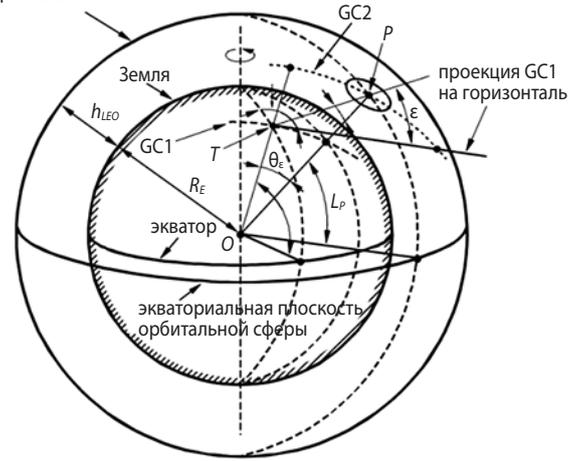
$$L_{ES} = \arcsin(\cos \theta_e \sin \phi_{ES} + \sin \theta_e \cos \phi_{ES} \cos \Lambda_{ES}), \quad (16)$$

где Λ_{ES} – азимут ДНА ССС на КА ГСО;

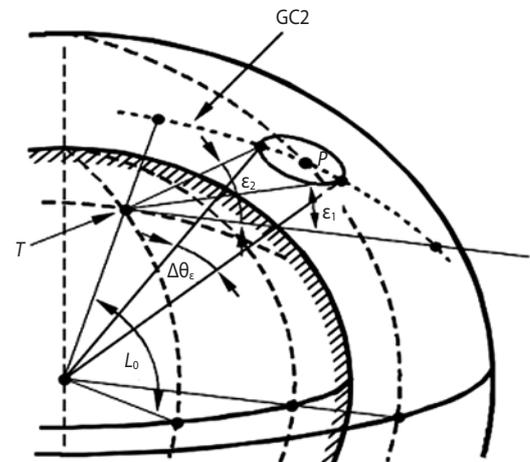
θ_e – геоцентральный угол между направлением на НОКА РЭН и на центр эллипса обнаружения в угломестной плоскости.

Отметим, что определение долготы центра эллипса обнаружения будет приведено далее.

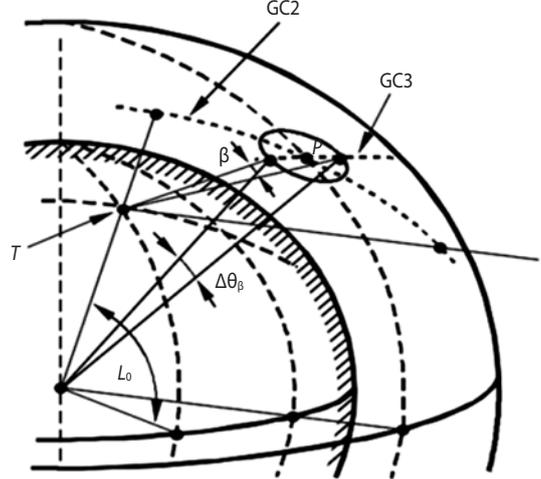
орбитальная сфера
низкоорбитального КА РЭН



а



б



в

GC1 – дуга между наблюдаемой станцией спутниковой связи в точке T и подспутниковой точкой КА РЭН при нахождении его в центре эллипса обнаружения в точке P ; GC2 – проекция вертикальной линии на орбитальную сферу; GC3 – проекция горизонтальной линии на орбитальную сферу.

рисунки 5. Иллюстрация к аналитической модели для определения размеров эллипса обнаружения и его положения на орбитальной сфере

АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ОБНАРУЖЕНИЮ, ГЕОЛОКАЦИИ И ИДЕНТИФИКАЦИИ СТАНЦИЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ С-, X-, Ku-, Ka-ДИАПАЗОНОВ. ЧАСТЬ 1.

Центральный угол $\Delta\theta_\beta$, определяющий угловую длину малой оси эллипса обнаружения и соответствующий раствору ДНА CCC на уровне, определяемом условием обнаружения (1), равен (Standard: ITU-R - S.1257-3, 2002)

$$\Delta\theta_\beta = 2 \arctg \frac{\operatorname{tg} \Delta\theta_{\min} \sin \theta_\varepsilon}{\cos \varepsilon_{ES}}, \quad (17)$$

где $\Delta\theta_{\min}$ – определяется в (8)–(10);

ε_{ES} – угол места центра эллипса обнаружения, равный углу места ДНА CCC на КА ГСО.

Значение угла θ_ε в (16) и (17) определяется по формуле

$$\theta_\varepsilon = \pi - \gamma_{ES} - \left(\frac{\pi}{2} + \varepsilon_{ES}\right) = \arccos(k \cos \varepsilon_{ES}) - \varepsilon_{ES}, \quad (18)$$

где γ_{ES} – угол места CCC с центра эллипса обнаружения;

ε_{ES} – угол места на НОКА РЭН.

Угол γ_{ES} на рисунке 3 по теореме синусов для сферических треугольников определяется по формуле

$$\gamma_{ES} = \arcsin\left(\frac{R_E}{R_E + h_{LEO}} \cos \varepsilon_{ES}\right). \quad (19)$$

Геоцентральный угол, определяющий длину большой оси эллипса обнаружения,

$$\Delta\theta_\varepsilon = \theta_{\varepsilon_1} - \theta_{\varepsilon_2}.$$

В свою очередь, из рисунка 5 (Standard: ITU-R - S.1257-3, 2002):

$$\theta_{\varepsilon_1} = \pi - \gamma_{ES} - \left(\frac{\pi}{2} + \varepsilon_1\right) = \arccos(k \cos \varepsilon_1) - \varepsilon_1;$$

$$\theta_{\varepsilon_2} = \pi - \gamma_{ES} - \left(\frac{\pi}{2} + \varepsilon_2\right) = \arccos(k \cos \varepsilon_2) - \varepsilon_2;$$

где $\varepsilon_1, \varepsilon_2$ – углы места нижней и верхней точки ДНА CCC (конуса обнаружения) в угломестной плоскости;

θ_{ε_2} – геоцентральный угол «высшей» точки эллипса обнаружения в угломестной плоскости;

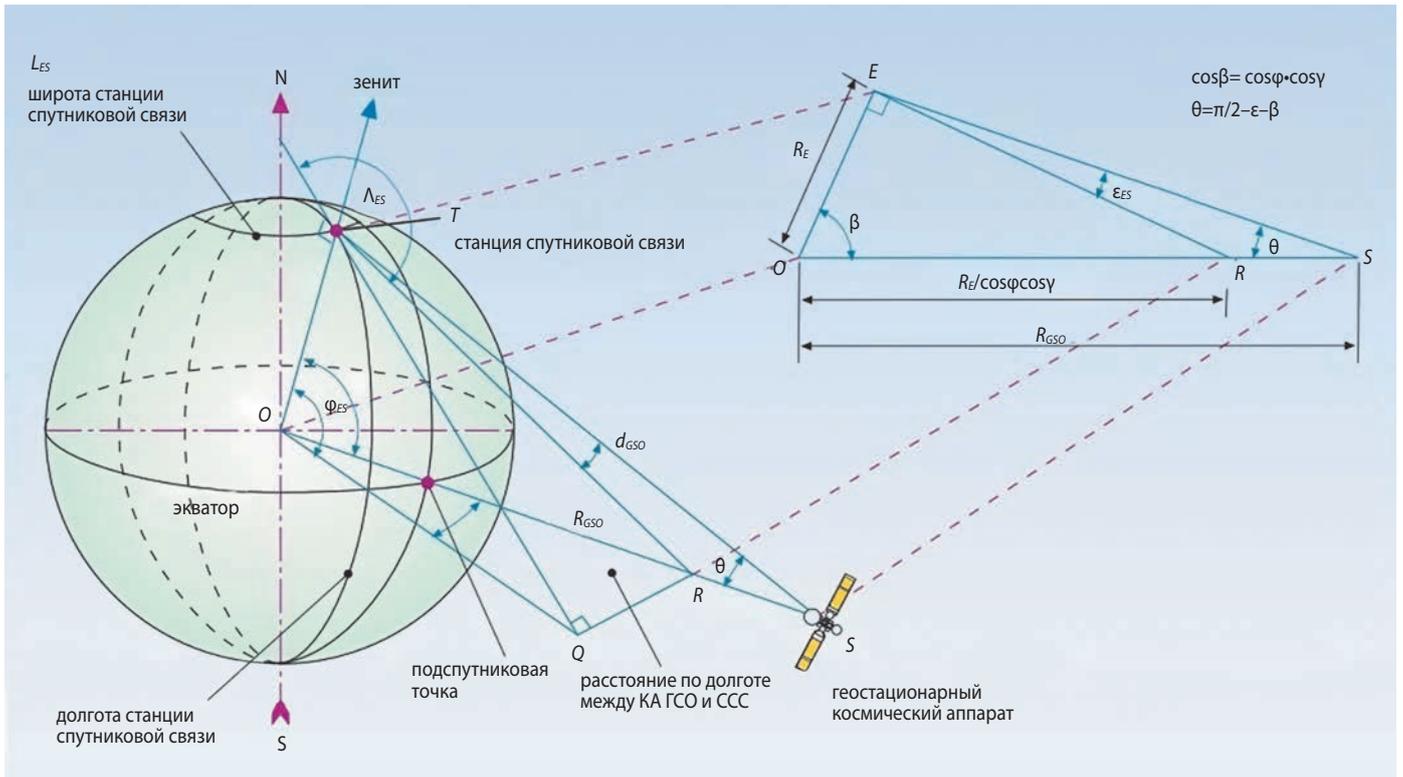
θ_{ε_1} – геоцентральный угол «нижней» точки ДНА CCC (конуса обнаружения) в угломестной плоскости;

$$k = \frac{R_E}{R_E + h_{LEO}}; \quad \varepsilon_1 = \varepsilon_{ES} + \Delta\theta_{\min}; \quad \varepsilon_2 = \varepsilon_{ES} - \Delta\theta_{\min}.$$

Очевидно, что для определения размеров эллипса обнаружения и его положения на поверхности орбитальной сферы относительно положения CCC и НОКА РЭН необходимо получить значения ε_{ES} и Λ_{ES} .

Рассмотрим определение ε_{ES} и Λ_{ES} , воспользовавшись рисунком 6, где ε_{ES} – угол между местной горизонталью и направлением главного луча ДНА CCC на КА ГСО, равный углу места центра эллипса обнаружения, а Λ_{ES} определяется как угол, отсчитываемый от направления на север местного меридиана до направления на КА ГСО с точки, соответствующей местоположению CCC. В (Satellite Orbits, Coverage and Antenna Alignment, 2011) показано, что угол места

$$\varepsilon_{ES} = \arctg \frac{\cos \phi_{ES} \cos(\lambda_{ES} - \lambda_{GSO}) - \frac{R_E}{R_E + h_{GSO}}}{\sqrt{1 - [\cos \phi_{ES} \cos(\lambda_{ES} - \lambda_{GSO})]^2}}, \quad (20)$$



рисунк 6. К определению угла места и азимута на КА ГСО

а наклонная дальность до КА ГСО

$$d_{GSO} = (R_E + h_{GSO}) \frac{\sqrt{1 - [\cos\phi_{ES} \cos(\lambda_{ES} - \lambda_{GSO})]^2}}{\cos\varepsilon_{ES}}. \quad (21)$$

Для определения азимута воспользуемся выражением для промежуточного угла

$$\alpha = \text{arctg} \frac{\text{tg}(\lambda_{ES} - \lambda_{GSO})}{\sin\phi_{ES}}, \quad (22)$$

при этом для Северного полушария

$$\Lambda_{ES} = \pi - \alpha, \quad (23)$$

при нахождении ССС на северо-востоке по отношению к подспутниковой точке КА ГСО;

$$\Lambda_{ES} = \pi + \alpha, \quad (24)$$

при нахождении ССС на северо-западе по отношению к подспутниковой точке КА ГСО.

В (Difonzo D.F., 2000) применяется и такое определение угла места

$$\varepsilon_{ES} = \text{arctg} \frac{\cos\gamma_{ES} - R_E / (R_E + h_{GSO})}{\sin\gamma_{ES}}, \quad (25)$$

где центральный угол между ССС и КА ГСО

$$\gamma_{ES} = \arccos[\cos\phi_{ES} \cos(\lambda_{ES} - \lambda_{GSO})].$$

3.5. Определение азимута и угла места диаграммы направленности станции спутниковой связи в направлении низкоорбитального КА радиоэлектронного наблюдения

Для НОКА РЭН с координатами подспутниковой точки λ_{LEO} и ϕ_{LEO} на орбите высотой h_{LEO} угол места определяется выражением

$$\varepsilon_{LEO} = \text{arctg} \left\{ \frac{\cos(\lambda_{LEO} - \lambda_{ES}) \cos\phi_{ES} \cos\phi_{LEO}}{\sqrt{1 - [\cos(\lambda_{LEO} - \lambda_{ES}) \cos\phi_{ES} + \sin\phi_{ES} \sin\phi_{LEO}]^2}} + \frac{\sin\phi_{ES} \sin\phi_{LEO} - R_E / (R_E + h_{LEO})}{\sqrt{1 - [\cos(\lambda_{LEO} - \lambda_{ES}) \cos\phi_{ES} + \sin\phi_{ES} \sin\phi_{LEO}]^2}} \right\}. \quad (26)$$

Для определения азимута рассмотрим рисунок 7, где $\angle QOE = |\lambda_{LEO} - \lambda_{ES}|$; $\angle MTK = \Lambda_{LEO}$ – искомый азимут.

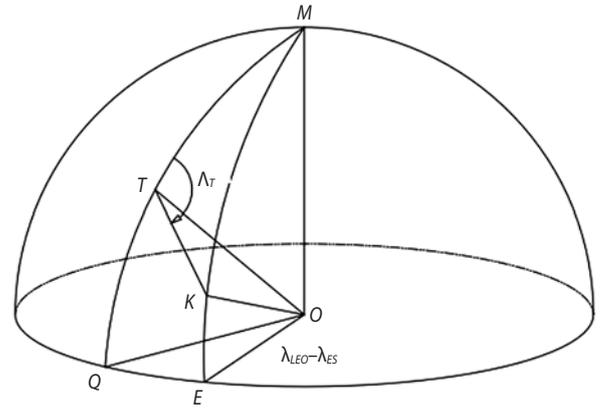
В сферическом треугольнике МТК поверхностные углы

$$T = \Lambda_{LEO}; \quad M = 2 \arcsin \left[\frac{1}{2} \sin(\lambda_{LEO} - \lambda_{ES}) \right], \quad (27)$$

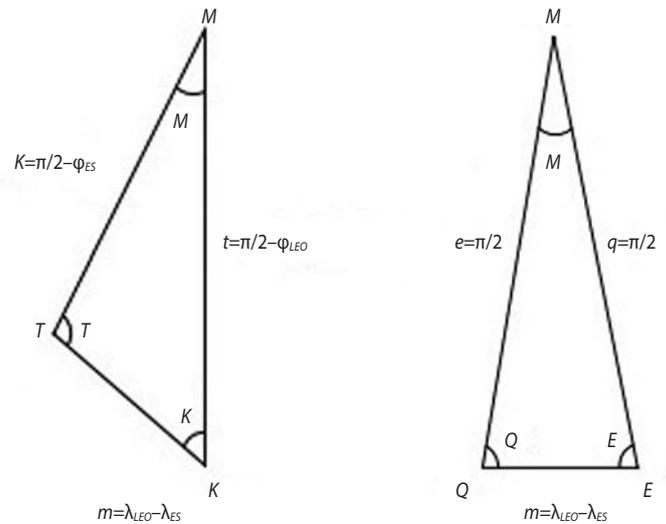
что следует из рисунка 7б, где углы $Q + E + M = \pi$, $E = Q$ и $E = \frac{\pi}{2} + \frac{M}{2}$. Тогда, по теореме синусов:

$$\frac{\sin E}{\sin e} = \frac{\sin M}{\sin m} = \frac{\sin Q}{\sin q}, \quad (28)$$

$$\frac{\sin(\lambda_{LEO} - \lambda_{ES})}{\sin M} = \frac{1}{\sin\left(\frac{\pi}{2} - \frac{M}{2}\right)} = \frac{1}{\cos\frac{M}{2}}.$$



а



б

в

рисунки 7. К определению азимута на КА РЭН

Из (28) $\sin(\lambda_{LEO} - \lambda_{ES}) = 2 \sin \frac{M}{2}$; $M = 2 \arcsin \times \left[\frac{1}{2} \sin(\lambda_{LEO} - \lambda_{ES}) \right]$.

В сферическом треугольнике МТК (рисунок 7а) по теореме косинусов

$$\begin{aligned} \cos m &= \cos k \cos t + \sin k \sin t \cos M; \\ \cos m &= \cos\left(\frac{\pi}{2} - \phi_{ES}\right) \cos\left(\frac{\pi}{2} - \phi_{LEO}\right) + \\ &+ \sin\left(\frac{\pi}{2} - \phi_{ES}\right) \sin\left(\frac{\pi}{2} - \phi_{LEO}\right) \cos M = \\ &= \sin\phi_{ES} \sin\phi_{LEO} + \cos\phi_{ES} \cos\phi_{LEO} \times \\ &\times \left\{ 2 \arcsin \left[\frac{1}{2} \sin(\lambda_{ES} - \lambda_{LEO}) \right] \right\}. \end{aligned} \quad (29)$$

В этом же треугольнике $\sin\Lambda_{LEO} = \sin T$, а по теореме синусов

$$\sin T = \sin t \frac{\sin M}{\sin m} = \sin\left(\frac{\pi}{2} - \phi_{LEO}\right) \frac{\sin M}{\sqrt{1 - \cos^2 m}}. \quad (30)$$

С учётом (29) и (30) можно получить выражение для азимута

АНАЛИТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОЦЕНИВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ОБНАРУЖЕНИЮ, ГЕОЛОКАЦИИ И ИДЕНТИФИКАЦИИ СТАНЦИЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ С-, X-, Ku-, Ka-ДИАПАЗОНОВ. ЧАСТЬ 1.

$$\Lambda_{LEO} = \arcsin\left(\varphi_{LEO} \frac{\sin M}{\sqrt{1 - \cos^2 m}}\right), \quad (31)$$

где M определяется в (27), а $\cos m$ – в (29).

При этом наклонная дальность от ССС до НОКА РЭН

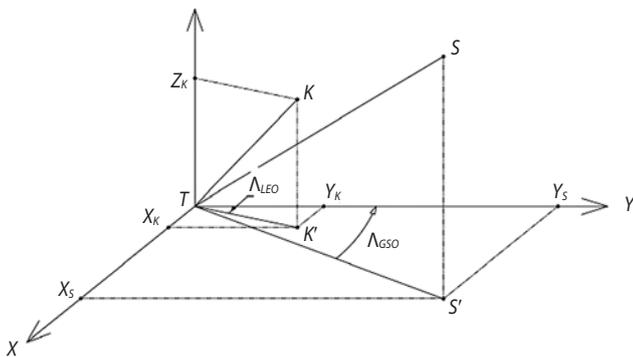
$$d_{LEO} = (R_E + h_{LEO}) \times \left[1 + \left(\frac{R_E}{R_E + h_{LEO}}\right)^2 - 2 \left(\frac{R_E}{R_E + h_{LEO}}\right) \cos \gamma_{LEO}\right]^{\frac{1}{2}}, \quad (32)$$

где $\cos \gamma_{LEO} = \cos(\lambda_{LEO} - \lambda_{ES}) \cos \varphi_{ES} \cos \varphi_{LEO} + \sin \varphi_{ES} \sin \varphi_{LEO}$.

Отметим, что λ_{LEO} и φ_{LEO} вследствие движения НОКА РЭН по орбите являются функциями времени. Поэтому и ε_{LEO} , Λ_{LEO} , γ_{LEO} , d_{LEO} также являются функциями времени.

3.6. Определение угла рассогласования между направлениями на КА ГСО и НОКА РЭН

Для определения угла рассогласования воспользуемся соответствующей аналитической моделью, которая иллюстрируется рисунком 8. На рисунке приведена система координат такая, что плоскость xTz совпадает с плоскостью местного горизонта в точке T , где условно размещена ССС. Ось Z совпадает с направлением местного зенита, а ось Y – с направлением на север местного меридиана. Пусть НОКА РЭН находится в точке K , а КА ГСО – в точке S .



рисунк 8. К определению угла рассогласования между направлениями на КА ГСО и КА РЭН

На рисунке 8 углы $\angle K'TP = \lambda_{LEO}$, $\angle S'TR = \lambda_{ES}$, $\angle K'TK = \varepsilon_{LEO}$, $\angle S'TS = \varepsilon_{ES}$, $KT = d_{LEO}$, $TS = d_{GSO}$. Значения Λ_{LEO} , d_{LEO} , ε_{ES} определены в (26), (31) и (32), а ε_{ES} и d_{GSO} – в (20)–(24).

Искомый угол $\Delta\theta$ определяется как угол между единичными векторами, совпадающими с TS и KT , через их скалярное произведение:

$$\Delta\theta = \frac{x_K x_S + y_K y_S + z_K z_S}{\sqrt{x_K^2 + y_K^2 + z_K^2} \times \sqrt{x_S^2 + y_S^2 + z_S^2}}, \quad (33)$$

где проекции векторов на оси координат определяются выражениями:

$$\begin{aligned} x_K &= \cos \varepsilon_{LEO} \sin \Lambda_{LEO}, & x_S &= \cos \varepsilon_{ES} \sin \Lambda_{ES}; \\ y_K &= \cos \varepsilon_{LEO} \cos \Lambda_{LEO}, & y_S &= \cos \varepsilon_{ES} \cos \Lambda_{ES}; \\ z_K &= \sin \varepsilon_{LEO}, & z_S &= \sin \varepsilon_{ES}. \end{aligned} \quad (34)$$

Можно показать, что знаменатель (33) равен единице. Тогда подстановкой (34) в (33) с учётом (35) после несложных преобразований получим

$$\Delta\theta = \arccos[\cos \varepsilon_{LEO} \cos \varepsilon_{ES} \cos(\Lambda_{LEO} - \Lambda_{ES}) + \sin \varepsilon_{LEO} \sin \varepsilon_{ES}]. \quad (35)$$

При этом неравенство

$$\Delta\theta < \Delta\theta_{\min}$$

определяет допустимые значения φ_{LEO} , λ_{LEO} , ε_{LEO} , Λ_{LEO} , d_{LEO} , при которых имеет место обнаружение ССС*.

список литературы

Клименко Н.Н. Оценивание доступности радиозлучений КА для несанкционированного приёма в ходе испытаний на электромагнитную совместимость радиоэлектронных средств // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 13-22.

Difonzo D.F. Satellites and Aerospace. CRC Press LLC, 2000. 17 p. URL: www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/courses/CRCHandbookChapters/SatellitesAndAerospace.pdf (дата обращения: 26.07.2018).

MIL-STD-188-164B Interoperability of SHF Satellite Communications Terminals. URL: https://www.abbottaerospace.com/wpdm-package/mil-std-188_164b-interoperability-of-shf-satellite-communications-terminals (дата обращения: 26.07.2018).

Recommendation ITU-R F.1245-1. 2010. URL: www.itu.int>R-REC-F.1245-1-200005-S!!MSW-E.doc (дата обращения: 01.08.2018).

Recommendation ITU-R S.1325-2. 2001. URL: https://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/s/R-REC-S.1325-2-200106-S!!PDF-E.pdf (дата обращения: 26.07.2018).

Satellite Orbits, Coverage and Antenna Alignment. 2011/ URL: www.labvolt.com/downloads/87768_F0.pdf (дата обращения: 26.07.2018).

Standard: ITU-R - S.1257-3. 2002. URL: <https://standards.globalspec.com>std/905545/itu-r-s-1257-3> (дата обращения: 26.07.2018).

Warfighter Information Network – Tactical. Commanders Handbook. Version 2.0. 2016. URL: <https://gdmissionsystems.com/-/media/General-Dynamics/Ground-Systems/The-Soldiers-Network/PDF/general-dynamics-2016-win-t-commanders-handbook.ashx> (дата обращения: 26.07.2018).

Статья поступила в редакцию 26.07.2018 г.

* Окончание статьи следует

КОНЦЕПЦИЯ ПРОЕКТА «УНИВЕРСАТ-СОКРАТ» ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ СПУТНИКОВ ДЛЯ МОНИТОРИНГА ПРИРОДНЫХ И ТЕХНОГЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ УГРОЗ

A CONCEPT OF THE PROJECT UNIVERSAT-SOCRAT OF THE SYSTEM OF SMALL SATELLITES FOR MONITORING OF NATURAL AND TECHNOGENIC SPACE HAZARDS

В.А. Садовничий¹,
академик РАН,
info@rector.msu.ru;
V.A. Sadovnichiy

М.И. Панасюк²,
профессор, доктор физико-
математических наук,
panasyuk@sinp.msu.ru;
M.I. Panasyuk

В.М. Липунов³,
профессор, доктор физико-
математических наук,
lipunov2007@gmail.com;
V.M. Lipunov

С.А. Лемешевский,
кандидат экономических наук,
npol@laspace.ru;
S.A. Lemeshevskii

О.С. Графодатский,
доктор технических наук,
grafodatsky@laspace.ru;
O.S. Grafodatsky

В.В. Богомолов²,
кандидат физико-
математических наук,
bogovit@rambler.ru;
V.V. Bogomolov

Г.К. Гарипов²,
garipov@eas.msu.ru;
G.K. Garipov

Е.С. Горбовской³,
кандидат физико-
математических наук,
gorbovskoy@sai.msu.ru;
E.S. Gorbovskoy

А.Ф. Июдин²,
доктор физико-
математических наук,
aiyudin@srd.sinp.msu.ru;
A.F. Iyudin

В.В. Калегает²,
доктор физико-
математических наук,
klg@decl.sinp.msu.ru;
V.V. Kalegaev

П.А. Климов²,
кандидат физико-
математических наук,
pavel.klimov@gmail.com;
P.A. Klimov

В.Г. Корнилов³,
кандидат физико-
математических наук,
victor@sai.msu.ru;
V.G. Kornilov

С.К. Мить²,
msergey1996@mail.ru;
S.K. Mit

В.И. Оседло²,
кандидат физико-
математических наук,
osedlo@mail.ru;
V.I. Osedlo

В.Л. Петров²,
vas@srd.sinp.msu.ru;
V.L. Petrov

М.В. Подзолко²,
404@newmail.ru;
M.V. Podzolko

И.А. Рубинштейн²,
кандидат технических наук,
iarubinst@mail.ru;
I.A. Rubinshtein

С.И. Свертилов²,
профессор, доктор физико-
математических наук,
sis@coronas.ru;
S.I. Svertilov

В.И. Тулунов²,
старший научный сотрудник,
кандидат физико-
математических наук,
ikt0840@mail.ru;
V.I. Tulupov

А.С. Чепурнов²,
старший научный сотрудник,
кандидат физико-
математических наук,
chas@rtm-cs.sinp.msu.ru;
A.S. Chepurnov

И.В. Яшин²,
кандидат физико-
математических наук,
ivn@eas.sinp.msu.ru;
I.V. Yashin

¹ Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова, Россия, г. Москва.

Lomonosov Moscow State University, Russia, Moscow.

² НИИ ядерной физики имени Д.В. Скобельцына МГУ имени М.В. Ломоносова (НИИЯФ МГУ), Россия, г. Москва.

Skobeltsyn Institute of Nuclear Physics Lomonosov Moscow State University (MSU SINP), Russia, Moscow.

³ Государственный Астрономический Институт имени П.К. Штернберга МГУ, Россия, г. Москва.

Sternberg Astronomical Institute Moscow University, Russia, Moscow.

КОНЦЕПЦИЯ ПРОЕКТА «УНИВЕРСАТ-СОКРАТ» ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ СПУТНИКОВ ДЛЯ МОНИТОРИНГА ПРИРОДНЫХ И ТЕХНОГЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ УГРОЗ

В статье рассматривается новый космический проект МГУ имени М.В. Ломоносова по созданию группировки спутников для мониторинга в реальном времени в околоземном космическом пространстве: радиационной обстановки; потенциально опасных объектов естественного (астероиды, метеоры) и техногенного происхождения (космический мусор), а также электромагнитных транзиентов – космических и атмосферных гамма-всплесков, вспышек оптического и ультрафиолетового излучения из атмосферы Земли.

Ключевые слова: радиационная обстановка; астероиды; метеоры; космический мусор; электромагнитные транзиенты.

ВВЕДЕНИЕ

Естественная и техногенная космическая среда создаёт серьёзные риски для осуществления космических миссий как роботизированных, так и с участием человека. Риск определяется спецификой планируемых миссий – их продолжительностью, локализацией в космическом пространстве и параметрами орбит.

The article covers a new Moscow State University space project of developing the satellite system for the near-Earth real time monitoring of the radiation environment; potentially dangerous objects of natural (asteroids, meteors) and technogenic (space debris) origin, and electromagnetic transients – space and atmospheric gamma-ray bursts, optical and UV flashes in the Earth atmosphere.

Key words: radiation environment; asteroids meteors; space debris; electromagnetic transients.

Основными природными и техногенными факторами риска, ограничивающими или представляющими опасность для осуществления космических автоматических и пилотируемых космических миссий в околоземном пространстве, являются космическая радиация и космический мусор. В верхних слоях атмосферы для суборбитальных полётов летательных

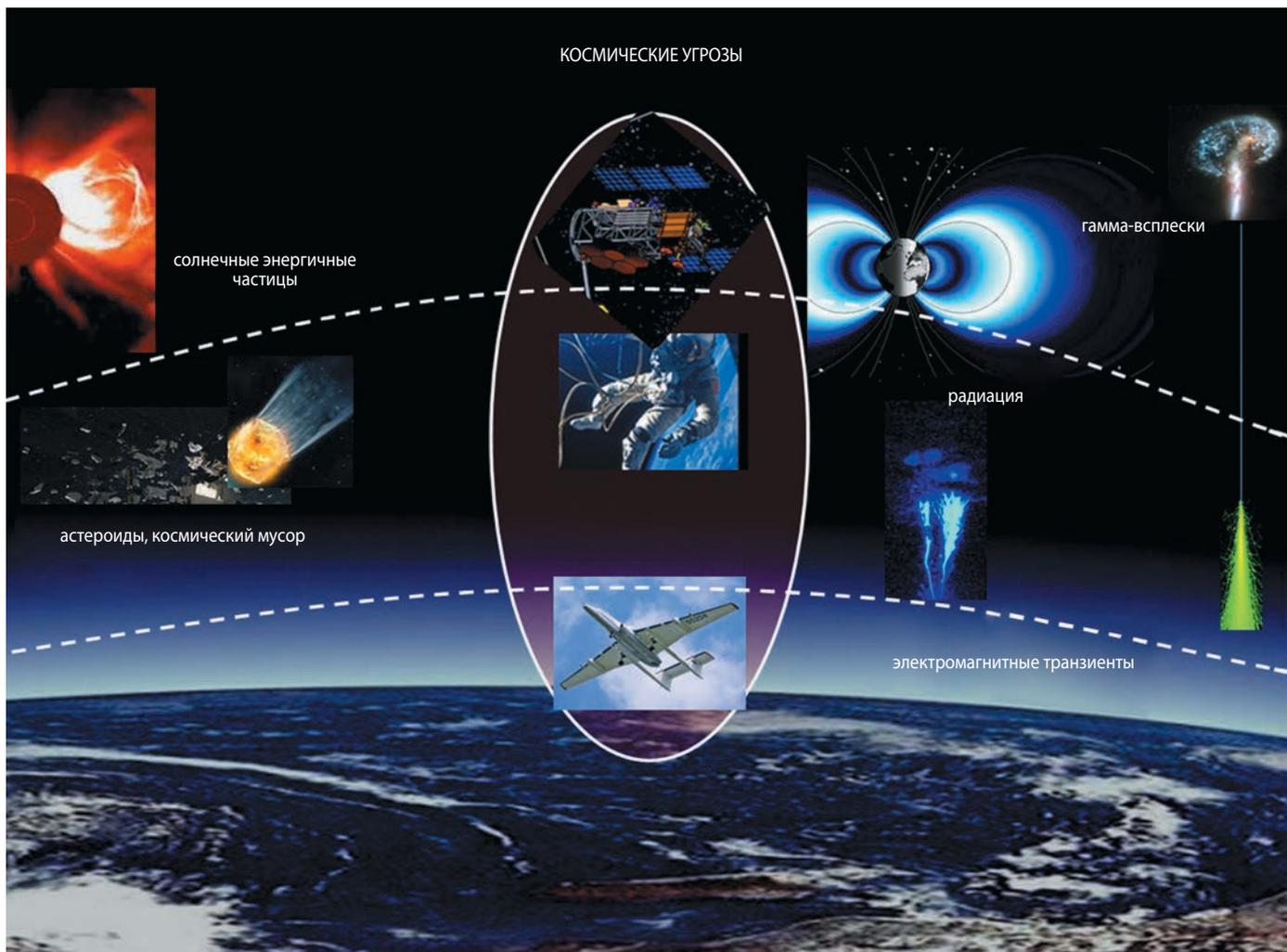


рисунок 1. Основные цели космического проекта «Универсат-СОКРАТ»

аппаратов факторами риска являются также природные транзиентные электромагнитные явления, связанные со значительным высвобождением энергии (рисунок 1). Разработка методов мониторинга этих явлений и его тестирование с помощью специализированной аппаратуры были успешно осуществлены специалистами МГУ в ходе лётных испытаний космических аппаратов (КА) «Ломоносов» (Садовничий В.А., Амелюшкин А.М., Ангелопулос В. и др., 2013), «Вернов» (Панасюк М.И., Свертилов С.И., Богомолов В.В. и др. Ч. I, ч. II, 2016), «Татьяна-1» и «Татьяна-2» (Садовничий В.А., Панасюк М.И., Яшин И.В. и др., 2011). В предлагаемом проекте «Универсат-СОКРАТ» (английская аббревиатура «Universat» – University Satellites, русская аббревиатура «СОКРАТ» – Система Оповещения Космической Радиационной, Астероидной и Техногенной опасности) предлагается сделать следующий шаг в этом направлении, а именно планируется создать систему космических аппаратов, позволяющую в режиме, близком к реальному времени, определять уровни радиационных нагрузок, создаваемых ионизирующей радиацией – частицами радиационных поясов Земли и солнечными энергичными частицами, вторгающимися внутрь магнитосферы не только в районе орбит самих КА, но и определять радиационную обстановку в значительной части области захваченной радиации, вплоть до орбит глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) или геостационарной (ГСО).

Планируется также создание космического сегмента мониторинга космического мусора. Это, в отличие от наземных средств мониторинга, позволит не только осуществить «всепогодное» и глобальное слежение за околоземными объектами и тем самым повысить оперативность анализа информации и принятия необходимых решений, а в некоторых случаях повысить точность определения координат объектов для последующей их каталогизации.

Должна быть реализована система мониторинга электромагнитных транзиентов в верхней атмосфере на нескольких КА, что позволит выявить локальные области наиболее интенсивной их генерации на шкале времени более короткой, чем это позволяет их мониторинг на отдельном КА и тем самым повысить достоверность их прогноза при планировании суборбитальных полётов. Приборы, предназначенные для регистрации электромагнитных транзиентов в гамма-диапазоне, могут одновременно быть использованы и для мониторинга радиоактивного космического мусора – остатков КА с ядерными установками или радиоактивными источниками на их борту. Поэтому эта цель также включена в программу мониторинга потенциально опасных объектов проекта «Универсат-СОКРАТ».

Успешная реализация проекта позволит впервые в мире создать космическую систему мониторинга и предотвращения космических угроз как для осуществляемых, так и для планируемых космических миссий.

1. Потенциально опасные факторы в околоземном космическом пространстве

Специфика природных условий в космическом пространстве (многообразие физических параметров радиационных полей, особенности баллистических траекторий природных космических объектов), а также последствия деятельности человека в космосе (загрязнение космического пространства техногенным мусором) создают, как правило, реальные трудности для моделирования обстановки и расчётов рисков. Ниже даны характеристики потенциально опасных факторов в околоземном космическом пространстве.

1.1. Ионизирующая радиация

Одна из основных задач создаваемой спутниковой системы – оперативный (близкий к «реальному времени») мониторинг околоземной радиации, представляющей опасность для бортовых систем спутников и экипажей пилотируемых кораблей. Главным образом, это потоки энергичных электронов и протонов радиационных поясов Земли, а также энергичных частиц солнечных космических лучей.

Необходимость такого мониторинга обусловлена тем фактом, что эти потоки даже в геомагнитно-спокойных условиях испытывают очень значительные средне- и долгосрочные вариации, которые не могут быть описаны существующими квазистатистическими моделями радиационных поясов Земли. С другой стороны, существующие спутниковые измерения проводятся только для ограниченного числа орбит и диапазона питч-углов (углов между вектором скорости частицы и магнитной силовой линией) и не могут дать глобальную картину пространственно-временных вариаций радиации в околоземном космическом пространстве. В рамках проекта «Универсат-СОКРАТ» несколько малых космических аппаратов, оснащённых несколькими разнонаправленными спектрометрами энергичных протонов и электронов, должны быть выведены на специально подобранные орбиты и осуществлять измерения, которые позволят рассчитывать текущее распределение потоков частиц в большом объёме радиационных поясов до орбит ГНСС или ГСО, и, как следствие, текущие уровни радиационных нагрузок для большого диапазона эксплуатируемых орбит КА.

Важным дополнением к системе космического мониторинга станет разработанная в МГУ полностью

автоматизированная наземная система оперативного анализа спутниковых данных, предназначенная для оценки и прогнозирования радиационных условий в околоземном космическом пространстве (ОКП) в режиме реального времени.

Основными целями радиационного мониторинга и оперативного прогноза радиационного окружения Земли являются:

- оперативная оценка радиационных условий в ОКП для оценки радиационных рисков выполнения космических миссий и выработки алертных сигналов для принятия решений по управлению ими;
- верификация современных расчётных моделей полей радиации околоземного космического пространства.

1.2. Космический мусор, астероиды и крупные метеориты

По состоянию на 31 августа 2015 года общее количество находящихся в космическом пространстве и каталогизированных в базах данных «систем предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве» космических объектов техногенного происхождения составило 17250. Из них 1362 космических объекта – это действующие космические аппараты, а остальные 15888 космических объектов – космический мусор (Harris A., 2015). При экстраполяции существующих темпов засорения низких околоземных орбит (НОО), даже с учётом различных мероприятий по его уменьшению, в среднесрочной перспективе может возникнуть «каскадный эффект» возрастания обломков в результате взаимного столкновения объектов и частиц космического мусора, который может в долгосрочной перспективе привести к катастрофическому росту количества объектов космического мусора на НОО и, как следствие, к практической невозможности дальнейшего освоения космоса. Такая критическая ситуация уже близка на ГСО.

Также актуальна проблема астероидной опасности. Небесное тело считается потенциально опасным, если оно пересекает орбиту Земли на расстоянии <0.05 а.е. (≈ 19.5 расстояний от Земли до Луны) и его диаметр превышает 100–150 м. Объекты размером в несколько сот метров могут вызвать беспрецедентные разрушения на суше либо огромное цунами в случае падения в океан. События таких масштабов происходят примерно раз в 10000 лет. Однако объекты и меньшего диаметра (менее 100 метров) появляются вблизи Земли гораздо чаще. При попадании в густонаселённые зоны такие объекты могут привести к катастрофическим последствиям. На основе информации, полученной с космического телескопа WISE, специалисты оценивают наличие 4700 ± 1500 потенциально опасных объектов с диаме-

тром >100 м (Mainzer A., Bauer J., Grav T., Masiero J., 2014). А в целом в каталоги внесены ≈ 20.5 тыс. объектов, достигающих до 100 м в поперечнике.

1.3. Электромагнитные транзиенты

Ещё одной задачей проекта будет мониторинг и изучение электромагнитных транзиентных явлений в верхней атмосфере, которые наблюдаются в разных диапазонах длин волн – от радио- до гамма-диапазона. Эти явления связаны с электрическими разрядами, происходящими на высотах в десятки километров в верхней атмосфере, и имеют глобальный характер. Выделяемая в них энергия достаточно велика, чтобы оказать существенное воздействие на радиокommunikации, модифицировать физические параметры мезосферы, а также оказать непосредственное влияние на бортовые системы стратосферных суборбитальных летательных аппаратов.

К потенциально опасным электромагнитным транзиентам также следует отнести космические гамма-всплески астрофизического происхождения. Эти всплески связаны с самыми мощными явлениями во Вселенной типа взрыва гиперновой, слияния нейтронных звёзд, коллапса магнитного поля магнетара; они наблюдаются в среднем один–два раза в сутки. Вспышка гамма-всплеска на расстоянии в несколько килопарсек приведёт к полному разрушению озонового слоя с неизбежными биологическими последствиями в виде генетических мутаций под воздействием ультрафиолетового излучения. Вероятность таких катаклизмов достаточно мала, однако окончательные цифры будут зависеть от деталей процесса взрыва и их физических характеристик. В частности, огромное значение будет иметь, так называемый угол раскрытия джетов в гамма-всплесках. Именно он определяет вероятность таких процессов во Вселенной и в нашей Галактике, и именно он является предметом современных исследований гамма-всплесков.

Следует также отметить, что интенсивность наиболее мощных событий такого типа может достигать 10^{-4} – 10^{-3} эрг/см². Влияние таких вспышек на атмосферу и ионосферу в плане ионизации, возбуждения ионосферных токов сопоставимо с воздействием вспышек на Солнце. Такие возмущения могут приводить к нарушению радиосвязи и в принципе оказывать влияние на электронику космических аппаратов.

1.4. Антропогенные источники ионизирующей радиации в околоземном космическом пространстве

Радионуклидные источники энергии, ядерные двигательные установки космических аппаратов представляют собой потенциальную угрозу для других

космических аппаратов, находящихся вблизи первых. Обнаружение и определение физических характеристик «ядерно-активных» КА – важный элемент снижения радиационных рисков.

2. Концепция космической системы на основе группировки малых спутников для мониторинга космических угроз

Главное отличие данного проекта от существующей сегодня отечественной группировки метеорологических КА («МЕТЕОР», «ЭЛЕКТРО»), в состав которой входит аппаратура радиационного контроля, разработанная и созданная в НИИЯФ МГУ (МСГИ, СКИФ, СКЛ), и одной из целей которой является контроль радиационной обстановки в околоземном пространстве, как раз и состоит в том, что при реализации проекта «Универсат-СОКРАТ» станет возможным определение радиационных нагрузок и оповещение об опасных ситуациях в режиме времени, близком к реальному, и сопоставимых с характерными временами изменения уровней радиации во время природных геомагнитных возмущений. Как показывают проведённые исследования, радиационная обстановка в районе внешней зоны радиационных поясов Земли (орбиты ГНСС, ГСО, например, «ЭЛЕКТРО») может существенно измениться на шкале времени, сопоставимого со временем главной фазы магнитной бури или суббури, т.е. порядка от десятков минут до нескольких часов (наиболее вероятный сценарий). В течение этого времени или более длительной дозы радиации могут измениться, достигнув критического уровня. Причём изменение радиационных нагрузок будет существенным образом различаться для орбит с разными параметрами (например, на более низких орбитах вариации радиационных нагрузок происходят более медленно и с запаздыванием относительно начала геомагнитного возмущения, чем на более высоких). Как отмечалось выше, именно эта задача – определение радиационных нагрузок на разных орбитах КА на временном интервале, сопоставимом с характерными изменениями потоков радиации в околоземном пространстве, и является центральной для данного проекта, и в этом его отличие от существующих и планируемых космических систем, позволяющих, по сути, идентифицировать только локальные изменения радиационных нагрузок и не имеющих возможности оценить по этим данным уровни радиации на других КА, на которых не установлены приборы радиационного контроля, в течение времени, достаточного для принятия оперативных решений.

Что касается мониторинга потенциально опасных объектов, то реализация предлагаемого проекта по-

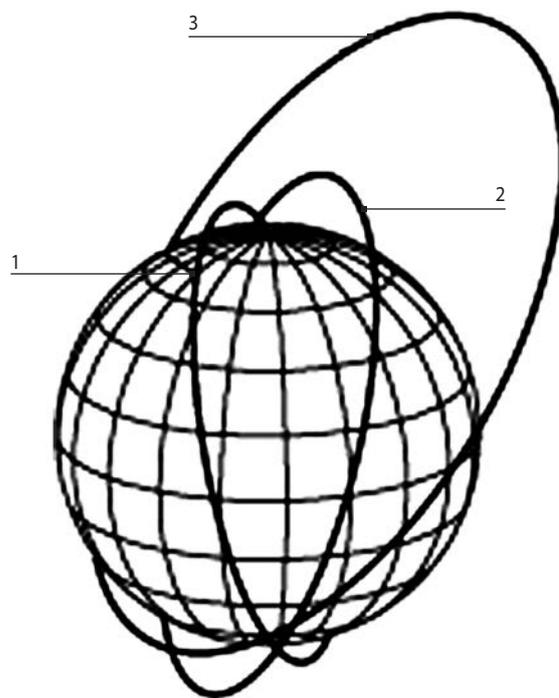


рисунок 2. Взаимное расположение орбит группировки малых КА

зволит создать первую отечественную систему космического базирования, предназначенную в первую очередь для оперативного обнаружения некаталогизированных объектов. По сравнению с существующими в мире системами такого типа – NORAD, мини-спутниками «Sapphire» и «NEOSSat», будет обеспечено обнаружение неизвестных объектов в режиме реального времени. Предлагаемый космический сегмент – не альтернатива наземному, но существенно комплементарен к нему. Сочетание наземных средств наблюдений (система МГУ «Мастер») с космической («Универсат-СОКРАТ») позволит с помощью роботизированных телескопов с широким полем зрения существенно повысить эффективность мониторинга космического мусора в околоземном пространстве.

Для реализации указанных наблюдений предполагается в минимальном варианте использовать группировку из трёх космических аппаратов (*Панасюк М.И., Подзолко М.В., Ковтюх А.С. и др., 2015*). Взаимное расположение орбит, как один из вариантов, представлено на рисунке 2.

2.1. Характеристики КА № 1

Основные задачи КА № 1 (орбита «1» на рисунке 2) – это мониторинг опасных объектов и явлений, изучение электромагнитных транзиентных явлений; также на этом аппарате должны осуществляться измерения потоков космической радиации (электронов и протонов) в рамках системы радиационного мониторинга (*Панасюк М.И., Подзолко М.В., Ковтюх А.С. и др., 2017*).

КОНЦЕПЦИЯ ПРОЕКТА «УНИВЕРСАТ-СОКРАТ» ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ СПУТНИКОВ ДЛЯ МОНИТОРИНГА ПРИРОДНЫХ И ТЕХНОГЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ УГРОЗ

Параметры орбиты КА № 1 определяются поставленными выше задачами, и поэтому аппарат должен размещаться на низкой солнечно-синхронной орбите высотой 500–650 км. Такая орбита обеспечивает наблюдение разных областей верхней атмосферы и околоземного пространства – от экваториальных до полярных, а также создаёт благоприятные фоновые условия для измерений всплесковых явлений в гамма-диапазоне. Кроме того, на этом спутнике должны размещаться наиболее массивные приборы целевой аппаратуры, поэтому необходимая масса полезной нагрузки КА № 1 не менее 130 кг, что также обуславливает требование низкой круговой орбиты.

На КА № 1 должны быть установлены следующие приборы: комплекс приборов для оптического мониторинга опасных объектов, комплекс научной аппаратуры для изучения транзиентных атмосферных явлений (ТАЯ) в оптическом диапазоне, комплекс научной аппаратуры для мониторинга в гамма-диапазоне, аппаратура для мониторинга космической радиации, а также блок сбора информации (БСИ).

2.2. Характеристики КА № 2 и № 3

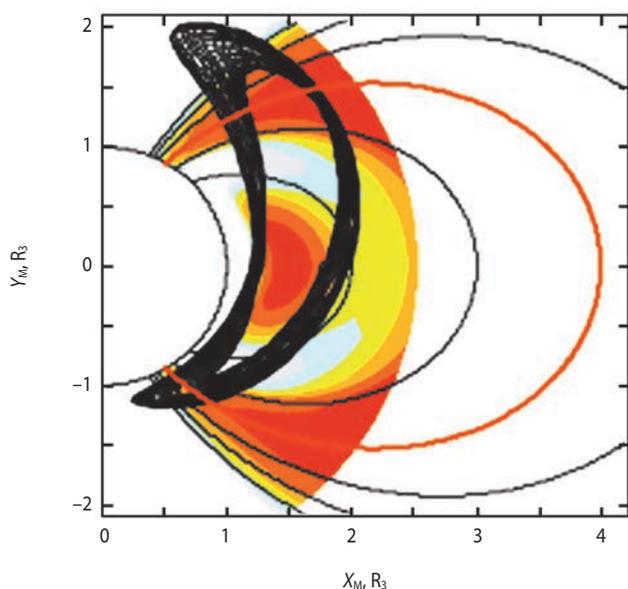
По основным задачам и составу целевой аппаратуры КА № 2 и № 3 идентичны. Основной задачей этих аппаратов является обеспечение радиационного монито-

ринга с целью построения трёхмерной картины текущего распределения потоков протонов и электронов в значительной области радиационных поясов Земли.

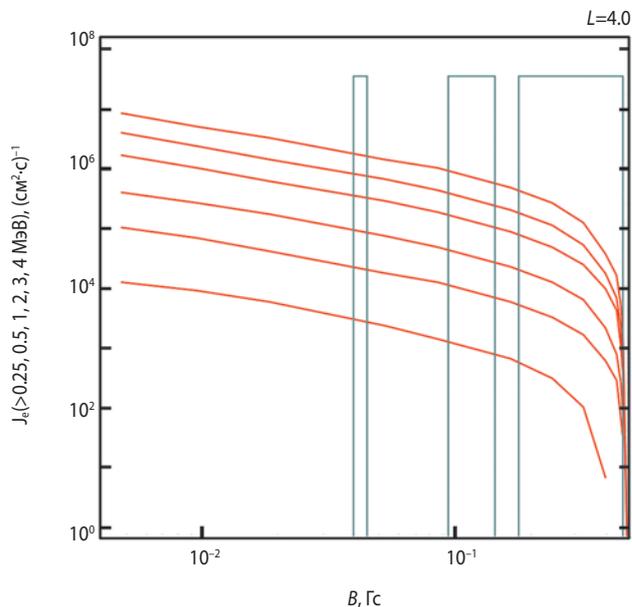
Для построения текущей трёхмерной картины потоков нами выбран подход, предусматривающий охват большого диапазона L -оболочек (от $L=1.2$ до $\approx 5\div 7$), и для каждой из них – измерения всенаправленных потоков частиц в разных точках L -оболочки на разных высотах, а затем расчёт высотного хода потоков для всей L -оболочки путём интерполяции и экстраполяции данных измерений с использованием известных теоретических и эмпирических закономерностей.

При этом выбор орбиты должен учитывать характерную форму высотного хода потоков частиц радиационных поясов, имеющую следующие характерные участки:

- область резкого «завала» высотного хода на низких высотах $h_{\min}(L, B) < 1000$ км, где $h_{\min}(L, B)$ – минимальная высота, на которой на данной L -оболочке величина напряжённости магнитного поля равна B ;
- некоторая переходная область, где наблюдается как бы излом;
- область медленного, близкого к степенному, изменения потоков частиц на больших высотах вплоть до минимального значения B_0 на геомагнитном экваторе.



а



б

а – проекция эллиптической орбиты № 3 на плоскость магнитного меридиана, цветом показаны потоки электронов с $E > 2$ МэВ по модели АЕ8, также показаны L -оболочки $L=2, 3, 4, 5, 6, 7$ (оболочка $L=4$ – овальная гладкая линия – выделена красным цветом);

б – высотный ход потоков (зависимость от напряжённости магнитного поля B) электронов с $E > 0.25, 0.5, 1, 2, 3, 4$ МэВ по модели АЕ8 на $L=4$, вертикальными прямоугольниками выделены области, в которых эллиптическая орбита № 3 пересекает данную L -оболочку.

рисунок 3. Схема и расчёт потоков электронов на эллиптической орбите № 3

В качестве орбиты КА № 2 и № 3 для радиационного мониторинга выбрана эллиптическая орбита с высотами перигея и апогея ≈ 600 и 8000 км, наклоном 63.4° и аргументом перигея $\approx 310^\circ$ (орбита «3» на рисунке 2).

На рисунке 3а показана проекция эллиптической орбиты на плоскость магнитного меридиана. Как видно из рисунка, эллиптическая орбита проходит через L -оболочки $L=4-7$, соответствующие орбитам ГНСС и ГСО.

На рисунке 3б в качестве примера показан высотный ход потоков электронов на $L=4$ (максимум внешнего пояса) и области (вертикальные прямоугольники), в которых рассматриваемая орбита пересекает данную L -оболочку. Как видно из рисунка, орбита пересекает указанные выше характерные области высотного хода потоков. При этом на каждом витке КА несколько раз пересечёт каждую L -оболочку на разных высотах.

Как следствие, для $L=1.2$ высот ≤ 8000 км текущий высотный ход потоков может строиться путём интерполяции измерений. Для высот >8000 км будет осуществляться экстраполяция высотного хода – это возможно сделать, поскольку, как видно из рисунка 3б, потоки в этой области меняются слабо по простому степенному закону.

Для построения текущей трёхмерной картины потоков можно использовать измерения за последние несколько витков. При этом после пересечения КА данной L -оболочки повторные измерения на этой L -оболочке на той же высоте будут осуществлены этим КА через один виток, т.е. через три часа; при использовании двух КА на данной эллиптической орбите в противоположных фазах – через 1.5 часа. Таким образом, трёхмерная картина потоков может обновляться с шагом в 1.5 часа. Более подробно концепция радиационного мониторинга описана в (Панасюк М.И., Подзолко М.В., Ковтюх А.С. и др., 2015; Панасюк М.И., Подзолко М.В., Ковтюх А.С. и др., 2017).

таблица 1. Характеристики космических аппаратов (предварительно)

параметр	КА № 1	КА № 2, № 3
масса полезной нагрузки, кг	130	25–30
срок активного существования, лет	5	5
среднесуточная мощность полезной нагрузки, Вт	120–180	30–80
точность ориентации КА по трём осям (в зенит и по вектору скорости)	$\sim 1'$	$1-5^\circ$
точность стабилизации КА	$5''/с$	$\sim 1^\circ/с$
радиолиния целевой информации	X-диапазон, 8.2 ГГц	S-диапазон, 2.2 ГГц
скорость передачи информации, Мбит/с	>60	
количество сеансов в сутки	1–2	1
объём передаваемых данных, Гбайт/сут	10–20	1
телекомандная система	S-диапазон	S-диапазон
скорость приёма информации по каналу управления, кбит/с	20–40	20–40
скорость передачи информации по каналу контроля, кбит/с	20–40	20–40
интерфейсы связи полезной нагрузки и служебной платформы КА	МКО, CAN, RS-485	МКО, CAN, RS-485
точность определения положения КА в пространстве, м (обновление 1 раз в с)	≤ 50	≤ 100
точность привязки бортового времени к мировой шкале времени, мкс	0.1	100
разовый объём передаваемой on-line информации через спутник ретранслятор, кбайт	1–20	1–10
возможность передачи on-line информации, % общего времени	>90	изучается

КОНЦЕПЦИЯ ПРОЕКТА «УНИВЕРСАТ-СОКРАТ» ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ СПУТНИКОВ ДЛЯ МОНИТОРИНГА ПРИРОДНЫХ И ТЕХНОГЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ УГРОЗ

Высота выбранной орбиты ограничена 8000 км из соображений достаточной точности работы системы пространственной ориентации и стабилизации спутника и разумными ограничениями сложности и стоимости запуска, периода орбиты и др. Наклонение 63.4° выбрано из требования обеспечения стабильности положения перигея и апогея орбиты.

Рассматривается вариант, при котором один из КА № 2 или № 3 вместо эллиптической орбиты будет выведен на круговую орбиту высотой ≈ 1500 км либо на эллиптическую орбиту высотой 800–2000 км и наклонением $\approx 80^\circ$ (орбита «2» на рисунке 2). Для такой орбиты существует больше возможностей попутного запуска.

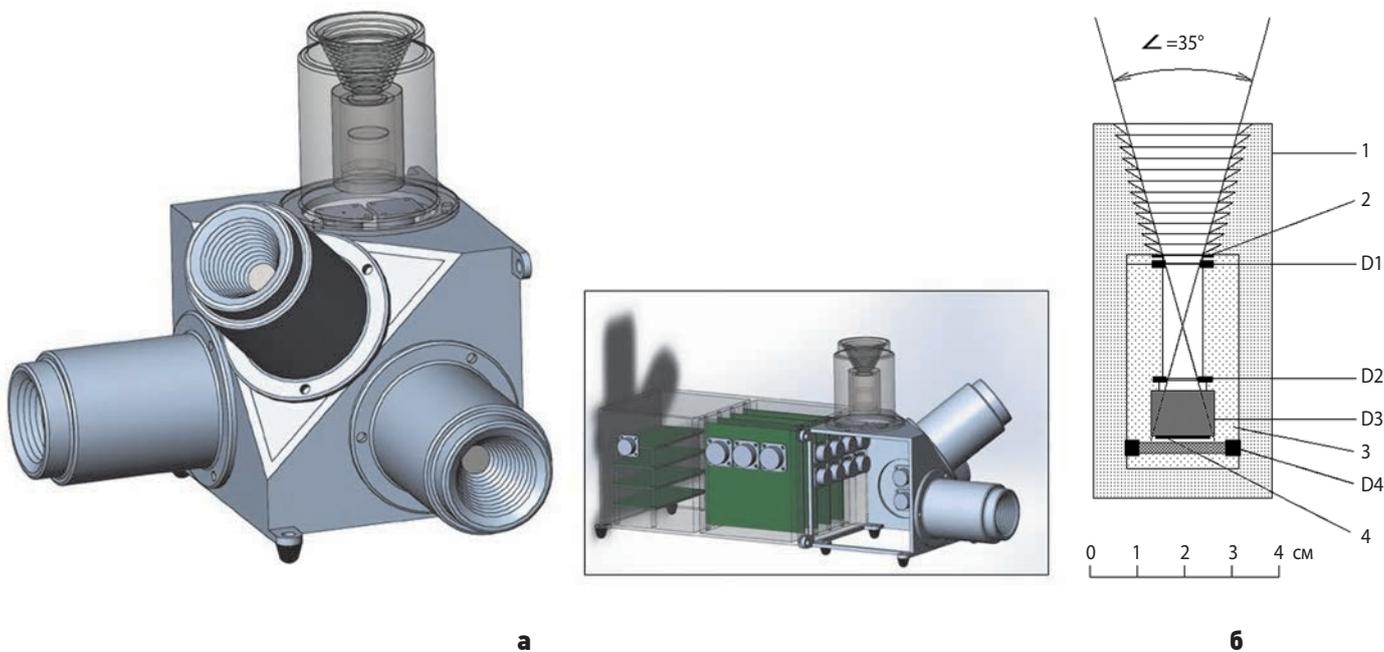
На каждом из КА № 2 и КА № 3 должна быть установлена центральная для данного проекта аппаратура мониторинга космической радиации и блок электроники, осуществляющий связь с бортовыми системами спутника. На этих же КА могут также решаться вспомогательные задачи по оптическим наблюдениям и регистрации электромагнитных транзиентов. Поэтому на них также могут быть установлены компактный гамма-спектрометр, оптическая камера широкого поля зрения, детектор УФ-излучения. Оптические камеры на КА № 2 и КА № 3 предназначены для мониторинга ближнего и дальнего (до нескольких миллионов километров) пространства с целью поиска неотожествлённых объектов искусственного и естественного происхождения.

Основные технические характеристики космических аппаратов даны в таблице 1. Небольшой объём онлайн-информации обусловлен тем, что обработка изображений, т.е. нахождение параметров движущегося объекта, производится на борту. На Землю передаются только координаты неотожествлённого объекта.

3. Состав и характеристики целевой аппаратуры

3.1. Аппаратура для мониторинга космической радиации

Аппаратура для мониторинга космической радиации должна включать спектрометр (СПЭ) протонов в диапазоне энергий от 2 до >160 МэВ и электронов в диапазоне энергий 0.15–10 МэВ. Основным элементом СПЭ является сборка типа «телескоп», включающая несколько полупроводниковых детекторов различной толщины и сцинтилляционный детектор, расположенные соосно один под другим (рисунок 4б). Для измеренияpitch-углового распределения потоков и всенаправленных потоков частиц будет использоваться несколько «телескопов» с разной пространственной ориентацией. Один из вариантов компоновки прибора показан на рисунке 4а. Рассматривается также компоновка, при которой оси четырёх «телескопов» должны лежать в плоскости магнитного меридиана (в случае орбиты спутника,



а – детекторный блок прибора СПЭ с разнонаправленными «телескопами» (слева) и общий вид прибора СПЭ (справа);

б – структурная схема телескопа СПЭ – спектрометра протонов и электронов:

1 – корпус; **2** – фольга толщиной, эквивалентной ≈ 10 мкм Si;

3 – изолятор, D1, D2, D4 – полупроводниковые (Si) детекторы, D3 – сцинтилляционный (CsI(Tl)) детектор; **4** – фотодиод.

рисунок 4. Спектрометр протонов и электронов СПЭ

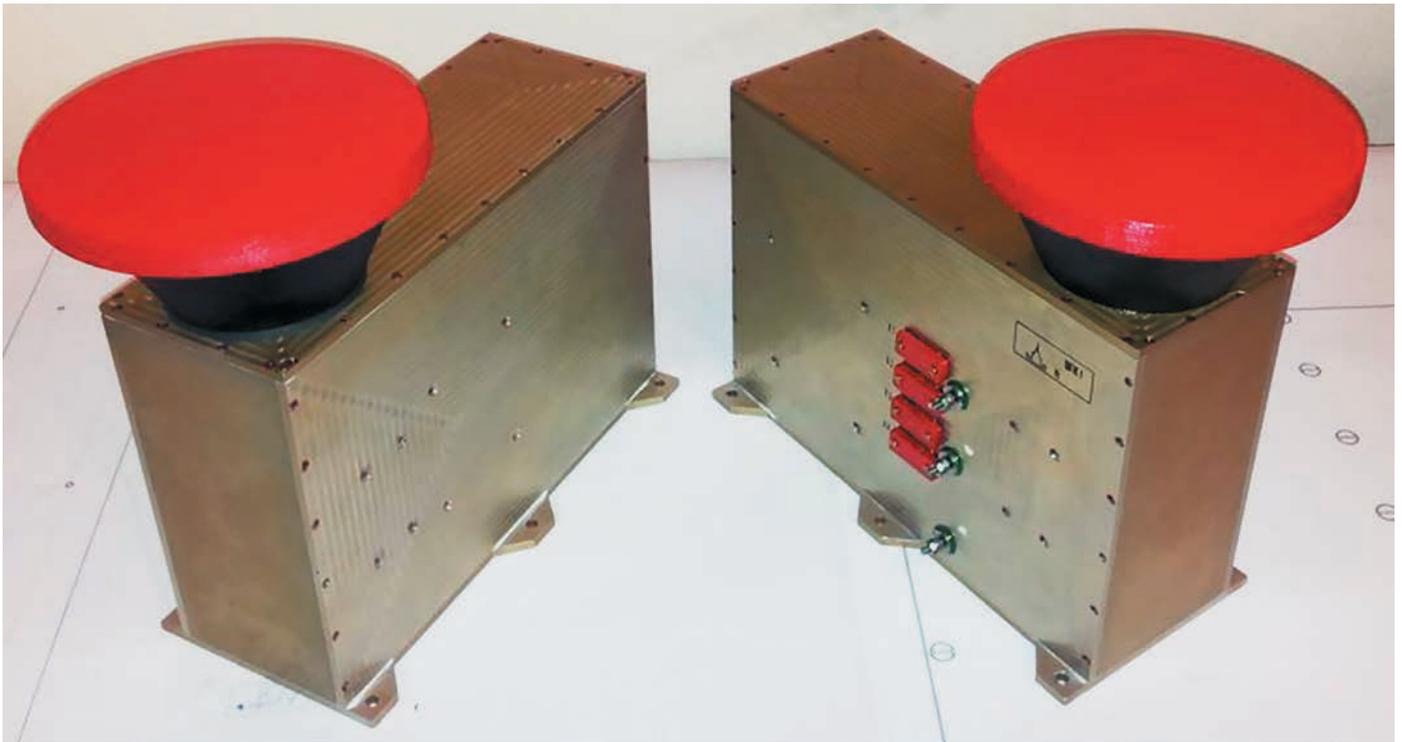


рисунок 5. Блоки оптических камер широкого поля зрения, установленные на спутнике «Ломоносов»

близкой к полярной, это означает, что они должны лежать практически в плоскости орбиты), а ось ещё одного «телескопа» – перпендикулярна плоскости магнитного меридиана. В составе аппаратуры также должен использоваться трёхкомпонентный магнитометр.

3.2. Комплекс приборов для оптического мониторинга опасных объектов

Комплекс приборов для оптического мониторинга опасных объектов должен состоять из двух широкопольных оптических камер (мини-телескопов) и сканирующего телескопа с диаметром входного окна 120–250 мм и рабочим полем зрения до 100 квадратных градусов. Камеры широкого поля зрения успешно прошли лётно-конструкторские испытания в составе спутника «Ломоносов» (рисунок 5) (*Lipunov V.M., Gorbovskey E.S., Kornilov V.G., 2018*). Параметры широкопольных камер: поле зрения $\sim 20 \times 40^\circ$, 12 мегапикселей, ПЗС матрицы 24×36 мм. Данные с каждой камеры анализируются процессором, осуществляющим как подробную запись видеоряда (пять кадров в секунду) по триггеру от гамма-детектора (гамма-всплески), так и выборку видеофрагментов, относящихся к космическим аппаратам, космическому мусору, астероидам и другим объектам. Для успешной реализации наблюдений необходимы средства стабилизации ориентации на время экспозиции (до трёх минут) с точностью не хуже 5" относительно неподвижных звёзд и знание ориентации телескопа на момент начала экс-

позиции не хуже 60'. Параметры упомянутых оптических приборов и особенности наблюдений космического мусора на различных орбитах будут уточняться в ходе дальнейших исследований по проекту.

Физико-технические характеристики сканирующего телескопа и широкопольной оптической камеры представлены в таблицах 2 и 3 соответственно.

Группировка КА «Универсат-СОКРАТ» должна осуществлять мониторинг в режиме, близком к реальному времени. Для передачи алертов в случае регистрации гамма-всплеска или потенциально опасного объекта предполагается задействовать другие КА (например, КА системы «Globalstar» или «Гонец» или телекоммуникационные спутники на геостационарной орбите). Оперативная передача информации о регистрируемых гамма-всплесках в мировую сеть координат гамма-всплесков Gamma Coordinate Network (GCN) через «Globalstar» модем успешно отработана на спутнике «Ломоносов».

В ходе эксперимента предполагается осуществление совместного мониторинга потенциально опасных объектов в космосе – космическим сегментом «Универсат-СОКРАТ» и наземной сетью роботов-телескопов МАСТЕР, развёрнутой в настоящее время в разных странах (*Lipunov V., Kornilov V., Gorbovskey E. et al., 2010; Kornilov V., Lipunov V., Gorbovskey E. et al., 2012*). Оценка возможностей системы «Универсат-СОКРАТ» по обнаружению новых объектов может быть дана на основе опыта наземной сети роботов-телескопов МАСТЕР (40-сантиметровый

КОНЦЕПЦИЯ ПРОЕКТА «УНИВЕРСАТ-СОКРАТ» ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ СПУТНИКОВ ДЛЯ МОНИТОРИНГА ПРИРОДНЫХ И ТЕХНОГЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ УГРОЗ

таблица 2. Характеристики сканирующего телескопа

параметр	значение
система	зеркально-линзовая
тип трубы	закрытый, касегреновский фокус
апертура	250 мм
фокусное расстояние	330 мм
светосила	1.33
поле зрения	9°
линейное поле зрения (80% отн. освещённость)	60 мм
центральное экранирование	диаметр 56%
спектральный диапазон	0.4–0.9 мкм
задний фокус	59 мм
размер изображения	3.6–7 мкм
пиксель камеры	9–25 мкм
полная длина системы	300 мм
масса	25 кг

таблица 3. Характеристики широкопольной оптической камеры

параметр	значение
масса	5.5±0.3 кг
размеры	137×295×306 мм
энергопотребление	≤26 Вт
диапазон регистрируемых длин волн	330–820 нм
диаметр объектива	52 мм
фокусное расстояние объектива	50 мм
светосила	f/1.2
разрешение камеры	4008×2672 px=10.7 мегапикселей
качество изображения (FWHM)	2.5–3 пикселей
поле зрения	~26.5×39.9°, ~1000 кв. градусов
временное разрешение	от 5 кадров/с
шумы	30 электронов
глубина потенциальной ямы	60 000 электронов
квантовый выход	50% при 500 нм
предельная звёздная величина одиночного кадра	9 ^m (при экспозиции 0.2 с)
предельная звёздная величина одиночного суммарного кадра	11 ^m (при экспозиции 20 с)

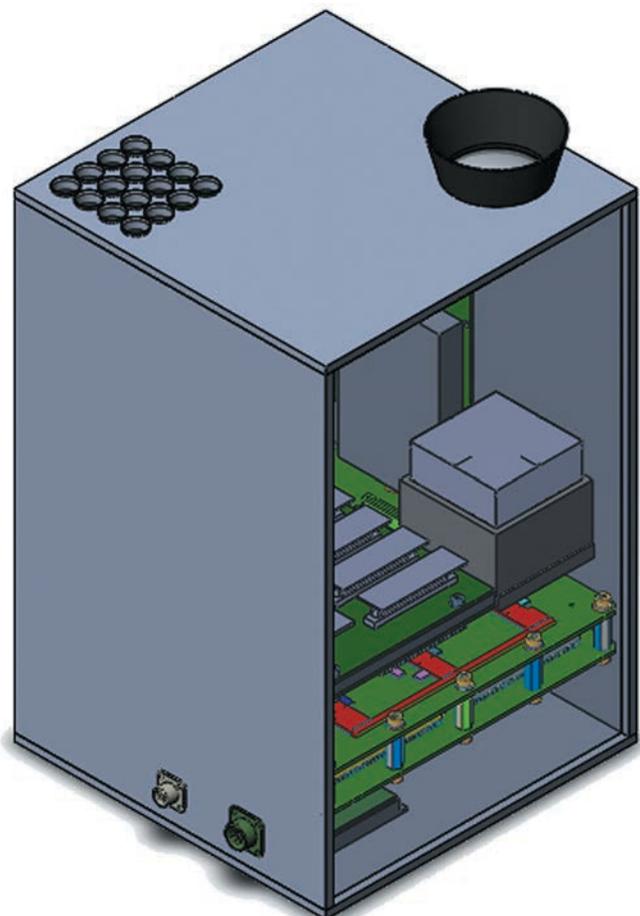
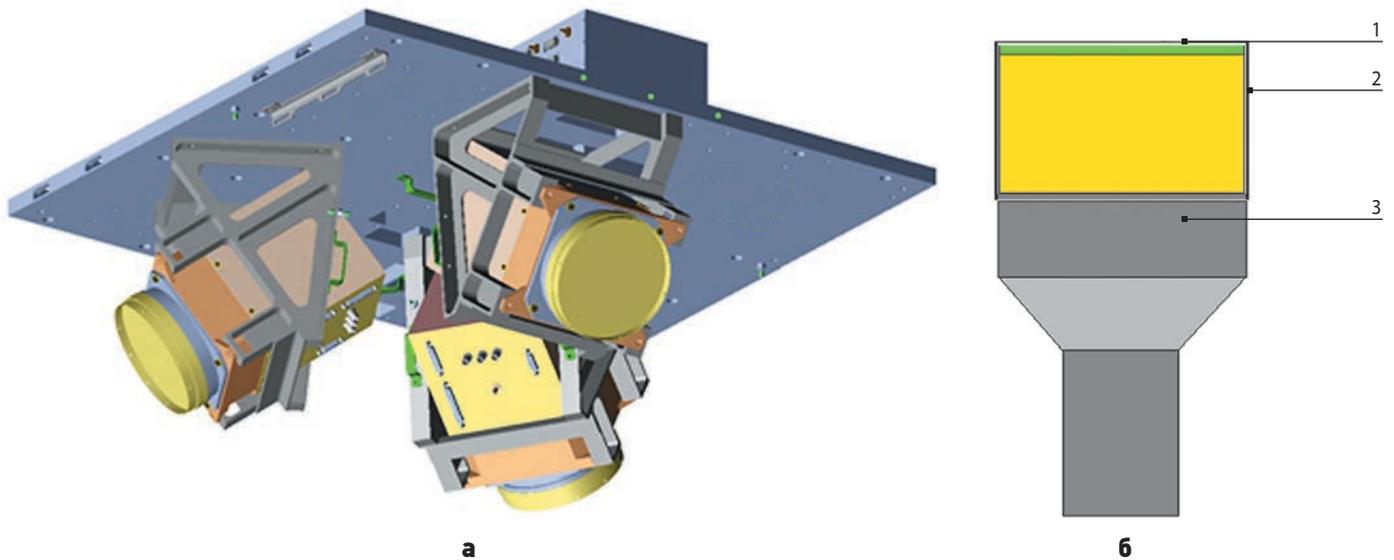


рисунок 6. Малый линзовый телескоп с высоким временным разрешением и спектрометр

телескоп, осуществляющий наблюдения с поверхности Земли эквивалентен 20-сантиметровому телескопу на орбите за атмосферой Земли). Глобальная сеть МАСТЕР осматривает доступное небо за две недели. При этом необходимо учесть, что много времени уходит на алертные наблюдения по сигналам с других космических и наземных установок. Если сравнивать возможности системы «Универсат-СОКРАТ» и космического телескопа WISE, то следует учесть, что поле зрения последнего примерно в двести раз меньше поля зрения сканирующего телескопа в системе «Универсат-СОКРАТ», и соответственно во столько же раз быстрее будет осуществляться обзор неба. С учётом вышеизложенного, ожидаемое время обзора неба с помощью сканирующего телескопа должно составить несколько суток. При развёртывании большего числа орбитальных платформ, оснащённых подобными телескопами, оно может сократиться до 1–2 сут.

Главное свойство представленной системы – наличие программного обеспечения обработки широкопольных изображений на борту, позволяющего в режиме реального времени (одна минута после считывания с ПЗС-камеры) идентифицировать все объекты на кадре, с полным отождествлением (фотометрия, астрометрия), сравнением со всеми известными каталогами, сравнением с историей координат в базе МАСТЕР и выделением всех но-



а – общий вид расположения блоков детектирования БДРГ;
б – структура детекторного узла блока; **1** – кристалл NaI(Tl); **2** – кристалл CsI(Tl); **3** – ФЭУ.
рисунок 7. Детектор гамма-излучения типа БДРГ

вых движущихся и стационарных объектов (транзистентов). Идентификация МАСТЕР включает в себя определение параметров движения для движущихся объектов (*Lipunov V., Kornilov V., Gorbovskey E. et al., 2010*).

3.3. Комплекс научной аппаратуры для изучения ТАЯ

Комплекс научной аппаратуры для изучения ТАЯ в УФ- и оптическом диапазонах должен включать пространственно-чувствительный спектрометр – малый линзовый телескоп (МЛТ) с высоким временным разрешением для измерения спектра оптического излучения ТАЯ и молний и детектор УФ- и ИК-излучения ДУФИК – аналог детекторов на спутниках «Татьяна-2» и «Вернов» (для сравнения данных нового космического эксперимента с данными предыдущих), дополненный каналами измерений в дальнем УФ-диапазоне. Измерение спектра необходимо для определения типа и высоты генерации ТАЯ, а также выделения молниевых разрядов по характерной линии 777 нм и по отсутствию сигнала в области линии поглощения кислорода – 762 нм). Оси приборов МЛТ и ДУФИК должны быть ориентированы в надир с углами незатенения $\pm 90^\circ$ относительно визирных осей детекторов. Прибор должен состоять из линзового широкопольного объектива и позиционно-чувствительного детектора в виде мультианодного ФЭУ, а также набора фотоумножителей для измерения длинных временных рядов сигнала ТАЯ с чувствительностью ~ 50 фот/см²мкс и временным разрешением 1 мкс. В конструкции прибора предусмотрено до 16 спектральных каналов (рисунок 6).

Прибор ДУФИК должен состоять из трёх фотоумножителей, входные окна которых закрыты светофильтрами, обеспечивающими работу в разных спектральных диапазонах – инфракрасном (600–800 нм), ближнем УФ- (240–400 нм), солнечно-слепом (100–300 нм). Кроме того, в его состав должен входить оптический детектор на основе микроканальной пластины (МКП), обеспечивающий регистрацию излучения в диапазоне от дальнего УФ до мягкого рентгеновского.

3.4. Комплекс научной аппаратуры для мониторинга в гамма-диапазоне

Комплекс научной аппаратуры для мониторинга в гамма-диапазоне должен включать три широконаправленных сцинтилляционных детектора гамма-излучения типа БДРГ (*Амелюшкин А.М., Галкин В.И., Гончаров Б.В. и др., 2013*) для контроля верхней атмосферы и обзора неба в диапазоне 10–3000 кэВ и трековый гамма-спектрометр высокого разрешения и чувствительности. Детекторный узел каждого блока БДРГ выполнен в виде сборки тонкого (0.3 см) сцинтиллятора NaI(Tl) и сцинтиллятора CsI(Tl) большей толщины (1.7 см) цилиндрической формы. Оба сцинтилляционных кристалла имеют одинаковый диаметр 13 см и просматриваются одним фотоумножителем – так называемый «фосвич» (рисунок 7б). Оси трех гамма-детекторов типа БДРГ должны быть перпендикулярны друг другу и направлены вдоль взаимно перпендикулярных ребер куба, как бы образуя декартову систему координат (рисунок 7а). При этом главная диагональ куба должна быть ориентирована в надир.

Трековый гамма-спектрометр высокого разрешения и чувствительности представляет собой комбинацию позиционно-чувствительного детектора (ПЧД) с кодирующей маской. В состав прибора также входит годоскопический узел на основе сцинтилляционных волокон. Ось прибора должна быть направлена вдоль оси «надир – зенит», при этом со стороны кодирующей маски прибор должен быть ориентирован в зенит, а со стороны годоскопического узла – в надир. Эффективная площадь гамма-спектрометра $\sim 250 \text{ см}^2$, диапазон энергий 50–5000 кэВ (в режиме кодирования 50–1000 кэВ), угловое разрешение $\sim 2^\circ$, поле зрения полного кодирования $\pm 25^\circ$. Гамма-телескоп даёт возможность проводить проверку появления точечного источника и, таким образом, отделять гамма-всплески различной природы от высыпаний частиц. Аппаратура также включает блок анализа данных, содержащий узлы цифровой электроники, позволяющие вести запись показаний с высоким временным разрешением (до 10 мкс), проводить оперативный анализ изображений с телескопа с кодирующей маской, а также вырабатывать триггер гамма-всплеска. Трековый гамма-спектрометр также может использоваться для идентификации делящихся материалов на борту космических аппаратов и контроля «радиоактивного мусора».

3.5. Блок сбора информации

В составе аппаратуры на КА № 1 также должен быть предусмотрен блок сбора информации (БСИ), осуществляющий сбор научной и телеметрической информации с отдельных приборов и передачу её в бортовое запоминающее устройство (ЗУ), подачу на приборы питания и команд, поступающих от бортовых систем спутника.

Основной рабочий режим работы аппаратуры такой, когда все приборы включены и работают непрерывно. Переключение приборов между режимами работы осуществляется по командам с Земли или внутренним циклограммам БСИ. Для оптимизации управления энергопотреблением аппаратуры должен быть предусмотрен формат информационного обмена между БСИ и служебной платформой, включающий информирование об изменении параметров работы системы энергоснабжения (СЭС) КА и переключение научной аппаратуры в последовательные режимы энергосбережения (изменения режимов работы приборов или их частичного отключения).

В ходе осуществления космического эксперимента предполагается создание наземного комплекса, предназначенного для решения задач управления КА, приёма и обработки целевой научной информации. Он будет создан на базе наземного научного комплекса (ННК) КА «Ломоносов», который предназначен для планирования целевого применения комплекса научной аппаратуры приёма, обработки, архивации и рас-

пространения информации с КА. Созданный ННК представляет собой задел, который будет использован при реализации нового проекта МГУ «Универсат-СОКРАТ», что существенно уменьшит расходы на реализацию проекта. Это позволит избежать затрат, связанных с разработкой основных видов обеспечения полёта КА: командно-программного, информационно-телеметрического и навигационно-баллистического.

Наряду с системой приёма и обработки космической научной телеметрии в МГУ создана система оперативного анализа и прогнозирования радиационных условий в ОКП, основанная на автоматизированном анализе данных космического мониторинга с использованием операционных моделей внешних воздействующих факторов космической среды (*Калегаев В.В., Бобровников С.Ю., Кузнецов Н.В., Мягкова И.Н., Шугай Ю.С.*, 2016). Их использование позволит повысить эффективность создаваемой космической системы «Универсат-СОКРАТ».

ЗАКЛЮЧЕНИЕ И ВЫВОДЫ

Несмотря на разнородность поставленных перед проектом «Универсат-СОКРАТ» целей по мониторингу потенциально опасных объектов в космосе, их объединение в рамках «единой космической платформы» представляется экономически выгодным по сравнению с проектами, направленными на реализацию мониторинга только одного из опасных космических факторов. Действительно, в данном проекте основная доля массы полезной нагрузки, информационного потока и финансовых затрат приходится на оптические роботизированные системы наблюдений. Остальные предлагаемые приборы мониторинга составляют меньшую долю от общей массы полезной нагрузки, информационного потока и финансовых затрат. Кроме того, следует принять во внимание, что бортовой вычислительный комплекс, предназначенный для бортовой обработки информации, технически и экономически оптимально создавать для комплекса приборов на одной платформе КА, чем на разных КА для выбранных однонаправленных целевых приборов. Именно поэтому представляется целесообразным объединение отдельных экспериментов в единую систему с целью реализации бюджетного проекта, реализуемого на базе малых КА с общей массой, не превышающей 150 кг. Помимо этого, реализация такой схемы проекта позволяет снизить затраты на наземный сегмент управления и приёма информации по сравнению с распределёнными проектами, выполняющими задачи мониторинга только одного из опасных космических факторов.

Определение текущих радиационных нагрузок в реальном времени представляется не только целесообразным, но и необходимым, т.к. в условиях быстрой переменных потоков ионизирующей радиации

в околоземном космическом пространстве своевременная выработка алертов радиационной опасности для конкретных КА может позволить снизить радиационный риск путём, например, перевода бортовых систем КА в «спящий» режим. Для большинства типов временных вариаций потоков частиц радиационных поясов Земли времена от минут до часов являются характерными для периодов усиленной магнитной активности (магнитных бурь). Примерно такие времена характерны для быстрых фронтов потоков солнечных энергичных частиц, достигающих окрестностей Земли. Именно в этом диапазоне и должно находиться оптимальное время выработки алертов для предотвращения или снижения нежелательных эффектов от нештатных ситуаций на КА.

Таким образом, в ходе реализации проекта должны быть решены следующие задачи:

- оперативная (практически в реальном времени) оценка радиационных условий в околоземном космическом пространстве для оценки радиационных рисков выполнения космических миссий;
- верификация современных расчётных моделей полей радиации околоземного космического пространства;
- оперативный контроль потенциально опасных объектов естественного и техногенного происхождения в околоземном пространстве;
- контроль электромагнитных транзиентов в верхней атмосфере Земли и космическом пространстве (гамма-всплески, солнечные вспышки).

Успешная реализация проекта позволит:

- создать космическую систему мониторинга и оперативного оповещения о космических угрозах осуществляемых и планируемых космических миссий;
- создать инновационные технологии в области приборостроения и методы решения информационных задач в реальном масштабе времени;
- разработать новые образовательные стандарты и методы подготовки специалистов для прикладных космических исследований.

В настоящее время проект находится в стадии эскизного проектирования в рамках федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы». Получено согласие АО «НПО Лавочкина» на разработку КА для предлагаемой космической группировки.

Статья подготовлена при финансовой поддержке Минобрнауки России по результатам исследований в рамках федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы» (уникальный идентификатор № RFMEFI60717X0175).

список литературы

Амелюшкин А.М., Галкин В.И., Гончаров Б.В. и др. Приборы БДРГ и ШОК для исследования собственного излучения гамма-всплесков на борту космического аппарата «Ломоносов» // Космические исследования. 2013. Т. 51, № 6. С. 478-483.

Калегаев В.В., Бобровников С.Ю., Кузнецов Н.В., Мягкова И.Н., Шугай Ю.С. Центр оперативного космического мониторинга НИИЯФ МГУ // Сборник «Практические аспекты гелиофизики. Материалы специальной секции «Практические аспекты науки космической погоды» 11-й ежегодной конференции «Физика плазмы в солнечной системе» 17 февраля 2016 г. ИКИ РАН. 2016. С. 146-159.

Панасюк М.И., Подзолко М.В., Ковтюх А.С. и др. Оперативный радиационный мониторинг в околоземном космическом пространстве на базе многоярусной группировки малых космических аппаратов // Космические исследования. 2015. Т. 53, № 6. С. 461-468.

Панасюк М.И., Подзолко М.В., Ковтюх А.С. и др. Оптимизация измерений потоков частиц радиационных поясов Земли // Космические исследования. 2017. Т. 55, № 2. С. 85-93.

Панасюк М.И., Свертилов С.И., Богомолов В.В. и др. Эксперимент на спутнике «Вернов»: транзиентные энергичные процессы в атмосфере и магнитосфере Земли. Ч. I. Описание эксперимента // Космические исследования. 2016. Т. 54, № 4. С. 277-285.

Панасюк М.И., Свертилов С.И., Богомолов В.В. и др. Эксперимент на спутнике «Вернов»: транзиентные энергичные процессы в атмосфере и магнитосфере Земли. Ч. II. Первые результаты // Космические исследования. 2016. Т. 54, № 5. С. 369-376.

Садовничий В.А., Амелюшкин А.М., Ангелопулос В. и др. Космические эксперименты на борту спутника МГУ «Ломоносов» // Космические исследования. 2013. Т. 51, № 6. С. 470-477.

Садовничий В.А., Панасюк М.И., Яшин И.В. и др. Исследование космической среды на микроспутниках «Университетский-Татьяна» и «Университетский-Татьяна-2» // Астрономический вестник. 2011. Т. 45, № 1. С. 5-31.

Harris A. The population of near-Earth asteroids // Icarus. 2015. V. 257. P. 302-312.

Kornilov V., Lipunov V., Gorbovskey E. et al. Robotic optical telescopes global network MASTER II. Equipment, structure, algorithms // Experimental Astronomy. 2012. V. 33, № 1. P. 173-196.

Lipunov V., Kornilov V., Gorbovskey E. et al. Master Robotic Net // Advances in Astronomy. 2010. Article id. 349171.

Lipunov V.M., Gorbovskey E.S., Kornilov V.G. SHOK – The first Russian wide-field optical camera in space // Space Science Reviews. 2018. 214. P. 6.

Mainzer A., Bauer J., Grav T., Masiero J. The population of tiny near-Earth objects observed by NEOWISE // The Astrophysical Journal. 2014. V. 784, № 2. 110M.P.1-7. Bibcode:2014ApJ...784..110M. arXiv:1310.2980.

Статья поступила в редакцию 04.06.2018 г.

МЕТОД ОЦЕНКИ И ПОДТВЕРЖДЕНИЯ НАДЁЖНОСТИ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ В ФОРСИРОВАННЫХ РЕЖИМАХ

METHOD OF RELIABILITY ASSESSMENT AND VALIDATION OF THE SPACECRAFT SYSTEMS BY RESULTS OF STRENUOUS TESTS



С.Н. Шевченко¹,
*профессор, доктор
технических наук,
shevchenko.s@laspace.ru;*
S.N. Shevchenko

В статье предложен метод, позволяющий определять объёмы форсированных испытаний, необходимые для оценки надёжности систем космических аппаратов, а также подтверждать выполнение требований к их надёжности по результатам таких испытаний.

Метод позволяет сократить требуемое количество объектов испытаний за счёт проведения этих испытаний в форсированных режимах и при этом обеспечить заданную достоверность результатов контроля надёжности систем.

Ключевые слова:

*системы космических аппаратов;
оценка и подтверждение надёжности;
форсированные испытания.*

Сложность и ответственность задач, решаемых современными космическими аппаратами (КА), заставляют предъявлять к надёжности их систем весьма высокие требования.

Для оценки соответствия систем высоким требованиям по надёжности согласно существующим представлениям, основанным на классической мате-

The method is proposed in the article allowing determination of the strenuous tests scope, required for reliability assessment of the spacecraft systems as well as for validation of their reliability requirements compliance by these tests results.

The method allows reducing the required number of tests articles due to performance of these tests in strenuous mode and provision of the specified confidence of the systems reliability control results.

Key words:

*spacecraft system;
reliability assessment and validation;
strenuous tests.*

матической статистике, необходимо проведение значительных объёмов испытаний. Вместе с тем, в ряде случаев количество образцов, которые могут быть предъявлены на испытания, исчисляется единицами. В этих условиях проведение испытаний обычными методами не обеспечивает достаточной достоверности результатов контроля их надёжности.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

Указанные трудности могут быть преодолены за счёт проведения испытаний в форсированных режимах, позволяющих сократить требуемые объёмы выборки и при этом обеспечить заданную достоверность результатов контроля надёжности системы (Шевченко С.Н., 1989). Здесь под форсированными испытаниями понимаются испытания, основанные на интенсификации процессов, вызывающих отказы или повреждения, путём увеличения испытательных нагрузок по сравнению с эксплуатационными (ГОСТ 16504-83).

Возможность сокращения объёмов испытаний за счёт перехода к форсированным режимам основывается на том, что надёжность системы в форсированном режиме будет ниже её надёжности в номинальном (эксплуатационном) режиме и, следовательно, для её оценки и подтверждения необходимо меньшее число испытаний. Однако в этом случае необходимо установление функциональной или вероятностной связи между соответствующими показателями надёжности для пересчёта результатов форсированных испытаний на номинальные (эксплуатационные) режимы.

Рассмотрим методический подход к решению этой задачи.

Пусть вектор

$$S_n = \{S_{1n}, S_{2n}, \dots, S_{mn}\} = \sum_{i=1}^m a_i S_{in} \quad (1)$$

определяет номинальный (эксплуатационный) режим функционирования системы КА и представляет собой совокупность независимых воздействующих факторов, каждый из которых приводит систему к отказу, имеющему одинаковый механизм возникновения, а вектор

$$S_\phi = \{S_{1\phi}, S_{2\phi}, \dots, S_{m\phi}\} = \sum_{i=1}^m a_i S_{i\phi} = \beta \sum_{i=1}^m a_i S_{in} \quad (2)$$

определяет режим форсированного испытания, более интенсивный, чем номинальный (эксплуатационный) режим.

Здесь a_i – некоторые, в общем случае размерные коэффициенты, зависящие от внутренних параметров системы; β – коэффициент форсирования.

Тогда условие работоспособности системы КА в номинальном режиме, соответствующее модели «непревышений», запишется в следующем виде:

$$S - S_n > 0,$$

где $S = \{S_1, S_2, \dots, S_m\}$ – предельная для данной системы совокупность воздействующих факторов.

Под предельной для данной системы совокупностью воздействующих факторов S в данном случае понимается такая их совокупность, которая приводит к немедленному отказу или разрушению системы. При этом предполагается, что

$$S = \sum_{i=1}^m a_i S_i = \eta S_n = \eta \sum_{i=1}^m a_i S_{in},$$

где η – коэффициент пропорциональности (условный запас работоспособности), показывающий, что предельная совокупность воздействующих факторов должна достигаться путём пропорционального увеличения эксплуатационных факторов.

Очевидно, что условный запас работоспособности системы КА является случайной величиной, вид и параметры закона распределения которой определяются видом и параметрами законов распределения случайных величин S и S_n .

Аналогично условие работоспособности системы КА в форсированном режиме запишется в следующем виде:

$$S - S_\phi > 0.$$

При этом связь условных запасов работоспособности системы в номинальном и форсированном режимах определяется следующим выражением:

$$\eta = \beta \eta_\phi.$$

Предположим, что на основании предварительных исследований установлены конкретные законы распределения случайных величин S и S_n . Примерами таких законов могут быть основные используемые в практических приложениях параметрические законы: нормальный закон, логарифмически-нормальный закон, экспоненциальное распределение, гамма-распределение и др. Однако в соответствии с предельной теоремой теории вероятностей практически можно считать, что случайная величина S распределена по нормальному закону, т.к. она характеризует уровень работоспособности (прочность) системы, определяемый большим числом независимых «слабых» внутренних параметров.

Параметры функций распределения случайных величин S и S_n могут быть выражены через их математические ожидания и средние квадратические отклонения или через коэффициенты вариации. В дальнейшем будем полагать, что эти коэффициенты вариации (или их предельные значения) известны по результатам предварительных исследований, а также задан коэффициент форсирования.

Вероятность безотказной работы системы КА в номинальном (эксплуатационном) режиме функционирования можно представить в следующем виде:

$$P_n = P\{S > S_n\} = \int_{-\infty}^{\infty} \varphi_n(S_n) \left[\int_{S_n}^{\infty} \varphi(S) dS \right] dS_n = P_n(\eta, v_S, v_{S_n}), \quad (3)$$

где $\varphi(S)$, $\varphi_n(S_n)$ – плотности распределения случайных величин S и S_n соответственно;

$$v_S = \frac{\sigma[S]}{M[S]} = \frac{\sigma[S]}{\bar{S}} \quad \text{– коэффициент вариации случайной величины } S;$$

**МЕТОД ОЦЕНКИ И ПОДТВЕРЖДЕНИЯ НАДЁЖНОСТИ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ
ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ В ФОРСИРОВАННЫХ РЕЖИМАХ**

$$v_{S_n} = \frac{\sigma[S_n]}{M[S_n]} = \frac{\sigma[S_n]}{\tilde{S}_n} - \text{коэффициент вариации слу-}$$

чайной величины S_n ;

$\sigma[S]$, $\sigma[S_n]$ – средние квадратические отклоне-
ния случайных величин S и S_n соответственно;

$M[S]$, $M[S_n]$ – математические ожидания слу-
чайных величин S и S_n соответственно;

\tilde{S} и \tilde{S}_n – средние значения случайных величин S
и S_n соответственно.

Аналогично вероятность безотказной работы си-
стемы КА в заданном режиме форсированного испы-
тания можно представить в следующем виде:

$$P_\phi = P\{S > S_\phi\} = \int_{S_\phi}^{\infty} \varphi(S) dS = P_\phi(\eta, v_S) = P_\phi(\eta, \beta, v_S). \quad (4)$$

Разрешая соотношение (4) относительно условно-
го запаса работоспособности η , получим

$$\eta = \eta(P_\phi, \beta, v_S). \quad (5)$$

С учётом (5) из соотношения (3) можно получить
выражение, связывающее вероятность безотказной
работы системы КА в номинальном (эксплуатацион-
ном) режиме с её вероятностью безотказной работы
в режиме форсированного испытания

$$P_n = P_n(P_\phi, \beta, v_S, v_{S_n}).$$

В дальнейшем будем предполагать, что предельная
совокупность воздействующих факторов S не меня-
ется в процессе функционирования системы КА. Пе-
рейдём к вопросу оценки возможности сокращения
объёмов испытаний, требуемых для оценки или под-
тверждения надёжности системы, за счёт проведения
этих испытаний в форсированных режимах.

Необходимо отметить, что при определении объ-
ёмов форсированных испытаний для гарантиро-
ванной оценки или подтверждения требований по
надёжности системы достаточно знать лишь макси-
мальные значения коэффициентов вариации v_S и v_{S_n} .

Предположим, что по результатам испытаний ана-
логичных систем КА, анализа условий их эксплуата-
ции или по справочным данным известно, что коэф-
фициенты вариации предельной для данной системы
совокупности воздействующих факторов S и сово-
купности воздействующих факторов, определяющих
режим её эксплуатации, S_n не превышают значений
 v_S и v_{S_n} соответственно.

Если известны параметры законов распределения
воздействующих факторов из векторов S и S_n , то для
определения максимальных значений коэффициен-
тов вариации v_S и v_{S_n} можно воспользоваться следую-
щими соотношениями:

$$v_S \leq \sqrt{\sum_{i=1}^m \left(\frac{\sigma[S_i]}{M[S_i]}\right)^2} = \sqrt{\sum_{i=1}^m \frac{\sigma[S_i]^2}{\tilde{S}_i^2}} = \sqrt{\sum_{i=1}^m v_{S_i}^2};$$

$$v_{S_n} \leq \sqrt{\sum_{i=1}^m \left(\frac{\sigma[S_{ni}]}{M[S_{ni}]}\right)^2} = \sqrt{\sum_{i=1}^m \frac{\sigma[S_{ni}]^2}{\tilde{S}_{ni}^2}} = \sqrt{\sum_{i=1}^m v_{S_{ni}}^2},$$

где $\sigma[S_i]$, $\sigma[S_{ni}]$ – средние квадратические отклоне-
ния i -й компоненты векторов S и S_n соответственно
($i = \overline{1, m}$);

$M[S_i]$, $M[S_{ni}]$ – математические ожидания
 i -й компоненты векторов S и S_n соответственно
($i = \overline{1, m}$);

\tilde{S}_i , \tilde{S}_{ni} – средние значения i -й компоненты векто-
ров S и S_n соответственно ($i = \overline{1, m}$);

v_{S_i} , $v_{S_{ni}}$ – коэффициенты вариации i -й компонен-
ты векторов S и S_n соответственно ($i = \overline{1, m}$).

В случае, если v_S или v_{S_i} ($i = \overline{1, m}$) заранее не извест-
ны, они могут быть определены в процессе прове-
дения форсированных испытаний с последующим
доведением системы до отказа (разрушения) путём
пропорционального увеличения всех воздействую-
щих факторов. При этом указанные испытания идут
в зачёт общего количества испытаний по оценке и
подтверждению показателей надёжности системы.
Определение v_S или v_{S_i} по результатам непосред-
ственных испытаний до отказа (разрушения) приво-
дит к увеличению объёмов испытаний и требует су-
щественно большего числа объектов испытаний.

При нормальном законе распределения воздействую-
щих факторов, составляющих вектор режима экс-
плуатации системы, в силу их независимости закон
распределения вектора S_n также будет нормальным.
Тогда вероятность безотказной работы системы в но-
минальном (эксплуатационном) режиме определяет-
ся следующей формулой:

$$P_n = \Phi\left(K_{P_n} = \frac{\tilde{S} - \tilde{S}_n}{\sqrt{v_S^2 \tilde{S}^2 + v_{S_n}^2 \tilde{S}_n^2}}\right) = \Phi\left(K_{P_n} = \frac{\tilde{\eta} - 1}{\sqrt{v_S^2 \tilde{\eta}^2 + v_{S_n}^2}}\right), \quad (6)$$

где $\Phi(\dots)$ – функция нормального распределения;

K_{P_n} – квантиль нормального распределения, со-
ответствующая вероятности P_n ;

$\tilde{\eta} = \frac{\tilde{S}}{\tilde{S}_n}$ – среднее значение условного закона
работоспособности.

Аналогично вероятность безотказной работы си-
стемы в форсированном режиме определяется следу-
ющей формулой:

$$P_\phi = \Phi\left(K_{P_\phi} = \frac{\tilde{S} - S_\phi}{\tilde{S} v_S}\right) = \Phi\left(K_{P_\phi} = \frac{\tilde{\eta} - \beta}{\tilde{\eta} v_S}\right), \quad (7)$$

где K_{P_ϕ} – квантиль нормального распределения, со-
ответствующая вероятности P_ϕ ;

$\beta = \frac{S_\phi}{\tilde{S}_n}$ – коэффициент форсирования.

Из формулы (6) можно получить следующее выражение для среднего значения условного запаса работоспособности системы:

$$\tilde{\eta} = \frac{1 + K_{P_n} \sqrt{v_S^2 + v_{S_n}^2 - K_{P_n}^2 v_S^2 v_{S_n}^2}}{1 - K_{P_n}^2 v_S^2}. \quad (8)$$

Подставляя полученное выражение (8) в формулу (7), можно установить связь показателей надёжности системы КА в номинальном (эксплуатационном) и форсированном режимах.

Пусть требования по надёжности системы КА задано в следующем виде:

$$\underline{P} \geq \underline{P}_{т.з.}, \quad (9)$$

где $\underline{P}_{т.з.}$, \underline{P} – заданное (требуемое) и полученное по результатам испытаний значения нижних границ надёжности системы при доверительной вероятности γ .

Для определения необходимых объёмов форсированных испытаний по подтверждению требования по надёжности (9) в зависимости от коэффициента форсирования β с помощью статистических таблиц, например, (Большев Л.Н., Смирнов Н.В., 1983) находим квантиль нормального распределения $K_{P_{т.з.}}$, соответствующую нижней γ -доверительной границе вероятности $P_{т.з.}$.

Заменяя в формуле (8) K_{P_n} на $K_{P_{т.з.}}$, получим следующее выражение для нижней γ -доверительной границы требуемого значения условного запаса работоспособности:

$$\underline{\eta}_{т.з.} = \frac{1 + K_{P_{т.з.}} \sqrt{v_S^2 + v_{S_n}^2 - K_{P_{т.з.}}^2 v_S^2 v_{S_n}^2}}{1 - K_{P_{т.з.}}^2 v_S^2}. \quad (10)$$

Для безотказных биномиальных испытаний согласно (Вентцель Е.С., 1969)

$$K_P = \arg\Phi\left(\sqrt{n} \sqrt{1-\gamma}\right), \quad (11)$$

где $\arg\Phi(\dots)$ – функция, обратная функции нормального распределения, т.е.

$$\Phi(K_P) = \sqrt{n} \sqrt{1-\gamma}. \quad (12)$$

Заменяя в формуле (7) $\tilde{\eta}$ на вычисленное с помощью формулы (10) значение $\underline{\eta}_{т.з.}$, с учётом (12) получим следующее выражение для объёмов форсированных безотказных биномиальных испытаний, необходимых для подтверждения требования по надёжности системы КА, заданные в виде (9):

$$n_\phi = \frac{\ln(1-\gamma)}{\ln\Phi\left(\frac{\underline{\eta}_{т.з.} - \beta}{\underline{\eta}_{т.з.} v_S}\right)}. \quad (13)$$

Очевидно, что объёмы испытаний n_ϕ являются убывающей функцией коэффициента форсирования β .

Для проверки выполнения требования (9) нужно оценить нижнюю границу \underline{P}_ϕ вероятности P_ϕ с доверительной вероятностью γ по результатам n_ϕ форсированных испытаний в режиме S_ϕ , найти значение квантили K_{P_ϕ} , соответствующее вероятности \underline{P}_ϕ , и с помощью формулы (7) получить значение η , соответствующее той же доверительной вероятности γ :

$$\eta = \frac{\beta}{1 - K_{P_\phi} v_S}. \quad (14)$$

Полученное значение η подставляется в формулу (8), вычисляется K_{P_n} , с помощью статистических таблиц определяется $\underline{P}_{н.}$ и условие (9) проверяется непосредственно.

Пусть требование по надёжности КА задано в следующем виде:

$$\hat{P} \geq P_{т.з.}; \sigma_P \leq \sigma_{P_{т.з.}}, \quad (15)$$

где $P_{т.з.}$ – требуемое значение надёжности системы;

$\sigma_{P_{т.з.}}$ – допустимое значение среднего квадратического отклонения σ_P при определении точечной оценки надёжности системы \hat{P} .

В этом случае для определения необходимых объёмов форсированных испытаний по подтверждению требования (15) в части оценок надёжности ($\hat{P} \geq P_{т.з.}$) находим значение квантили $K_{P_{т.з.}}$, соответствующее вероятности $P_{т.з.}$. Далее, заменяя в формуле (8) K_{P_n} на $K_{P_{т.з.}}$, получим следующее выражение для оценки требуемого значения условного запаса работоспособности:

$$\hat{\eta}_{т.з.} = \frac{1 + K_{P_{т.з.}} \sqrt{v_S^2 + v_{S_n}^2 - K_{P_{т.з.}}^2 v_S^2 v_{S_n}^2}}{1 - K_{P_{т.з.}}^2 v_S^2}. \quad (16)$$

Вычисляя значение $\hat{\eta}_{т.з.}$ и подставляя его в формулу (7), получим следующее выражение:

$$K_{\hat{P}_\phi} = \frac{\hat{\eta}_{т.з.} - \beta}{\hat{\eta}_{т.з.} v_S} = \arg\Phi(\hat{P}_\phi).$$

Отсюда может быть определена зависимость объёмов форсированных безотказных биномиальных испытаний от коэффициента форсирования β и требуемого значения надёжности $P_{т.з.}$:

$$n_\phi = f_P(\beta, P_{т.з.}). \quad (17)$$

Для определения необходимых объёмов форсированных испытаний по подтверждению требования (15) в части средних квадратических отклонений оценок надёжности ($\sigma_P \leq \sigma_{P_{т.з.}}$), используя формулу

$$\sigma_P = \phi(K_{\hat{P}}) \sigma_{K_{\hat{P}}},$$

где $\phi(K_{\hat{P}})$ – плотность нормального распределения; $K_{\hat{P}}$ – квантиль нормального распределения, соответствующая вероятности \hat{P} ;

$\sigma_{K_{\hat{P}}}$ – среднее квадратическое отклонение квантили $K_{\hat{P}}$, определяем

МЕТОД ОЦЕНКИ И ПОДТВЕРЖДЕНИЯ НАДЁЖНОСТИ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ В ФОРСИРОВАННЫХ РЕЖИМАХ

$$\sigma_{K_{P_{т.з.}}} \equiv \frac{\sigma_{P_{т.з.}}}{\varphi(K_{P_{т.з.}})}$$

и находим $K_{P_{т.з.}}$ по формуле

$$K_{P_{т.з.}} = K_{P_{т.з.}} - \sigma_{K_{P_{т.з.}}} K_{\gamma}$$

при заданной доверительной вероятности γ .

Здесь K_{γ} – квантиль нормального распределения, соответствующая вероятности γ .

Далее, по формуле (10) вычисляем нижнюю γ -доверительную границу требуемого значения условного запаса работоспособности $\eta_{т.з.}$ и по формуле (13) определяем объёмы форсированных безотказных биномиальных испытаний в зависимости от коэффициента форсирования β и допустимого значения среднего квадратического отклонения $\sigma_{P_{т.з.}}$:

$$n_{\phi} = f_{\sigma_P}(\beta, \sigma_{P_{т.з.}}). \quad (18)$$

Окончательной зависимостью для определения объёмов форсированных испытаний n_{ϕ} , обеспечивающих выполнение требования (15), будет та из (17) и (18), которая даёт большее значение числа испытаний при одинаковом коэффициенте форсирования β .

Для проверки выполнения требования (15) в части оценок надёжности ($\hat{P} \geq P_{т.з.}$) нужно определить квантиль нормального распределения $K_{\hat{P}_{\phi}}$, соответствующую вероятности \hat{P}_{ϕ} , полученной по результатам n_{ϕ} форсированных испытаний в режиме S_{ϕ} , и с помощью формулы (7) получить оценку среднего значения условного запаса работоспособности $\hat{\eta}$:

$$\hat{\eta} = \frac{\beta}{1 - K_{\hat{P}_{\phi}} v_S}$$

Полученное значение подставляется в формулу (8), вычисляется $K_{\hat{P}_{\phi}}$, с помощью статистических таблиц определяется \hat{P}_{ϕ} , и условие $\hat{P}_{\phi} \geq P_{т.з.}$ проверяется непосредственно.

Для проверки выполнения требования (15) в части средних квадратических отклонений оценок надёжности ($\sigma_P \leq \sigma_{P_{т.з.}}$) нужно оценить по результатам n_{ϕ} форсированных испытаний значение нижней γ -доверительной границы \underline{P}_{ϕ} вероятности P_{ϕ} , а также значение квантили $K_{\underline{P}_{\phi}}$, соответствующее вероятности \underline{P}_{ϕ} , и по формуле (14) получить значение η , соответствующее той же доверительной вероятности γ . Подставляя полученное значение η в формулу (8), можно определить значение квантили $K_{\underline{P}_{\phi}}$, соответствующее вероятности \underline{P}_{ϕ} .

Далее, с использованием значения квантили $K_{\hat{P}_{\phi}}$, соответствующей вероятности \hat{P}_{ϕ} , определяется $\sigma_{K_{\hat{P}_{\phi}}}$:

$$\sigma_{K_{\hat{P}_{\phi}}} \equiv \frac{K_{\hat{P}_{\phi}} - K_{\underline{P}_{\phi}}}{K_{\gamma}}$$

Среднее квадратическое отклонение вероятности \hat{P}_{ϕ} определяется по формуле

$$\sigma_{P_{\phi}} = \varphi(K_{\hat{P}_{\phi}}) \sigma_{K_{\hat{P}_{\phi}}},$$

после чего непосредственно проверяется условие $\sigma_P \leq \sigma_{P_{т.з.}}$.

В качестве примера на рисунке представлены объёмы испытаний n_{ϕ} , необходимые для подтверждения надёжности системы $\underline{P}_{т.з.} = 0,95$ при доверительной вероятности $\gamma = 0,99$, коэффициенте вариации вектора предельной совокупности воздействующих факторов $v_S = 0,03$ и коэффициентах вариации вектора эксплуатационного нагружения $v_{S_{\phi}} = 0,05; 0,1; 0,2$ в зависимости от коэффициента форсирования β .

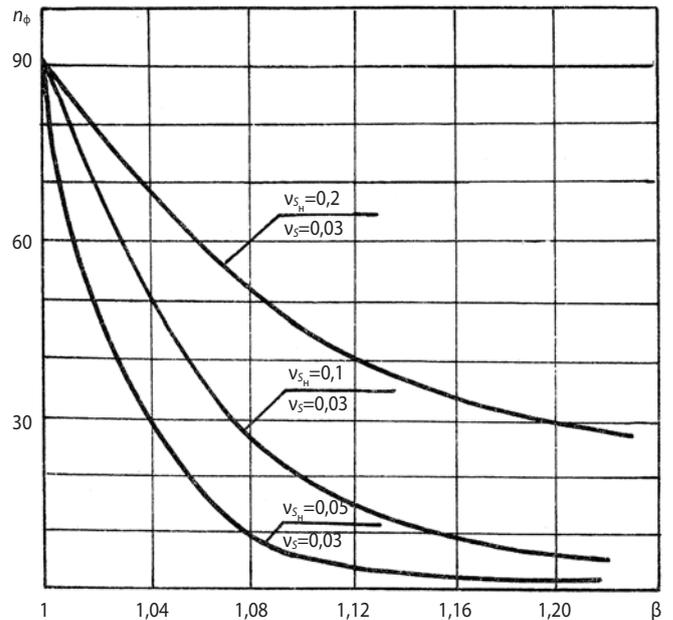


рисунок. Зависимость объёмов испытаний n_{ϕ} от коэффициента форсирования β

Анализ зависимостей, представленных на рисунке, показывает, что с увеличением коэффициента форсирования объёмы испытаний, необходимые для подтверждения требований по надёжности системы, резко падают. Вместе с тем, возрастание коэффициента вариации эксплуатационной нагрузки приводит к увеличению требуемых объёмов форсированных испытаний.

список литературы

- Большев Л.Н., Смирнов Н.В. Таблицы математической статистики. М.: Наука, 1983. 416 с.
- Вентцель Е.С. Теория вероятностей. М.: Наука, 1969. 516 с.
- ГОСТ 16504-83. Качество продукции. Контроль и испытания. Термины и определения.
- Шевченко С.Н. Методы планирования форсированных испытаний технических систем. М.: МО СССР, 1989. 87 с.

Статья поступила в редакцию 01.02.2018 г.

КОНЦЕПЦИЯ КОСМИЧЕСКОЙ LEAN-СИСТЕМЫ



В.Ю. Ключников¹,
доктор технических
наук,
wklj59@yandex.ru;
V.Yu. Klyushnikov



И.И. Кузнецов¹,
кандидат технических
наук,
i_kuz@inbox.ru;
I.I. Kuznetsov

В статье предложено распространить концепцию так называемого «бережливого (идеального) производства» (обозначается англоязычным термином «lean production») на принципы создания космической системы в целом, включая и космические аппараты, и средства выведения, и наземный комплекс управления. Основным признаком космической Lean-системы является максимальная эффективность целевого функционирования, достигнутая при минимальных обобщённых затратах (финансовых, временных, энергетических и др.). Реализация предложенной концепции позволит снизить стоимость космических услуг, расширить круг их потребителей.

Ключевые слова: космическая Lean-система; финансовые ресурсы; временные ресурсы; энергетические ресурсы; космический аппарат; ракета-носитель.

ВВЕДЕНИЕ

К числу основных проблем космонавтики, сдерживающих широкое распространение результатов космической деятельности и проведение фундаментальных космических исследований с помощью космических аппаратов, относятся чрезвычайно высокая себестоимость космической техники и длительный производственный цикл её создания.

Внедрение на предприятиях ракетно-космической промышленности технологий Lean-production (Левинсон У., Рерик Р., 2007) к коренному улучшению

¹ ФГУП «ЦНИИмаш», Россия, Московская область, г. Королев.

LEAN SPACE SYSTEM CONCEPT



А.А. Медведев¹,
доктор технических
наук,
kharchenkoea@tsniimash.ru;
A.A. Medvedev



А.С. Осадченко¹,
кандидат технических
наук,
ecologrtd@tsniimash.ru;
A.S. Osadchenko

The article proposes to extend the concept of lean production to the principles of creation of the space system as a whole, including space vehicles, launch vehicles, and a ground control complex. The main feature of the space Lean-system is the maximum efficiency of the target functioning, achieved with minimal generalized costs (financial, time, energy, etc.). The implementation of the proposed concept will allow to expand the range of consumers of space services and reduce their cost.

Keywords: Lean space System; financial resources; time resources; energy resources; space vehicle; Satellite; launch vehicle.

ситуации привести не способно, так как не затрагивает конструкцию изделий. Точного перевода на русский язык Lean-production не имеет, а приблизительный смысл – это «производство, в котором отсутствует всё лишнее и ненужное», «бережливое производство».

В этой связи представляется целесообразным и перспективным внедрение Lean-концепции не только на уровне производственного процесса, но и на уровне проектного облика изделий космической техники.

Federal Enterprise «TsNIImash», Russia, Moscow region, Korolev.

В 2014 году профессор Менгу Чо (Технологический институт Кюсю, Япония) и профессор Филиппо Грациани (G.A.U.S.S. Sri, Италия) выдвинули концепцию Lean-спутника (*Graziani F., Cho M., 2017*).

К признакам спутника, созданного по технологии Lean-Satellit, были отнесены: низкая общая стоимость, короткое время поставки, простота, высокая надёжность, низкие риски, малая продолжительность миссии, возможность оперативного запуска, небольшие издержки и т.п. Следует заметить, что идея Lean-спутника получает все большее распространение в мире. В январе 2018 года в Японии в г. Китакусю прошёл специализированный международный семинар по Lean-спутникам.

На наш взгляд, Lean-принципы было бы целесообразно обобщить и на другие изделия космической техники, включая средства выведения (СВ) и наземный комплекс управления (НКУ). В основу такого обобщения предлагается положить понятие идеальной технической системы, включающее понятие Lean-системы.

Определим изделие космической техники, спроектированное на основе Lean-концепции, как Lean-изделие, близкое к идеальному в смысле понятия идеальности, введённого Г.С. Альтшуллером в 1956 году в созданной им теории решения изобретательских задач (ТРИЗ) (*Сибиряков В.Г., Лekomцева Е.Б., 2017; Альтшуллер Г.С. и др., 1989*).

Под степенью идеальности Lean-изделия космической техники I предлагается понимать отношение показателя целевой эффективности применения изделия по назначению F к значению некоторой обобщённой функции затрат C_{Σ} на его создание и функционирование:

$$I = \frac{F}{C_{\Sigma}}$$

Показатель целевой эффективности F может представлять собой сумму некоторых частных показателей, характеризующих целевые (потребительские) свойства космической техники. Например: конструктивное или энергомассовое совершенство ракеты-носителя, скорость передачи данных в космической системе связи, точность позиционирования в космической системе навигации, линейное и спектральное разрешение космической системы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и т.д.

Обобщённая функция затрат C_{Σ} определяется стоимостью создания и запуска изделия, затратами времени на создание и производство, массово-габаритными характеристиками и энергопотреблением:

$$C_{\Sigma} = f(\Phi, T, P, V, L, E),$$

где Φ – финансовые затраты; T – длительность производственного цикла; P – масса изделия; V – объём изделия; L – характерные размеры изделия; E – затраты энергии на производство, логистику и на целевое функционирование изделия.

Повышение степени идеальности изделия космической техники ($I \rightarrow \max$) может происходить как в рамках существующего конструктивного облика, так и в результате радикального изменения конструкции и самого принципа действия изделия.

Из описанной выше формально-логической схемы повышения степени идеальности изделий космической техники ($I \rightarrow \max$) логично вытекают нижеперечисленные следствия.

$$1. \frac{F}{V} \rightarrow \max, \frac{F}{P} \rightarrow \max.$$

Суть следствия 1 – в стремлении реализовать как можно больше полезных функций в единице объёма на единицу массы изделия космической техники. Эта тенденция, в частности, нашла отражение в таком направлении современной космонавтики, как создание малоразмерных (малых) космических аппаратов. Микроминиатюризация в космической технике (и не только в космической) – общий путь развития технических систем, прослеживаемый примерно с начала 1960-х годов. С точки зрения ТРИЗ современные микро- и нано-размерные технологии – логичное следствие последовательных переходов рабочих органов технических систем по линии «макро – микро – нано – ...».

$$2. \frac{F}{V} \rightarrow \max.$$

Суть следствия 2 состоит в повышении степени идеальности изделия космической техники за счёт увеличения числа и качества целевых функций изделия или уменьшения их стоимости. Снижение стоимости реализации целевых функций основано на результатах системного функционально-стоимостного анализа (ФСА).

$$3. F \rightarrow \max.$$

Следствие 3 заключается в увеличении числа и качества целевых функций изделия, необходимых конечному потребителю космических услуг.

$$4. F/T \rightarrow \max.$$

Следствие 4 означает, что в идеальном случае, помимо минимизации времени производственного цикла изделия, необходимо уменьшать временные затраты на логистику (например, на транспортировку космического аппарата к месту запуска); на проверочные испытания при подготовке к запуску (уменьшение времени переналадки сложного оборудования с часов до минут и даже в «одно касание» – мощный ресурс повышения степени идеальности технологических процессов. Для этого предназначена японская методика SMED: Single Minute Exchange of Dies); а также исключать затраты времени на хранение изделия космической техники на складах и в арсеналах. Перечисленные требования соответствуют японскому принципу Lean-производства Kanban, требующе-

му организации непрерывного материального потока при отсутствии запасов (*Лайкер Дж., 2005*).

5. $F/E \rightarrow \max$.

Следствие 5 означает, что одним из главных путей повышения степени идеальности космической техники является снижение энергопотребления систем и агрегатов, особенно при уменьшении размеров и массы КА (малые КА), а также в условиях дальнего космоса.

6. $F \rightarrow \max$ при одновременном $\Phi \rightarrow \min$.

Следствие 6 является аналогом принципа Lean-производства Kaizen, означающего непрерывное совершенствование: необходимо стремиться к повышению степени идеальности всего изделия космической техники или технологии получения какого-либо нового результата космической деятельности, а не только отдельных составных частей.

1. Концепция Lean-спутника

В свете изложенных выше теоретических положений к основным признакам Lean-спутника следует отнести:

1. Низкую стоимость жизненного цикла.
2. Короткий производственный цикл.
3. Минимально необходимую мощность бортовой системы электропитания (СЭП).

Как показывает анализ, перечисленные признаки не являются независимыми и отдельно взятые направления повышения степени идеальности спутника могут приводить к экономии многих ресурсов, а не только, скажем, финансовых и временных затрат, массы и габаритов (рисунок 1).

1.1. Минимизация финансовых ресурсов при создании спутника

Относительная доля различных затрат в общей стоимости современного автоматического космического аппарата представлена в таблице 1.

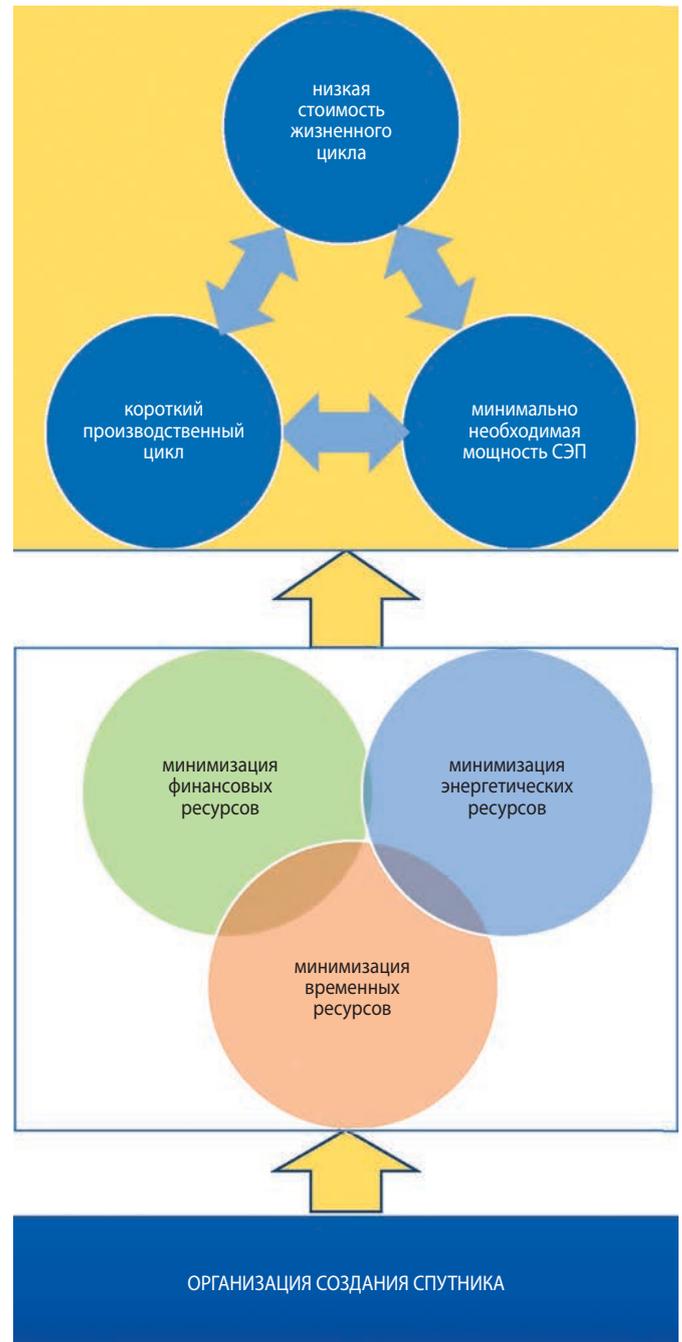


рисунок 1. Концепция Lean-спутника

таблица 1 – Относительная доля различных затрат в общей стоимости автоматического КА

статья затрат	относительная доля в стоимости КА, %
стоимость бортового комплекса управления	4
стоимость системы электропитания	8
стоимость системы ориентации и стабилизации	3
стоимость системы коррекции орбиты	1
стоимость системы терморегулирования	1
стоимость конструкции и механических систем	2
стоимость бортовой кабельной сети	1
стоимость целевой аппаратуры	70
затраты на сборку и контрольно-проверочные испытания	10

Примечание – Для среднего спутника связи на геостационарной орбите.

Как видно из таблицы, основную часть стоимости автоматического космического аппарата составляет целевая аппаратура: до 70–80% от общей стоимости.

В целом же низкая стоимость жизненного цикла достигается:

- массовостью производства (серийным выпуском) бортовых приборов, агрегатов, систем и КА в целом (в основном за счёт и на основе унификации);
- широким использованием так называемых компонентов и технологий COTS (Commercial Off-The-Shelf – коммерческие, готовые к использованию);
- снижением размерности спутника;
- снижением затрат на подготовку к запуску;
- снижением затрат на выведение на орбиту;
- снижением затрат на услуги наземного комплекса управления;
- снижением затрат на вывод из эксплуатации.

Большие объёмы производства бортовых приборов, агрегатов, систем и КА в целом и, тем самым, снижение стоимости производства достигаются, прежде всего, унификацией служебных систем (платформ) спутников. Унифицированный ряд платформ служебных систем может быть построен по модульному принципу, из типовых модулей, подключаемых к общему питанию и информационному интерфейсу по принципу Plug and play. Как известно (Дракин И.И., 1973), при увеличении партии выпускаемой продукции в два раза стоимость одного изделия снижается на 20%.

COTS-подход заключается в использовании при разработке КА открытых технологий, многократно проверенных в различных коммерческих приложениях, а потому надёжных и дешёвых. Для принятия решения об использовании компонентов COTS некосмического применения в бортовых системах спутника обычно могут проводиться их отбраковочные испытания. Так, к настоящему времени сформировалась идеология конструирования КА, в которой особое внимание обращается на максимальное ослабление действия на бортовую аппаратуру ионизирующих излучений (например, на основе отбора ЭКБ (COTS-компонентов), по известным опубликованным данным о влиянии суммарной дозы на их работоспособность, на основе отбора ЭКБ по результатам предварительных испытаний, в частности, с использованием источника излучения от 60°C, и т.д., о защите от перепадов температуры (в основном пассивной), а также о защите от виброакустических и ударных нагрузок. Разумеется, COTS-компоненты должны быть совместимы друг с другом и с другими элементами спутника.

Одной из тенденций развития космической техники в мире является миниатюризация элементной базы, уменьшение габаритов бортовых систем и КА

в целом, естественно, не в ущерб качеству и надёжности (Ефанов В.В. и др., 2007; Данилкин А., Козлов В., 2016; Пайсон Д.Б., 2016). Уже сейчас принятые системы классификаций (Данилкин А., Козлов В., 2016; Пайсон Д.Б., 2016) рассматривают малые КА классов пико- (массой от 0,1 до 1 кг) и фемто- (массой менее 0,1 кг) (Данилкин А., Козлов В., 2016). Наиболее популярны в мире малые КА размерности микро- и нано- (массой от 1 до 50 кг) (Данилкин А., Козлов В., 2016). По некоторым оценкам, в 2018–2020 годы ежегодно будет запускаться от 300 до 500 микро- и наноспутников (Пайсон Д.Б., 2016). Стоимость наноспутника не превышает 1 млн. долл., микроспутника – 10 млн. долл. Производственный цикл создания – от 12 до 18 месяцев. Эти показатели существенно лучше, чем у полноразмерных КА (стоимость более 300 млн. долл. и сроки создания 36–48 месяцев).

Затраты на подготовку КА к запуску непосредственно зависят от объёма наземных испытаний в процессе наземной экспериментальной отработки и при подготовке к запуску на космодроме. Для малых КА из всего комплекса испытаний в процессе экспериментальной отработки обязательными являются, видимо, только термовакuumные испытания, квалификационные испытания на вибростенде и испытания на ударные нагрузки. Минимизировать объём предпусковых проверок и испытаний позволяет концепция КА высокой или даже полной заводской готовности.

Затраты на выведение на орбиту зависят от типа средства выведения, на которые также распространяется концепция Lean-изделия.

Затраты на услуги наземного комплекса управления можно существенно снизить за счёт использования возможностей низкоорбитальных коммуникационных спутниковых систем (Globalstar, «Гонец-М» и др.) в режиме цифровой связи с одного стационарного или мобильного абонентского номера телефона или же по каналу связи через интернет. В этом случае при минимальных аппаратурных и финансовых затратах может быть реализовано глобальное одно-пунктовое управление КА.

В целях минимизации привлечения наземных средств к управлению полётом создаваемые КА должны также быть максимально автономными. Автономность достигается за счёт применения современных навигационных средств, обеспечения надёжности и живучести (отказоустойчивости) бортовых систем, а также посредством частичной (максимально возможной) обработки целевой информации непосредственно на борту КА.

Наконец, затраты на вывод из эксплуатации возникают тогда, когда принимаются специальные меры по удалению космического аппарата с рабочей орбиты после окончания срока активного существования или

выхода из строя. Это делается для предотвращения накопления в околоземном космическом пространстве космического мусора в соответствии с международным стандартом ISO 24113:2011 (*ISO 24113:2011*) и национальным стандартом ГОСТ Р 52925-2008 (*ГОСТ Р52925-2008*). Указанные нормативные документы требуют, чтобы КА, завершившие функционирование и находящиеся в области низких околоземных орбит (НОО) (≤ 2000 км) или проходящие через них были уведены на орбиту, на которой обеспечивается одно из приведённых ниже условий:

- продолжительность пассивного баллистического существования за счёт действия остаточной атмосферы не превышает 25 лет;
- для исключения возможности входа в область НОО осуществляется увод КА в зону захоронения; для предотвращения загрязнения геостационарной орбиты, после окончания активного функционирования КА уводится вверх на 200–300 км). Таким образом, прекративший активное существование или отказавший *Lean*-спутник должен каким-то образом «самоудаляться» с рабочей орбиты.

1.2. Минимизация потребных энергетических ресурсов

Повышение степени идеальности КА, включая максимальное использование возможностей микроминиатюризации, сдерживается требованием иметь достаточную мощность электропитания, необходимую для функционирования целевой аппаратуры и служебных систем, в том числе электроракетных двигателей систем ориентации, стабилизации и, возможно, коррекции орбиты.

В таблице 2 представлено типичное распределение потребляемой электрической мощности по системам и агрегатам КА (*Разработка систем космических аппаратов*, 2015).

Потребляемая электрическая мощность в абсолютных величинах зависит в основном от типа целевой аппаратуры КА и режима функционирования. Так, КА ДЗЗ с оптико-электронной аппаратурой потребляет в среднем от 0,1 до 5,0 кВт электроэнергии (*Гриликес В.А.*, 1986). Однако в случае установки на борт радиолокационной станции или лидара эта цифра может возрасти до 300 кВт. Такого же поряд-

ка электрическая мощность требуется для бортовых радиотехнических комплексов КА связи, в частности геостационарных.

Как видно из таблицы 2, наибольшее снижение потребляемой электрической мощности можно получить за счёт совершенствования (снижения массы и улучшения технических характеристик) целевой аппаратуры, а также на основе повышения удельных энергетических характеристик систем электропитания (таблица 3). При этом, естественно, эффективность целевого функционирования КА не должна снижаться.

Снижение необходимой мощности бортовой системы электропитания КА позволяет также снизить его размерность, а также цену и стоимость жизненного цикла.

1.3. Минимизация временных ресурсов

К временным ресурсам относятся длительность производственного цикла изготовления КА и оперативность запуска. Снижение длительности производственного цикла изготовления КА может быть достигнуто организационными мероприятиями:

- за счёт широкого внедрения систем цифрового автоматизированного проектирования и методов проектного управления;
- путём унификации служебных систем (платформ) спутников и, возможно, целевой аппаратуры.

Разработка и внедрение интегрированных систем цифрового автоматизированного проектирования – САПР (англ. CAD – computer-aided design) позволяет:

- автоматизировать оформление проектной документации;
- осуществлять информационную поддержку и автоматизацию принятия решений;
- использовать технологии параллельного проектирования;
- унифицировать проектные решения и процессы проектирования;
- повторно использовать (в случае необходимости) проектные решения, данные и наработки;
- заменять натурные испытания и макетирование математическим компьютерным моделированием;
- эффективно использовать методы вариантного проектирования и оптимизации.

таблица 2 – Типичное распределение потребляемой электрической мощности по системам и агрегатам КА

подсистема	доля потребляемой электрической мощности, %
система ориентации и управления движением	3,6
управление электроснабжением	11,2
обеспечение теплового режима	6,4
бортовой компьютер	1,6
целевая нагрузка	77,2

Примечание – Для среднего спутника связи на геостационарной орбите.

таблица 3 – Направления минимизации потребных энергетических ресурсов космического аппарата

направление минимизации энергоресурсов	возможное содержание работ
повышение КПД системы энергоснабжения (Гриликес В.А., 1986)	создание солнечных батарей на основе ультратонких многокаскадных фотоэлектрических преобразователей (КПД порядка ~25–30%)
повышение энергоёмкости бортовых аккумуляторных батарей (Таболдиев Д.Д., Аширбеков Б.Т., 2016)	создание аккумуляторных батарей на основе системы графит-кобальтат лития (энергоёмкость до 190 Вт·ч/кг)
	создание аккумуляторных батарей на основе наноматериалов и технологий (энергоёмкость до 320 Вт·ч/кг)
	создание дешёвых α- и β-вольтаических элементов питания (~ в 30 раз компактнее литий-ионных аккумуляторов) (Акульшин Ю.Д. и др., 2014)
снижение энергопотребления целевой аппаратуры	снижение энергопотребления бортовой аппаратуры передачи/приёма цифровых сигналов на основе методов помехоустойчивого кодирования
	распределение целевой функции между несколькими КА орбитальной системы (кластера) с последующим синтезом (Клюшников В.Ю., 2014)

- уменьшить объём испытаний и доводки опытных образцов в результате повышения уровня достоверности проектных решений.

Управление проектами (проектное управление) позволяет достигать цели проекта создания образца ракетно-космической техники путём достижения определённого баланса между объёмом работ, ресурсами, временем, качеством и рисками. При этом критерием успешности управления проектом считается точное соответствие утверждённым показателям объёма, сроков и качества.

Таким образом, цифровое проектирование с широким использованием САПР работает на радикальное сокращение сроков создания КА, а проектное управление гарантирует качество.

За счёт внедрения цифрового проектирования с широким использованием САПР и методов проектного управления время, затрачиваемое на разработку, создание и испытания космической техники, может быть снижено от сегодняшних сроков в 2–10 и более лет до 6–9 месяцев (Романов А.А., 2017).

Унификация в ракетно-космической технике – это устранение неоправданного многообразия объектов одинакового функционального назначения и разнотипности их составных частей и элементов.

Данные промышленной статистики передовых стран мира показывают, что высокое качество новых образцов техники (особенно сложных), снижение сроков и стоимости их создания, повышение надёжности и т.п. существенно зависят от степени использования в них типовых (унифицированных и стандартных), хорошо отработанных составных частей. Оптимальным по описанному комплексному критерию считается использование в создаваемом образце не более 25–30% новых агрегатов и систем.

Выигрыш по длительности производственного цикла создания изделия космической техники, обусловленный применением унифицированных (ти-

повых) агрегатов и узлов, составляет (Гусейнов А.Б., 2018)

$$\Delta\tau_{\text{нв}} = (\tau_0 - \tau_{\text{ун}}) = \tau_0 \left[1 - \frac{T_{\text{ун}} (1 - \epsilon)}{T_0 (1 + \beta_{\text{псн}})} \right],$$

где τ_0 – длительность создания нового изделия, проектируемого без заимствования составных частей;

$\tau_{\text{ун}}$ – длительность создания нового изделия при унификации составных частей;

$T_{\text{ун}}$, T_0 – трудоёмкость создания изделия при унификации составных частей и без её применения соответственно (без учёта трудоёмкости сборки, отработки, испытаний);

ϵ – относительное время, необходимое для использования в проекте нового изделия заимствованных составных частей (включение документации по ним в проект);

$\beta_{\text{псн}}$ – удельный вес трудоёмкости проектирования сборки, отработки, испытаний в общей трудоёмкости создания.

Очевидно, наибольшее сокращение длительности производственного цикла достигается при полной комплектации нового изделия из готовых отработанных составных частей (модулей, блоков) других изделий.

Унификация размерного ряда платформ служебных систем КА позволила бы наладить их серийный выпуск и, тем самым, существенно сократить затраты временные и финансовые на создание конкретного КА. В этом случае основные ресурсы будут тратиться в основном на создание целевой аппаратуры и её интеграцию со служебными системами.

Оперативность запуска определяется уровнем заводской готовности КА (чем выше уровень готовности, тем меньше требуется времени для предпусковых проверок и испытаний), быстрой доставкой КА к месту запуска, а также уменьшением времени подготовки средства выведения к пуску.

2. Концептуальные особенности Lean-носителя

В свете изложенных выше теоретических положений к основным признакам Lean-носителя (Lean-PH) следует отнести:

1. Низкую общую стоимость (стоимость пуска) PH в сочетании с низкой стоимостью выведения единицы массы (1 кг) полезного груза на орбиту.

2. Короткий производственный цикл в сочетании с высокой оперативностью пуска.

К дополнительным признакам Lean-изделия могут быть отнесены использование экологически чистого ракетного топлива и высокая надёжность.

Согласно данным ежегодного отчёта Федерального управления гражданской авиации США (Federal Aviation Administration) (*Surplus missile motors*, 2017) по состоянию на 2017 год стоимость выведения 1 кг полезного груза на низкую околоземную орбиту высотой 200 км для современных PH составляла от 2,7–2,8 тыс. долл. (PH Falcon 9 и «Протон-М») до 90 тыс. долл. (PH Pegasus-XL). Что интересно, PH Pegasus-XL попала в книгу рекордов Гиннеса как самый дешёвый носитель (*Самый дешёвый носитель*, 2018). Действительно, её создание обошлось всего в 45 млн. долл., да и стоимость пуска более-менее приемлема – порядка 40 млн. долл. Однако, на наш взгляд, именно эта PH яркий пример того, как в результате применения производственных Lean-технологий (например, при создании Pegasus-XL широко использовалось замещение наземной экспериментальной отработки математическим моделированием) получилось изделие, которое нельзя отнести к Lean-изделиям, Lean-PH. Скорее наоборот. Для сравнения: стоимость пуска PH «Куайчжоу-1А», сравнимой по энергомассовым характеристикам с PH Pegasus-XL (масса полезного груза, выводимого на НОО, порядка 300 кг), составляет 6 млн. долл. при удельной стоимости 20 тыс. долл. за 1 кг.

Общая стоимость (стоимость пуска) возрастает с увеличением энергомассовых характеристик PH, а показатель удельной стоимости выведения на орбиту, наоборот, убывает. Так, например, реальная стоимость пуска сверхлёгких PH составляет от 4 до 8 млн. долл. (PH Electron, Alpha, Vector, «Куайчжоу» и др.), в то время как тяжёлых – не менее 60 млн. долл. (PH Falcon 9, «Протон-М» и др.).

Таким образом, по состоянию на сегодняшний день, к Lean-изделиям можно отнести лишь PH Falcon 9 (стоимость пуска 61,2 млн. долл., стоимость выведения 1 кг на орбиту 2,684 тыс. долл.). PH «Протон-М» уступает PH Falcon 9 по экономическим характеристикам, но заправляется токсичными компонентами ракетного топлива – несимметричным диметилгидразином и тетраоксидом азота.

2.1. Минимизация финансовых ресурсов при создании PH

Как видно из рисунка 2, где представлены относительная стоимость и масса основных элементов PH наибольший вклад в стоимость PH (более 50%) вносят затраты на изготовление двигательной установки.

Анализ существующих и перспективных PH показывает, что снижение общей стоимости (стоимости пуска) PH в сочетании с низкой стоимостью выведения единицы массы (1 кг) полезного груза на орбиту возможно по нескольким направлениям:

1. Снижение стоимости двигателей PH, которое может быть достигнуто, в свою очередь, в результате уменьшения энергетической напряжённости характеристик ЖРД (температуры и давления в камере сгорания).

Как известно, ЖРД открытой схемы по сравнению с ЖРД закрытой схемы имеет менее напряжённые характеристики и пониженный износ турбины, более высокую надёжность и меньшую стоимость (*Сердюк В.К.*, 2009). Кроме того, в случае аварии процессы в ЖРД открытого цикла развиваются медленнее и, как правило, системе аварийной защиты двигателя хватает времени отключить его, избежав тем самым взрыва и пожара. Однако преимуществами ЖРД закрытого цикла являются более высокие показатели тяги и удельного импульса тяги.

2. Максимальное упрощение конструкции. Это направление перспективно, в частности, для PH лёгкого и сверхлёгкого классов. Пример такого подхода – замена газотурбинной подачи топлива на вытеснительную (проекты PH Firefly Alpha и PH «Таймыр») или использование для этого электропривода (PH Electron) и др.

3. Использование новых материалов и технологий. Так, многие из предлагаемых в настоящее время сверхлёгких PH создаются из композитных материалов: Firefly Alpha, «Таймыр», Vector-R, Electron, всё более широкое применение при изготовлении PH и их систем находят аддитивные технологии. Например, двигательная установка PH Electron практически полностью напечатана на 3D-принтере.

4. Унификация элементов PH. При создании PH унификация может рассматриваться как на уровне ракетных блоков, так и на уровне отдельных элементов PH (двигателей, системы управления, механических и электрических интерфейсов с наземным проверочным и стартовым оборудованием). Было бы целесообразно проработать вопрос создания полностью унифицированного стартового комплекса, который можно использовать для пуска PH от лёгкого класса до сверхтяжёлого.

Снижение стоимости PH за счёт унификации ракетных блоков может достичь 15–20% (*Использование модульного принципа...*, 2018). Низкая себестоимость PH SpaceX достигается во многом благодаря

КОНЦЕПЦИЯ КОСМИЧЕСКОЙ LEAN-СИСТЕМЫ

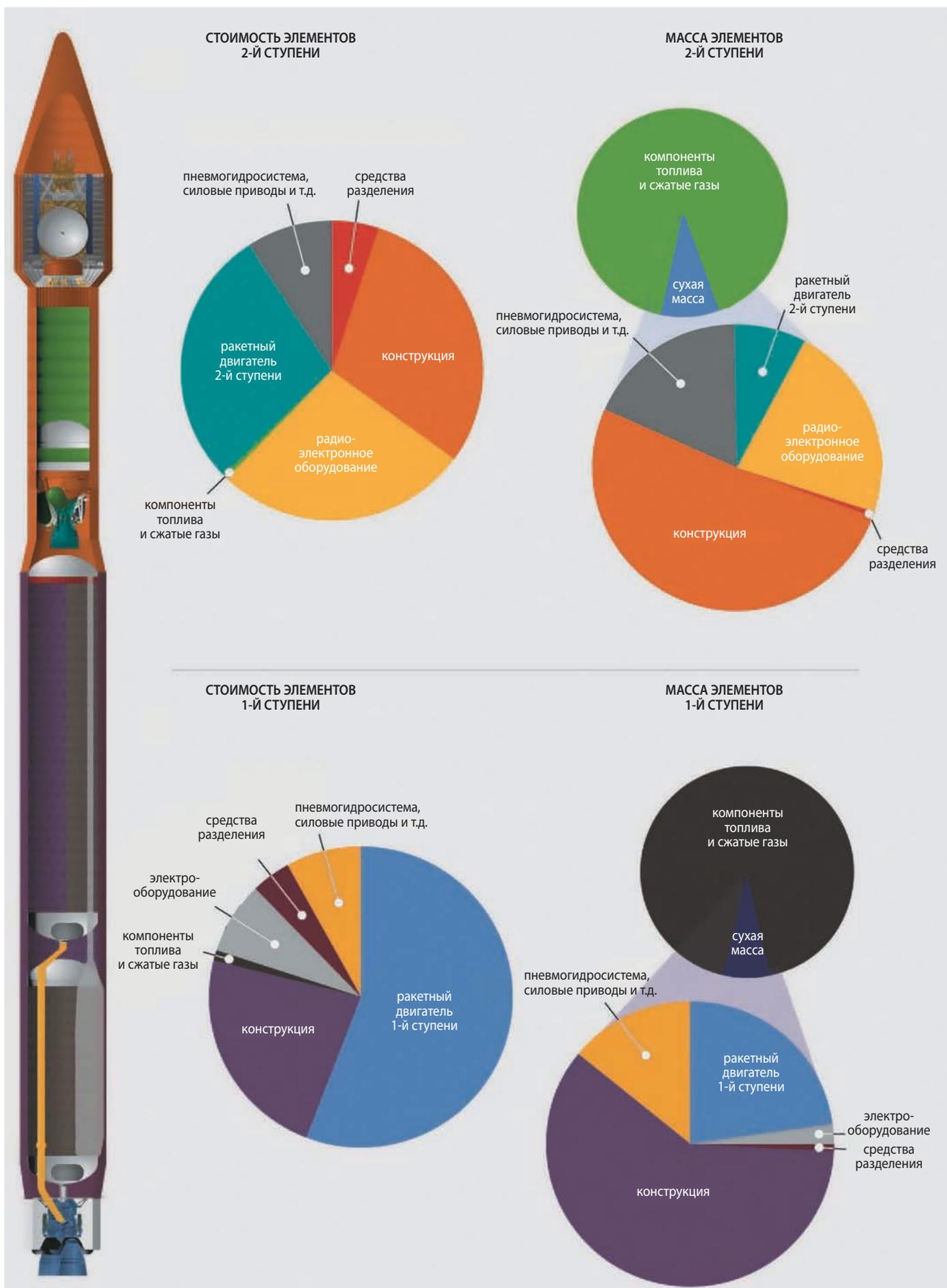


рисунок 2. Стоимость и масса основных элементов ракеты-носителя (Mohamed Ragab F., 2018)

именно унификации серийного производства всех систем, включая двигатели (для одной ракеты используются 10 практически идентичных двигателей Merlin 1D) (*Анализ ценовой политики...*, 2018).

Эффективным современным направлением унификации является создание РН модульной архитектуры. В этом случае возможна сборка РН различной размерности (для выведения на заданную орбиту широкого диапазона масс полезных нагрузок) из универсальных модулей (ракетных блоков). В результате за счёт эффекта масштаба (серийности производства универсальных ракетных модулей) достигается существенный экономический выигрыш.

2.2. Минимизация финансовых ресурсов за счёт многоразового использования РН и её элементов

Большинство специалистов считают, что наиболее эффективным методом снижения стоимости является повторное использование РН или их составных частей.

Если исключить неудачный с точки зрения экономики опыт эксплуатации многоразового транспортного космического комплекса (МТКК) Space Shuttle (стоимость пуска составляла порядка 1,5 млрд. долл.), к обнадёживающим результатам в данном направлении можно отнести лишь создание И. Маском частично многоразовых РН Falcon 9 Block 5 и Falcon Heavy.

В таблице 4 представлены результаты анализа экономических показателей многоразовых средств выведения компании SpaceX, проведённого инвестиционным банком Jefferies International, специализирующимся на финансировании спутниковой телекоммуникационной промышленности (*Использование модульного принципа...*, 2018).

Финансовые аналитики отталкивались от стоимости запуска космического аппарата на одноразовой

РН в 61,2 млн. долл., 40%-ной прибыли и себестоимости пуска около 36,7 млн. долл. В расчётах использованы заявления И. Маска о том, что стоимость первой ступени составляет 75% стоимости ракеты при кратности повторного использования, равной 15 полётам.

Корректность приведённых результатов ограничена неопределённостью в стоимости межполётного обслуживания многоразового ракетного блока, а также нерешённостью проблемы обеспечения экономически эффективного мелкосерийного производства многоразовых изделий.

Тем не менее, многие специалисты сходятся во мнении, что многоразовые РН (при условии спасения и повторного использования всего ракетного блока) будут экономически выгодны лишь при темпе пусков порядка 20–30 в год. Это определённо станет возможно, но не в ближней перспективе.

Другим способом обеспечения частичной многоразовости РН может быть спасение не всего ракетного блока, а только двигательной установки, стоимость которой составляет более 50% от стоимости ракетного блока (см. рисунок 2). Граничное значение темпа пусков, обеспечивающее значимый экономический выигрыш по сравнению с одноразовым вариантом, в данном случае составляет порядка 10 пусков в год (*Сердюк В.К.*, 2009; *Mohamed Ragab F.*, 2018).

Согласно последним сообщениям, Конгресс США в проекте новой редакции закона о национальной безопасности ввёл поправки, предписывающие Министерству обороны США использовать многоразовые (частично или полностью) ракеты-носители. Более того, Пентагон должен обосновывать, почему он использует в конкретном пуске одноразовые носители. Тем самым искусственно стимулируется высокий темп пусков многоразовых РН, а следовательно, и снижение их стоимости.

таблица 4 – Результаты анализа экономических показателей многоразовых средств выведения компании SpaceX

показатель	Falcon 9	Falcon Heavy
стоимость пуска, млн. долл.	61,2	90,0
оценочный размер общей наценки, %	40	
себестоимость, млн. долл.	36,7	54,0
доля первой ступени в стоимости ракеты, %	75	
стоимость первой ступени, млн. долл.	27,5	40,5
прочие издержки, млн. долл.	9,2	13,5
ресурс (количество полётов)	15	
оценочная себестоимость первой ступени на полёт, млн. долл.	1,8	2,7
оценочная себестоимость одного полёта многоразовой РН, млн. долл.	11,0	16,2
снижение себестоимости, млн. долл.	25,7	37,8
доля экономии, идущая на снижение конечной цены, %	50	
оценочная стоимость пуска, млн. долл.	48,3	71,1
экономия по сравнению с одноразовой ракетой, %	21	
добавленная стоимость одноразовой ракеты, %	40	
добавленная стоимость многоразовой ракеты, %	77	
прибыль до вычетов с одноразовой ракеты, млн. долл.	24,5	36,0
прибыль до вычетов с многоразовой ракеты, млн. долл.	37,3	54,9

2.3. Минимизация временных ресурсов при эксплуатации РН

Методы минимизации временных ресурсов при создании РН аналогичны методам, используемым при создании КА. Критичными для космической Lean-системы в целом являются временные ресурсы, требующиеся для подготовки к пуску РН. Низкая стоимость и высокая оперативность пуска РН определяется, прежде всего, уровнем автоматизации процессов предстартовой подготовки и запуска РН (Бирюков Г.П., 2018), а также типом двигательной установки (жидкостные ракетные двигатели или же твёрдотопливные двигатели).

Наивысшие достижения (непревзойдённые до сих пор ни в России, ни в других странах) в части оперативности пуска, к сожалению, относятся к истории. Речь идёт о советских РН серий «Циклон» и «Зенит».

Уровень автоматизации по циклу предстартовой подготовки и пуска РН «Циклон-2» и «Циклон-3» составлял 100%, а в целом по работам на комплексе – не менее 80%. Продолжительность предстартовой подготовки РН «Циклон-3» составляла менее 90 минут (включая транспортировку РН из пристартового хранилища к пусковой установке). За время 13–14,5 часов с одного стартового комплекса (СК) теоретически могло быть произведено шесть пусков.

Примером высокого уровня автоматизации являлся также ракетно-космический комплекс «Зенит», где подготовка РН на СК также проходила без участия обслуживающего персонала. Продолжительность предстартовой подготовки РН «Зенит» составляла 90 минут, включая 20-минутную заправку компонентами ракетного топлива. С учётом продолжительности ремонтно-восстановительных работ на СК очередной пуск можно было осуществлять каждые 12 часов.

Для сравнения: время предстартовой подготовки российских РН серий «Союз-2» и «Ангара» составляет порядка 3–4 суток, РН Falcon 9 – до 5 суток (такая большая длительность подготовки РН Falcon-9 на СК связана с предварительным технологическим прожигом двигательной установки первой ступени, последующим снятием ракеты с пусковой установки для стыковки космической головной части на технической позиции и повторным вывозом на старт), РН Atlas-5 – до 12 часов, РН Delta-4 – 8–10 суток.

Уровень автоматизации предстартовой подготовки всех современных РН существенно ниже 100%.

заклучение

Сочетание изложенных выше принципов Lean-конструирования космической техники и Lean-технологий в производстве способно дать синергетический эффект, направленный на снижение себестоимости космической продукции и услуг.

Реализация концепции космической Lean-системы предполагает, прежде всего, снижение стоимости разработки, изготовления и эксплуатации всех элементов системы. Это позволит:

- снизить затраты на создание ракетно-космической техники для государственных нужд, включая нужды Министерства обороны РФ;
- приблизить космические технологии к конкретным потребителям космических услуг, включая физических лиц;
- сделать конкурентоспособными на мировом рынке российские услуги по выведению космических аппаратов на орбиту.

Проблема реализации концепции космической Lean-системы состоит в сложности определения степени идеальности изделий космической техники (элементов системы), которая не вступала бы в противоречие с требованиями к целевой эффективности, надёжности и другим показателям качества системы.

Наиболее просто концепция космической Lean-системы может быть реализована на основе микроминиатюризации элементов системы и распределения общей функций между многими элементами и изделиями: кластеры малоразмерных КА + РН микро-класса + однопунктовое управление полётом КА. Если перспективы малоразмерных КА, соответствующих представлениям о Lean-спутнике, более очевидны, то с РН микро-класса дело обстоит сложнее.

Сейчас в мире создаётся порядка 20 микроракетных комплексов, однако приемлемый уровень их экономической эффективности пока не достигнут. Если стоимость единичного пуска микроракеты может составлять от 4 млн. долл., то удельная стоимость выведения полезного груза на орбиту, скорее всего, будет намного больше аналогичного показателя для более тяжёлых РН (от 20 тыс. долл. и выше). Тем не менее, для поддержания кластерных группировок малоразмерных КА, с системных позиций, наиболее приемлемыми могут оказаться именно РН микро-класса.

Препятствиями на пути создания космических Lean-систем за счёт спасения и многократного использования их элементов являются проблемы обеспечения достаточно высокого темпа пусков для достижения значимого экономического преимущества по сравнению с одноразовыми изделиями, а также проблемы межполётного обслуживания повторно используемых элементов системы, не требующего больших временных и финансовых ресурсов и обеспечивающего необходимую надёжность космической системы.

В общем же случае необходимо решать задачу оптимизации: поиска сочетания характеристик РН, КА, наземной космической инфраструктуры и НКУ, при котором стоимость космических услуг будет минимальной.

список литературы

Акульшин Ю.Д., Лурье М.С., Пятышев Е.Н., Глуховской А.В., Казакин А.Н. Бета-вольтаический МЭМС-преобразователь энергии // St. Petersburg State Polytechnical University Journal. 2014. № 5. С. 35-42.

Альтшуллер Г.С., Злотин Б.Л., Филатов В.И., Зусман А.В. Поиск новых идей: от озарения к технологии. Кишинев: «Карта Молдовеняскэ», 1989. 381 с.

Анализ ценовой политики SpaceX при использовании многоразовых ракет. URL: <http://kosmolenta.com/index.php/863-2016-04-26-resuability-economy> (дата обращения: 16.06.2018).

Бирюков Г.П. Обзор автоматизированных технологий в современном стартостроении // Актуальные проблемы космонавтики: Труды XXXIII Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства. Москва, 26–30 января 2009 г. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 173 с.

ГОСТ Р 52925-2008. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. М.: Стандартинформ, 2008, 9 с.

Гриликес В.А. Солнечные космические энергостанции. Л.: Наука, 1986. 182 с.

Гусейнов А.Б. Обоснование рационального уровня унификации и типажа систем снаряжения // Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 49. URL: www.mai.ru/science/trudy/ (дата обращения: 15.05.2018).

Данилкин А., Козлов В. Мировые тенденции развития малых спутников // Экономические стратегии. 2016. № 6. С. 136-149.

Дракин И.И. Основы проектирования беспилотных летательных аппаратов с учетом экономической эффективности. М.: Машиностроение, 1973. 224 с.

Ефанов В.В., Горовцов В.В., Подобедов Я.Г., Котомин А.А., Душенок С.А. Новое поколение детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов (основы проектирования) // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 2007. Т. 12, № 3. С. 18-24.

Использование модульного принципа построения при разработке перспективных ракет-носителей. Часть II. URL: <http://unnatural.ru/r-evo-ch> (дата обращения: 16.06.2018).

Клюшников В.Ю. Возможные направления реализации функций распределенного космического аппарата // Космонавтика и ракетостроение. 2014. № 2. С. 66-74.

Лайкер Дж. Дао Toyota: 14 принципов менеджмента ведущей компании мира / Пер. с англ.; научн. ред. А. Баранов, Э. Башкардин, С. Турко. М.: Альпина Бизнес Букс, 2005. 402 с.

Левинсон У., Рерик Р. Бережливое производство. Синергетический подход к сокращению потерь М.: Изд-во ЦентрОргПром, 2007. 270 с.

Пайсон Д.Б. Малые спутники в современной космической деятельности // Технологии и средства связи. 2016. № 6. С. 64-69.

Разработка систем космических аппаратов / Под ред. П. Фортескью, Г. Суайнерда, Д. Старка; пер. с англ. М.: Альпина Паблишер, 2015. 764 с.

Романов А.А. Смена парадигмы разработки инновационной продукции: от разрозненных НИОКР к цифровым проектам полного жизненного цикла // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2017. Т. 4, вып. 2. С. 68-84.

Самый дешевый носитель. URL: http://www.guinnessrecords.ru/info/sputniki_i_rakety/samyi_deshevyi_nositel.htm (дата обращения: 15.05.2018).

Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов / Под ред. А.А. Медведева. М: Машиностроение, 2009. 504 с.

Сибиряков В.Г., Лекомцева Е.Б. ЛИН по-русски – это ТРИЗ // URL: <http://www.metodolog.ru/01123/01123.html> (дата обращения: 13.01.2017).

Таболдиев Д.Д., Аширбеков Б.Т. Предельные параметры бортовых энергетических систем // Вестник КазНУ. 2016. № 5. С. 380-384.

Graziani F., Cho M. Lean Satellite Concept // Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Mission Lessons, SSC16-P2-09. URL: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=3509&context=smallsat> (дата обращения: 25.02.2017).

ISO 24113:2011 Space systems – Space debris mitigation requirements. Second edition 2011-05-15, ISO 2011. 13 p.

Mohamed Ragab F. McNeil Cheatwood, Launch Vehicle Recovery and Reuse // AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition Pasadena, California. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2015-4490> (дата обращения: 16.06.2018).

Surplus missile motors. Sale Price Drives Potential Effects on DOD and Commercial Launch Providers. Report to Congressional Addressees // United States Government Accountability Office (GAO-17-609), August 2017. 58 p.

Статья поступила в редакцию 24.07.2018 г.

**К 70-ЛЕТИЮ КАФЕДРЫ
«РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ»
МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА
(УСТОЙЧИВОЕ РАЗВИТИЕ
И ПРЕЕМСТВЕННОСТЬ
ИСТОРИЧЕСКИХ ТРАДИЦИЙ)**

**TO THE 70TH ANNIVERSARY OF
THE RESEARCH CHAIR «ROCKET
PROPULSION» OF THE BAUMAN
STATE TECHNICAL UNIVERSITY CHAIR
(SUSTAINABLE DEVELOPMENT AND
SUCCESSION OF HISTORY TRADITIONS)**



Д.А. Ягодников¹,
*профессор, доктор
технических наук,
daj@bmstu.ru;*
D.A. Jagodnikov



О.Е. Шацкий¹,
*доцент, кандидат
технических наук,
kafedra-e1@yandex.ru;*
O.E. Shatskii



И.В. Лоханов²,
*кандидат технических
наук,
lokhanov@laspace.ru;*
I.V. Lokhanov



Х.Ж. Карчаев²,
*кандидат
экономических наук,
kar@laspace.ru;*
Kh.Zh. Karchaev

Развитие ракетной техники как средства доставки различного рода полезных нагрузок на околоземную орбиту и в межпланетное пространство потребовало подготовки инженерных и научных кадров в области ракетного двигателестроения. Одной из первых отечественных научно-педагогических школ стала кафедра «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана, отмечающая в 2018 году 70-летний юбилей со дня основания.

Ключевые слова: жидкостные ракетные двигатели; ракетные двигатели твёрдого топлива; ядерные ракетные двигатели; струйные аппараты; интенсификация теплообмена; горение порошкообразных металлов; капиллярные системы забор компонентов топлива; конверсия.

ВВЕДЕНИЕ

Ярким представителем русской инженерной школы, зарождавшейся в XVIII–XIX вв., бесспорно является Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, основанный в 1830 году как техническое училище для детей-сирот.

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, г. Москва.
Bauman Moscow State Technical University, Russia, Moscow.

Development of the rocket technologies as means of delivery of various payloads into near-Earth orbit and into space required preparation of engineering and scientific brainpower in the field of the rocket engineering. The research chair «Rocket Propulsion» of the Bauman State Technical University celebrating its 70th anniversary in 2018 became one of the first domestic scientific-pedagogical schoolings.

Key words: liquid propulsion engines; solid propellant rocket propulsions; nuclear rocket propulsion; jet craft; heat exchange augmentation; combustion of powderlike metals; propellant management devices; conversion.

Пожалуй, нет ни одного ведущего технического вуза Москвы, не связанного своими корнями со славной «Бауманкой». Их десятки.

В свою очередь – и авторы статьи в этом единодушны – достойное место в ряду научных школ МГТУ

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

им. Н.Э. Баумана занимается подготовка инженерных кадров в области ракетного двигателестроения, ведущаяся на кафедре «Ракетные двигатели».

1. Как все начиналось

Возникновение научной школы по ракетным двигателям связано с организацией в 1948 году согласно пункту 29 Постановления Совета Министров СССР № 1017-419сс от 13.05.1946 «Вопросы реактивного вооружения» профильной кафедры во главе с доктором технических наук, профессором Михаилом Андреевичем Поповым (заведовал кафедрой с 1948 по 1961).

Ещё до официального основания кафедры, на базе крупнейшей теплотехнической школы ИМТУ-МВТУ под руководством профессоров Д.Н. Вырубова, А.С. Орлина, ведущего инженера А.П. Васильева создавались экспериментальные установки и велись научно-исследовательские работы в этой области, которые стали базой для создания кафедры «Ракетные двигатели».

1948 год. Мало кто понимал, что такое ракетная техника. Откуда взять технических специалистов? Выход был найден – привлечение лётчиков, артиллеристов, моряков-торпедистов, использование их практического опыта в создании экспериментальных стендов для проведения научных исследований и отработки рабочих процессов двигателей.

С момента своего основания кафедра была теснейшим образом связана с ведущими учёными в области конструирования ракетных и реактивных двигателей. Одновременно осуществлялась подготовка научно-педагогических кадров, издавались учебники и учебные пособия, а также создавалась экспериментальная база.

Первоначально на кафедре готовились специалисты по ракетным двигателям на жидком топливе (ЖРД), а с развитием ракетной техники, с 1959 года, – специалисты по ракетным двигателям на твёрдом топливе (РДТТ). С 1961 года, по инициативе М.А. Попова, – специалисты по ядерным ракетным двигателям. В дальнейшем появилась специализация по двигателям подводных аппаратов.

2. Становление научной школы, базовая кафедра

В 1961 году кафедру возглавил заслуженный деятель науки и техники РСФСР, доктор технических наук, профессор Вадим Михайлович Кудрявцев (заведовал кафедрой с 1961 по 1995).

В 1965 году были введены в строй первые огневые стенды, составившие основу экспериментальной базы кафедры для испытания ракетных и реактивных двигателей.

Создание на базе кафедры в 1967 году отраслевой научно-исследовательской лаборатории при активном содействии промышленных КБ позволило выполнять не только научные, но и опытно-конструкторские работы для предприятий ракетно-космической отрасли СССР и, в последующем, – России, а также

осуществлять подготовку высококвалифицированных специалистов и научно-педагогических кадров в области ракетных и реактивных двигателей.

По инициативе кафедры были организованы Высшие инженерные курсы при МВТУ им. Н.Э. Баумана для переподготовки инженеров в области ракетной техники, первыми преподавателями которых стали главные конструкторы С.П. Королев и В.П. Глушко. Здесь также читали лекции А.М. Исаев, В.Н. Богомолов, М.М. Бондарюк, Н.И. Леонтьев, Б.А. Соколов, В.В. Венгерский.

В 1978 году вышел совместный приказ Министерств общего машиностроения и высших учебных заведений СССР о придании кафедре «Ракетные двигатели» МВТУ им. Н.Э. Баумана статуса базовой по подготовке специалистов в области ракетных двигателей и создании научно-методического совета под председательством В.М. Кудрявцева, в который вошли ведущие кафедрами родственных вузов страны и ведущие специалисты из промышленных организаций.

Процесс обучения студентов на кафедре «Ракетные двигатели» построен таким образом, что кроме широкого круга специальных дисциплин проводится глубокое изучение фундаментальных наук, механики жидкости и газа, теплофизики, математического и физического моделирования, автоматизированного проектирования, компьютеризации расчётных, исследовательских и проектных работ, основ рыночной экономики, маркетинга и менеджмента. Учебно-методическая база адаптирована к использованию полученных знаний в смежных областях науки и техники, промышленности и строительства, к разработке и внедрению конверсионных технологий. Многогранная теоретическая основа полученных знаний закрепляется практическими работами на уникальном комплексе лабораторных и исследовательских стендов, реализуется в научно-исследовательских и конструкторских разработках, а также прохождением практики в ведущих КБ, НИИ, на космодромах Восточный и Байконур.

3. Рука об руку с промышленностью

Накопленный в 40-е и 50-е годы XX века опыт позволил коллективу кафедры выйти на новый уровень опытно-конструкторских работ по созданию перспективных ракетных и реактивных двигателей.

В 1960 году согласно Постановлению СМ РСФСР для МВТУ им. Н.Э. Баумана было решено создать учебно-экспериментальный центр в посёлке Орево Дмитровского района Московской области.

3.1. Интенсификация теплообмена в энергетических установках

Одно из первых прикладных направлений научных исследований кафедры было связано с проблемами тепло- и массообмена, эффективными методами защиты теплонапряжённых агрегатов ракетных двигателей.

Многочисленными усилиями коллектива кафедры были разработаны уникальные способы теплозащиты энергосиловых установок с помощью компланарных каналов за счёт турбулизации и интенсификации массообмена между пристеночными слоями и ядром потока.

На интенсификацию теплообмена эффективно влияет оребрение теплоотдающей поверхности. По сравнению с гладкими каналами конвективная теплоотдача увеличивается при этом в 2,5–4 раза, а с учётом компланарного оребрения – от 4 до 10 раз. Были установлены оптимальные углы пересечения компланарных каналов, их геометрия, исследованы режимы работы с фазовыми переходами охладителя и без них.

Разработанная система нашла широкое применение в промышленности, в частности в лопатках газотурбинных двигателей с температурой продуктов сгорания перед турбиной до 1600 К.

3.2. Пористые сетчатые материалы

Под руководством заслуженного деятеля науки и техники России, лауреата Государственной премии СССР, доктора технических наук, профессора В.М. Поляева в 70-х годах начата разработка способов повышения интенсификации теплообмена путём использования сетчатых пористых материалов. Установлено, что интенсификация теплообмена при этом усиливается в десятки раз, что связано с максимальным развитием теплоотдающей поверхности по всему ядру потока. Была разработана методика расчёта пористых теплообменников, эффективность которых резко возрастает при использовании в качестве теплоносителей водорода, метана, кислорода и других чистых теплоносителей; создана физическая и математическая модели процесса теплообмена при использовании пористого материала для охлаждающего компонента без фазового перехода и с ним.

При участии кафедры разработана промышленная технология изготовления пористых сетчатых материалов с заранее прогнозируемыми гидравлическим сопротивлением и пористостью, а также метод диффузионной пайки с обечайками.

На кафедре, совместно с ОАО РКК «Энергия» им. академика С.П. Королева и КБХМ им. А.М. Исаева, проводились исследования рабочих процессов ЖРД малой тяги, работающих в импульсном режиме. Разработана новая схема смесеобразования с использованием пористой головки, благодаря которой увеличен удельный импульс кислород-керосинового ЖРДМТ для реактивной системы управления космического корабля многократного использования «Буран».

Следует отметить большой вклад профессора В.М. Поляева в дальнейшее развитие и применение пористых систем в области ракетостроения. Под его руководством были созданы новые пористые материалы на основе сеток из разных металлов (нержавеющая сталь, нихром и т.д.) в широкой кооперации с рядом

промышленных организаций (завод в г. Выкса, ЦНИИ-Чермет им. И.П. Бардина, НИИТП, ВИАМ и др.).

По мере расширения этих работ в лабораториях кафедры и в Дмитровском филиале МГТУ им. Н.Э. Баумана была создана уникальная лаборатория с комплексом стендов по исследованию характеристик пористых сетчатых материалов, позволяющих определять потери давления в сетках в зависимости от их пористости, типа, материалов, рода жидкости и др.

Кроме использования пористых материалов для защиты теплонапряжённых агрегатов энергоустановок встала проблема подачи топлива в условиях невесомости. Расчёты показали, что с помощью пористых сеток можно создать капиллярные заборные устройства (КЗУ), обеспечивающие надёжную подачу компонентов топлива в условиях микрогравитации, дающие выигрыш в массе и габаритах по сравнению с другими типами заборных устройств (*Ягодников Д.А. и др., 2017*). Для определения удерживающей способности КЗУ в зависимости от частот и амплитуд, возникающих при работе космических аппаратов, был создан вибростенд с широким спектром частот и амплитуд, дающий возможность изучить принципиальные закономерности, позволяющие определить условия сохранения работоспособности КЗУ. Для изучения характера поведения жидкости в топливном баке в условиях невесомости спроектирован стенд маятникового типа. В настоящее время, когда ведётся разработка нового кислород-водородного разгонного блока, данный стенд по-прежнему актуален, и на нём планируется продолжение экспериментов.

С конца 60-х годов на кафедре под руководством профессоров В.М. Поляева и С.В. Белова велись исследования по оценке влияния технологических особенностей производства пористых металлических материалов на их структурные, гидродинамические и теплофизические свойства. Итогом явилось создание новых высокопрочных комбинированных сетчатых металлических материалов, которые нашли практическое применение в проектах «Бриз-М», «Тополь-М», «Купон», «Морской старт».

Особо следует подчеркнуть в этой связи совместные усилия АО «НПО Лавочкина» и МГТУ им. Н.Э. Баумана по созданию научно-производственного центра перспективных изделий из пористых сетчатых материалов для объектов космической отрасли и общепромышленного назначения (*Александров А.А. и др., 2017*).

3.3. Рабочие процессы сгорания порошкообразных топлив

Развитие ракетного двигателестроения диктовало новые условия по применению всё более энергоёмких топлив, в том числе на основе порошкообразных металлических горючих. В 1948–1949 годах, вслед за Ф.А. Цандером, В.И. Харчев предложил идею создания двигательной установки, которая должна использовать металл в качестве горючего.

И вот в 70–80 годах на кафедре были созданы уникальные рабочие участки, модельные двигатели с параметрами, близкими к параметрам проектируемых двигателей, для исследования процессов воспламенения и горения частиц металлов в широком диапазоне давлений, температур, состава рабочего тела, размера частиц.

На основе выполненных исследований была разработана трёхтонная модель горения алюминия, учитывающая влияние давления, концентрации окислительных элементов, субдисперсных частиц оксида алюминия на время горения частиц.

Большой научный и практический интерес представляет исследование процессов горения совокупности частиц и распространение фронта пламени по газозвеси. В связи с необходимостью увеличения скорости горения металлов в целях уменьшения массы и габаритов двигателей на кафедре проведены исследования влияния присадок и покрытий на скорость горения порошкообразных металлических горючих. Многие результаты были получены впервые, кроме того, было показано влияние различных модификаторов на реологические характеристики порошкообразных металлических горючих.

Реализация этих разработок потребовала создания натуральных стендов, не имеющих аналогов в промышленных организациях, с измерениями всех основных параметров процесса (тяги, давления в камере сгорания, анализом продуктов сгорания как в газовой, так и в конденсированной фазе). За участие в создании натурального двигателя ряд сотрудников кафедры был отмечен правительственными наградами.

Результатом многолетних научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в данном направлении является признание Советом по грантам Президента России ведущей научной школы России «Горение порошкообразных металлов в смесевых конденсированных и газодисперсных системах», основателем которой является профессор В.М. Кудрявцев и руководителем – нынешний заведующий кафедрой, профессор Д.А. Ягодников.

С конца 90-х годов XX века стенды в Дмитровском филиале МГТУ им. Н.Э. Баумана являются единственными в нашей стране, на которых проводится отработка перспективных конструкций двигателей и топлив на порошкообразном металлическом горючем.

Комплекс огневых стендов отдела Дмитровского филиала включён в Перечень объектов уникальной стендовой базы России, утверждённый Правительством Российской Федерации.

3.4. Газодинамика в соплах ЖРД и РДТТ

Ещё одно направление научных исследований кафедры – это экспериментально-теоретическое исследование газодинамики продуктов сгорания в соплах ЖРД и РДТТ, работающих на режимах перерасширения.

Впервые в широком диапазоне термогазодинамических и геометрических параметров сопел ЖРД были установлены зависимости местоположения скачка уплотнения и выявлены закономерности восстановления давления за скачком уплотнения от расчётного числа M на срезе сопла, угла раствора сопла, рода рабочего тела. В результате была создана методика расчёта основных характеристик – тяги и удельного импульса ЖРД, которая широко используется в промышленных организациях.

3.5. Сопла с нормированным уносом массы

В 70-х годах прошлого века, под руководством профессора А.М. Виницкого, на основе экспериментально-теоретических исследований прогресса и уноса теплозащитных материалов (фенольных углей и стеклопластиков) в условиях ЖРД и РДТТ, были разработаны и внедрены в промышленность (КБХМ им. А.М. Исаева) 15 двигательных установок, одна из которых, в частности, эффективно работала на корабле «Союз-ТМ».

4. Учебно-методическая деятельность

Экспериментальная база, результаты научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ широко используются при подготовке молодых специалистов, научных кадров, при написании учебников, учебных пособий и монографий, самыми значимыми среди которых стали:

- Попов М.А., Кудрявцева В.М. Охлаждение ЖРД. 1952;
- Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. 1968, 2005, 2015. Книга была также издана на турецком языке в 2016 году;
- Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей / Под ред. В.М. Кудрявцева. Учебник выдержал четыре издания, коллектив авторов в 1985 году был удостоен Государственной премии СССР;
- Виницкий А.М. Ракетные двигатели на твердом топливе. 1973;
- Бабкин А.И., Белов С.В., Рутовский Н.Б. и Соловьев Е.В. Основы теории автоматического управления ракетными двигательными установками. 1978, 1986;
- Виницкий А.М., Волков В.Т., Волковицкий И.Г., Холодилов С.В. Конструкция и отработка ракетных двигателей твердого топлива. 1980;
- Поляев В.М., Майоров В.А., Васильев Л.Л. Гидродинамика и теплообмен в пористых элементах конструкции летательных аппаратов. 1988;
- Капиллярные системы отбора жидкости из баков космических аппаратов / Под ред. В.М. Поляева. 1997;
- Ягодников Д.А. Воспламенение и горение порошкообразных металлов. 2009;
- Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. 1999, 2004, 2014;

- Калинин В.А., Ягодников Д.А. Технология производства ракетных двигателей твердого топлива. 2011;
- Дорофеев А.А. Ядерные ракетные двигатели и энергетические установки. 2012, 2013;
- Сорокин В.А., Яновский Л.С., Ягодников Д.А. Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе. 2016;
- Цегельский В.Г. Струйные аппараты. 2017;
- Конверсия ракетного двигателестроения / Под ред. Д.А. Ягодникова. 2017.

5. Конверсия

Результаты исследований в области ракетных двигателей нашли применение для конверсионных программ.

В середине 50-х годов XX века на кафедре были созданы терморезаки на основе ЖРД малой тяги, отличающиеся высокой производительностью при резке легированных металлов, из которых изготавливаются подводные и надводные суда, танки, бронетранспортеры и т.д., при резке бетона, железобетона и гранитов.

Полученный ранее задел по использованию металлических порошков в качестве горючего ракетных двигателей нашёл применение для напыления различного рода покрытий на элементы машиностроительных систем. Экспериментальные данные показали, что подобный способ напыления покрытий не уступает по качеству плазменному напылению, не требует больших затрат электроэнергии и, что весьма важно, подобная установка мобильна и может производить напыление при любых условиях эксплуатации. Установки могут также эффективно использоваться для резки различных материалов.

По данному направлению исследований работы кафедры были представлены на выставках в Норвегии (1994), Малайзии (1995), Англии (1996), Египте (1996), Японии и Аргентине (1996), где были отмечены золотыми и серебряными медалями.

Общеизвестно, как сложно бороться с пожарами на промышленных объектах. На кафедре разработан высокоэффективный способ получения пара и мелких капель воды в газогенераторе на основе гидро реагирующего топлива для борьбы с возгораниями.

Не менее важную область конверсии ракетного двигателестроения представляют струйные аппараты, являющиеся одновременно и компрессором, и теплообменником. В результате проведённых работ была решена проблема повышения КПД струйных аппаратов и их использования в газодобывающей, перерабатывающей, нефтеперерабатывающей, металлургической (создание вакуума при плавке и разливе металла) и ракетной (высотные стенды, инжекторные системы подачи компонентов топлива в ЖРД) промышленности.

Другим конверсионным направлением работы кафедры является проектирование и отработка установок по одоризации природного газа, предназна-

ченных для придания природному газу характерного запаха, предупреждающего об утечках. Широкая номенклатура подобных устройств, разработанных и запатентованных коллективом кафедры, внедрена и успешно эксплуатируется на многих газораспределительных станциях ОАО «Газпром».

Работы по исследованию газожидкостных и парогазожидкостных струйных аппаратов нашли применение при создании двигателей подводных аппаратов для предотвращения вредного влияния противодавления. Результаты работ по созданию подводного двухфазного струйного агрегата легли в основу создания натурального подводного аппарата со струйным движителем.

6. Этим нужно гордиться

Начиная с 1948 года кафедра подготовила более 2500 высококвалифицированных инженеров, 17 докторов, более 150 кандидатов технических наук, многие из которых стали государственными деятелями (Р.З. Хамитов, президент Башкортостана), главными конструкторами и директорами научно-производственных объединений (член-корреспондент РАН И.В. Бармин, Н.И. Леонтьев, Е.Г. Ларин и др.), заведующими кафедрами ведущих вузов страны, создателями новой техники в области ракетного двигателестроения.

заключение

В результате многолетней деятельности коллектива кафедры «Ракетные двигатели» была создана научная школа в традициях МГТУ (МВТУ) им. Н.Э. Баумана, получившая широкое признание в нашей стране и за рубежом в области теплозащиты, прикладной газодинамики, горения топлив, в том числе металлов, уникальных методов исследования и испытания ракетных и реактивных двигателей.

Создана научно-педагогическая школа подготовки инженерных кадров и специалистов высшей квалификации для ракетно-космической промышленности.

список литературы

Александров А.А., Лемешевский С.А., Ягодников Д.А., Лоханов И.В. и др. Создание научно-производственного центра перспективных изделий из пористых сетчатых материалов для объектов космической отрасли и общепромышленного назначения на базе кооперации ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина» и МГТУ им. Н.Э. Баумана (история, современное состояние и перспективы) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 17-23.

Ягодников Д.А., Сапожников В.Б., Авраамов Н.И., Лоханов И.В. и др. Экспериментальное и методическое обеспечение исследования гидродинамических процессов в топливных баках с капиллярными системами отбора криогенных компонентов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 36-43.

Статья поступила в редакцию 11.07.2018 г.

ФОРМИРОВАНИЕ СУБАПЕРТУРНОЙ СТРУКТУРЫ АКТИВНОЙ ФАЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ РЕШЁТКИ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ И ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ЕЁ УПРАВЛЯЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ

SUB-APERTURE STRUCTURAL FORMING OF ACTIVE PHASE ARRAY ANTENNA FOR SPACE SYNTHETIC APERTURE RADAR AND SELECTION OF ITS CONTROL ELEMENTS PARAMETERS



А.С. Петров¹,
профессор, доктор
технических наук,
as-petr@yandex.ru;
A.S. Petrov



А.А. Прилуцкий¹,
доктор физико-
математических наук,
niidar2011@yandex.ru;
A.A. Prilutskiy



А.С. Волченков¹,
leftbox12@mail.ru;
A.S. Volchenkov

Разработана методика формирования схемно-конструктивного облика больших субапертурных активных фазированных антенных решёток радиолокаторов с синтезированной апертурой космического базирования. Приведены расчётные соотношения для оценки размеров всей апертуры антенны и размеров образующих её излучающих модулей и субапертур, а также для расчёта параметров таких базовых элементов решётки, как выходные усилители мощности и управляющие элементы – линии задержки, фазовращатели и аттенюаторы.

Ключевые слова:
системы дистанционного зондирования Земли;
радиолокатор с синтезированной апертурой.

ВВЕДЕНИЕ

Во многих современных системах космической радиосвязи и дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с помощью радиолокаторов с синтезированной апертурой (РСА) используются многоэлементные активные фазированные антенные решётки (АФАР), реализован-

Procedure of big space-borne synthetic aperture radar active phase array antenna structural design was developed. Principles of its controlling element parameters selection were derived. Calculation equations for estimation of common dimensions of antenna aperture, its sub apertures and for design of the parameters of such basic array elements as output power amplifiers and controlling elements (delay lines, phase shifters and attenuators) were given.

Key words:
remote sensing of the Earth;
synthetic aperture radar.

ные в субапертурном (СБА) схемно-конструктивном исполнении (*Верба В.С. и др., 2010; Филиппов В.С. и др., 1994*). Такие решётки, в частности, используются в системах TerraSAR-X (*Pitz W., Miller D., 2010*) и Cosmo-SkyMed (<http://terraview\articles\photo>), рисунок 1.

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

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

ФОРМИРОВАНИЕ СУБАПЕРТУРНОЙ СТРУКТУРЫ АКТИВНОЙ ФАЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ РЕШЁТКИ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ И ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ЕЁ УПРАВЛЯЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ



а



б

а – TerraSAR-X; **б** – Cosmo-SkyMed.

рисунок 1. АФАР РСА космического базирования

Существует несколько причин, которые приводят к необходимости разбиения решётки на СБА. Первая из них состоит в том, что декомпозиция большого антенного полотна на отдельные фрагменты оказывается удобной по конструктивным, производственным и эксплуатационным соображениям. Вторая причина, обуславливающая необходимость именно такой организации схемы решётки, заклю-

чается в том, что для управления многоэлементной АФАР требуются многие сотни и даже тысячи усилителей мощности (УМ), управляющих элементов – фазовращателей (ФВ), аттенуаторов (АТ), линий задержки (ЛЗ), а также других элементов. Уменьшение их количества приводит к снижению стоимости изделия и упрощению системы управления его работой.

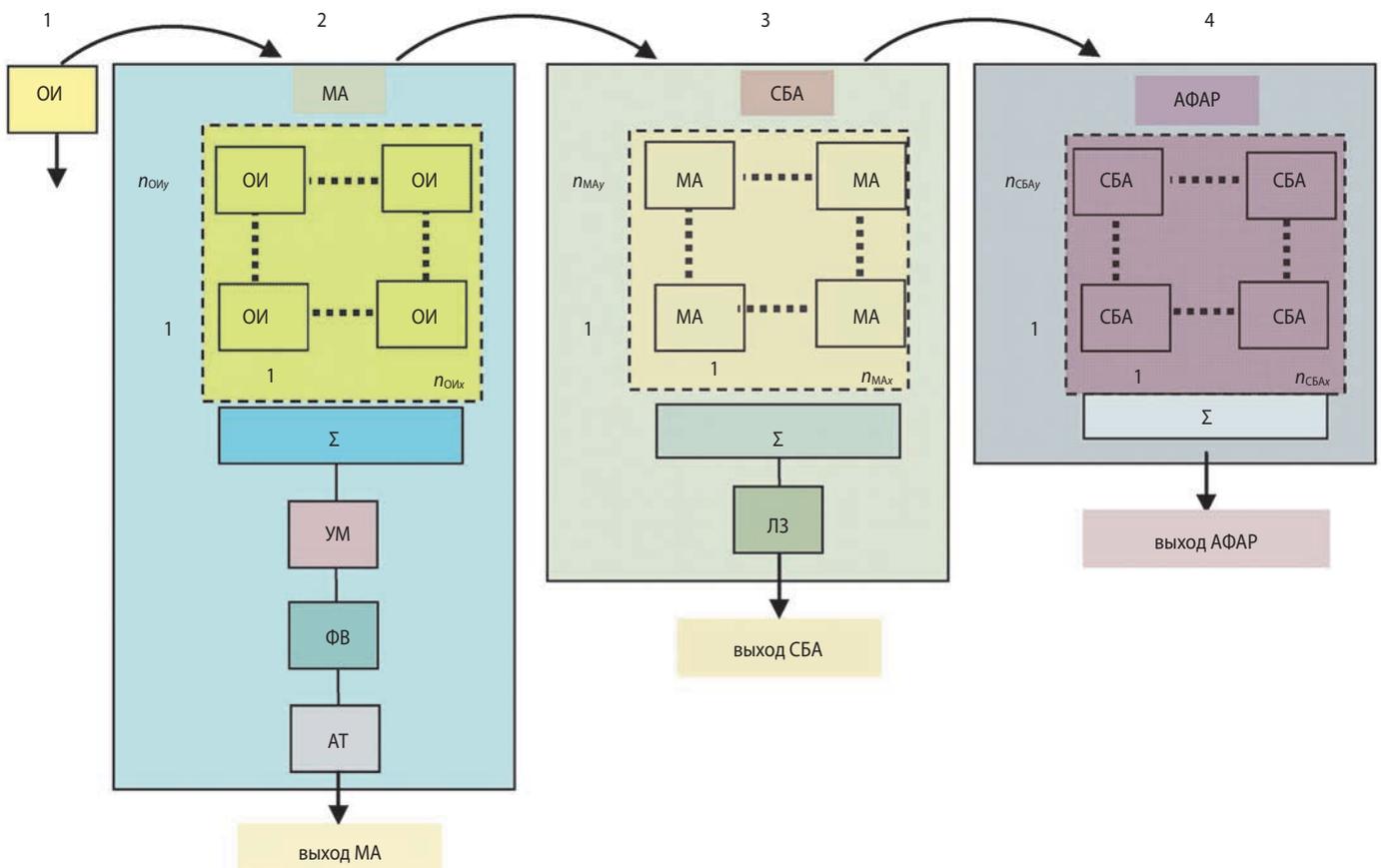


рисунок 2. Структурная схема субапертурной АФАР

Для сокращения числа УМ, ФВ и АТ их подключают не к каждому из одиночных излучателей (ОИ), в совокупности образующих первый, нижний структурный уровень (СУ) схемы решетки, а к их объединённой группе, которую называют модулем антенным (МА). Группы МА формируют следующий, второй, СУ решётки. ОИ, как правило, располагаются на апертуре с шагом $(d_{\text{ОИ}x} \times d_{\text{ОИ}y})$, близким к $(0.5\lambda \times 0.5\lambda)$ по двум осям x и y , где λ – длина волны в вакууме. Модули антенные монтируются на апертуре уже с шагом $(d_{\text{МА}x} \times d_{\text{МА}y}) = (n_{\text{ОИ}x} d_{\text{ОИ}x} \times n_{\text{ОИ}y} d_{\text{ОИ}y})$, где $n_{\text{ОИ}x}$ и $n_{\text{ОИ}y}$ – число ОИ, установленных по осям x и y в составе МА. Далее формируется третий, субапертурный, СУ решётки, путём суммирования сигналов с выходов МА. СБА располагаются на апертуре решётки с шагом $(d_{\text{СБА}x} \times d_{\text{СБА}y}) = (n_{\text{МА}x} d_{\text{МА}x} \times n_{\text{МА}y} d_{\text{МА}y})$, формируя четвёртый, верхний СУ решётки. Сигналы с выходов СБА подключаются к линиям задержки, и с выходов последних окончательно суммируются на общем выходе решётки. Если всего имеется $n_{\text{СБА}x} \times n_{\text{СБА}y}$, то общий размер решётки окажется равным $L_x \times L_y = n_{\text{СБА}x} d_{\text{СБА}x} \times n_{\text{СБА}y} d_{\text{СБА}y}$.

Структурная схема АФАР, построенной по описанной субапертурной схеме, представлена на рисунке 2. Особенности образования побочных главных максимумов диаграммы направленности (ДН) решётки с субапертурной треугольной сеткой узлов, в которых находятся фазовые центры СБА (рисунок 1б), описаны в статье (Волченков А.С. и др., 2018).

Исследованию характеристик АФАР, построенных по различным вариантам субапертурной схемы, посвящено множество публикаций в отечественной и зарубежной литературе. Но обычно в них проводится анализ характеристик конкретных, уже заданных схем (Pitz W., Miller D., 2010; <http://terraview/articles/photo>; Werninghaus R., Buckreuss S., 2010; Bachmann M. et al., 2010; Занин К.А., Москатиньев И.В., 2017). И мы не нашли в этих публикациях последовательного освещения вопросов, связанных с обоснованием выбранной схемно-конструктивной структуры и параметров элементов решёток, предназначенных для аппаратуры РСА.

Поэтому цель данной статьи состоит в разработке методики обоснованного выбора геометрических параметров решётки и её модульно-субапертурной декомпозиции, а также расчёта требуемой мощности усилителей, установленных на входах излучающих модулей, и параметров управляющих элементов (ЛЗ, ФВ и АТ), используемых в схеме многоэлементной субапертурной АФАР, предназначенной для РСА космического базирования.

1. Выбор размеров апертуры АФАР и суммарной импульсной мощности, излучаемой антенной

В РСА, работающем в маршрутном режиме (Петров А.С. и др., 2018), размер антенны L_x напрямую связан с заданным разрешением δ_x локатора в продольном направлении, а именно $L_{xM} = 2\delta_x$. В детальном режиме используется значительно больший размер $L_{xD} = R_{\text{макс}} \lambda / W_x$, где $R_{\text{макс}}$ – максимальное значение наклонной дальности от локатора до точки в области наблюдения; W_x – продольный размер кадра. Типично $L_{xD} \approx (1.5 \dots 2) L_{xM}$. Поэтому при работе в маршрутном режиме размер апертуры можно укоротить, отключая вертикальные столбцы приёмопередающих модулей (ППМ) от усилителей мощности. Эффективную длину решётки также можно уменьшить, формируя специальное амплитудно-фазовое распределение возбуждений на излучателях в продольном направлении (Марков Г.Т., Сазонов Д.М., 1975). Поперечный размер апертуры L_y определяется высотой полёта космического аппарата (КА) $h_{\text{КА}}$, углом визирования θ_A и заданной шириной полосы захвата в поперечном направлении W_y с помощью простых соотношений, вытекающих из геометрических построений (Петров А.С., Прилуцкий А.А., 2017; Юскевич И.А. и др., 2017; Евграфов А.Е., Польш В.Г., 2016). При фиксированном значении W_y и уменьшении θ_A приходится уменьшать поперечный размер апертуры, расширяя тем самым ДН в угломестной плоскости. Делается это путём отключения строк излучателей от ППМ или формированием соответствующего амплитудно-фазового распределения вдоль вертикальной оси апертуры.

Скважность импульсов передатчика находим, используя следующее выражение:

$$Q_{\text{прд}} = \{0.5 - [\Delta R(h_{\text{КА}}, \theta_A, W_y) / \delta_x] (V_{\text{КА}} / c)\}^{-1},$$

где $\Delta R(h_{\text{КА}}, \theta_A, W_y)$ – полоса захвата по наклонной дальности; $V_{\text{КА}}$ – скорость полёта КА; c – скорость света. Физически реализуемое значение скважности должно удовлетворять условию $Q_{\text{прд}} > 2$. Зная скважность, определяем требуемое значение импульсной мощности, излучаемой антенной локатора

$$P_{\text{имп}} = \frac{8\pi R^3 \lambda k T_{\text{ш}} L_{\text{сист}} V_{\text{КА}} Q_{\text{прд}}}{\sigma_{0,\text{ш.э}} (S_A \eta)^2 \delta_y}. \quad (1)$$

Здесь $k = 1.38 \times 10^{-23}$ Дж/К – постоянная Больцмана; $T_{\text{ш}}$ – эквивалентная шумовая температура, присчитываемая к входу приёмного устройства; $L_{\text{сист}} = L_{\text{атм}} L_{\text{обр}}$ – системные потери, в которые входят затухание сигнала в атмосфере и потери, возникающие при его обработке в аппаратуре; $\sigma_{0,\text{ш.э}}$ – радиометрическая чувствительность, или шумовой эквивалент удельной эффективной площади рассеяния земной по-

ФОРМИРОВАНИЕ СУБАПЕРТУРНОЙ СТРУКТУРЫ АКТИВНОЙ ФАЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ РЕШЁТКИ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ И ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ЕЁ УПРАВЛЯЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ

верхности; $S_A=L_x \times L_y$ – площадь антенны; η – коэффициент её использования; δ_y – пространственное разрешение РСА в поперечном направлении.

Зная требуемое значение суммарной выходной мощности передатчика и число МА, можно оценить характеристики выходных усилителей мощности. Детальный анализ основных параметров РСА и методика их определения изложены в (Петров А.С. и др., 2018).

2. Выбор размера модуля антенного

Размер модуля антенного полностью определяется угловой полосой сканирования ДН антенны в двух плоскостях. Объединение нескольких ОИ в МА приводит к тому, что шаг решётки увеличивается и, если $d_{МАx,y} \geq \lambda$, то при сканировании ДН неизбежно возникнут побочные главные максимумы (ПГМ). В (Марков Г.Т., Сазонов Д.М., 1975; Mailloux R.J., 1994; Hansen R.C., 2001) показано, что угол раскрытия конуса, при нахождении максимума ДН в котором не возникают ПГМ, ограничен значением $\theta_{ск} \leq \arcsin[(\lambda/d_{МАx,y}) - 1]$, рисунок 3. И если, например, $d_{МАx,y}/\lambda = 0.75$, то $\theta_{ск} \leq 20^\circ$.

Далее ширина главного лепестка ДН, формируемого МА по уровню 3 дБ, равна $\Delta\theta_{МАx,y} \approx \lambda/d_{МАx,y}$. При угловом сканировании луча АФАР ДН МА формирует амплитудную огибающую ДН всей решётки, и при $\theta_{ск} = \Delta\theta_{МАx,y}/2$ уровень ПГМ сравняется с уровнем главного лепестка. Поэтому должно заведомо выполняться условие $\theta_{ск} < \Delta\theta_{МАx,y}/2 = \lambda/(2d_{МАx,y})$. Если задано ограничение $L_{ПГМ,дБ}$ на максимально допусти-

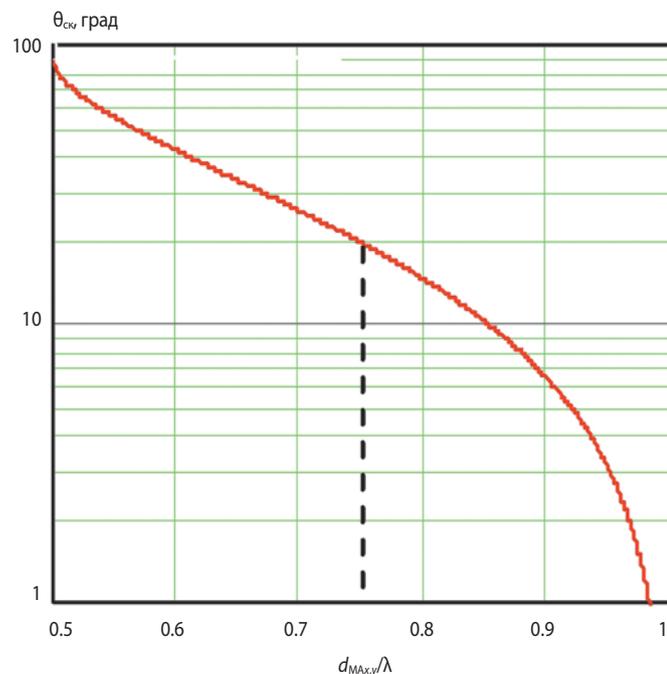


рисунок 3. Зависимость максимального угла сканирования, при котором не возникают ПГМ от отношения расстояния между излучателями в решётке к длине волны

мый уровень ПГМ, то максимально допустимый угол сканирования ДН $\theta_{ск,макс}$ определится из соотношения

$$\theta_{ск,макс x,y} = \Delta\theta_{МАx,y} - \theta_{макс}, \quad (2)$$

где $\theta_{макс}$ определяется решением уравнения

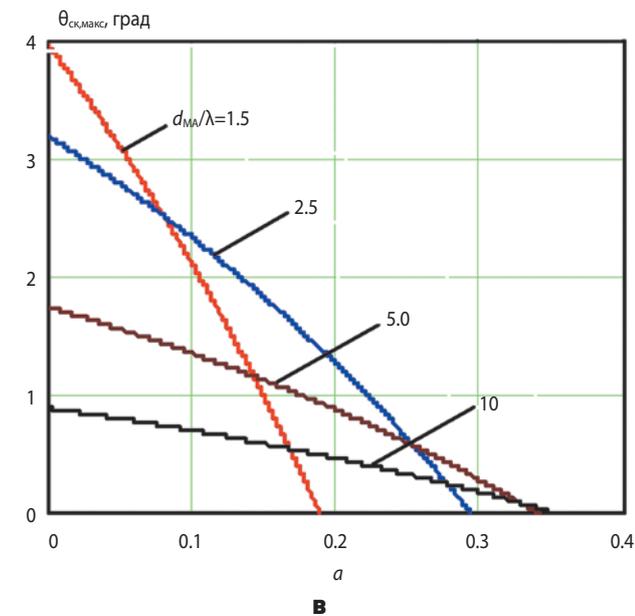
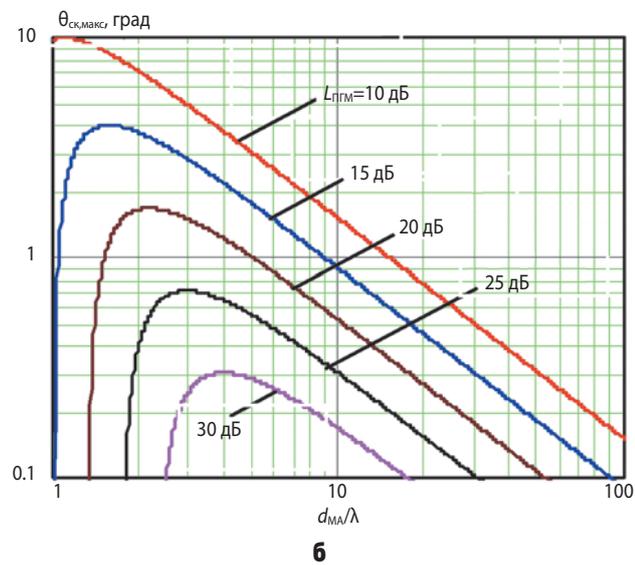
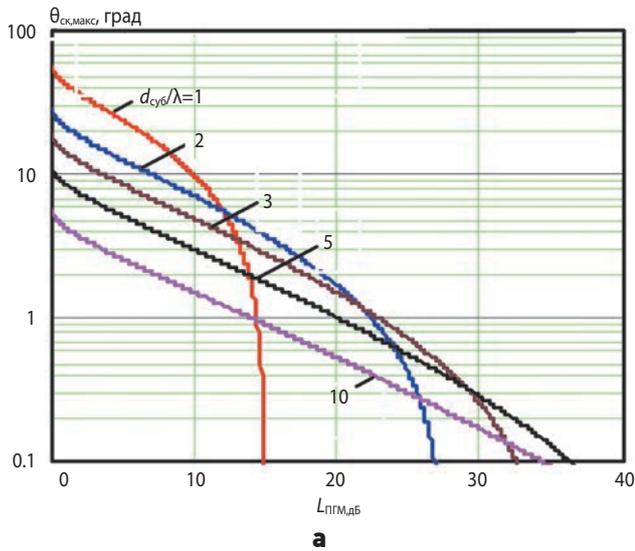
$$\text{sinc}[\pi(\Delta\theta_{МАx,y})^{-1} \sin(\theta_{макс})] - 10^{-\frac{L_{ПГМ,дБ}}{20}} = 0. \quad (3)$$

Пусть для примера $d_{МА}/\lambda = 3$ и $L_{ПГМ,дБ} = 20$ дБ. Тогда, решая уравнение (3) и подставляя найденное значение $\theta_{макс}$ в (2), находим $\theta_{ск,макс} = 1.48^\circ$. Если такое значение угла сканирования является допустимым по требованиям, предъявляемым к разрабатываемой радиотехнической системе по обеим координатам x и y , то апертуру этой решётки можно разбить на МА с числом элементов в каждой $6 \times 6 = 36$ и шагом между ними 0.5λ . При этом число УМ, ФВ и АТ, необходимых для управления АФАР, сократилось бы в 36 раз.

На рисунке 4 приведена зависимость максимального угла сканирования решётки от допустимого уровня ПГМ и отношения размера МА к длине волны. Видим, что при увеличении размера МА и значения $L_{ПГМ,дБ}$ допустимый угол сканирования ДН уменьшается.

В космических РСА требуется большое значение угла сканирования в угломестной плоскости (до 30°) и, как правило, сравнительно малое – в азимутальной плоскости (до 3°). Это означает, что расстояние между одиночными излучателями по оси y (в соответствии с кривыми, приведёнными на рисунке 3) не должно превышать 0.8λ , а следовательно, их нельзя объединять в МА. Что же касается расстояний между излучателями по оси x , то в соответствии с зависимостями, приведёнными на рисунке 4а и 4б, при $\theta_{ск,макс} = 3^\circ$ и $L_{ПГМ} = 15$ дБ можно брать отношение $d_{МА}/\lambda = 3$. Если же затребовать $d_{МА}/\lambda = 10$, а для ПГМ допустить уровни $L_{ПГМ} = 10$ дБ и 15 дБ, получим значения $\theta_{ск,макс} = 1.5^\circ$ и 1.0° соответственно.

Таким образом, в АФАР, предназначенных для работы в составе РСА, допустимо: объединять одиночные излучатели в модули антенные по оси x , в зависимости от требуемого угла сканирования и заданного уровня ПГМ в азимутальной плоскости доводить размер $d_{МАx}$ до нескольких длин волн, а расстояния между ними по оси y , т.е. $d_{МАy}$, задавать в интервале от 0.6λ до 0.8λ . Увеличение шага решётки по обеим осям при заданной общей площади апертуры позволяет существенно уменьшить число МА, а следовательно, УМ и управляющих элементов – фазовращателей и аттенуаторов. Амплитудная аподизация приводит к уменьшению допустимого значения $\theta_{ск,макс}$, рисунок 4в.



а – допустимый уровень ПГМ; **б** – отношение $d_{МА}/\lambda$;
в – коэффициент аподизации при $L_{ПГМ}=15$ дБ

рисунок 4. Зависимость максимального угла сканирования решётки от различных параметров, которые отложены по оси абсцисс

3. Субапертурная структуризация схемы антенной решётки

При суммировании в решётке сигналов, принимаемых отдельными излучателями, возникает искажение результирующего сигнала, что при его свёртке в аппаратуре локатора приводит к деформации функции отклика и уменьшению её максимума, а следовательно, к ухудшению пространственной разрешающей способности системы и радиометрической чувствительности аппаратуры.

Поэтому в схеме АФАР, помимо ФВ, приходится устанавливать и компенсирующие линии задержки. В результате встаёт задача уменьшения числа ЛЗ. Для решения задачи МА группируют в СБА специальным образом, добиваясь того, чтобы при сканировании ДН в заданном угловом секторе максимальное значение разности задержки волнового фронта между излучателями, располагающимися на СБА, не превышало нескольких единиц длин волн.

В антенной технике принято описывать ДН антенны в сферической системе координат (ССК). Однако при работе РСА в детальном режиме удобнее пользоваться радиолокационной системой координат (РСК), рисунок 5. В ССК направление на точку описывается двойкой углов (θ, φ) , а в РСК – (α, β) . В ССК направление на точку P определяется единичным вектором $e_r = (\sin\theta\cos\varphi, \sin\theta\sin\varphi, \cos\theta)^T$, а в РСК – $e_r = (\cos\beta\sin\alpha, \sin\beta, \cos\beta\cos\alpha)^T$. Сравнивая компоненты этих двух векторов, получаем связи между углами в двух системах координат: $\cos\theta = \cos\alpha\cos\beta$, $\text{tg}\varphi = \text{tg}\beta/\sin\alpha$; $\text{tg}\alpha = \text{tg}\theta\cos\varphi$, $\sin\beta = \sin\theta\sin\varphi$.

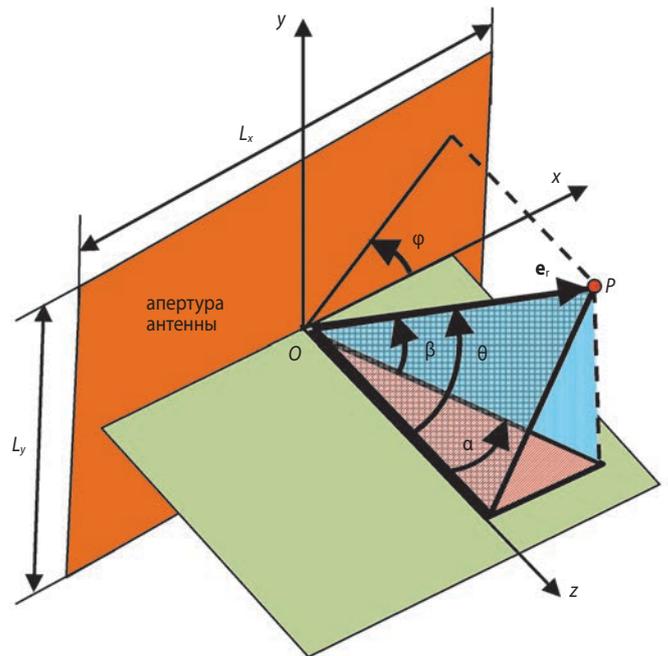


рисунок 5. Углы, определяющие положение точки в сферической и радиолокационной системах координат

ФОРМИРОВАНИЕ СУБАПЕРТУРНОЙ СТРУКТУРЫ АКТИВНОЙ ФАЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ РЕШЁТКИ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ И ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ЕЁ УПРАВЛЯЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ

Пусть апертура антенны имеет прямоугольную форму с размерами $L_x \times L_y$, по осям x и y . Тогда для волны, падающей на её поверхность (под углами (θ, φ) в ССК или (α, β) в РСК), разность хода фронта волны между противоположными углами апертуры составит

$$\Delta L = L_x \sin\theta \cos\varphi + L_y \sin\theta \sin\varphi = L_x \cos\beta \sin\alpha + L_y \sin\beta.$$

Задержка по времени прохождения сигналом этого расстояния будет равна $\Delta\tau = \Delta L/c$. В диапазоне сверхвысоких частот (СВЧ) её обеспечит отрезок недисперсионной линии передачи, имеющий длину $\Delta l_{ЛЗ} = \Delta L / \sqrt{\epsilon_{эф}}$, $\epsilon_{эф}$ – эффективная диэлектрическая проницаемость материала, заполняющего линию передачи.

Допустимое значение временной задержки сигнала между излучателями, располагающимися на апертуре АФАР, вытекает из принимаемого за приемлемый уровень искажения функции отклика (ФО) РСА на точечную цель. В статье (Прилуцкий А.А., 2016) показано, что в космических РСА на одной СБА и на всей АФАР в целом можно допустить ошибку компенсации по времени задержки волнового фронта $\Delta\tau_{зад}$, не превышающую 10% от длительности сжатого импульса $\tau_{сж}$ сложного зондирующего сигнала. А она обратно пропорциональна ширине полосы частот $\Delta f_{мод}$ сигнала, модулирующего несущую частоту, т.е. можно приближённо положить $\tau_{сж} \approx 1/\Delta f_{мод}$ и, следовательно, $\Delta\tau_{зад} \approx 0.1/\Delta f_{мод}$. За время $\Delta\tau_{зад}$ волна пробежит расстояние $\Delta L(\text{см}) \approx 0.1c/\Delta f_{мод} = 3/[\Delta f_{мод}(\text{ГГц})]$. Кривая зависимости ΔL от $\Delta f_{мод}$ приведена на рисунке 6а. Итак, минимальный размер СБА определяется максимальной шириной частотного спектра зондирующего сигнала РСА и длиной волны несущей частоты.

Оценку ФО РСА на точечную цель можно приближенно провести с помощью следующего выражения:

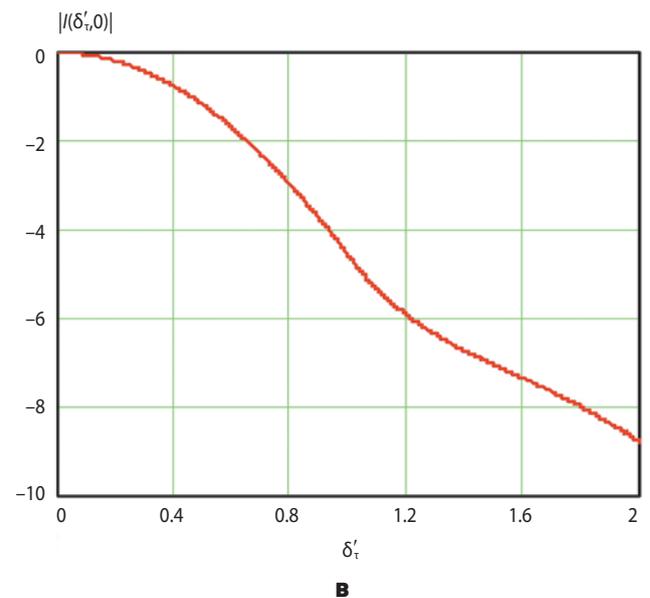
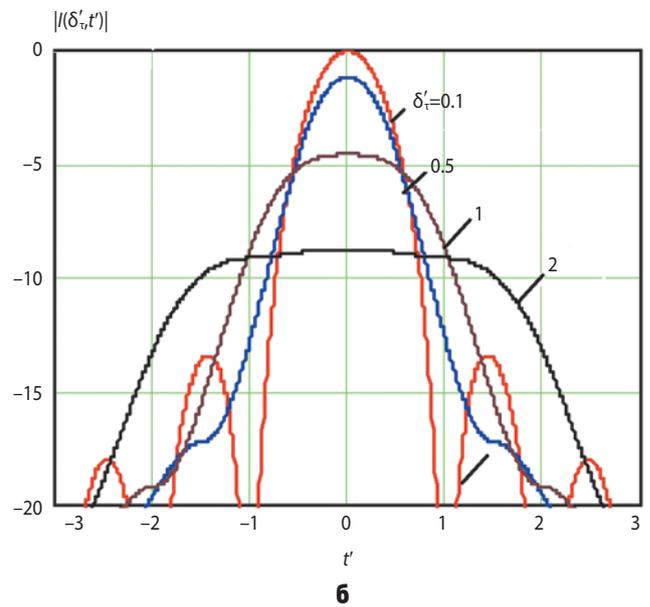
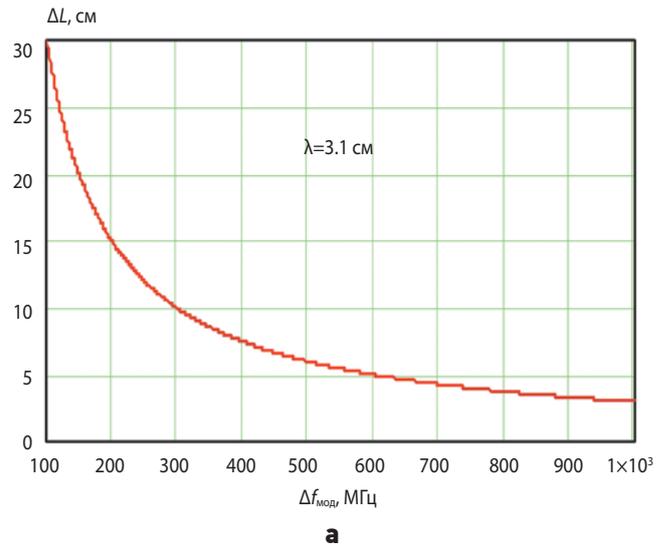
$$I(\delta'_\tau, t') = (2\delta'_\tau)^{-1} \int_{-\delta'_\tau}^{\delta'_\tau} \text{sinc}[\pi(t' - \tau)] |d\tau|,$$

в котором $\delta'_\tau = \Delta\tau_{зад}/\tau_{сж}$, $t' = t/\tau_{сж}$. Результаты расчёта представлены на рисунке 6б и 6в.

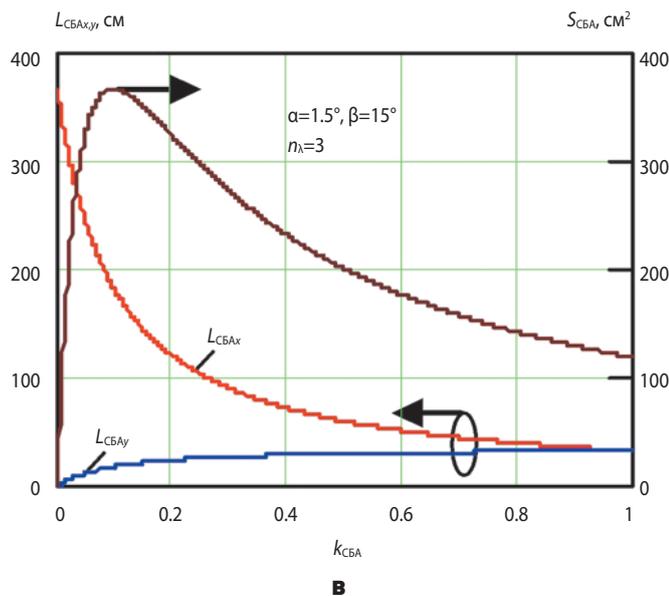
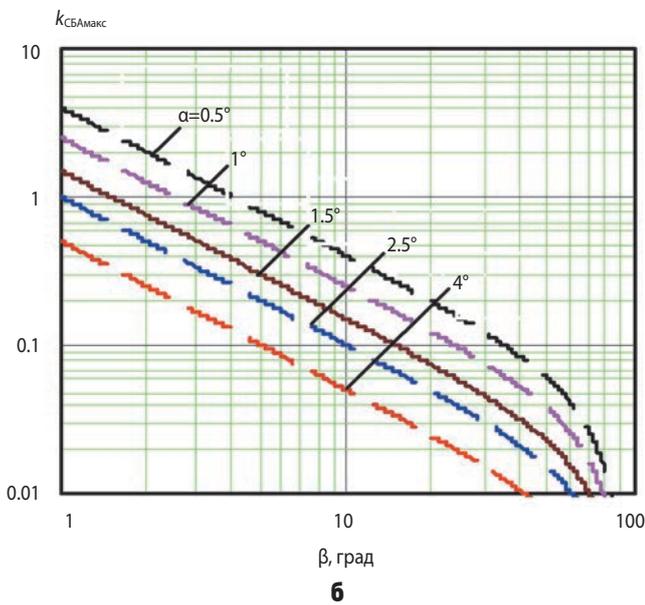
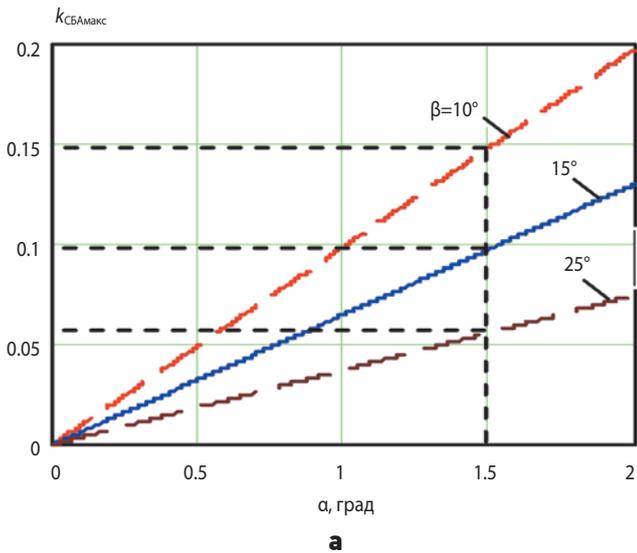
Видим, что при увеличении значения δ'_τ происходит расширение ФО и, кроме того, её максимум уменьшается. Если к тому же интегрирование будет проведено в несимметричной относительно центра угловой области, то максимум ФО ещё и сдвинется по времени. Этот эффект произойдёт, если синтез апертуры будет проведён в несимметричном угловом интервале относительно разрешаемой точки на местности.

Для минимизации искажений функции отклика должно выполняться неравенство

$$\begin{aligned} \Delta L_{СБА} &= L_{СБАх} \sin\theta \cos\varphi + L_{СБАу} \sin\theta \sin\varphi = \\ &= L_{СБАх} \cos\beta \sin\alpha + L_{СБАу} \sin\beta \leq \Delta n_{СБА} \lambda. \end{aligned} \quad (4)$$



а – допустимый набег фронта волны на СБА; **б** – функция отклика, дБ; **в** – функция отклика при $t'=0$, дБ.
рисунк 6. Зависимости ΔL от $\Delta f_{мод}$, $|I(\delta'_\tau, t')|$ от t' и $|I(\delta'_\tau, 0)|$ от δ'_τ



а, б – максимальное значение коэффициента формы;
в – размеры и площадь СБА.

рисунок 7. Зависимости $k_{СБА\max}$ от α , $k_{СБА\max}$ от β , $L_{СБАx,y}$ и $S_{СБА}$ от $k_{СБА}$

Покажем, что при заданных значениях углов (α, β) и допустимого набега волнового фронта $\Delta n_{СБА}\lambda$ на СБА её площадь $S_{СБА}$ существенно зависит от формы, определяемой коэффициентом $k_{СБА} = L_{СБАy} / L_{СБАx}$, который выражает отношение двух сторон прямоугольной СБА. Очевидно, что $S_{СБА} = L_{СБАx} \times L_{СБАy} = k_{СБА} L_{СБАx}^2$. При выполнении знака равенства в (4) получим

$$S_{СБА} = k_{СБА} [\Delta n_{СБА} \lambda / (\cos \beta \sin \alpha + k_{СБА} \sin \beta)]^2. \quad (5)$$

Беря производную от (5) по $k_{СБА}$ и приравнивая её к нулю, находим аргумент $k_{СБА\max} = \sin \alpha \tan \beta$ функции в точке её экстремума, в которой достигается максимальное значение площади СБА. Результаты расчёта зависимости $k_{СБА\max}$ от углов α и β , а также зависимостей $L_{СБАx,y}$ и $S_{СБА}$ от $k_{СБА}$ представлены на рисунке 7.

Кривая, изображённая на рисунке 7в, наглядно демонстрирует наличие точки максимума, соответствующей оптимальному значению коэффициента формы СБА. Число целых длин волн, укладываемыхся на апертуре с прямоугольной формой при произвольном углом сканирования ДН, равно

$$n_\lambda = \lceil \Delta L / \lambda \rceil, \quad (6)$$

где знак $\lceil \cdot \rceil$ означает округление числа до ближайшего меньшего целого значения. Такую ЛЗ можно реализовать с использованием $N_{ЛЗ}$ разрядов с длиной $l_n = \lambda 2^n$, $n = 0, 1, \dots, N_{ЛЗ} - 1$. Максимальная задержка в ней составит $l_{\max} = \lambda (2^{N_{ЛЗ}} - 1)$. К примеру, 4-разрядная ЛЗ обеспечит максимальную задержку волнового фронта, равную 15λ , а 5-разрядная – 31λ .

4. Выбор шага фазовой дискретизации и его влияние на ДН АФАР

Фазовая дискретизация с шагом $\Delta\phi$ приводит к появлению паразитных излучений. Уровень этих излучений определяется коэффициентом

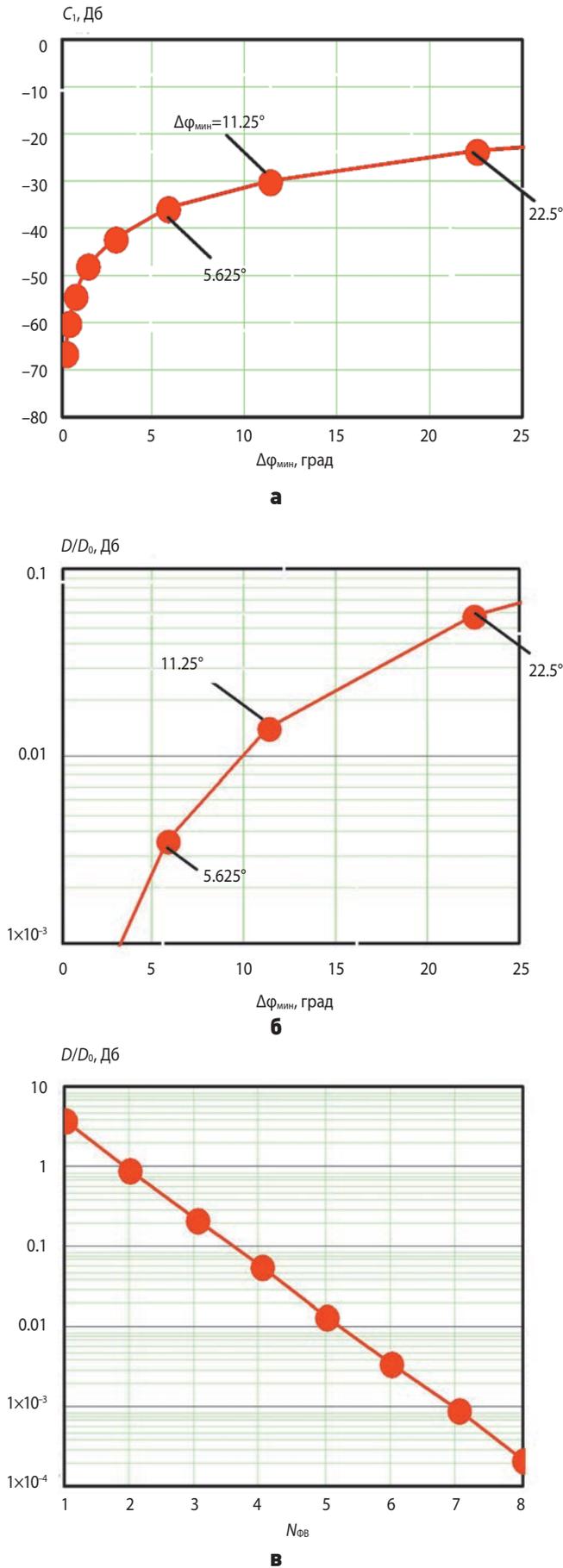
$$C_m = (-1)^m [\sin(\Delta\phi/2)] [\Delta\phi/2 + m\pi]^{-1}, \quad (7)$$

выражение для которого приведено в учебнике (Марков Г.Т., Сазонов Д.М., 1975), где $m = \pm 1, \pm 2, \dots$. Наибольший уровень паразитных максимумов, как следует из (7), возникает при $m = \pm 1$, и он равен $[\sin(\Delta\phi/2)] / [-\Delta\phi/2 + \pi]$, что при $\Delta\phi = \pi/2$ составит 0.32, или -9.6 дБ и 0.14 или -16.6 дБ при $\Delta\phi = \pi/4$. Положение главного максимума ДН не изменяется, но вот значение КНД понижается в соответствии с формулой

$$D = D_0 \text{sinc}^2(\Delta\phi/2),$$

которая также приведена в (Марков Г.Т., Сазонов Д.М., 1975). На рисунке 8 изображены графические зависимости коэффициента паразитных излучений C_1 и отношения D/D_0 , выраженных в децибелах, от минимального значения фазового дискрета, формируемого ФВ, где $\Delta\phi_{\min} = 180^\circ / 2^{n-1}$; $n = 1, 2, \dots, N_{ФВ}$.

ФОРМИРОВАНИЕ СУБАПЕРТУРНОЙ СТРУКТУРЫ АКТИВНОЙ ФАЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ РЕШЁТКИ КОСМИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ И ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ЕЁ УПРАВЛЯЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ



а – C₁; **б** – D/D₀; **в** – D/D₀.

рисунок 8. Зависимости C₁ от Δφ_{мин}, D/D₀ от Δφ_{мин} и D/D₀ от N_{ФВ}

Видим, что при $N_{ФВ} \geq 6$ дискретизация крайне незначительно влияет на уменьшение уровня КНД. Кроме того, практическая реализация аналоговых ФВ в диапазоне СВЧ с шагом изменения фазы, меньшим чем 5.625° , который реализуется 6-разрядным ФВ, оказывается крайне затруднительной. Меньший шаг изменения фазы формируют в схемах цифрового диаграммообразования (Воскресенский Д.И. и др., 2013).

5. Выбор параметров аттенюаторов

При проектировании линейных и планарных антенных решёток (ЛАР и ПАР) для уменьшения уровня боковых лепестков ДН формируют специальное амплитудное распределение возбуждений на излучателях с помощью АТ, устанавливаемых на входах УМ. Его определяют путём дискретизации непрерывного распределения по функции косинуса на пьедестале. Для ЛАР оно имеет следующий вид:

$$A(a, x') = \{1 + a \cos[2\pi(x' - 0.5)]\} / (1 + a), \tag{8}$$

где a – коэффициент аподизации, изменяющийся от 0 до 1; $x' = x/L$, x – текущая координата точки на излучателе, отсчитываемая от левого края излучателя; L – длина излучателя. В ПАР с прямоугольной формой апертуры соответствующее распределение определяют, используя (8)

$$A(a_x, a_y, x', y') = A(a_x, x')A(a_y, y'). \tag{9}$$

В (9) a_x и a_y – коэффициенты аподизации по осям x и y ; x' и y' – нормированные координаты точек на апертуре, равные x/L_x и y/L_y , соответственно.

Полагая, что $a_x = a_y = a$ и $x' = y' = 0$, определяем максимальное затухание аттенюатора, выраженное в децибелах, для ПАР с аподизацией возбуждений

$$L_{\max} = -40 \log[(1-a)(1+a)^{-1}].$$

При выполнении дискретизации затухания, вносимого аттенюатором, затухание, вносимое каждым n -м разрядом, определяется как $L_n = 2^n \Delta L$, $n = 0, 1, \dots, N_{\text{АТ}} - 1$, где $N_{\text{АТ}}$ – число разрядов; ΔL – значение минимального дискрета. Максимальное суммарное значение затухания, вносимого аттенюатором, $L_{\text{сум}} = \Delta L (2^{N_{\text{АТ}}} - 1)$. Полагается, что ΔL и L определены в децибелах. Если задано максимальное значение L_{\max} , то требуемое число разрядов определится как $N_{\text{АТ}} = \lceil \log_2[(L_{\max}/\Delta L) + 1] \rceil$, где знак $\lceil \cdot \rceil$ означает округление числа до ближайшего большего целого значения.

При аподизации ширина ДН решётки увеличивается и, кроме того, она является крайне затратной по энергетическому потенциалу локатора процедурой, поскольку приводит к резкому уменьшению уровня эквивалентной изотропно излучаемой мощности (ЭИИМ). Расширение ДН характеризуется коэффициентом γ_a , а уменьшение уровня излучаемой мощ-

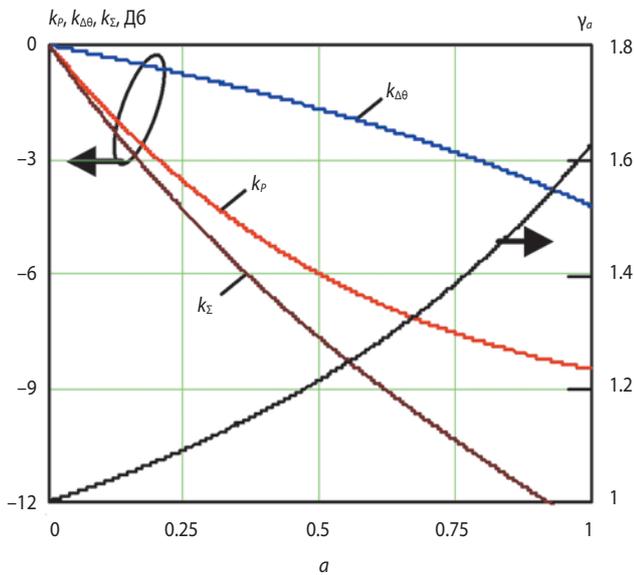


рисунок 9. Зависимости коэффициентов k_p , $k_{\Delta\theta}$, k_{Σ} и γ_α от коэффициента аподизации

ности, усиления антенны и уровня ЭИИМ – коэффициентами k_p , $k_{\Delta\theta}$ и k_{Σ} соответственно, рисунок 9. При аподизации лишь по одной из осей апертуры модули коэффициентов, выраженные в децибелах, уменьшатся вдвое.

6. Пример субапертурной структуризации АФАР

Применение разработанной методики продемонстрируем на произвольно выбранном примере решётки, за основу субапертурной структуры которой выбрана схема построения АФАР, использованная в аппаратуре PCA COSMO-SkyMed (<http://terraview/articles/photo>). Пусть апертура имеет размеры $L_x \times L_y = 5.7 \times 1.7$ м. КА вращается на солнечно-синхронной орбите с высотой 619 км. В детальном режиме размер кадра $W_x \times W_y = 5 \times 10$ км, а в маршрутном полоса захвата $W_{зах} = 30$ км. Угол визирования θ_A изменяется в диапазоне от 20° до 55° . Сканирование ДН по углу β выполняется в диапазоне $\pm 15^\circ$, а в детальном режиме кроме того ещё и по углу α в диапазоне $\pm 1.5^\circ$. Длина волны на центральной частоте 31 мм.

6.1. Общие размеры апертуры антенны

При выбранных размерах апертуры точно заданные размеры кадра и полосы захвата обеспечиваются лишь при $\theta_A = 50^\circ$. При меньших углах визирования размер кадра и полоса захвата оказываются меньшими, чем заданные, а при $\theta_A > 50^\circ$ – большими. Чтобы в точности обеспечить заданный размер кадра при $\theta_A = 55^\circ$, пришлось бы выбрать размеры апертуры $L_x \times L_y = 7.0 \times 2.8$ м, которые существенно превышают заданные.

6.2. Размеры модуля антенного и субапертуры

Обращаемся к рисунку 3 и, полагая, что угол сканирования в угломестной плоскости может достигать $\beta = \theta_{ск,ум} = (15-20)^\circ$, определяем максимальное значение вертикального размера МА $d_{МАy} = (d_{МАy}/\lambda) \times \lambda = 0.75\lambda = 23.25$ мм, а из рисунка 4б следует, что при сканировании ДН в азимутальной плоскости при $\alpha = \theta_{ск,аз} = 1.5^\circ$ и допустимости изменения уровня ПГМ в интервале от 15 дБ до 20 дБ можно выбирать размер МА в интервале $d_{МАx} = (6-9)\lambda = (186-279)$ мм.

Применительно к рассматриваемому случаю, как следует из зависимостей, приведённых на рисунке 7в, при оптимальном значении $k_{СБАmax}$ получаем размеры $(L_{СБАx} \times L_{СБАy}) = 182 \times 18.2$ см = 0.33 м². И на апертуре формально (по площади) можно было бы разместить $[(5.7 \times 1.7) / 0.33] = 30$ СБА, причём на продольной стороне по её длине укладывалось бы 3.14, а на поперечной стороне – 9.35 соответствующих длин сторон СБА.

Очевидно, такая разбивка реально не только нежелательна, но и невозможна, поскольку число СБА должно быть целым. Поэтому берём $n_{СБАx} = 4$, а $n_{СБАy} = 8$. Размеры субрешётки окажутся равными (142.5×21.25) см, и на ней разместится 32 таких СБА, причём $k_{СБА} = 21.25 / 142.5 = 0.149$, что немного выше оптимального значения. На этой СБА размещаем $n_{МАx} \times n_{МАy} = 5 \times 9 = 45$ МА с размерами каждого 285×23.6 см. Всего в решётке окажется $n_{МА} = 45 \times 32 = 1440$ МА. В качестве одиночных излучателей могут быть выбраны, например, волноводно-щелевые (Xiaole Y. et al., 2008) или микрополосковые антенны (Филиппов В.С. и др., 1994; Петров А.С., Макеев В.В., 2013).

6.3. Выбор параметров ЛЗ

Задавая три значения угла β и изменяя α от 0° до 1.5° , рассчитываем с помощью формулы (6) целое число длин волн, которые укладываются на максимальном расстоянии задержки волнового фронта ΔL , падающего на апертуру. В данном случае максимальное значение n_1 достигается при $\alpha = 1.5^\circ$, $\beta = 15^\circ$ и составляет 18λ . Это означает, что придётся использовать ЛЗ с пятью значениями дискретных задержек волнового фронта – $(1, 2, 4, 8, 16)\lambda$ соответственно.

6.4. Выбор параметров ФВ и АТ

Детальное описание методики выбора параметров ФВ и АТ дано в разделах 4 и 5.

6.5. Мощность излучателя

Подставляя предварительно найденные параметры локатора, которые стоят в правой части формулы (1), находим суммарную импульсную мощность $P_{\text{имп}}$ и затем делим её на число излучающих МА. Например, если $P_{\text{имп}}=6$ кВт, а число $n_{\text{МА}}=45 \times 32=1440$, то определяем мощность, требуемую на выходе одного усилителя $P_{\text{имп1}}=P_{\text{имп}}/n_{\text{МА}}=4.2$ Вт.

заключение

АФАР, предназначенные для космических систем ДЗЗ, реализованных на основе РСА, имеют характерные особенности, состоящие в следующем. Во-первых, в них используются короткие импульсные сигналы несущей, модулированной широкополосными сигналами с линейной частотной модуляцией и фазокодовой модуляцией. Во-вторых, диапазоны углов сканирования ДН в двух ортогональных плоскостях – по азимуту (до 3°) и по углу места (до 30°) – сильно различаются. Первая особенность вызывает необходимость использования в схеме решётки ЛЗ, вторая приводит к возможности группировки одиночных излучателей в МА лишь в продольном направлении. Для уменьшения числа ЛЗ МА группируются в СБА. Их размер определяется угловым диапазоном сканирования ДН и шириной полосы частот сигнала, модулирующего несущую частоту. В статье приведены все необходимые соотношения и на системотехническом уровне выданы рекомендации для субапертурной схемно-конструктивной структуризации больших АФАР РСА космического базирования.

список литературы

Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турок В.Э. Радиолокационные системы землеобзора. М.: Радиотехника, 2010. 677 с.

Волченков А.С., Петров А.С., Прилуцкий А.А., Чуков В.А. Побочные главные максимумы в субапертурных антенных решётках космического базирования // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 100-106.

Воскресенский Д.И., Овчинникова Е.В., Шмачилин П.А. Бортовые цифровые антенные решётки и их элементы. М.: Радиотехника, 2013. 208 с.

Евграфов А.Е., Польш В.Г. К вопросу о формировании околокруговых околоземных низковысотных орбит космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 67-74.

Занин К.А., Москатиньев И.В. Совершенствование методов оценки разрешающей способности космического радиолокатора синтезированной апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 3-10.

Марков Г.Т., Сазонов Д.М. Антенны: учебник для радиотехнических специальностей вузов. М.: Энергия, 1975. 528 с.

Петров А.С., Макеев В.В. Анализ характеристик микрополосковых антенн в дециметровом диапазоне // Радиотехника и электроника. 2013. Т. 58, № 3. С. 213-224.

Петров А.С., Прилуцкий А.А. Проекция диаграммы направленности фазированной антенной решётки на земную поверхность // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 59-66.

Петров А.С., Прилуцкий А.А., Волченков А.С. Анализ зависимости параметров космического радиолокатора с синтезированной апертурой от режима его работы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 55-63.

Прилуцкий А.А. Возбуждение АФАР больших электрических размеров широкополосным ЛЧМ-сигналом // Электронная техника. Сер. 2. Полупроводниковые приборы. 2016. Вып. 1 (240). С. 2-17.

Филиппов В.С., Пономарев Л.И., Гринев А.Ю. и др. Антенны и устройства СВЧ. Проектирование фазированных антенных решеток / Под ред. Д.И. Воскресенского. М.: Радио и связь, 1994. 592 с.

Юскевич И.А., Тепляков В.Д., Петров А.С. Моделирование зон засветки поверхности Земли диаграммами направленности многолучевых активных фазированных антенных решеток // Радиотехника и электроника. 2017. Т. 62, № 9. С. 847-856.

Bachmann M., Schwerdt M., Bräutigam B. TerraSAR-X Antenna Calibration and Monitoring Based on a Precise Antenna Model // IEEE Transactions on geoscience and remote sensing. 2010. V. 48, № 2. P. 690-701.

Hansen R. C. Phased array antennas. John Wiley&Sons, 2001. 486 p.

Mailloux R.J. Phased array antenna handbook. Artech House, 1994. 536 p.

Pitz W., Miller D. The TerraSAR-X Satellite // IEEE Transactions on geoscience and remote sensing. 2010. V. 48, № 2. P. 615-622.

URL: <http://terraview/articles/photo> (дата обращения: 01.12.2017).

Werninghaus R., Buckreuss S. The TerraSAR-X Mission and System Design // IEEE Transactions on geoscience and remote sensing. 2010. V. 48, № 2. P. 606-614.

Xiaole Y., Daning N., Shaodong L. et al. Design of a Wideband Waveguide Slot Array Antenna and its Decoupling Method for Synthetic Aperture Radar // Proceedings of the 38th European Microwave Conference. 2008. P. 136-138.

Статья поступила в редакцию 09.01.2018 г.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МОЩНОСТИ ПЕРЕДАТЧИКА И КОЭФФИЦИЕНТОВ УСИЛЕНИЯ АНТЕНН, УСТАНОВЛЕННЫХ НА БОРТУ И НАЗЕМНОМ КОМПЛЕКСЕ КОСМИЧЕСКОЙ ЦИФРОВОЙ РАДИОЛИНИИ СВЯЗИ



В.А. Чиков¹,
аспирант,
chvva@mail.ru;
V.A.Chikov

Разработаны методика и программа для персональной ЭВМ, предназначенные для расчёта энергетического потенциала и определения мощности передатчика, а также коэффициентов усиления антенн бортового и наземного комплексов космической цифровой радиолинии связи. Приведён пример расчёта энергетического потенциала и базовых параметров радиолинии.

Ключевые слова: космические цифровые радиолинии связи; энергетический потенциал радиолинии связи.

ВВЕДЕНИЕ

В системах космического радиовещания, телевидения, телефонии, радиовидения, дистанционного зондирования Земли и управления космическими аппаратами (КА) и летательными аппаратами (Клименко Н.Н., Гончаров К.А., 2016) используются космические цифровые радиолинии связи (КЦРС) между наземным комплексом (НК) и КА (Занин К.А., Москатиньев И.В., 2017; Евграфов А.Е., Польш В.Г., 2016). Трассу НК – КА называют линией «Вверх», а трассу КА – НК – линией «Вниз». Применяются также спутниковые ретрансляционные (РТР) линии

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

ESTIMATION OF TRANSMITTER POWER AND ANTENNAS GAINS WHICH WAS MOUNTED AT EARTH-STATION AND SPACE VEHICLE BOARD IN DIGITAL SPACE COMMUNICATION RADIO LINES



А.В. Садиков¹,
sadikov@laspace.ru;
A.V. Sadikov

Methodic and personal computer program for calculation of energetic budget, transmitter power and antennas gains, all used in digital space communication radio lines and mounted at the earth-station and the space vehicle board were derived. Examples of energetic budget and main parameters of those lines calculation were presented.

Key words: digital space communication radio line; energetic budget of communication radio lines.

связи между КА и комплексами приёма и обработки информации (КПОИ), между НК и КПОИ, рисунок 1.

В монографиях (Скляр Б., 2003; Бартнев В.А., Болотов Г.В. и др., 1997) вопросам расчёта энергетического потенциала (ЭП) КЦРС посвящены отдельные главы. В статье (Петров А.С., Павленко Г.П., 2006) предложен метод мультипликативных групп (МГ), входящих в уравнение для расчёта ЭП, позволяющих упростить определение коэффициентов усиления (КУ) антенн и мощности передатчика, установленных в аппаратуре КЦРС.

Lavochkin Association, Russia, Moscow region, Khimki.

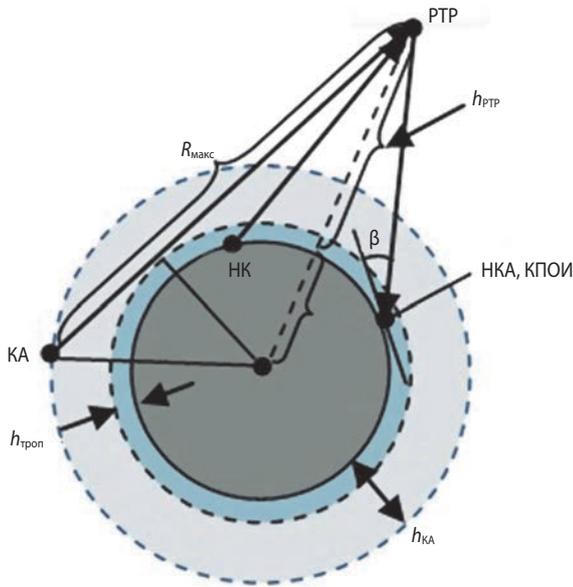


рисунок 1. Геометрия линии связи КА – РТР – НК

Цель данной статьи состоит в разработке методики определения КУ антенн и мощности передатчика по методу МГ, а также расчёта ЭП КЦРС при помощи программы, написанной на языке программирования C++, с применением свободного программного обеспечения, в среде QT кроссплатформенной реализации приложений для Windows, Linux и Mac OS X (Макс Ш., 2010).

1. Методика расчёта параметров цифровой радиолнии связи

Энергетический потенциал КЦРС определяется величиной E_b/N_0 , выражающей отношение энергии бита принимаемой информации к спектральной плотности мощности белого шума приёмного устройства. При заданном виде сигнала, модулирующего несущую частоту, и выбранном типе помехоустойчивого кодирования передаваемого сообщения, а также зафиксированной вероятности P_b получения ошибочного бита в принимаемой информации с помощью расчётных соотношений и специальных графических зависимостей, приводимых в литературе по цифровой связи (Скляр Б., 2003), определяется требуемое значение E_b/N_0 .

В свою очередь, эта величина определяется геометрической конфигурацией линии связи, параметрами приёмопередающей аппаратуры и состоянием атмосферы с помощью следующего выражения (Скляр Б., 2003; Бартнев В.А. и др., 1997):

$$\begin{aligned} E_b/N_0 &= P_{\text{прд}} G_{\text{прд}} G_{\text{прм}} / (kT_{\text{общ}} R_b L_{\text{пр}} L_{\text{атм}} L_{\text{фид}} L_{\text{доп}}) = \\ &= P_{\text{прд}} G_{\text{прд}} (G_{\text{прм}}/T_{\text{общ}}) / (kR_b L_{\text{пр}} L_{\text{атм}} L_{\text{фид}} L_{\text{доп}}), \end{aligned} \quad (1)$$

где $P_{\text{прд}}$ – мощность сигнала передатчика;

$G_{\text{прд}}$ и $G_{\text{прм}}$ – коэффициенты усиления антенн передатчика и приёмника;

$k=1.38 \times 10^{-23}$ Дж/К – постоянная Больцмана;
 $T_{\text{общ}}$ – общая шумовая температура системы;
 R_b – битовая скорость передачи информации;
 $L_{\text{пр}}, L_{\text{атм}}$ – потери пространственные и в атмосфере;

$L_{\text{фид}}$ – потери в фидерном тракте;

$L_{\text{доп}}$ – дополнительные потери, связанные с неточностью взаимного наведения антенн, нелинейными искажениями сигнала, погрешностями алгоритмов его обработки и рядом других факторов.

Запас (резерв) по энергетическому потенциалу оценивается как отношение рассчитанного к требуемому значению отношения энергии бита к спектральной плотности мощности шума, а именно $M_{\text{зап}} = (E_b/N_0)/(E_b/N_0)_{\text{треб}}$, $(G_{\text{прм}}/T_{\text{общ}})$ – энергетическая добротность приёмного устройства.

В соответствии с методикой, предложенной в (Петров А.С., Павленко Г.П., 2006), вначале рассчитывается значение мультипликативного коэффициента энергетического потенциала (КЭП)

$$\begin{aligned} \text{КЭП} &= P_{\text{прд}} G_{\text{прд}} G_{\text{прм}} = \\ &= M_{\text{зап}} (E_b/N_0)_{\text{треб}} (kT_{\text{общ}} R_b L_{\text{пр}} L_{\text{атм}} L_{\text{фид}} L_{\text{доп}}), \end{aligned}$$

который определяется как произведение мощности сигнала передатчика и коэффициентов усиления антенн, установленных на борту КА и на НК. Действительно, внимательное рассмотрение показывает, что при проектировании конкретной КЦРС все коэффициенты и параметры, описывающие КЭП, полностью определяются геометрической конфигурацией трассы, состоянием атмосферы, стандартными параметрами приёмника, требуемой скоростью передачи информации, применённым видом модуляции сигнала несущей частоты и выбранным типом помехоустойчивого кодирования информации. Таким образом, остаётся лишь найденное значение произведения $\text{КЭП} = P_{\text{прд}} G_{\text{прд}} G_{\text{прм}}$ оптимальным образом разделить на три составные части.

В бортовой аппаратуре космических радиолний связи, как правило, накладывается достаточно жёсткое ограничение на максимальное значение мощности передающего устройства. В таких системах на линии «Вниз» $P_{\text{прд}}$ может считаться заданной, что сразу позволяет определить произведение коэффициентов усиления антенн, установленных на КА и НК, а именно $G_{\text{прд}} G_{\text{прм}} = \text{МКУ} = \text{КЭП}/P_{\text{прд}}$. В статье (Петров А.С., Павленко Г.П., 2006) это произведение названо мультипликативным коэффициентом усиления (МКУ) двух антенн. Если на трассе «Вниз» передатчик работает на антенну с заданным КУ, то $G_{\text{прд}} = \text{МКУ}/G_{\text{прм}}$. И наоборот, $G_{\text{прм}} = \text{МКУ}/G_{\text{прд}}$.

Для линии «Вверх» можно взять увеличенное значение $P_{\text{прд}}$, учитывая при этом ограничение по уровню эквивалентной изотропно излучаемой мощности (ЭИИМ), допускаемому регламентом радиосвязи.

На линии «Вниз» придётся выбирать компромисс между значениями $P_{\text{прд}}$ и $G_{\text{КА}}$ при зафиксированном их произведении.

В связи с тем, что коэффициенты, входящие в уравнение (1) имеют либо очень малое значение (например, постоянная Больцмана), либо очень большое (коэффициенты усиления антенн и пространственные потери), расчёт ЭП приходится выполнять с помощью ЭВМ. Блок-схемы, описывающие модель расчёта ЭП КЦРС на линиях «Вверх» (НК→КА) и «Вниз» (КА→НК), представлены на рисунке 2.

Коэффициент усиления антенны оцениваем по формуле

$$G = 4\pi S_a \eta / \lambda^2,$$

где S_a – площадь апертуры антенны; η – коэффициент использования её площади; λ – длина волны в вакууме.

Для антенны с круглой апертурой $G = (\pi D_a)^2 \eta / \lambda^2$, где D_a – её диаметр. Пространственные потери

$$L_{\text{пр}} = (4\pi R / \lambda)^2,$$

где R – наклонная дальность, определяемая геометрией трассы (Петров А.С., Прилуцкий А.А., 2017; Скляр Б., 2003; Юскевич И.А. и др., 2017) Потери в атмосфере с учётом осадков, выраженные в децибелах (Бартенев В.А., Болотов Г.В. и др., 1997),

$$L_{\text{атм}}(\beta) \approx L_{90^\circ} / \sin(\beta),$$

где L_{90° – потери в атмосфере при угле скольжения (возвышения); $\beta = 90^\circ$, также выраженные в децибелах.

Если на входе малошумящего усилителя (МШУ) с коэффициентом шума $K_{\text{ш}}$ установлен фидерный тракт (ФТ) и полосно-пропускающий фильтр (ППФ), имеющие суммарные диссипативные потери $L_{\text{фид}}$, то общая шумовая температура системы, состоящей из антенны, ФТ, ППФ и МШУ, определится как

$$T_{\text{общ}} = T_a + (L_{\text{фид}} K_{\text{ш}} - 1) 290^\circ,$$

где $L_{\text{фид}}$ и $K_{\text{ш}}$ выражены в относительных единицах и связаны с соответствующими величинами, выраженными в децибелах, следующим образом: $L_{\text{фид}} = 10^{L_{\text{фид}}(\text{дБ})/10}$, $K_{\text{ш}} = 10^{K_{\text{ш}}(\text{дБ})/10}$. Шумовая температура антенны T_a рассчитывается по формуле

$$T_a = T_{\text{н(з)}} + (1 - 10^{-L_{\text{атм}}(\beta)/10}) 260^\circ,$$

в которой на линии «Вниз» для антенны НК, нацеленной на КА, в качестве $T_{\text{н(з)}}$ принимается шумовая температура неба $T_{\text{н}}$, определяемая по графикам, приведённым в монографиях (Скляр Б., 2003; Бартенев В.А., Болотов Г.В. и др., 1997), а на линии «Вверх» для антенны КА, нацеленной на НК, в качестве $T_{\text{н(з)}}$ принимается значение $T_3 = 290^\circ$.

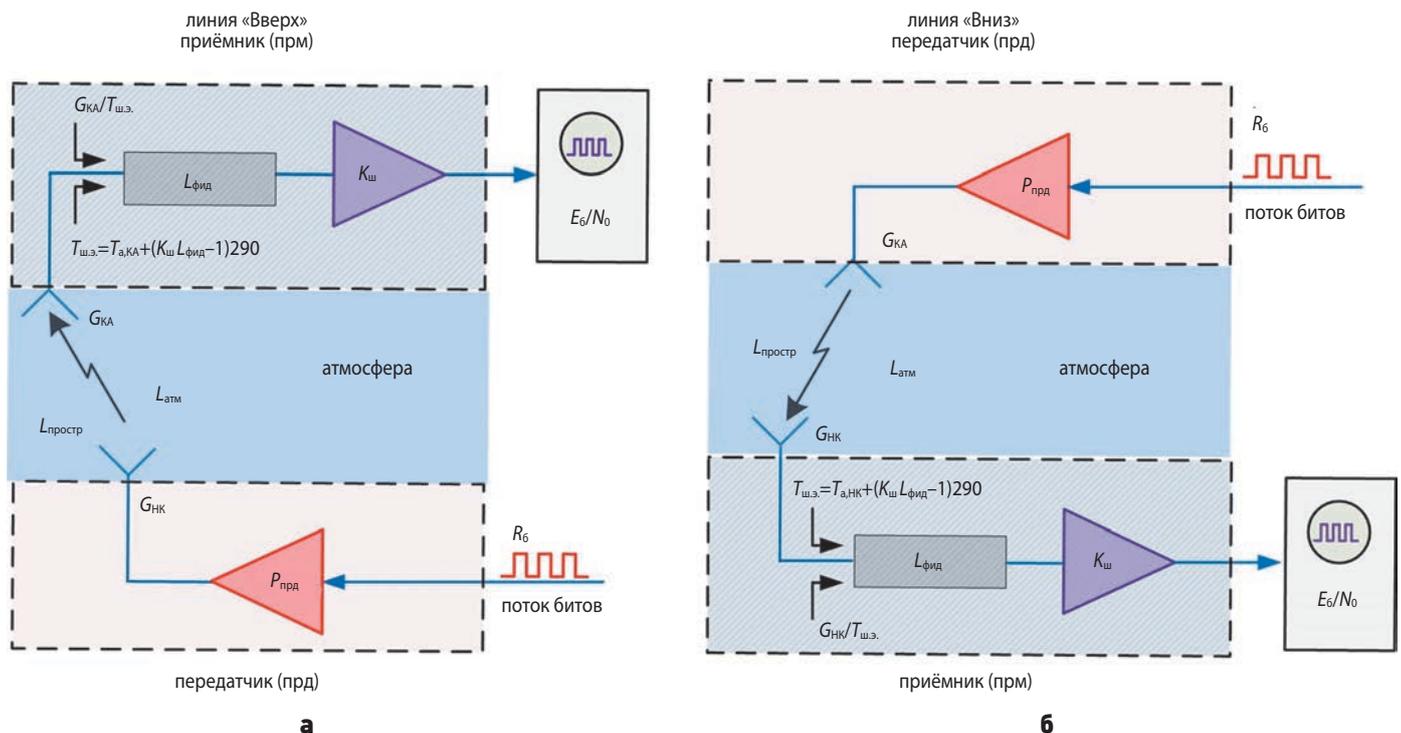
Вероятность битовой ошибки, например, при модуляции типа M -QAM, где $M = 2^k$, рассчитывается по формуле (Скляр Б., 2003)

$$P_6 \approx [2(1-L^{-1}) / (\log_2 L)] Q[(3 \log_2 L)(L^2 - 1)^{-1/2} (E_b / N_0)],$$

где гауссов интеграл ошибок $Q(x) = 0.5 \text{erfc}(x/2)$;

$$\text{erfc}(x) = 2\sqrt{\pi} \int_x^\infty \exp(-u^2) du; L = \sqrt{M}.$$

Результаты расчёта представлены на рисунке 3.



а – линия «Вверх»; б – линия «Вниз».

рисунк 2. Блок-схемы, описывающие модель расчёта ЭП КЦРС

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МОЩНОСТИ ПЕРЕДАТЧИКА И КОЭФФИЦИЕНТОВ УСИЛЕНИЯ АНТЕНН, УСТАНОВЛЕННЫХ НА БОРТУ И НАЗЕМНОМ КОМПЛЕКСЕ КОСМИЧЕСКОЙ ЦИФРОВОЙ РАДИОЛИНИИ СВЯЗИ

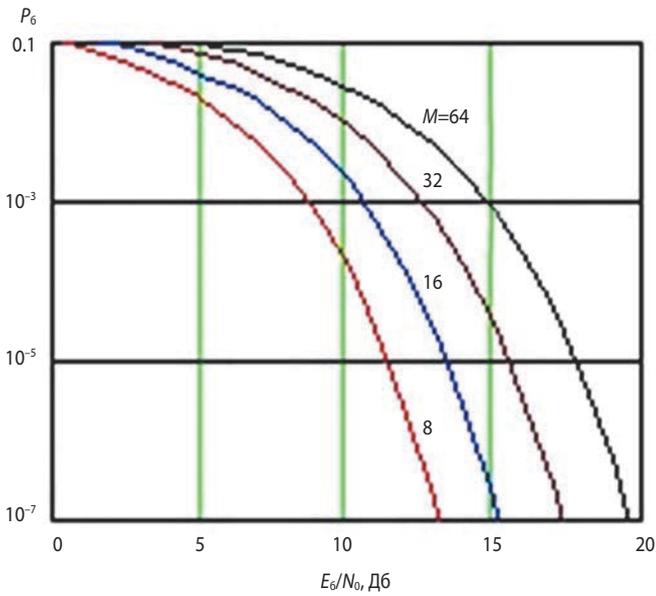


рисунок 3. Зависимость вероятности возникновения битовой ошибки от отношения энергии бита к спектральной плотности мощности белого шума при модуляции M -QAM и $M=8, 16, 32$ и 64

Как видим, при $M=16$ для обеспечения вероятности появления ошибочного бита $P_b < 10^{-7}$ потребовалось бы иметь отношение $E_b/N_0 > 15$ дБ. Для уменьшения этого отношения следует воспользоваться методами помехоустойчивого кодирования. Они позволяют уменьшить уровень требований к отношению E_b/N_0 , выраженному в децибелах, в два-три раза за счёт снижения скорости передачи информации (Скляр Б., 2003).

При оценке энергетического потенциала ретрансляционных КЦРС вначале поочередно рассчитывают ЭП на линиях «Вверх» и «Вниз» и получают значения отношений $(E_b/N_0)_{\text{Вверх}}$ и $(E_b/N_0)_{\text{Вниз}}$. Затем определяют суммарное значение отношения энергии бита к спектральной плотности мощности белого шума по формуле

$$(E_b/N_0)_\Sigma^{-1} = (E_b/N_0)_{\text{Вверх}}^{-1} + (E_b/N_0)_{\text{Вниз}}^{-1}.$$

При определении ЭП в РТР линиях связи, в которых используются нерегенеративные РТР, необходимо учесть некоторые существенные особенности. Во-первых, надо принять во внимание такой параметр используемого РТР, как максимально до-

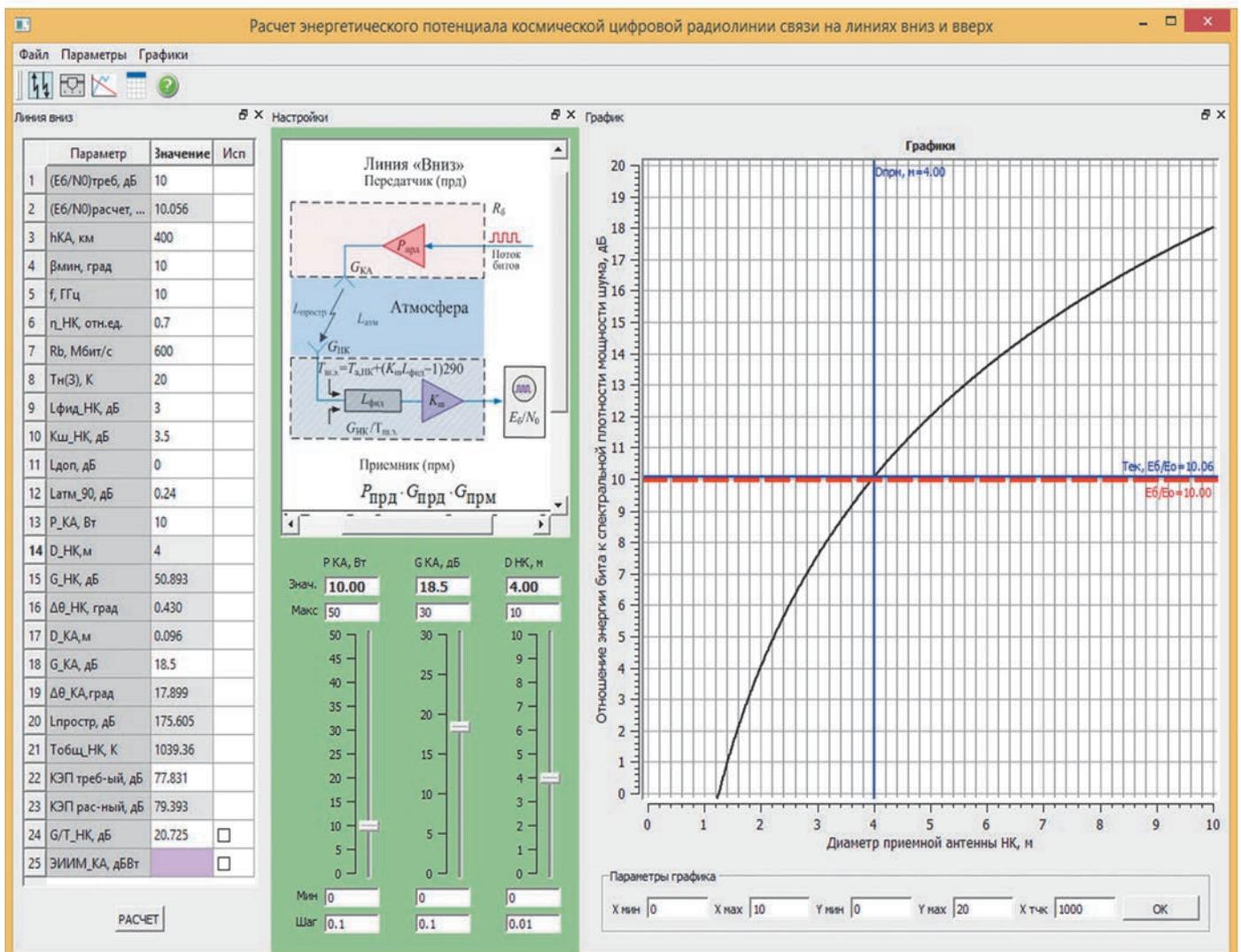


рисунок 4. Меню программы

пустимый уровень потока мощности $W_{\text{макс}}$ на входе антенны, который переводит его входной усилитель мощности в режим насыщения. На ЭИИМ передающего устройства этот параметр накладывает ограничение $E_{\text{ИИМ}}_{\text{прд}} \leq 4\pi R^2 W_{\text{макс}}$. В режиме коллективного использования аппаратуры РТР на линии «Вверх» эту величину придётся дополнительно сократить с учётом выделенного энергетического ресурса РТР. Во-вторых, следует также помнить о том, что при проведении расчёта ЭП на линии «Вниз» уровень ЭИИМ, указанный в паспортных данных на РТР, также необходимо уменьшить, учтя тот же коэффициент выделенного ресурса.

2. Программа расчёта энергетического потенциала КЦРС

Описанная методика реализована алгоритмически и программно на языке C++, с применением СПО в среде QT. Меню программы, работающей в режиме расчёта ЭП КЦРС на трассе «Вниз», представлено на рисунке 4.

В главном окне программы расположены три формы. Первая из них предназначена для введения основных параметров радиолинии. Во вторую внесены слайдеры, позволяющие плавно изменять значения мощности, коэффициента усиления антенны передающего устройства КА и диаметра антенны наземного комплекса. В третьей форме отображается графическая зависимость отношения энергии бита к спектральной плотности мощности белого шума от диаметра антенны НК. Предусмотрена возможность переключения режимов работы программы на линиях «Вверх» и «Вниз», задания различных групп входных и вычисляемых параметров, выдачи результатов расчёта в табличном и графическом виде.

Для примера рассмотрим расчёт ЭП на линии «Вниз», при передаче информации с борта КА на наземный комплекс. После запуска программы КЦРС.exe в таблице «Линия вниз», во второй колонке «Значения» будут указаны на белом фоне заданные по умолчанию параметры КЦРС. Все вычисляемые параметры отображаются на сером фоне в той же колонке. Введём в столбец «Значения» следующие параметры линии: $(E_b/N_0)_{\text{треб}}=10$; $h_{\text{КА}}=400$ км; $\beta_{\text{мин}}=10^\circ$; $f=10$ ГГц; $\eta_{\text{НК}}=0.7$; $R_6=600$ МБит/с; $T_{\text{н(з)}}=20$ К температура неба (для линии «Вниз», приёмная антенна направлена в космос); $L_{\text{фид}}=2$ дБ; $K_{\text{ш}}=3.5$ дБ; $L_{\text{доп}}=0.85$ дБ; $L_{\text{атм}_90}=0.25$ дБ. При введении $(E_b/N_0)_{\text{треб}}$ следует учесть коэффициент запаса. Рекомендуется выбрать его значение $M=3$ дБ (Скляр Б., 2003).

Вначале зададим мощность генератора, установленного на КА, $P_{\text{КА}}=8$ Вт, коэффициент усиления бортовой антенны $G_{\text{КА}}=14$ дБ и диаметр антенны приёмника $D_{\text{НК}}=3.5$ м. После выполнения расчёта в графическом окне программы построится график, а в колонке «Значения» в соответствующих строках

на сером фоне появятся вычисленные параметры линии. При заданных $P_{\text{КА}}$, $G_{\text{КА}}$ и $D_{\text{НК}}$ в результате расчёта получим $(E_b/N_0)_{\text{расчёт}}=6.884$ дБ, что меньше требуемого значения, равного 10 дБ. Для его увеличения следует воспользоваться слайдерами. Устанавливая их положения, которые указаны на рисунке 4, получим отношение $(E_b/N_0)_{\text{расчёт}}=10$ дБ при следующих значениях параметров аппаратуры радиолинии: коэффициент усиления приёмной антенны $G_{\text{КА}}=15.0$ дБ, мощность бортового передатчика $P_{\text{КА}}=10$ Вт и диаметр приёмной антенны наземного комплекса $D_{\text{НК}}=4$ м.

заключение

Разработанные методика, алгоритмы и программа позволяют ускорить процесс определения мощности передатчика и коэффициентов усиления антенн, установленных на НК и КА, при которых обеспечивается заданный уровень отношения энергии бита к спектральной плотности мощности белого шума КЦРС.

список литературы

- Бартенев В.А., Болотов Г.В., Быков В.Л. и др. Спутниковая связь и вещание: справочник // Под ред. Л.Я. Кантора. М.: Радио и связь, 1997. 526 с.
- Евграфов А.Е., Польш В.Г. К вопросу о формировании околокруговых околоземных низко-высотных орбит космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 67-74.
- Занин К.А., Москатиньев И.В. Совершенствование методов оценки разрешающей способности космического радиолокатора синтезированной апертуры // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 3-10.
- Клименко Н.Н., Гончаров К.А. Предварительное проектирование экспериментальных псевдокосмических аппаратов на солнечной энергии для валидации длительного беспосадочного полета // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4. С. 81-89.
- Макс Ш. QT 4.5 Профессиональное программирование на C++. 2010. 896 с.
- Петров А.С., Павленко Г.П. Энергетика цифровой радиолинии связи и определение параметров антенных устройств с помощью мультипликативных коэффициентов // Электромагнитные волны и электронные системы. 2006. Т. 11, № 2-3. С. 106-108.
- Петров А.С., Прилуцкий А.А. Проекция диаграммы направленности фазированной антенной решётки на земную поверхность // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 59-66.
- Скляр Б. Цифровая связь. Теоретическое и практическое применение: пер. с англ. М.: Вильямс, 2003. 1102 с.
- Юскевич И.А., Тепляков В.Д., Петров А.С. Моделирование зон засветки поверхности Земли диаграммами направленности многолучевых активных фазированных антенных решеток // Радиотехника и электроника. 2017. Т. 62, № 9. С. 847-856.

Статья поступила в редакцию 16.04.2018 г.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ В ЖУРНАЛЕ

1. К публикации в журнале «Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина» принимаются статьи по космической 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). Тема и основное содержание статей предварительно согласовываются с редколлегией журнала.

2. Статьи из других организаций направляются в адрес АО «НПО Лавочкина» с сопроводительным письмом на имя генерального директора. К статье необходимо приложить оформленный акт экспертизы, заключение комиссии по экспортному контролю и рецензию.

3. Между авторами статей и редакцией журнала заключается лицензионный договор о передаче неисключительных прав.

4. Статья должна быть подписана всеми авторами. Объём статьи не должен превышать 15 страниц текста и 8 рисунков. Все страницы должны быть пронумерованы.

5. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:

- индекс УДК (слева);
- инициалы и фамилии авторов, учёное звание и учёная степень каждого из авторов, должность, 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.

6. Рукопись статьи предоставляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа формата **A4**.

7. Набирать текст и формулы необходимо в **MS Word 2010**, используя стандартные шрифты **Times New Roman**, размер – **14**, интервал – **полтора**. Поля со всех сторон – **25 мм**.

8. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 14. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.

9. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.

10. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы. Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц. Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц.

11. Рисунки и графики оформляются в **цветном** изображении, должны быть чёткими и не требовать перерисовки.

Шрифт текста в иллюстративном материале **Arial Reg**, со **строчных букв** (кроме названий и имён).

12. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.

13. К статье следует приложить диск с файлами:

- сформированной статьи;
- рисунков, графиков (выполняются в форматах **jpeg** или **tiff** с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
- фотографий авторов (размер фотографий не менее 10×15);
- сведений об авторах.

В сведениях об авторах следует сообщить: ФИО (полностью), учёное звание, учёную степень, аспирант или соискатель учёной степени, домашний и рабочий телефоны (с кодом города), мобильный (предпочтительней), адрес электронной почты.

Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов Вы можете получить у сотрудников редакции по тел.: 8 (495) 575-55-63.

издатель

ОРДЕНА ЛЕНИНА, ДВАЖДЫ ОРДЕНОВ ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМЕНИ

АО «НПО ЛАВОЧКИНА»

редактор В.В. Ефанов

технический редактор А.В. Савченко

корректоры М.С. Винниченко, Н.В. Пригородова

вёрстка А.Ю. Титова

художественное оформление журнала, обложек, оригинал-макета –

«СТУДИЯ Вячеслава М. ДАВЫДОВА»

подписано в печать 26.09.2018. формат 60×84/8.

бумага офсетная. печать офсетная. объём 12,0 печ. л. тираж 300 экз. цена свободная

отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ООО «СИНТЕРИЯ»

109316, город Москва, проспект Волгоградский, д. 43, корп. 3



85 лет Михаилу Яковлевичу МАРОВУ

28 июля 2018 года исполнилось 85 лет Михаилу Яковлевичу Марову, доктору физико-математических наук, профессору, академику РАН – крупному учёному в области механики и физики космоса, изучения и математического моделирования космических природных сред. После окончания МГТУ имени Н.Э. Баумана в 1958 году пришёл работать инженером в РКК «Энергия», с 1962 года заведующий сектором, а с 1967 года заведующий отделом Института прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН. С 2008 года заведующий отделом планетных исследований и космохимии Института геохимии и аналитической химии имени В.И. Вернадского РАН.

Ему принадлежит ведущая роль в разработке и осуществлении отечественной многолетней программы фундаментальных космических исследований, в изучении космического пространства, Луны, Венеры, Марса и малых тел Солнечной системы.

При его значительном участии проведены уникальные, пионерские исследования Венеры, Марса и кометы Галлея, получившие мировое признание. Им созданы оригинальные методы математического моделирования планет и комет в разработку ряда актуальных проблем космогонии и экологии.

Разработанные им модели были положены в НПО имени С.А. Лавочкина в основу проектирования научных автоматических межпланетных станций, траекторий спуска и конструкции посадочных аппаратов в агрессивных и неоднородных внешних средах планет.

Лекции профессора Марова о проблемах космогонии и исследования Вселенной вызывают неподдельный интерес в мире, как у научной общественности, так и у молодёжи, стремящейся в космос. В НПО имени С.А. Лавочкина они также собирали огромные аудитории.

М.Я. Маров опубликовал значительное количество научных работ в российских и зарубежных высокорейтинговых журналах и почти 20 монографий по актуальным вопросам космических исследований, механики и физики космических сред.

Он ведёт активную научно-организационную и педагогическую работу, является главным редактором научного журнала РАН «Астрономический вестник», «Solar System Research» и членом редколлегий международных журналов, является членом бюро Совета РАН по космосу. Возглавляет Комиссию академии наук по изучению творческого наследия К.Э. Циолковского и оргкомитет

Циолковских чтений, принимает активное участие в ряде международных научных организаций. Творческая, плодотворная дружба проектантов, конструкторов НПО имени С.А. Лавочкина и академика Марова насчитывает почти пятьдесят пять лет. Она способствовала созданию нами межпланетных станций, которые впервые в мире оказались на Луне, Венере, Марсе и провели уникальные исследования. Он удостоен многих отечественных (в том числе правительственных) и международных наград.

Редколлегия и редсовет журнала, руководство и коллектив НПО сердечно поздравляют юбиляра и желают ему крепкого здоровья, счастья, удачи, творческих успехов, новых научных свершений.

За время космической деятельности с 1965 года НПО имени С.А. Лавочкина создало и запустило в космос 15 автоматических межпланетных станций для изучения Венеры, из них 12 успешных и 3 частично успешных экспедиций. «ВЕНЕРА-7» в 1970 году впервые совершила мягкую посадку на планету. В настоящее время ведётся проработка международного проекта «ВЕНЕРА-Д» для углублённого исследования планеты дистанционными и контактными методами с увеличенным сроком активного существования.

В ОКТЯБРЕ ВЫХОДИТ 2018 В СВЕТ Г О Д А МОНОГРАФИЯ

2.2.

2.2.1 ГРАВИТАЦИОННЫЕ МАНЁВРЫ ДЛЯ ИЗМЕНЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ЭНЕРГИИ КА

2.2.1. Первый в истории гравитационный манёвр, совершённый отечественной АМС «Луна-3»

Использование гравитационных манёвров около естественных небесных тел позволяет значительно расширить область освоения Солнечной системы тем же уровнем развития космической техники. Впервые в мире гравитационный манёвр осуществлён в 1959 году во время полёта КА «Луна-3» (Лавочкин В.И., 1960), передавшей первые изображения обратной стороны Луны. Изменение орбиты было рассчитано так, чтобы аппарат при возвращении к Земле снова пролетел над Северным полюсом, где были расположены советские наблюдательные станции (рисунком 2.2.1).

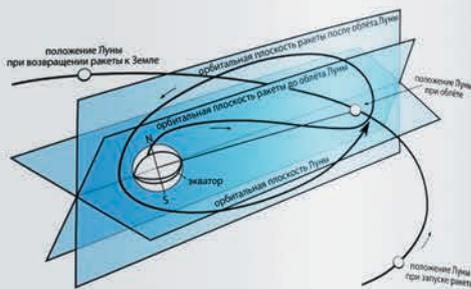


Рисунок 2.2.1. Схема полёта АМС «Луна-3»

2.2.2. Космические проекты с многократным использованием гравитационных манёвров для увеличения орбитальной энергии

Использование гравитационных манёвров (ГМ, или GAM – Gravity Assist Maneuver) около естественных небесных тел позволяет значительно расширить область освоения Солнечной системы при существующем уровне развития космической техники. Дополнительное приращение характеристической скорости, получаемое практически безвозмездно – за счёт орбитальной энергии планет или их спутников – создаёт возможность существенной экономии ресурсов для полётов к планетам-гигантам, и, в первую очередь – к системе Юпитера (СЮ) (Минотёр М., 1963; 1972).

178

В рамках космических программ «Вояджер-1» («Voyager-1») и «Вояджер-2» («Voyager-2») для нового разгона в 1974 году гравитационный манёвр («Манёвр 10») было проведено к Меркурию. АМС «Вояджер-1» стартовала была определена на 16 дней раньше, но она не успела совершить манёвр. АМС «Вояджер-2» совершила манёвр в 1976 году «Вояджер-1», до 19 января 2006 года в 19 января 2006 года в («New Horizons»). Несмотря на более высокую скорость, скорость аппарата «Новые горизонты» достигла скорости «Вояджера-1» – 16,1 км/с. За счёт гравитационного манёвра в 2011 году была выведена на орбиту спутник «Cassini» для разгонного манёвра к Венере (дважды), Земли и Юпитера.

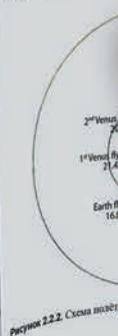


Рисунок 2.2.2. Схема полёта КА «Кассини»

179



БАЛЛИСТИКО- НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЁТОВ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ К ТЕЛАМ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

Г.К. БОРОВИН
Ю.Ф. ГОЛУБЕВ
А.В. ГРУШЕВСКИЙ
Г.С. ЗАСЛАВСКИЙ
М.В. ЗАХВАТКИН
В.В. КОРЯНОВ
С.М. ЛАВРЕНОВ
И.М. МОРСКОЙ
А.В. СИМОНОВ
В.А. СТЕПАНЬЯНЦ
А.Т. ТУЧИН
Д.А. ТУЧИН
В.С. ЯРОШЕВСКИЙ

2018

Монография представляет собой обобщённый опыт работы учёных Научно-производственного объединения имени С.А. Лавочкина и Института прикладной математики имени М.В. Келдыша за более пятидесятилетний период по обеспечению полётов автоматических межпланетных станций для исследования Луны, Венеры, Марса.

В книге приведены современные подходы небесной механики в области баллистического проектирования межпланетных полётов. Она поможет специалистам по механике космического полёта в реализации сложных отечественных и международных проектов исследования космического пространства.