



АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА

Орган Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского
и Академии наук авиации и воздухоплавания

Журнал выходит ежемесячно
Выпускается с августа 1998 г.

Г.В. НОВОЖИЛОВ –

Главный редактор (авиация)

А.С. КОРОТЕЕВ –

Главный редактор (ракетная техника
и космонавтика)

Л.А. ГИЛЬБЕРГ –

зам. Главного редактора

Члены редакционной коллегии	Редакционный совет
В.В. АЛАВЕРДОВ	А.М. МАТВЕЕНКО – председатель
А.А. АЛЕКСАНДРОВ	О.М. АЛИФАНОВ
А.П. АЛЕКСАНДРОВ	Н.А. АНФИМОВ
А.Н. ГЕРАЩЕНКО	И.В. БАРМИН
В.Г. ДМИТРИЕВ	В.Е. БАРСУК
А.Н. ЗЕЛИН	В.Ф. БЕЗЪЯЗЫЧНЫЙ
Б.И. КАТОРГИН	Б.В. БОДИН
П.И. КЛИМУК	А.Ф. ВОИНОВ
А.А. ЛЕОНОВ	Ю.Ф. ГОРТЫШОВ
В.А. ЛОПОТА	М.Б. ГУЗАЙРОВ
А.М. МАТВЕЕНКО	В.А. ДАВЫДОВ
С.В. МИХЕЕВ	Г.Л. ДЕГТЯРЕВ
Н.Ф. МОИСЕЕВ	О.Ф. ДЕМЧЕНКО
А.Ф. МОРОЗЕНКО	Н.Н. ДОЛЖЕНКОВ
Ф.Н. МЯСНИКОВ	Ю.С. ЕЛИСЕЕВ
А.Н. ПЕРМИНОВ	С.Ю. ЖЕЛТОВ
М.А. ПОГОСЯН	Л.М. ЗЕЛЕННЫЙ
Г.М. ПОЛИЩУК	А.Н. КИРИЛИН
Г.Г. РАЙКУНОВ	В.А. КОБЗЕВ
О.Н. РУМЯНЦЕВА	В.А. КОМАРОВ
М.П. СИМОНОВ	А.А. КОРОТЕЕВ
В.В. ТЕРЕШКОВА	В.В. КРЫМОВ
И.Б. ФЕДОРОВ	А.Н. КУРИЛЕНКО
Е.А. ФЕДОСОВ	Л.Н. ЛЫСЕНКО
С.Л. ЧЕРНЫШЕВ	А.П. МАНИН
Ответственные секретари журнала	В.А. МЕНЬШИКОВ
И.Н. МЫМРИНА	Т.А. МУСАБАЕВ
Д.Я. ЧЕРНИС	В.Е. НЕСТЕРОВ
Редактор- организатор	К.М. ПИЧХАДЗЕ
О.С. РОДЗЕВИЧ	С.С. ПОЗДНЯКОВ
	В.А. ПОЛЕТАЕВ
	Ю.А. РЫЖОВ
	Г.Г. САЙДОВ
	В.Г. СВЕТЛОВ
	А.Н. СЕРЬЕЗНОВ
	М.Ю. СМУРОВ
	В.П. СОКОЛОВ
	А.В. СОЛЛОГУБ
	В.А. СОЛОВЬЕВ
	А.И. ТАТУЕВ
	Б.Е. ЧЕРТОК
	В.В. ШАЛАИ
	В.А. ШАТАЛОВ
	И.С. ШЕВЧУК

Представители журнала:

г. Казань: Р.И. АДГАМОВ, тел. (843) 238-46-23
Роскосмос: А.А. ВОРОБЬЕВ, тел. (495) 975-45-86
Минобороны РФ: А.В. ДРОБЫШЕВСКИЙ,
тел. (495) 696-44-38
г. Уфа: О.Б. СЕВЕРИНОВА, тел. (3472) 73-07-23
Франция, Париж: Е.Л. ЧЕХОВ,
тел. (10331) 47-49-28-05

© ООО "Издательство Машиностроение", 2010

© ООО "Машиностроение – Полет", 2010

СОДЕРЖАНИЕ

Крикалёв С.К., Наумов Б.А. 50 лет Центру подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина	3
Дмитриев В.Г., Володин В.В. Роль инновационного подхода в создании самолетов нового поколения	14
Ахметов Р.Н., Макаров В.П., Соллогуб А.В. Критериальный подход к управлению живучестью автоматических КА ДЗЗ	24
Пушков С.Г., Харин Е.Г., Ловицкий Л.Л. Технология определения воздушных параметров при полете ЛА на больших углах атаки	30
Сысоев В.К., Пичхадзе К.М., Арапов Е.А. Анализ возможных схем построения космических солнечных электростанций	37
Мельникова Н.С., Гуминский А.А. Экспериментальное подтверждение достоверности регрессионной модели расчета температуры газа ГТД	48
Булычев В.Ю., Булычев Ю.Г., Манин А.П., Семёнов И.Г. Прикладные аспекты теории нелинейной фильтрации в задаче оценивания движения ЛА	52

Журнал входит в перечень утвержденных ВАК РФ изданий для публикации трудов соискателей ученых степеней.

*Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.
За содержание рекламных материалов ответственность несет рекламодатель.
Плата с аспирантов за публикацию статей не взимается.
Аннотации статей журнала и требования к оформлению представляемых авторами рукописей приведены на сайте издательства "Машиностроение"
<http://www.mashin.ru>*

Адрес редакции: 107076, Москва, Стромынский пер., 4
Телефоны: (499) 269-48-96; (499) 268-49-69; (499) 268-33-39
Факс: (499) 269-48-97; (499) 268-33-39
Адрес электронной почты: polet@mashin.ru
Адрес в интернете: <http://www.mashin.ru>



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

Journal of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky
and Academy of Aviation and Aeronautics Sciences

The journal is issued monthly
Published since August 1998

G.V. NOVOZHILOV –

Editor-in-Chief (Aviation)

A.S. KOROTEYEV –

Editor-in-Chief (Rocket Technology
and Cosmonautics)

L.A. GILBERG –

Deputy Editor-in-Chief

Editorial

Board Members

V.V. ALAVERDOV
A.A. ALEKSANDROV
A.P. ALEKSANDROV
A.N. GERASHCHENKO
V.G. DMITRIYEV
A.N. ZELIN
B.I. KATORGIN
P.I. KLIMUK
A.A. LEONOV
V.A. LOPOTA
A.M. MATVEYENKO
S.V. MIKHEYEV
N.F. MOISEEV
A.F. MOROZENKO
F.N. MYASNIKOV
A.N. PERMINOV
M.A. POGOSYAN
G.M. POLISHCHUK
G.G. RAYKUNOV
O.N. RUMYANTSEVA
M.P. SIMONOV
V.V. TERESHKOVA
I.B. FEDOROV
E.A. FEDOSOV
S.L. CHERNYSHEV

**Executive secretaries
of the journal**

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

O.S. RODZEVICH

Editorial

Committee

A.M. MATVEYENKO,
Chairman
O.M. ALIFANOV
N.A. ANFIMOV
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. BEZYAZCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKOV
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOBZEV
V.A. KOMAROV
A.A. KOROTEYEV
V.V. KRYMOV
A.N. KURYLENKO
L.N. LYSENKO
A.P. MANIN
V.A. MENSNIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
K.M. PICHKHADZE
S.S. POZDNYAKOV
V.A. POLETAYEV
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLLOGUB
V.A. SOLOV'EV
A.I. TATUEV
B.E. TCHERTOK
V.V. SHALAY
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23

Roscosmos: A.A. VOROBIOV, phone (495) 975-45-86

Ministry of Defence of Russian Federation:

A.V. DROBYSHEVSKIY, phone (495) 696-44-38

Ufa: O.B. SEVERINOVA, phone (3472) 73-07-23

France, Paris: E.L. TCHEHOV, phone (10331) 47-49-28-05

© Ltd Co "Mashinostroenie Publishing House", 2010

© Ltd Co "Mashinostroenie – Polyot", 2010

CONTENTS

Krikalev S.K., Naumov B.A. Yu.A. Gagarin Cosmonaut Training Center 50 th Anniversary	3
Dmitriyev V.G., Volodin V.V. Innovative Approach To New Generation Aircraft Development	14
Akhmetov R.N., Makarov V.P., Sollogub A.V. Criterion Analysis Of Automatic Spacecraft Survivability Control	24
Pushkov S.G., Kharin E.G., Lovitsky L.L. Flight Test Determination Technology Of Air Parameters On High Angles Of Attack	30
Sysoev V.K., Pichkhadze K.M., Arapov E.A. Analyzing Possible Designs Of Space-Based Solar Power Plants	37
Melnikova N.S., Guminsky A.A. Experimental Demonstration Verification Regression Model Of A Gas Temperature Estimation	48
Bulychev V.Yu., Bulychev Yu.G., Manin A.P., Semyonov I.G. Applications Of Non-Linear Filtration Theory To Aircraft Motion Assessment	52

The journal is in the list of editions, authorized by the Supreme Certification Committee of the Russian Federation to publish the works of those applying for a scientific degree.

Viewpoints of authors of papers do not necessarily represent the Editorial Staff's opinion.

Post-graduates have not to pay for the publication of articles.

Annotations of magazine articles and features required of author manuscript desing are available at "Mashinostroenie Publishing House" Internet Site <http://www.mashin.ru>

Address of the editorial office: 107076, Moscow, Stromynsky Lane, 4

Phones: (499) 269-48-96; (499) 268-49-69; (499) 268-33-39

Fax: (499) 269-48-97; (499) 268-33-39

E-mail address: polet@mashin.ru

Internet address: <http://www.mashin.ru>

УДК 629.7

50 лет Центру подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина

С.К. Крикалёв, Б.А. Наумов

E-mail: infogctc@gctc.ru

В статье рассказано об истории создания Центра подготовки космонавтов и отряда космонавтов. Рассмотрены задачи, стоявшие перед Центром при его создании, а также состояние и основные виды деятельности Центра в настоящее время.

Ключевые слова: космонавт; Центр подготовки космонавтов; технические средства подготовки космонавтов; Звёздный городок; Международная космическая станция; первый отряд космонавтов; пилотируемый полет; тренажер.

S.K. Krikalev, B.A. Naumov. Yu.A. Gagarin Cosmonaut Training Center 50th Anniversary

The article covers the history of Cosmonaut training center and the cosmonaut team. Tasks, which the Center faced in the past and its main present activities.

Key words: cosmonaut; Cosmonaut training center; technical facilities meant for training; Star city; International space station; the first cosmonaut team; manned flight; training simulator.

В начале 2010 г. Центру подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина исполнилось 50 лет. История центра неразрывно связана с рождением и развитием отечественной пилотируемой космонавтики.

В конце 50-х гг. минувшего века трудом и талантом нашего народа в Советском Союзе были созданы все необходимые научно-технические предпосылки для полета человека в космос. Этот вопрос обсуждался на совещании в Академии наук СССР в самом начале 1959 г. Задача пилотируемого полета была определена двумя постановлениями ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 5 января 1959 г.

Анализ, проведенный военными врачами, показал, что наиболее подходящими кандидатами для первого полета человека в космос являются военные летчики. Об этом же говорил и С.П. Королёв: "Для такого дела более всего подходит летчик-истребитель. Это и есть универсальный специалист. Он и пилот, и штурман, и связист, и бортинженер. А будучи кадровым военным, он обладает необходимыми морально-волевыми качествами, его отличают собранность, дисциплинированность и непреклонное стремление к поставленной цели".

В октябре 1959 г. в частях ВВС был начат отбор кандидатов в космонавты. Его осуществляли авиационные врачи и врачебно-летные комиссии, на которые был возложен контроль за состоянием летного состава. В ходе отбора С.П. Королёв вместе с главнокомандующим ВВС К.А. Вершининым ходатайствовал перед правительством о создании специализированной организации для подготовки человека к полету в космос. Исходя из этого 11 января 1960 г.



КРИКАЛЁВ
Сергей Константинович —
начальник ФГБУ
"НИИЦПК им. Ю.А. Гага-
рина", кандидат психолог.
наук



НАУМОВ
Борис Александрович —
заместитель начальника
ФГБУ "НИИЦПК
им. Ю.А. Гагарина" по
научной работе, кандидат
техн. наук



Ю.А. Гагарин и С.П. Королёв

главком ВВС издал директиву № 321141, которой были определены организационно-штатная структура Центра подготовки космонавтов (ЦПК) и общая численность личного состава.

Командование Военно-воздушных сил поручило создание Центра подготовки космонавтов Николаю Петровичу Каманину — одному из первых Героев Советского Союза, получивших это звание за спасение челюскинцев. Вместе с ним к этой работе приступил боевой летчик-истребитель, участник войны, Герой Советского Союза Леонид Иванович Горегляд. Первым начальником ЦПК был назначен полковник медицинской службы Евгений Анатольевич Карпов — известный специалист в области авиационной медицины. Эти три человека, понимая всю полноту возложенной на них ответственности, и должны

были обеспечить отбор и подготовку первых советских космонавтов.

Из более чем 3500 молодых летчиков, отобранных в авиационных полках, 206 человек мандатная комиссия допустила к тщательному медицинскому обследованию в авиационном госпитале. В итоге осталось 20 кандидатов на первый полет в космос. Они и составили первый отряд космонавтов. Из 20 летчиков первого отряда космонавтов только 12 довелось совершить полеты в космическое пространство, из них пятеро летали один раз (Ю.А. Гагарин, Г.С. Титов, П.И. Беляев, Е.В. Хрунов, Г.С. Шонин), пятеро — дважды (А.Г. Николаев, П.Р. Попович, В.М. Комаров, А.А. Леонов, Б.В. Воынов), а двое — трижды (В.Ф. Быковский и В.В. Горбатко). Восемь из двадцати так и остались кандидатами в космонавты, "не перелистав свои космические страницы".

Наиболее сложным был начальный, организационный этап работы, поскольку начинать нужно было практически с нуля.

В начале марта 1960 г. первая группа (первого отряда) в составе 12 слушателей-космонавтов прибыла на центральный аэродром им. М.В. Фрунзе. Это были тогда еще молодые летчики-истребители Иван Аникеев, Валерий Быковский, Борис Воынов, Юрий Гагарин, Виктор Горбатко, Владимир Комаров, Алексей Леонов, Григорий Нелюбов, Андриян Николаев, Павел Попович, Герман Титов и Георгий Шонин. 14 марта 1960 г. с ними было проведено первое занятие по общекосмической подготовке.

Подготовка первых слушателей-космонавтов складывалась из теоретических занятий, тренировок на различных стендах и практических занятий в ОКБ С.П. Королёва, где создавались космические корабли. По его указанию занятия по ракетной технике и небесной механике проводили сотрудники ОКБ: М.К. Тихонравов, Б.В. Раушенбах, Ц.В. Соловьёв, К.П. Феоктистов, А.С. Елисеев, О.Г. Макаров, В.И. Севастьянов.

Параллельно с подготовкой к полету продолжалось формирование первой группы слушателей-космонавтов. Вскоре отряд пополнили Дмитрий Заикин, Павел Беляев, Валентин Бон-



Группа космонавтов из первого отряда и космонавтов женского набора

даренко, Валентин Варламов, Анатолий Карташов, Марс Рафиков, Валентин Филатьев.

Все они, 20 летчиков, в последующем стали называться первым набором космонавтов — "гагаринским".

В связи с отсутствием на центральном аэродроме в Москве базы для подготовки космонавтов, а также жилья для космонавтов и специалистов Центра требовалось найти территорию с разветвленной инфраструктурой, позволяющую разместить необходимую часть контингента, осуществляющего подготовку космонавтов к полету, и проводить эту подготовку. Была выбрана территория бывшей воинской части связистов, расположенная вдали от шумных магистралей и промышленных предприятий, окруженная лесом, рядом с военным аэродромом и в получасе езды от космического предприятия С.П. Королёва.

Будущие космонавты и специалисты ЦПК первоначально разместились для проживания в гарнизоне Чкаловский. Одновременно началось строительство тренажерной базы и жилья для космонавтов Центра. Летом 1960 г. Центр подго-

товки космонавтов начал функционировать в Зелёном — ныне всемирно известном Звёздном городке.

В истории Центра много знаменательных и славных дат. Здесь шаг за шагом создавались и совершенствовались система подготовки космонавтов, тренажерно-стендовая база, научное, медицинское и административно-хозяйственное обеспечение.

За 50 лет существования ЦПК для его коллектива стало привычным слово "впервые". Первая подготовка человека для полета в космос, первый суточный полет, первый выход в открытый космос, подготовка первого экипажа орбитальной станции и многое-многое другое.

Стремительное развитие космической техники ставило перед Центром новые задачи, что требовало совершенствования системы подготовки космонавтов и изменения его назначения. Профессия космонавт, оставаясь по-прежнему уникальной, стала многообразной. Так, если вначале главной задачей было подготовить организм человека к встрече с новой для него средой обитания, выяснить, сможет ли он жить и работать в



Центр подготовки космонавтов и Звёздный городок

условиях космического пространства, то на современном этапе его необходимо подготовить к выполнению функций пилота, испытателя и исследователя, способного выполнять обширную программу космического полета.

За прошедшие 50 лет Центр несколько раз переименовывался. Так, в 1968 г. Центр подготовки космонавтов Военно-воздушных сил был переименован в Научно-исследовательский центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина, в 1995 г. — в Российский государственный научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина.

В соответствии с распоряжением Правительства Российской Федерации № 1435-р от 1 октября 2008 г. Центр получил новый статус — Федеральное государственное бюджетное учреждение "Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина" (ФГБУ "НИИЦПК имени Ю.А. Гагарина"). В разные годы начальниками Центра были Е.А. Карпов, М.П. Одинцов, Н.Ф. Кузнецов, Г.Т. Береговой, В.А. Шаталов, П.И. Климук, В.В. Циблиев. В настоящее время

ФГБУ "НИИЦПК имени Ю.А. Гагарина" возглавляет летчик-космонавт СССР, Герой Советского Союза, Герой Российской Федерации, кандидат психологических наук Сергей Константинович Крикалёв, совершивший шесть космических полетов.

Основными видами деятельности Центра сегодня являются:

отбор и подготовка кандидатов в космонавты, в том числе зарубежных, а также участников космических полетов;

обеспечение деятельности отряда космонавтов;

летные испытания, летная эксплуатация (использование) пилотируемых космических аппаратов, эргономическая экспертиза и научно-техническое сопровождение их создания и применения;

медицинское освидетельствование и медицинское обеспечение кандидатов в космонавты, космонавтов, летного состава и специалистов, осуществляющих подготовку космонавтов и испытания космической техники;

реабилитация космонавтов;

проведение научно-исследовательских, испытательных и опытно-конструкторских работ в целях развития и совершенствования космической техники, проектирования деятельности космонавтов и совершенствования системы подготовки космонавтов, а также обеспечения безопасного пребывания космонавтов на орбите;

создание, размещение, эксплуатация и модернизация технических средств подготовки космонавтов;

участие в управлении космическими полетами;

международное научно-техническое сотрудничество в области пилотируемой космонавтики.

Центр подготовки космонавтов является ведущей организацией Федерального космического агентства по подготовке российских и зарубежных космонавтов в интересах обеспечения федеральной космической программы России.

Подготовка космонавтов — это целенаправленный процесс формирования у обучаемых знаний, умений и навыков, а также морально-волевых, психологических и иных качеств, необходимых для успешного выполнения ими задач пилотируемых космических полетов на транспортных космических кораблях и орбитальных станциях. Российская система подготовки космонавтов базируется на многолетнем опыте. Это зрелая устоявшаяся система, известная во всем мире и имеющая высокий авторитет у нас в стране и за рубежом. Ее отличительными особенностями являются научная обоснованность, ор-



Тренировки по "выживанию"

ганизационное совершенство, уникальная техническая оснащенность, четкая система планирования и высокое качество подготовки космонавтов. Высокая результативность российской системы подготовки космонавтов доказана временем. За время существования центра было подготовлено и успешно выполнили задачу в космо-



Тренировки в гидролаборатории

се 103 отечественных космонавта и 130 зарубежных космонавтов из 31 страны.

Основные технические средства, обеспечивающие функционирование системы подготовки космонавтов, сосредоточены в Центре. Многие из них являются уникальными.

В состав технических средств подготовки космонавтов (ТСПК) Центра входит гидролаборатория с бассейном диаметром 23 м и глубиной 12 м, которая используется для подготовки космонавтов к внекорабельной деятельности в условиях моделируемой невесомости.

Центр располагает уникальной центрифугой с плечом 18 м и кабиной в кардановом подвесе для тренировок, физиологических исследований космонавтов по переносимости перегрузок в условиях изменяемого микроклимата (давления, температуры, влажности и газового состава атмосферы) и испытаний космической техники.

В ЦПК имеются летающие лаборатории. Одна из них создана на базе самолета Ил-76 и служит для подготовки экипажей космических аппаратов в условиях кратковременной невесомости, проведения медико-биологических исследований и испытаний оборудования летательных ап-

паратов. Другая создана на базе самолета Ту-154М. Эта летающая лаборатория оснащена комплексом визуально-приборного оборудования (оптическим визиром, многоканальным обзорным видеокomплексом, фотосистемами, средствами оперативной обработки фотоматериалов), имеет соответствующее навигационное оснащение, а также специальные иллюминаторы больших размеров. Она может использоваться не только для подготовки космонавтов, но и для решения задач в области экологии и природных ресурсов, а также задач контроля чрезвычайных ситуаций.

К числу уникальных технических средств Центра относятся планетарий, предназначенный для изучения звездного неба и отработки навыков космонавтов по астронавигации, позволяющий имитировать наблюдение звездного неба (около 9000 звезд) из кабины космического аппарата с учетом реального расположения небесных объектов в любой заданный момент времени, высоты орбиты и орбитального движения самого аппарата.



Вестибуламетрический стенд

Основными техническими средствами подготовки космонавтов являются специализированные и комплексные тренажеры транспортных кораблей и орбитальных модулей. Они созданы на базе полномасштабных макетов реальных изделий, оснащены современной системой имитации внешней визуальной обстановки, используемым на реальном объекте программным обеспечением, полным комплектом бортового оборудования. Тренажеры в совокупности с исследовательскими и моделирующими стендами, учебно-тренировочными самолетами, средствами для выполнения работ под водой, барокамерами, сурдокамерами и многими другими техническими средствами Центра позволяют в полной мере подготовить космонавта по всем элементам космического полета. Центр обладает достаточно совершенной медицинской базой, включающей средства оценки состояния здоровья, вестибулярной и ортостатической подготовки, подготовки к воздействию перегрузок и измененного состава атмосферы, профилактики неблагоприятного воздействия факторов космического полета, физической подготовки и послеполетной реабилитации.

Для подготовки космонавтов используются также средства других организаций и ведомств. К их числу относятся стендовая база организаций—разработчиков пилотируемого космического аппарата (ПКА) и его систем, средства космодрома и Центра управления полетами, средства поисково-спасательного комплекса, корабли ВМФ и вертолеты ВВС, средства организаций—постановщиков экспериментов.

Международное сотрудничество обусловило необходимость использования при подготовке космонавтов также технических средств зарубежных стран и международных организаций. Это



Подготовка космонавтов в условиях невесомости

требует решения целого комплекса задач, связанных с координацией использования этих средств, взаимными расчетами за их применение, транспортировкой персонала и технических средств, методическим обеспечением подготовки.

Важную роль в обеспечении эффективного функционирования российской системы подготовки космонавтов играет персонал Центра подготовки космонавтов. В его состав входят руководство и управленческий персонал Центра, космонавты, научные сотрудники, инструкторско-преподавательский и инженерно-технический составы, специалисты по подводным работам, медицинские работники, летный и аэродромно-технический составы. Необходимо отметить, что специалистов по подготовке космонавтов в отечественной системе образования не готовят. Поэтому на Центр подготовки космонавтов ложится обязанность их обучения и переподготовки. Руководством ЦПК проводится большая работа по подготовке научных кадров. Сейчас в ЦПК работают 63 кандидата и 8 докторов наук.

Центр не может функционировать без наличия базы, обеспечивающей размещение персонала и технических средств подготовки космонавтов, проведение подготовки космонавтов и их



Тренировка на тренажере "Телеоператор"

реабилитации после полета, решение социально-бытовых вопросов и вопросов медицинского обеспечения персонала, а также решение транспортных и материально-технических задач.

Существующие обязательства стран-партнеров по программе Международной космической станции (МКС), а также наращивание числа ее орбитальных модулей обусловили необходимость увеличения экипажа станции. С мая 2009 г. состав основной экспедиции на МКС впервые составил 6 человек. Эта новая задача для Центра подготовки космонавтов увеличивает объем его работ более чем в два раза. Для ее выполнения потребуются расширение тренажерно-стендовой базы, корректировка методологии подготовки, доработка инфраструктуры центра, совершенствование организации труда его сотрудников.

Напряженными являются графики подготовки космонавтов и обеспечения космических полетов. В этом году они включают:

подготовку по российскому сегменту 12 международных экипажей основных экспедиций для выполнения космических полетов по программе МКС (экипажи МКС-22 и МКС-23 в настоящее время выполняют свою миссию на орбите);

участие в обеспечении четырех длительных космических полетов (МКС-23/24, -24/25, -25/26), а также полетов космического корабля "Спейс шаттл";

подготовку в группах специализации и совершенствования по программе МКС космонавтов-испытателей из ФГБУ "НИИЦПК имени Ю.А. Гагарина", РКК "Энергия", ИМБП.

За 50 лет ЦПК создал уникальную и самобытную систему подготовки космонавтов. Сегодня он имеет современную и тоже во многом уникальную техническую базу подготовки космонавтов. Но самым главным, поистине бесценным "капиталом", которым располагает Центр, является его замечательный коллектив — высокопрофессиональные, одержимые и влюбленные в космонавтику специалисты. Именно им по плечу успешно решать новые задачи по подготовке экипажей сегодня и более масштабные задачи в будущем. Имеющийся научно-технический и кадровый потенциал, накопленный опыт позволят выполнить в полном объеме возложенные на Центр задачи по федеральной космической программе в области пилотируемой космонавтики и взятые меж-



Центрифуга ЦФ-18

дународные обязательства по программе МКС.

6 апреля 2010 г. в Центре подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина Председатель Правительства Российской Федерации В.В. Путин провел совещание с руководством Роскосмоса и общался с космонавтами.

Свое пребывание в Центре Председатель Правительства РФ начал с возложения цветов к памятнику Ю.А. Гагарину.

В тренажерном зале руководитель Роскосмоса А.Н. Перминов ознакомил высокого гостя с процессом подготовки на комплексе тренажеров российского сегмента МКС, предназначенном для отработки экипажем эксплуатации систем и научной аппаратуры станции в штатных и предполагаемых нештатных ситуациях, а также операций по обеспечению безопасности экипажа и живучести станции. В его состав входят комплексные тренажеры на базе полномасштабных макетов служебного модуля "Звезда", функционально-грузового блока "Заря" и стыковочного отсека "Пирс". С момента введения в эксплуатацию в июле 1998 г. на комплексе было подготовлено 74 экипажа.

Затем В.В. Путин побывал в гидролаборатории, где в это время проходила тренировка по легководолазной подготовке космонавтов в условиях гидроневесомости. За 30 лет в гидролаборатории подготовлено более 140 российских и международных экипажей, выполнено свыше тысячи научно-испытательных и экспериментальных работ.



Комплексный тренажер МКС

В зале совещания отряда космонавтов руководитель Роскосмоса А.Н. Перминов доложил главе Правительства РФ о состоянии и перспективах развития тренажерной и материальной базы ЦПК и социальной сферы Звёздного городка.



Комплексный тренажер "Союз ТМА"



В.В. Путин у иллюминатора в гидролаборатории

В совещании также принимали участие заместитель Председателя Правительства РФ С.Б. Иванов, губернатор Московской области Б.В. Громов, статс-секретарь — заместитель руководителя Роскосмоса В.А. Давыдов, начальник управления

Роскосмоса А.Б. Краснов, начальник ЦПК С.К. Крикалёв и руководитель администрации Звёздного городка А.А. Волков.

Разговор продолжился во время чаепития с космонавтами разных поколений — Валентиной



Разговор с космонавтами после совещания. Справа налево: В.В. Путин, С.К. Крикалёв, М.В. Сураев, В.В. Терешкова



Председатель Правительства РФ В.В. Путин и руководящий состав Роскосмоса в Звёздном городке у памятника Ю.А. Гагарину

Терешковой, Алексеем Леоновым, Сергеем Крикалёвым, Юрием Гидзенко, Максимом Сураевым, Геннадием Падалкой, Юрием Онуфриенко, Сергеем Волковым, Юрием Лончаковым, Юрием Маленченко, Романом Романенко и Александром Самокутяевым. В.В. Путин поздравил всех присутствующих с наступающим Днем космонавтики, поблагодарил за результаты работы за прошедший год. Остановился на проекте программы развития Центра подготовки космонавтов Звёздного городка.

В.В. Путин отметил, что главное в настоящее время заключается в том, чтобы вдохнуть новую жизнь в Центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина, который без всякого преувеличения является гордостью нашей страны. Он поблагодарил руководство ЦПК за то, что удалось сохранить не только кадры, но и материальную базу. И не просто сохранить, а обеспечить ее раз-

витие в соответствии с современным уровнем требований. Но для того чтобы обеспечить будущее, подчеркнул В.В. Путин, причем обеспечить лидерство (только лидерство России может быть нашей целью в этой очень перспективной, важной и интересной отрасли), нужно, конечно, многое сделать по информационному обеспечению, по тренажерной базе и по социальной сфере. Все это будет проработано в рамках проекта плана, который был предложен руководством Роскосмоса.

Во время разговора В.В. Путин также отметил необходимость уделить больше внимания социальной сфере Звёздного городка. Руководством Центра было предложено, чтобы Центр подготовки был не только Центром подготовки космонавтов, но и Центром Роскосмоса для продвижения новых технологий.



ДМИТРИЕВ
Владимир Григорьевич —
вице-президент ОАО
"НПК "Иркут", научный
руководитель ЦАГИ,
член-корреспондент РАН



ВОЛОДИН
Вячеслав Владимирович —
начальник Научно-ин-
формационного центра
ГосНИИАС, кандидат
техн. наук

Роль инновационного подхода в создании самолетов нового поколения

В.Г. Дмитриев, В.В. Володин

E-mail: inbox@irkut.com; volodin@gosniias.ru

Показана степень влияния инноваций в проектировании на возможность создания летательных аппаратов нового поколения. В силу особых обстоятельств данный вопрос рассмотрен на примере создания нового американского беспилотного боевого самолета.

Ключевые слова: проектирование самолетов; инновации в авиации; беспилотный боевой самолет.

V.G. Dmitriyev, V.V. Volodin. Innovative Approach To New Generation Aircraft Development

The article describes how innovations can prompt launching new generation aircraft designs. Taking into account special circumstances, the development of the U.S. advanced unmanned combat aerial vehicle is taken as an example.

Key words: aircraft development; innovation in aviation; unmanned aerial vehicle.

Создание новых самолетов, отличающихся от своих предшественников более высоким уровнем летно-технических, эксплуатационных и экономических показателей, всегда связано с творческим поиском новых решений в целях обеспечения этих показателей. Простое привлечение опыта, накопленного ранее, и копирование использовавшихся ранее проектно-конструкторских решений в малой степени обеспечивает достижение поставленных целей.

Особенно ощутимо это проявляется при разработке самолетов нового поколения. Ведь возрастание требований к уровню летно-технических, эксплуатационных и экономических показателей этих самолетов в сравнении с их предшественниками является здесь особенно значительным. Поэтому создание самолетов нового поколения опирается не только на поиск новых проектно-конструкторских решений, но и на привлечение результатов инновационного развития авиационной техники. И это относится к самолетам самых различных типов и назначений — военным и гражданским, пилотируемым и беспилотным.

Возможно, все сказанное является для многих специалистов очевидным. Однако очевидность этого положения еще не дает количественной оценки его значения. Примером подобной оценки могут быть результаты анализа, приведенного ниже.

Эти результаты базируются на материалах проектного исследования технического облика американского беспилотного боевого самолета (ББС)

X-47B [1]. Выбор в качестве объекта исследования именно беспилотного боевого самолета связан с тем, что создание таких ЛА является сегодня одной из первоочередных задач развития отечественной боевой авиации [2]. Рассмотрение же при этом зарубежного ББС обусловлено желанием коснуться данной задачи на уровне ее практической реализации, который уже достигнут за рубежом.

Типовые особенности процесса создания двухрежимного боевого самолета ББС X-47B (UCAS)

Рассмотренный в данном исследовании ББС X-47B соответствует проекту, реализуемому сегодня в рамках программы UCAS. Он отличается от проектов этого ББС, широко освещавшихся ранее в печати и демонстрировавшихся на международных выставках.

Особенности технического облика X-47B во многом определены спецификой требований к этому ББС. Он должен обладать высокой эффективностью в двух различных вариантах боевого применения — при поражении сильно защищенных наземных целей и при ведении воздушной разведки в глубине обороны противника.

Первая из этих задач была формализована требованием обеспечения боевого радиуса действия более 2500 км при размещении в отсеках вооружения двух высокоточных бомб общей массой 1800 кг. Основным требованием, формализующим вторую задачу, стало условие непрерывного нахождения в воздухе 12...14 ч.

Совместить выполнение этих требований в техническом облике одного боевого самолета на основе общепринятых взглядов на многофункциональность современного боевого самолета оказалось невозможным. И это привело при создании X-47B (UCAS) к использованию концепции реконфигурируемого боевого самолета.

Реконфигурация этого ББС (рис. 1) может быть обеспечена, в частности, за счет использования двух различных вариантов складывающихся консолей крыла. Одни из них соответствуют использованию ББС в разведывательных задачах, другие — в ударных боевых задачах. Несколько удлиненные консоли, используемые при выполнении разведывательных задач, улучшают аэродинамические характеристики ББС.

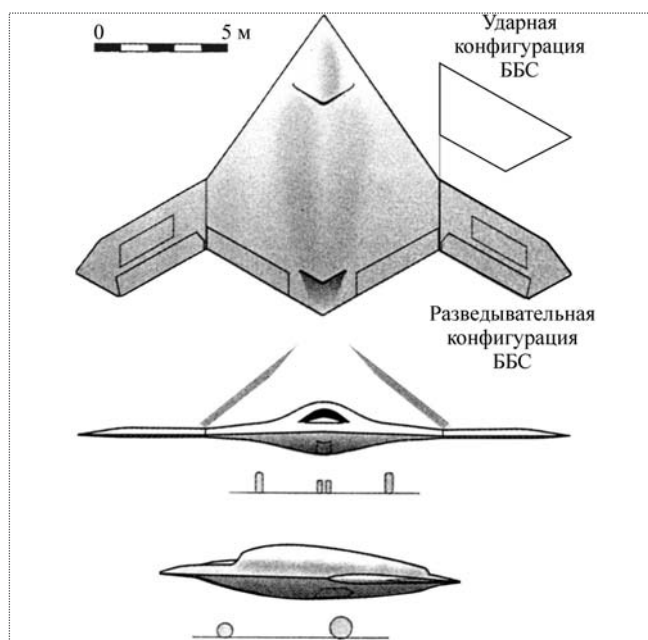


Рис. 1. Внешняя компоновка ББС X-47B по проекту программы UCAS

Реконфигурация затрагивает не только внешнюю, но и внутреннюю компоновку. В разведывательной конфигурации X-47B (UCAS) имеет не только улучшенную аэродинамику, но и увеличенный в полтора раза запас находящегося на борту ББС топлива. Это достигается за счет использования вставных топливных баков, размещаемых в отсеках вооружения вместо боевой нагрузки.

Преобразование X-47B (UCAS) из ударного варианта в разведывательный должно проводиться в рамках предполетной подготовки самолета при использовании только технических средств, находящихся в ангарных помещениях авианосца. Разработчиками ББС обеспечение такой возможности рассматривается как большое техническое достижение. Замена одного варианта консолей на другой будет проводиться в считанные минуты, напоминая чем-то операцию смены колес спортивного болида в боксе технического обслуживания на гонках "Формула 1". Это обеспечивается специально разработанной специалистами фирмы "Нортроп Грумман" конструкцией стыковочного узла, объединяющего крыло с фюзеляжем ББС [3].

Использование сложных проектно-конструкторских решений, связанных с реализацией концепции реконфигурируемого боевого самолета,

еще в большей степени усложнило задачу создания беспилотного боевого самолета, рассчитанного к тому же на базирование на кораблях-авианосцах. Не удивительно, что процесс создания Х-47В (UCAS) был разбит на два последовательных приближения:

демонстрация создания многофункционального ББС, обладающего летно-техническими возможностями, соответствующими изложенным выше требованиям к боевому радиусу действия и общей продолжительности полета, и обеспечивающего возможность его применения в рамках функциональной структуры авиационного соединения, базирующегося на корабле-авианосце;

полная реализация проекта ББС с удовлетворением всех требований, предъявляемых к нему как к авиационному боевому комплексу.

Каждому из них соответствует свой уровень приближения технического облика создаваемого ББС к его окончательному варианту. От окончательного варианта, получившего обозначение Х-47В (UCAS-N), первоначальный вариант Х-47В (UCAS-D) отличается рядом условностей в реализации ББС как авиационного боевого комплекса. В целом по отношению к Х-47В (UCAS-N) первоначальный вариант может рассматриваться как опытный вариант создаваемого ББС.

Надо сказать, что подобная организация процесса создания ББС Х-47В (UCAS) типична для практики создания самолетов нового поколения

(например, опытного и серийного вариантов сверхзвукового пассажирского самолета ТУ-144). Но в особой степени это свойственно практике создания боевых самолетов нового поколения.

Отмеченные особенности имели место и в реализованной американской программе создания истребителя 5-го поколения ATF (опытный самолет YF-22 и серийный самолет F-22), и в аналогичной нереализованной отечественной программе МФИ (опытный самолет "1.42" и серийный самолет "1.44"). Данная особенность наверняка будет иметь место и в отечественной программе создания истребителя 6-го поколения, появление которого связывается с развитием беспилотной боевой авиации.

В каждом из упомянутых примеров различие опытных и серийных самолетов было более или менее существенным и имело какие-то свои проявления. Специфика отличий Х-47В (UCAS-D) от Х-47В (UCAS-N) состоит в следующем. Практически не отличаясь по своему внешнему облику, опытный и серийный варианты этого ББС разные по внутренней компоновке, а также имеют особенности в конструкции силовой установки и целевом оборудовании.

На рис. 2 проиллюстрировано различие внутренних компоновок вариантов ББС Х-47В (UCAS). На опытном варианте ББС не предусматривается использование S-образного газоздушного тракта, обеспечивающего исключение прямого радиолокационного облучения двигателя обзорной радиолокационной станции (РЛС) противника через возду-

хозаборник и сопло силовой установки ББС. Это сделано в целях упрощения конструкции опытного варианта ББС. Некоторые другие системы опытного ББС также могут быть менее сложными. Так, в силовой установке опытного варианта ББС используется двигатель F100-PW-220U, представляющий собой созданный фирмой "Пратт энд Уитни" еще в начале 1990-х гг. ТРДДФ F100-PW220, на котором снята форсажная камера. Как подчеркивают разработчики ББС, это

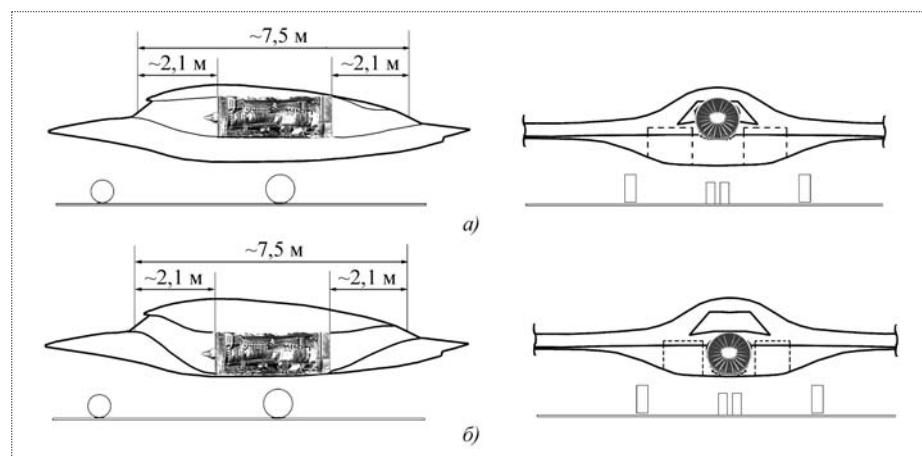


Рис. 2. Различия внутренней компоновки опытного и серийного вариантов ББС Х-47В UCAS:
а – вариант UCAS-D; б – вариант UCAS-N

является временным техническим решением. А фирма "Пратт энд Уитни" уже изучает вопрос создания перспективного бесфорсажного двигателя, специально предназначенного для серийного варианта ББС [4].

Подобные временные технические решения приняты разработчиками и в отношении оборудования X-47B (UCAS-D). Это, разумеется, не исключает использования более прогрессивных проектных решений по оборудованию серийного варианта ББС.

Проектное исследование технического облика ББС X-47B (UCAS-D)

Точные данные о техническом облике рассматриваемого ББС относятся в основном к его внешней компоновке и геометрическим размерам. В остальном же представление о техническом облике ББС основывается на косвенной информации, позволяющей сделать определенные проектные предположения.

Это превращает простой анализ технических характеристик ББС в особое проектное исследование, общая математическая формулировка которого выглядит следующим образом:

$$x_0 \in X, U(x)/S_r(x) \leq 0, P(x); \quad (1)$$

$$x = (x_1, x_2),$$

где X — множество характеристик проектного решения (параметров и признаков) по боевому самолету; x_0 — вектор характеристик проектного решения; x_1, x_2 — известная и неизвестная части общего вектора характеристик проектного решения; $U(x)$ — искомые физические (весовые, аэродинамические, летно-технические и др.) характеристики боевого самолета; $S_r(x)$ — ограничения на физические характеристики; $P(x)$ — предикат внешних ограничений.

К числу заданных характеристик проектного решения в данном случае относятся все известные параметры внешней компоновки и ряд параметров основных структурных составляющих ББС — конструкции, силовой установки, общего и специального оборудования. Правда, в отношении последних структурных составляющих это ограничивается в основном описанием их состава.

К числу искоемых характеристик проектного решения по ББС относятся практически все параметры компонентов основных составляющих ББС. Это не только конструктивные параметры, но также функциональные параметры и конструктивные признаки. Характер последних весьма разнообразен. Это могут быть типы систем оборудования, варианты используемых конструкционных материалов, научно-технологический уровень проектных решений, а также особенности серийного производства (как, например, "бережливая технология", широко использованная в производстве американского истребителя F-35 и отечественного регионального самолета "Суперджет-100").

Одним из таких конструктивных признаков является уровень боевой живучести ББС

$$K_{б.ж} = \Delta m_{б.ж} / m_{пуст}, \quad (2)$$

где $m_{пуст}$ — масса пустого летательного аппарата; $\Delta m_{б.ж}$ — суммарный весовой эквивалент специальных мероприятий по повышению боевой живучести ($m_{б.ж} = 0$ соответствует стандартному для истребителя-перехватчика уровню боевой живучести, а практически реализуемое для ударных самолетов значение $m_{б.ж} \leq 0,12$).

Искомыми физическими характеристиками боевого самолета в данном проектном исследовании являются аэродинамические характеристики информационной заметности, летно-технические и весовые характеристики. Благодаря наличию точных данных о внешней компоновке ББС определение первых двух из них не представляет принципиальной проблемы при наличии соответствующих расчетных методов. Не составляет труда определить и летно-технические характеристики. При этом интегральные показатели этих характеристик (боевой радиус действия в ударной задаче и общая продолжительность полета в разведывательной задаче) применительно к постановке (1) попадают в разряд ограничений.

В качестве ограничений могут быть представлены и интегральные весовые характеристики. Это может быть сделано на основании проектного предположения, касающегося реализуемой при создании ББС плотности внутренней компоновки

$$\gamma_{пл} = m_{взл} / V_c, \quad (3)$$

где $m_{взл}$ — взлетная масса самолета; V_c — объем планера самолета, включая в общем случае и элементы оперения.

Для плотности компоновки, соответствующей полной взлетной массе самолета (т.е. при 100%-м заполнении топливных баков и без внешних подвесок), среднестатистическая величина $\gamma_{пл}$ в практике создания боевых самолетов составляет $\sim 480 \text{ кг/м}^3$. Это значит, что полная взлетная масса X-47B (UCAS) при объеме планера этого ББС, равном 50 м^3 , составляет ориентировочно $24\,000 \text{ кг}$. Определенная таким образом полная взлетная масса практически совпадает с взлетной массой разведывательной конфигурации X-47B (UCAS), когда для размещения топлива используется объем, предназначенный для отсеков вооружения. Это значение вполне согласуется с упоминаемой разработчиками еще одной величиной взлетной массы данного ББС, а именно $20\,200 \text{ кг}$, которую в этом случае можно считать нормальной взлетной массой.

Обе взлетные массы могут быть отнесены к числу ограничений $S_i(x)$, входящих в математическую формулировку (1). С учетом упомянутых

выше требований к летно-техническим характеристикам ББС X-47B (UCAS) общий состав этих ограничений может быть следующий:

$$S_1(x) : m_{полн} = 24\,000 \text{ кг};$$

$$S_2(x) : m_0 = 20\,200 \text{ кг};$$

$$S_3(x) : R_{уд} \geq 2500 \text{ км};$$

$$S_4(x) : T_{\Sigma} = 12..14 \text{ ч},$$

где $m_0, m_{полн}$ — нормальная и полная взлетная массы ББС; $R_{уд}$ — радиус действия ББС в ударных задачах с полной боевой нагрузкой; T_{Σ} — общее время нахождения ББС в воздухе при выполнении разведывательных задач.

Алгоритмы решения различных задач, входящих в исследование, включают также многие проектные условия, вытекающие из общей практики разработки боевых самолетов. Они тоже подлежат выполнению при нахождении неизвестных характеристик проектного решения по ББС, удовлетворяющих условию $S_1(x) - S_4(x)$.

На рис. 3 проиллюстрированы результаты исследования технического облика ББС X-47B (UCAS-D) по описанной выше методике. Результаты представлены в формате области существования рассматриваемого ББС в координатах ограничений $S_3(x)$ и $S_4(x)$ при условии выполнения ограничений $S_1(x)$ и $S_2(x)$.

Положение ББС в этой области существования соответствует определенной совокупности характеристик проектного решения по ББС, объединяющей характеристики, относящиеся как к известной, так и к неизвестной части общего проектного решения по ББС. Выделим лишь некоторые положения, имеющие отношение к дальнейшему анализу рассматриваемых здесь вопросов, а именно:

ББС оснащен двигателем F100-PW-220U, созданным на основе двигателя F100 (эта серия существует уже 20 лет);

газовоздушный тракт силовой установки не имеет изгибов, связанных с экранированием двигателя от внешнего радиолокационного облучения, для минимизации заметности самолета;

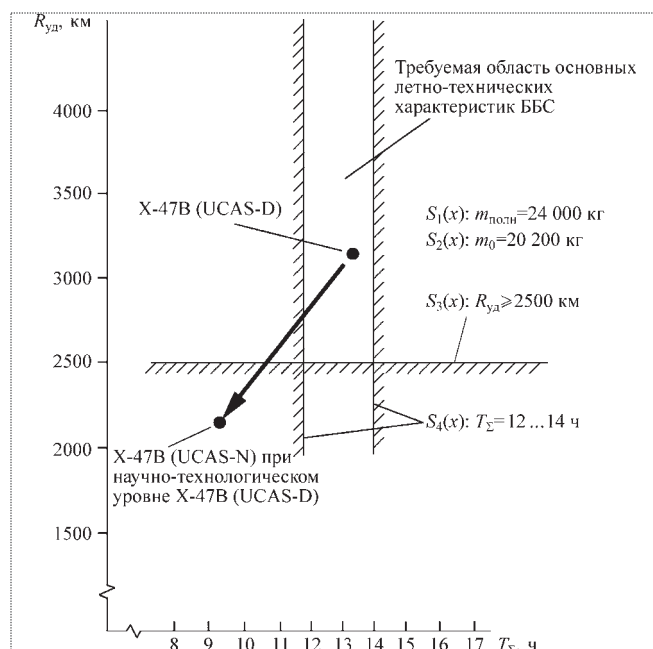


Рис. 3. Влияние проектно-конструкторских различий технического облика опытного и серийного вариантов ББС X-47B (UCAS) на выполнимость требований к основным летно-техническим характеристикам ББС

научно-технологический уровень бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) соответствует концу 1980-х – началу 1990-х гг.;

используемые проектно-конструкторские решения по планеру самолета соответствуют обеспечению минимального уровня боевой живучести ББС.

Как видно из рис. 3, существующий опытный вариант рассматриваемого ББС с большим запасом удовлетворяет требованиям к основным летно-техническим характеристикам, установленным в программе UCAS. Заметим, что это имеет место при характеристиках проектного решения по ББС, соответствующих выделенным выше положениям. Не все из них будут соответствовать техническому облику серийного варианта ББС. Рассчитанный на выполнение ударных задач в условиях сильного противодействия противника этот ББС наверняка должен будет иметь предельно высокий уровень боевой живучести, а использование S-образного газовойоздушного тракта силовой установки, позволяющего исключить переотражения от двигателя радиолокационного облучения РЛС противника, является обязательным условием технического облика серийного варианта рассматриваемого ББС (см. рис. 2).

Корректировка технического облика ББС X-47B (UCAS-D) с учетом особенностей этих двух характеристик проектного решения, принятых для серийного варианта ББС, приводит (см. рис. 3) к существенному снижению контролируемых летно-технических характеристик ББС. Это вызвано, во-первых, уменьшением запаса топлива из-за возрастания массы пустого самолета, связанного с увеличением уровня $K_{б.ж}$, а во-вторых, уменьшением установочной тяги двигателя вследствие увеличения потерь полного давления, обусловленных кривизной газовойоздушного тракта силовой установки.

Как показывают расчеты, для компоновки силовой установки, используемой на исследуемом ББС, уменьшение установочной тяги двигателя составляет в диапазоне эксплуатационных скоростей полета примерно такую же величину, как и уменьшение тяги, связанное с потерями в воздухозаборнике или в сопловом устройстве (это своего рода плата за снижение радиолокацион-

ной заметности ББС). С учетом дополнительного эффекта от нанесения радиопоглощающих материалов на облучаемую поверхность самолета значение эффективной поверхности рассеивания при рассматриваемой перекомпоновке силовой установки снижается с $2,7 \text{ м}^2$ до $0,1 \text{ м}^2$.

Инновационное совершенствование технического облика самолета при переходе от опытного ББС X-47B (UCAS-D) к серийному X-47B (UCAS-N)

Переход от опытного самолета к серийному всегда связан с проведением определенных доработок его технического облика.

С одной стороны, реализация не только летно-технических характеристик, проверяемых в ходе летных испытаний самолета, а всего комплекса его функционально-технических возможностей требует замены некоторых временно принятых характеристик проектного решения по самолету на окончательные.

С другой стороны, происходящее при этом общее изменение технического облика самолета во многих случаях отрицательно сказывается на летных свойствах, уже продемонстрированных в испытаниях. Это, в свою очередь, вызывает необходимость поиска каких-то новых характеристик проектного решения по техническому облику самолета (см. рис. 3). Простое дополнение технического облика ББС X-47B (UCAS-D) специфическими характеристиками проектного решения по ББС X-47B (UCAS-N) приводит к проблеме, связанной с выполнением требований к основным летно-техническим характеристикам данного ББС.

Естественной реакцией разработчиков, вырабатанной предшествующей практикой создания боевых самолетов, является попытка решения подобной проблемы за счет увеличения внутреннего запаса топлива. Подобный подход к решению проблемы в принципе возможен и в данном случае, ведь технический облик ББС X-47B (UCAS-D), как было отмечено выше, рассматривается в предположении среднестатистической величины плотности компоновки самолета. Так что можно было бы предположить реализацию компоновки X-47B (UCAS-N) с $\gamma_{пл}$ на 18 % больше, чем было принято для X-47B (UCAS-D), и использовать это для увеличения внутреннего запаса топлива ББС.

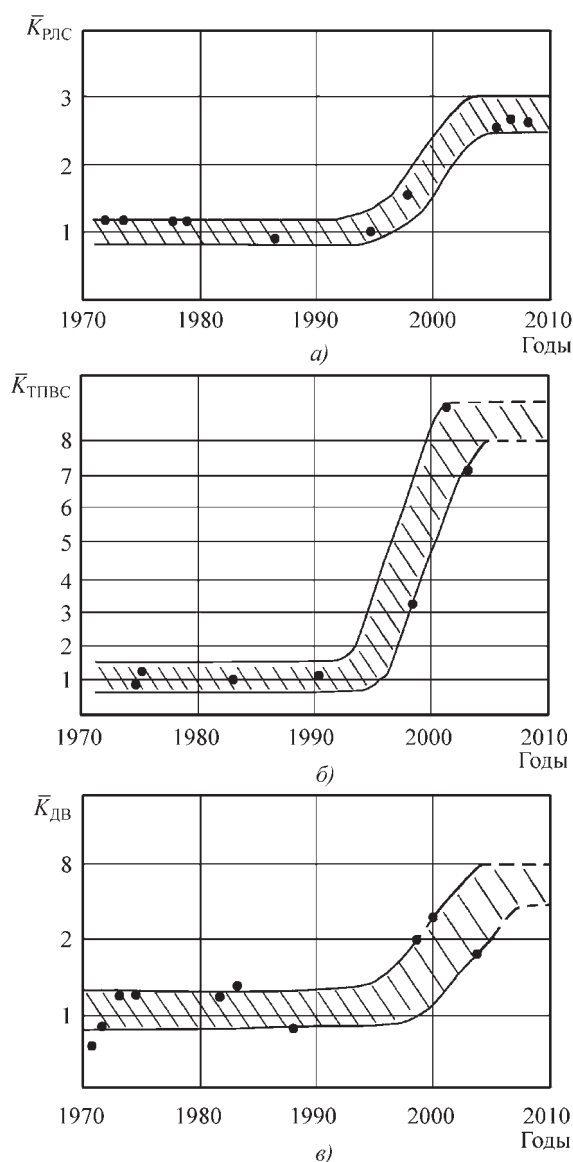


Рис. 4. Статистический анализ научно-технологического совершенствования за рубежом различных авиационных технических систем [5]

Расчетный анализ показывает, что решение рассматриваемой проблемы с помощью данного подхода не дает необходимого эффекта. Хотя при использовании всех резервов для размещения внутреннего запаса топлива общее время нахождения в воздухе при выполнении разведывательных задач с увеличенным запасом топлива почти достигает требуемой величины T_{Σ} , возникает вопрос о возможности эксплуатации такого ББС с палубы авианосца. Кроме того, при ударной конфигурации ББС увеличение внутреннего запаса топлива не

способствует повышению боевого радиуса действия.

Очевидно, помимо технократического подхода к решению рассматриваемой проблемы возможен и другой, инновационный подход, основанный на научно-технологическом совершенствовании характеристик проектного решения по техническому облику самолета. Специалисты фирмы "Нортроп Грумман" предлагают использовать именно его в реализации разработки своего ББС. Это касается прежде всего установки на серийном ББС перспективных образцов двигателя и систем оборудования.

Возможности инновационного подхода к созданию самолетов нового поколения определяются, очевидно, тем уровнем научно-технологических новшеств, которыми может воспользоваться разработчик для преодоления возникающих проблем. Для характеристики таких возможностей, находящихся в распоряжении разработчиков X-47B (UCAS), на рис. 4 представлены данные по анализу зарубежного научно-технического развития авиационной техники, некоторые из которых рассматривались ранее в работе [5]. Анализ проведен с использованием следующих критериев научно-технологического совершенства различных авиационных систем:

критерий научно-технологического совершенства РЛС (рис. 4, а)

$$K_{\text{РЛС}} = \frac{L^{\text{об}} / \sigma_{\text{ц}}^{0,25}}{W_{\text{п}}^{0,25} S_{\text{а}}^{0,5}}, \quad (4)$$

где $L^{\text{об}}$, км — дальность обнаружения радиолокационной цели; $\sigma_{\text{ц}}$, м^2 — эффективная поверхность рассеивания обнаруживаемой цели; $W_{\text{п}}$, кВт — мощность передатчика РЛС; $S_{\text{а}}$, м^2 — площадь антенны РЛС;

критерий научно-технологического совершенства обзорных тепловизионных систем (ТПВС) (рис. 4, б)

$$K_{\text{ТПВС}} = \frac{L^{\text{оп}} / S_{\text{ц}}^{0,5}}{m_{\text{ТПВС}}}, \quad (5)$$

где $L^{\text{оп}}$, км — дальность опознавания цели по ее тепловизионному изображению; $S_{\text{ц}}$, м — эффектив-

ная площадь наблюдения опознаваемой цели;
 $m_{\text{ТПВ}}$, кг — масса тепловизионной системы;

критерий научно-технологического совершенства реактивных двигателей (рис. 4, в)

$$K_{\text{дв}} = \frac{(0,01P_{\text{дв}})^2}{m_{\text{дв}}C_{\text{уд}}(D_{\text{дв}}/l_{\text{дв}})^2}, \quad (6)$$

где $P_{\text{дв}}$, кг — тяга в режиме "максимал"; $C_{\text{уд}}$, кгс/(кг·ч) — удельный расход топлива; $D_{\text{дв}}$ и $l_{\text{дв}}$, м — диаметр и длина двигателя; $m_{\text{дв}}$, кг — масса двигателя.

Данные критерии связывают показатели целевого функционирования соответствующих авиационных систем с показателями физических ресурсов, обеспечивающих это функционирование. Они получены на основании регрессионного анализа соответствующих статистических выборок, составленных с использованием факторного анализа и группировки данных. При подборе показателей физических ресурсов учитывалось, какое влияние они оказывают на технический облик и характеристики боевого самолета в целом. Это влияние может иметь простую форму в виде учитываемой массы соответствующих систем, а может быть и более сложным. Например, габаритные размеры РЛС и двигателей могут оказывать влияние на конструктивные размеры планера самолета и, следовательно, на массу конструкции, а мощность передатчика РЛС или удельный расход топлива двигателя — соответственно на массу энергообеспечивающих бортовых систем самолета и запас топлива, необходимый для обеспечения функционирования самолета как летательного аппарата.

На рис. 4 критерии научно-технологического совершенства отнесены ко времени создания соответствующих авиационно-технических систем и представлены в нормированном виде по отношению к уровню этих критериев периода 1980-х гг. Можно видеть, что период 1990-х гг. характеризовался в американской авиации интенсивным научно-технологическим совершенствованием рассматриваемых авиационных систем. Рост научно-технологического совершенства (см. выражения (4)–(6)) составил более чем 2-кратную величину для двигателей и РЛС и

8-кратную величину для оптико-электронных обзорных систем. И это открывает перед разработчиками X-47B (UCAS) соответствующие возможности в обеспечении требуемых летно-технических характеристик серийного варианта создаваемого ББС.

Количественная оценка этих возможностей проиллюстрирована на рис. 5, где представлены расчетные данные по $R_{\text{уд}}$ и T_{Σ} ББС X-47B (UCAS-N) в случае реализации его технического облика на более высоком, чем это было принято для технического облика ББС X-47B (UCAS-D), научно-технологическом уровне. Можно видеть, что научно-технологическое совершенствование ряда характеристик проектного решения по ББС X-47B (UCAS-N) позволит обеспечить для него основные летно-технические характеристики практически на том же уровне, что и для ББС X-47B (UCAS-D).

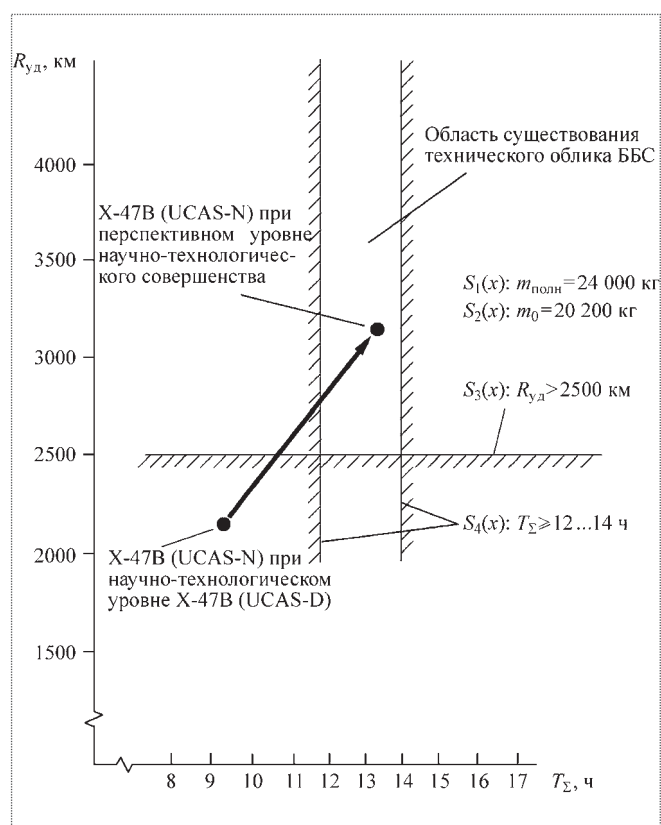


Рис. 5. Влияние научно-технологического совершенствования технического облика серийного варианта ББС X-47B (UCAS) на выполнение требований к основным летно-техническим характеристикам ББС

Концепция "полностью электрический самолет" как одна из возможностей инновационного совершенствования технического облика ББС Х-47В (UCAS-N)

Рассмотренные выше примеры использования технических систем более высокого уровня научно-технологического совершенства в техническом облике создаваемого американского ББС Х-47В (UCAS-N) в методическом плане, можно сказать, просты для понимания. Очевидно, что повышение уровня научно-технологического совершенства отдельных систем, входящих в технический облик боевого или гражданского самолета, обязательно ведет к повышению уровня технического совершенства самолета в целом. Вопрос только в количественном определении этого повышения.

Однако среди инновационных решений, которые используются сегодня в практике создания самолетов нового поколения, есть и такие, практический эффект использования которых не только не очевиден, но и неоднозначен, поскольку зависит от условий их применения.

Наглядным примером этого является использование так называемой электрогидростатической системы управления (ЭГС-системы). С точки зрения инновационного развития авиационной техники она является своего рода эволюцией электродистанционной системы управления (ЭД-системы), пришедшей на смену гидромеханической системе управления (ГМ-системе).

По сравнению с ГМ-системой в ЭГС-системе исключается не только механическая проводка управления, что характерно для ЭД-системы, но и центральная гидросистема, которая заменяется рядом мини-гидросистем, скомплексированных с гидроприводами. Их работа обеспечивается электросистемой, которая преобразует управляющий сигнал, приходящий на гидропривод, в давление, создаваемое его мини-гидросистемой. В каналах воздействия, не требующих высокой скорости исполнения (например, в каналах уборки-выпуска закрылков, предкрылков, шасси и т.д.), гидроприводы могут исключаться полностью, заменяясь электроприводами.

В связи с этим идея использования ЭГС-системы управления получила в авиации условное наименование концепции "полностью электрический самолет".

Прогрессивность данного инновационного решения в развитии авиационной техники очевидна. Использование ЭГС-систем управления позволяет повысить надежность и снизить эксплуатационные расходы для самолетов гражданской авиации, особенно для крупных авиалайнеров. Для самолетов военной авиации важно еще и повышение боевой живучести. Концепция "полностью электрический самолет" используется на таких самолетах нового поколения, как аэробус А380 и многоцелевой боевой самолет F-35 "Лайтнинг-II".

Особенностью практического использования рассматриваемого инновационного решения является отсутствие простых функциональных связей, позволяющих дать проектную оценку этого решения в виде критериев (4)–(6). Дело в том, что весовые эквиваленты любых "дивидендов" в техническом совершенстве самолета, в том числе и тех, которые применялись выше, в данном случае находятся в более сложной зависимости, чем это имеет место в случаях научно-технологического совершенствования РЛС, двигателей или оптико-электронных обзорных систем. Как было показано в работе [6], масса самой системы управления самолетом с переходом от ЭД-системы к ЭГС-системе управления неминуемо возрастает, но при этом происходит уменьшение массы ряда других систем общего оборудования самолета. Поэтому сравнительный анализ совершенства систем управления самолетов на основании сравнения показателей только самих ЭД-систем и ЭГС-систем не дает реальной картины повышения научно-технологического совершенства этих систем.

По оценкам, замена на исследуемом ББС ЭД-системы управления (именно с таким типом системы этот ББС рассматривался выше) на ЭГС-систему позволяет на 270 кг снизить массу общего оборудования самолета. Использование данных резервов для увеличения массы топлива при неизменной взлетной массе ББС в целом позволяет еще примерно на 3,5 % увеличить показатели T_{Σ} и $R_{уд}$. При этом заметим, что это пусть

даже небольшое повышение основных летно-технических характеристик ББС не противоречит улучшению ряда других функциональных свойств самолета.

Очевидно, что многое, сказанное выше, в равной степени может касаться отечественной практики создания самолетов нового поколения как военного, так и гражданского назначения. В этом отношении нельзя не обратить внимания на следующие конкретные моменты.

1. Проблемы создания ББС связаны в первую очередь с качественными изменениями технического облика этих самолетов по сравнению с самолетами существующего поколения (в частности, с необходимостью реконфигурации технического облика самолета, имеющей место в проекте ББС Х-47В (UCAS) и обусловленной повышенными требованиями к его многофункциональности, а также со сверхвысокими требованиями к минимизации радиолокационной заметности ББС).

2. Создание перспективного ББС Х-47 (UCAS) совпало по времени с появлением в 1990-х гг. в американской авиационной промышленности целого ряда инновационных разработок авиационных систем, которые с успехом могут быть применены в реализации проекта этого ББС, обеспечив удовлетворение всех предъявленных к нему тактико-технических требований.

3. Особое значение при создании боевых самолетов нового поколения может иметь обеспечение перспективного уровня научно-технологического совершенства силовой установки и специального радиоэлектронного оборудования. Без этого невозможно удовлетворение качественно более высоких требований к этим самолетам, в том числе и по летно-техническим характеристикам.

Таким образом, использование именно инновационного подхода является гарантией создания самолета нового поколения. Как вспоминают старожилы нашей авиации, формированию научно-технического задела Андрей Николаевич Туполев отводил особую роль в создании самолетов нового поколения. Так, в 1939 г., определяя задачу разработки нового самолета, он говорил:

"Научно-исследовательскими институтами сделано много ... Думаю, что созданы объективные предпосылки для качественного скачка. Давайте подработаем предложения по новому фронтовому бомбардировщику".

Подобная точка зрения высказывалась в последующие годы ведущими специалистами не раз и не только у нас в стране. В 1973 г. главный конструктор суперлайнера В-747 Д. Саттер констатировал: "Опыт показал, что новый самолет, созданный на основе одних только новых проектно-конструкторских решений, не оправдывает себя и не будет конкурентоспособным в экономическом плане. Создание первого в мире широкофюзеляжного самолета В-747 базировалось на таком количестве научно-технологических новшеств, что не может быть никакого сомнения в его оценке как самолета нового поколения".

Таким образом, приведенный в данной статье анализ дополнительно подтверждает важность инновационного подхода к созданию самолетов нового поколения. Тем более, что сегодня отмеченная выше точка зрения в среде наших специалистов, связанных с боевой авиацией, сопровождается горьким признанием того, что "задачи разработки перспективных авиационных комплексов российские предприятия авиационной промышленности решают в условиях неравномерного научно-технического задела вплоть до его полного отсутствия" [7].

Библиографический список

1. Анализ состояния тенденций развития ударных беспилотных боевых самолетов зарубежных стран // Науч.-техн. отчет ГосНИИ АС—ЦАГИ. 2008. 137 с.
2. Зелин А.Н. Беспилотные летательные аппараты в системе вооружения авиации ВВС // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2009. № 10. С. 3—6.
3. Beard I. Day in the Life of an Aircraft Carrier // UCAV Conference, IQPC, London, 2007.
4. Propulsion Training SYSTEM // Jet Engine Symposium-2006. PTS Lojin, November 16, 2006.
5. Володин В.В. МАКС-2003: пять шагов за горизонт // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2003. № 12. С. 19—29.
6. Володин В.В., Томилов Ю.М., Кулясов В.М., Глухов Д.А. Анализ реализации концепции "полностью электрический самолет" на истребителе пятого поколения // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2007. № 11. С. 38—44.
7. Скопец Г.М., Степанов В.Д. Развитие методологии формирования технического облика авиационных комплексов в условиях ограничений // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2009. № 10. С. 29—36.



АХМЕТОВ
Равиль Нургалеевич –
генеральный конструктор
ФГУП ГНПРКЦ
"ЦСКБ–Прогресс",
кандидат техн. наук



МАКАРОВ
Валентин Павлович –
научный советник ФГУП
ГНПРКЦ "ЦСКБ–Про-
гресс", профессор,
доктор техн. наук



СОЛЛОГУБ
Анатолий Владимирович –
главный научный сотруд-
ник ФГУП ГНПРКЦ
"ЦСКБ–Прогресс", про-
фессор, доктор техн. наук

Критериальный подход к управлению живучестью автоматических КА ДЗЗ

Р.Н. Ахметов, В.П. Макаров, А.В. Соллогуб

E-mail: csdb@samtel.ru

Рассмотрены вопросы обеспечения отказоустойчивости космического аппарата (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) путем оперативного управления его живучестью в аномальных ситуациях, обусловленных отказами бортовой аппаратуры. Обосновываются критерии оценки живучести и управления техническим состоянием бортовых систем, оценки жизнеспособности КА с целью поддержания требуемых целевых показателей эффективности.

Ключевые слова: космический аппарат; целевые показатели эффективности; живучесть; критерии; аномальные ситуации.

R.N. Akhmetov, V.P. Makarov, A.V. Sollogub. Criterion Analysis Of Automatic Spacecraft Survivability Control

The article offers ways to ensure fault-safety of Earth remote sensing spacecraft by introducing timely control of their survivability in emergencies, such as onboard equipment failure. It provides reasons for the criteria to assess survivability and controllability of onboard electronics and spacecraft overall survivability characteristics in order to ensure performance targets.

Key words: spacecraft; performance targets; survivability; criteria; emergencies.

С ростом конструктивно-технологической и аппаратно-программной сложности современных КА ДЗЗ актуальной становится проблема обеспечения их отказоустойчивости и живучести при длительных сроках активного существования $T_{a.c.}$, особенно при $T_{a.c.}$ 5 лет и более. Опыт показывает, что в процессе эксплуатации КА возникают аномальные ситуации (АС), вызываемые отказами бортовой аппаратуры (БА), внешними факторами и отклонениями от номинальных условий эксплуатации. Для парирования АС предусматривается комплекс специальных средств и мероприятий, которые в совокупности можно рассматривать как систему правления живучестью КА в процессе его орбитального полета [1, 2].

Живучесть сложных технических систем, к классу которых относятся автоматические КА ДЗЗ, является системным свойством, которое определяет способность КА выполнять целевые функции в условиях неопределенности. Это свойство формируется на стадии проектирования и представляет собой потенциальную возможность противостоять различным АС и обеспечивать требуемые целевые показатели КА ДЗЗ.

Проектные задачи

К числу основных целевых показателей эффективности (ЦПЭ), обычно задаваемых в техническом задании (ТЗ), относятся разрешающая способность снимков I , производительность Q , оперативность доставки информа-

ции потребителю K_d , оперативность или периодичность выхода в заданный район $Q_{з.р}$, время активного функционирования T_ϕ . На этапе проектирования с точки зрения ЦПЭ для различных типов КА решаются следующие задачи. При ограничениях на массу $m_{КА} < \bar{m}$, энергопотребление $E_{КА} < \bar{E}$, стоимостные затраты $S_{КА} < \bar{S}$, время выполнения проекта $C_{КА} < \bar{C}$ требуется выбрать параметры бортовых систем (БС) и конструкцию КА так, чтобы:

для КА детального и высокодетального зондирования обеспечить максимум I и значения Q , K_d , $O_{з.р}$, T_ϕ не ниже требуемых:

$$\begin{aligned} < I \rightarrow \max, Q \geq Q^{тр}, K_d \geq K_d^{тр}, \\ O_{з.р} \geq O_{з.р}^{тр}, T_\phi \geq T_\phi^{тр} > | \bar{m}, \bar{E}, \bar{S}, \bar{C} ; \end{aligned}$$

для КА обзорного, планово-периодического зондирования, картографирования обеспечить максимум Q и значения I , K_d , $O_{з.р}$, T_ϕ не ниже требуемых:

$$\begin{aligned} < Q \rightarrow \max, I \geq I^{тр}, K_d \geq K_d^{тр}, \\ O_{з.р} \geq O_{з.р}^{тр}, T_\phi \geq T_\phi^{тр} > | \bar{m}, \bar{E}, \bar{S}, \bar{C} ; \end{aligned}$$

для КА оперативного зондирования обеспечить максимум K_d и значения I , Q , $O_{з.р}$, T_ϕ не ниже требуемых:

$$\begin{aligned} < K_d \rightarrow \max, I \geq I^{тр}, Q \geq Q^{тр}, \\ O_{з.р} \geq O_{з.р}^{тр}, T_\phi \geq T_\phi^{тр} > | \bar{m}, \bar{E}, \bar{S}, \bar{C} . \end{aligned}$$

Свойство живучести в данном случае можно представить в виде функционала, зависящего от композиции отклонений расчетных значений показателей КА от их номинальных (заданных) значений:

$$\delta J = \int_0^{T_{a.c}} [f_1(\Delta x_1) * f_1(\Delta x_2) * \dots * f_1(\Delta x_n)] dx_n dx_{n-1} \dots dx_1,$$

где "*" — знак композиции; Δx_i — отклонение показателей КА от номинальных значений; n — число учитываемых показателей состояния системы.

В относительных величинах функционал δJ записывается следующим образом:

$$\delta J = F \left(\frac{\Delta I}{I}, \frac{\Delta Q}{Q}, \frac{\Delta K_d}{K_d}, \frac{\Delta O_{з.р}}{O_{з.р}}, \frac{\Delta T_\phi}{T_\phi} \right).$$

Таким образом, задача выбора соответствующих параметров КА ДЗЗ может рассматриваться как задача математического программирования:

$$F \left(\frac{\Delta I}{I}, \frac{\Delta Q}{Q}, \frac{\Delta K_d}{K_d}, \frac{\Delta O_{з.р}}{O_{з.р}}, \frac{\Delta T_\phi}{T_\phi} \right) \rightarrow \min \text{ при огра-}$$

ничениях $m_{КА} < \bar{m}$, $E_{КА} < \bar{E}$, $S_{КА} < \bar{S}$, $C_{КА} < \bar{C}$.

Критерии и принципы оперативного управления живучестью автоматических КА

Длительность активного функционирования T_ϕ КА ДЗЗ может быть увеличена за счет оперативного управления его живучестью при оснащении КА [1, 2]:

встроенными бортовыми системами парирования сбоев и отказов;

резервами ресурсов (массовых, энергетических, информационных).

Модель T_ϕ КА, учитывающую потенциальную возможность включения целевой аппаратуры, можно представить с помощью альтернирующего процесса, имеющего состояние $e1$ (наличие допустимой освещенности земной поверхности) и состояние $e2$ (отсутствие освещенности). Среднее время пребывания КА в состоянии $e1$ за время активного существования $T_{a.c} \geq T_\phi$ определяется как $T_{e1} = \int_0^{T_{a.c}} P_{e1}(t) dt$, где $P_{e1}(t)$ — вероятность нахождения системы в момент времени t в состоянии $e1$.

Пусть λ и ν — интенсивности переходов системы из состояния $e1$ в $e2$ и из $e2$ в $e1$ соответственно, тогда в случае пуассоновской системы при начальных условиях $P_{e1}(0) = 1$ и $P_{e2}(0) = 0$ выражения для $P_{e1}(t)$ и $P_{e2}(t)$ принимают вид

$$\begin{aligned} P_{e1} &= \frac{\nu}{\lambda + \nu} + \frac{\lambda}{\lambda + \nu} \exp[-(\lambda + \nu)t]; \\ P_{e2} &= \lambda \left[\frac{1}{\lambda + \nu} - \frac{1}{\lambda + \nu} \exp[-(\lambda + \nu)t] \right]. \end{aligned}$$

Аналогично описывается процесс функционирования КА с учетом состояний $E1$ (БА работо-

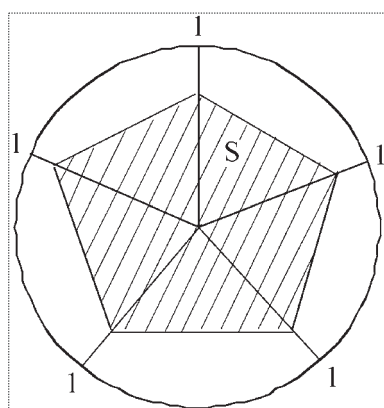


Рис. 1. "Звезда ориентиров" по ЦПЭ

способна) и $E2$ (восстановление работоспособности БА):

$$P_{E1} = \frac{\beta}{\beta + \alpha} + \frac{\alpha}{\beta + \alpha} \exp[-(\beta + \alpha)t];$$

$$P_{E2} = \alpha \left[\frac{1}{\alpha + \beta} - \frac{1}{\alpha + \beta} \exp[-(\alpha + \beta)t] \right],$$

где α , β – интенсивности переходов системы из $E1$ в $E2$ и наоборот соответственно.

Учитывая, что события $e1$ и $E1$ независимы, среднее время T_{cp} пребывания КА одновременно в состояниях $e1$ и $E1$ определяется из соотношений

$$T_{cp} = \int_0^{T_{a.c}} P_{e1}(t) P_{E1}(t) dt;$$

$$T_{cp} = \frac{1}{\varepsilon \delta} \left[T_{a.c} v \beta - \frac{v \alpha}{\delta} l_1 - \frac{\lambda \beta}{\varepsilon} l_2 - \frac{\lambda \beta}{c} l_3 \right],$$

где $\delta = \beta + \alpha$; $\varepsilon = v + \lambda$; $c = \delta + \varepsilon$; $l_1 = \exp[-T_{a.c}(\beta + \alpha)]$; $l_2 = \exp[-T_{a.c}(v + \lambda)]$; $l_3 = \exp[-T_{a.c}(v + \lambda + \beta + \alpha)]$.

Таким образом, время T_{ϕ} определяется параметрами α , β , λ , v .

Для интегральной оценки выполнения требований по ЦПЭ удобно совокупность ЦПЭ представлять в графической форме, например в виде "звезды ориентиров" Х. Босселя [1]. На ее лучах откладываются значения отношений реальных и максимально допустимых, например заданных, значений ЦПЭ (рис. 1). Это дает возможность судить об эффективности системы в целом по показателю β , равному площади фигуры S , получаемой отрезками прямых, соединяющих концы лу-

чей, отнесенной к площади круга единичного радиуса, т.е. $\beta = S/\pi$. Критерий эффективности в данном случае имеет вид $\beta \rightarrow \max$ или $S \rightarrow \max$.

Для поддержания длительного автономного функционирования КА ($T_{a.c}$ 5 лет и более) в условиях неопределенности предусматривается использование специальной системы управления живучестью (СУЖ). В основу работы этой системы может быть положен принцип Бьесиота, который в вербальной постановке формулируется так: для сохранения живучести и устойчивости система должна быть способна реагировать на угрозы или адаптироваться к ним до того, как они получают возможность нанести системе непоправимый ущерб [1].

Следовательно, живучесть КА или любой бортовой системы (БС) определяется отношением скорости реагирования на АС или угрозу C_{pear} , т.е. скорости целенаправленных изменений в поведении и структуре бортовых средств управления, к скорости распространения угрозы $C_{угр}$ внутри отказавшей БС (спонтанных структурных изменений до необратимых последствий). Тогда в качестве показателя живучести системы можно использовать безразмерный показатель Бьесиота $\beta_1 = C_{pear}/C_{угр}$. Критерием, характеризующим условия обеспечения живучести системы, является неравенство $\beta_1 \geq 1$.

Для оперативного управления живучестью КА важно учитывать допустимое время $t_{доп}$ развития АС в системе. При этом в качестве критерия живучести рассматривается задача достижения максимального значения показателя β_1 на интервале $[0, t_{доп}]$, т.е. $\beta_1 \rightarrow \max|_{t \leq t_{доп}}$. Тогда критерий живучести контуров, образованных из цепочек БС ($i = 1, \dots, n$) и решающих определенные функциональные задачи, имеет вид

$$\Lambda_{i=1}^{i=n} (\beta_{1i} |_{t \leq t_{доп}} - 1 \geq 0) = 1.$$

Интегральные свойства контуров и входящих в них цепочек БС могут также описываться с использованием "звезды ориентиров" Х. Босселя. На рис. 2 приведены "звезды ориентиров" Х. Босселя для случая, когда все лучи выходят за единичный круг (a) и требования по живучести вы-

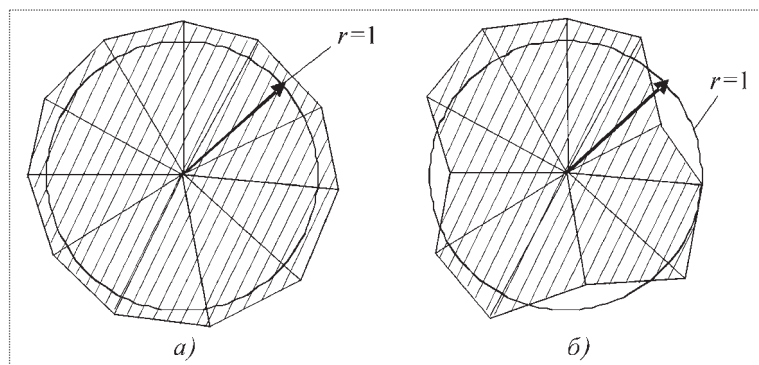


Рис. 2. "Звезды ориентиров" для контуров

полняются и для контура, и для входящих в него систем, а также для случая (б), когда эти требования в некоторых системах контура не выполняются.

В большинстве практических случаев необходимо учитывать также разновременность возникновения и обнаружения АС, что характеризуется временем жизни скрытого состояния $t_{с.с}$ АС. Тогда с учетом $t_{с.с}$ и $t_{доп}$ требование по живучести записывается в виде $\int_{t_{с.с}}^{t_{доп}} C_{реак} dt \geq \int_0^{t_{доп}} C_{утр} dt$, а при постоянных $C_{реак}$, $C_{утр}$ имеет место соотношение $C_{реак}(t_{доп} - t_{с.с}) \geq C_{утр} t_{доп}$ и показатель живучести Бьесиота принимает вид

$$\beta_2 = \frac{C_{реак}}{C_{утр}} \geq \frac{t_{доп}}{t_{доп} - t_{с.с}} \text{ или } \beta_2 \geq \frac{1}{1 - t_{с.с}/t_{доп}}.$$

Для различных систем и контуров значения $C_{реак}$, $C_{утр}$, $t_{доп}$, $t_{с.с}$ различны. Так, например, контуры системы энергоснабжения и обеспечения теплового режима можно отнести к "медленным", контур системы управления ориентацией (СУО) – к "быстрым", а процессы в изделиях полупроводниковой электроники (ИПЭ) – к "очень быстрым". На рис. 3 приведена зависимость $\beta_2 = \beta_2(t_{с.с}/t_{доп})$.

С приближением $t_{с.с}/t_{доп}$ слева к единице значение β_2 неограниченно возрастает, значение $\Delta t = t_{доп} - t_{с.с}$ приближается к нулю и времени для принятия мер по выводу системы из АС практически не остается. Это означает также, что скорость реагирования системы на нештатную ситуацию должна значительно превышать скорость

Рис. 3. Зависимость β_2 от $t_{с.с}/t_{доп}$: НКУ – наземный контур управления

развития этой ситуации ($C_{реак} \gg C_{утр}$). Следует отметить, что обеспечить скорость реагирования на угрозу, намного превышающую скорость ее распространения, в общем случае является технически труднореализуемой задачей. Исключение составляют системы, структура которых базируется на применении ИПЭ. В таких случаях за счет введения некоторой избыточности работу можно организовать с использованием мажоритарной логики. Такой подход наиболее широко используется при создании архитектуры бортовой вычислительной системы и встраиваемых микропроцессорных устройств управления отдельными бортовыми системами.

Помимо структур с мажоритарной логикой эффективным также является информационный подход с использованием контрольных точек (метод "отката"). Здесь при возникновении АС в каком-либо процессе предусматривается возможность его прерывания, возврата к предыдущему устойчивому состоянию (контрольные точки) и рестарта процесса с обновленными начальными условиями. Информация для контрольных точек может быть заготовлена заблаговременно, при проектировании КА, и храниться в базе данных ("проектные" контрольные точки) либо формироваться непосредственно в ходе функционирования КА (в режиме "on-line"), либо передаваться на борт по радиоканалу с Земли (ПрОЗУ) [1, 2]. Еще одним методом решения задачи повышения скорости реагирования на угрозу является дублирование, "холодное" и "горячее" резервирование аппаратуры с возможностью ее переключения при возникновении АС. Такая стратегия мо-

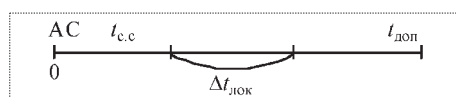


Рис. 4. Длительность локализации АС

жет быть реализована в автоматическом режиме с использованием заблаговременно предусмотренных на борту моделей проектных АС.

В области, где $t_{с.с.} > t_{доп}$, показатель β_2 принимает отрицательные значения, что означает неспособность системы в течение $t_{доп}$ отреагировать на АС. В этом случае в системе управления живучестью предусматривается следующее решение. При появлении первых симптомов такой АС необходимо прервать выполнение целевой задачи КА и решать в первую очередь задачу безопасности КА. Для чего следует автоматически перевести его в одно из двух заранее предусмотренных устойчивых состояний: ОДП (ориентированный дежурный полет) или НП (неориентированный полет). Это позволяет, с одной стороны, прервать развитие АС, а с другой – подключить для идентификации АС и принятия мер по ее парированию контур обратной связи через наземный специализированный комплекс приема информации, НКУ с наземными моделирующими комплексами.

Соотношение, которому должна удовлетворять величина $t_{с.с.}$ исходя из условия живучести $t_{доп} - t_{с.с.} \geq \frac{C_{регр}}{C_{угр}} t_{доп}$, имеет вид $t_{с.с.} \leq t_{доп} \left(1 - \frac{1}{\beta_2} \right)$.

В ряде исследований целесообразно введение дополнительного временного фактора $\Delta t_{лок}$ – времени, необходимого для организации процедуры

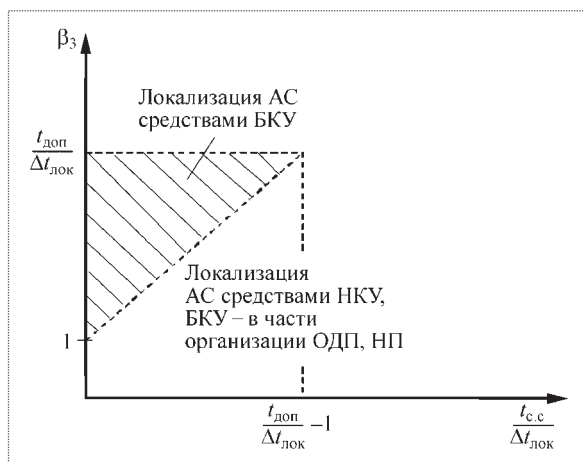


Рис. 5. Зависимость β_3 от $t_{с.с.}/\Delta t_{лок}$

анализа, распознавания АС и принятия решения по ее локализации (рис. 4). В этом случае имеет место соотношение

$$\int_{t_{с.с.}}^{t_{с.с.} + \Delta t_{лок}} C_{регр} dt \geq \int_0^{t_{с.с.} + \Delta t_{лок}} C_{угр} dt.$$

Отсюда (при постоянных $C_{регр}$, $C_{угр}$) выражение для показателя живучести системы принимает вид

$$\beta_3 = \frac{C_{регр}}{C_{угр}} \geq \frac{t_{с.с.} + \Delta t_{лок}}{\Delta t_{лок}} = 1 + \frac{t_{с.с.}}{\Delta t_{лок}}.$$

С другой стороны, из соотношения $t_{с.с.} + \Delta t_{лок} \leq t_{доп}$ имеем $1 + \frac{t_{с.с.}}{\Delta t_{лок}} \leq \frac{t_{доп}}{\Delta t_{лок}}$.

Тогда области параметров БС, в которых обеспечивается живучесть КА либо средствами бортового комплекса управления (БКУ), либо с привлечением НКУ, представленные на рис. 5, определяются неравенством

$$t_{доп} / \Delta t_{лок} \geq \beta_3 \geq 1 + t_{с.с.} / \Delta t_{лок}.$$

Оценка живучести КА ДЗЗ "Ресурс-ДК1"

В работе Р.Н. Ахметова, А.Ю. Богатова, В.Ф. Петришева "Статистическая оценка качества снимков КА "Ресурс-ДК 1", приведенного к зачетным условиям "съемки" (статья будет опубликована в Общероссийском научно-техническом журнале "Полет" № 7, 2010 г.) приведены результаты статистического анализа более 900 инструментальных измерений линейного разрешения на местности (ЛРМ) по снимкам, полученным с КА "Ресурс-ДК1". Показано превышение фактического значения ЛРМ относительно заданного с [3] не менее чем на 5 %.

Оценка оперативности и производительности КА "Ресурс-ДК1" проводилась в соответствии с плановыми мероприятиями в процессе штатной эксплуатации в сентябре 2006 г. по результатам обработки текущей целевой информации с учетом данных моделирования суточных рабочих программ [4]. Полученные оценки показателя оперативности (On) лучше заданного максимального значения на 10 % (1,36 ч), а среднее значение производительности Pr в реальных условиях функционирования, близких к номинальным,

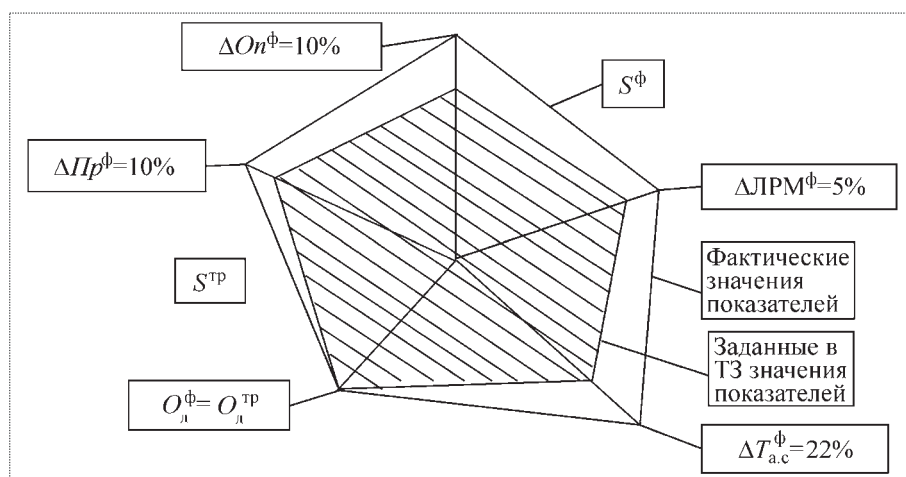


Рис. 6. "Звезда показателей" КА ДЗЗ "Ресурс-ДК1" № 1

превышает заданное максимальное значение [3] на 5 %.

По состоянию на 15 февраля 2010 г. фактическое значение $T_{a.c}$ составило 3 года и 8 месяцев, что превышает заданный [3] уровень (3 года) на 22 %.

Следует отметить, что значение показателя $O_{л}$ — оперативности выхода КА в заданный район зондирования — соответствует [3]. С учетом изложенного "звезда показателей" Босселя для КА "Ресурс-ДК1" имеет вид, представленный на рис. 6. Неравенство $S^{\phi} > S^T$ свидетельствует об успешности функционирования КА ДЗЗ "Ресурс-ДК1" № 1 и выполнении в полном объеме заданных требований.

Отображение качества функционирования КА ДЗЗ на заданном интервале времени ($T_{a.c}$) с помощью "звезды" Х. Босселя, построенной по экспериментальным полученным показателям, представляет собой наглядный инструмент оценивания жизнеспособности КА.

Таким образом, предложенные показатели и критерии живучести позволяют выбирать рациональные параметры бортовых систем, исходя из оперативного управления в аномальных ситуациях, для поддержания заданных целевых показателей КА ДЗЗ.

Библиографический список

1. Ахметов Р.Н., Аншаков Г.П., Мостовой Я.А., Соллогуб А.В. Концептуальные проблемы управления живучестью сложных технических объектов // Труды VIII Международной конференции по проблемам управления и моделирования в сложных системах. Самара. 24–28.06.2008 г. СамНЦ РАН, 2006. С. 274–284.
2. Ахметов Р.Н. Управление живучестью космических аппаратов // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2006. № 9. С. 16–20.
3. Техническое задание на разработку и создание оперативного космического комплекса детального оптико-электронного наблюдения земной поверхности "Ресурс-ДК". М., Роскосмос. 1998. 27 с.
4. Основные итоги работы космического комплекса "Ресурс-ДК1" / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, В.М. Федоров и др. // Материалы IV Научно-технической конференции "Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли". Адлер. МИОРЭС им. А.С. Попова. 15–21.09.2007. С. 11–16.

ИНФОРМАЦИЯ

ЦАГИ участвует в разработке проекта космического стартового комплекса Восточный

Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ) в рамках Программы аэрокосмических исследований подписал с Государственным научно-производственным ракетно-космическим центром "ЦСКБ–Прогресс" протокол о развитии сотрудничества по проекту нового космического стартового комплекса Восточный в Амурской области. Специалисты ЦАГИ включены в состав рабочих групп, созданных для координации исследований в области аэродинамики, динамики и прочности ракеты-носителя (РН) нового поколения "Русь-М". Головным разработчиком РН "Русь-М", предназначенной для осуществления пилотируемых программ с космодрома Восточный, является "ЦСКБ–Прогресс". В настоящий момент ведутся исследования по аэродинамике, баллистике и управлению, связанные с подготовкой в этом году эскизного проекта. Кроме того, совместно с ЦНИИМаш и ГНПЦ им. М.В. Хруничева продолжаются работы по аванпроекту уникальной в мировой практике многоразовой ракетно-космической транспортной системы (МРКС) с крылатыми разгонными блоками первой ступени. МРКС также предназначена для запуска с космодрома Восточный. Создание МРКС позволит повысить экономическую эффективность космических транспортных систем и избавит от необходимости отчуждать обширные территории Сибири и Дальнего Востока под зоны падения отделяемых частей РН.

"Наш институт всегда дорожил сотрудничеством с КБ и промышленностью. Работа над решением практических задач позволяет оценить эффективность накопленного запаса в области теоретических и экспериментальных исследований и открывает перспективы его развития для создания аэрокосмической техники будущего", – отметил А.С. Филатьев – руководитель программы аэрокосмических исследований ЦАГИ.

Пресс-служба ЦАГИ, 12.05.2010 г.



ПУШКОВ
Сергей Георгиевич —
ведущий научный сотрудник
ФГУП "Летно-исследовательский
институт им. М.М. Громова",
кандидат техн. наук



ХАРИН
Евгений Григорьевич —
начальник отделения
ФГУП "Летно-исследовательский
институт им. М.М. Громова",
профессор МАИ,
доктор техн. наук



ЛОВИЦКИЙ
Лаврентий Лаврентьевич —
ведущий инженер по летным
испытаниям систем
воздушных судов 2-го
класса ФГУП "Летно-исследовательский
институт им. М.М. Громова"

Технология определения воздушных параметров при полете ЛА на больших углах атаки

С.Г. Пушков, Е.Г. Харин, А.Л. Ловицкий

E-mail: flysim-ii@trancom.ru

Изложены результаты применения новой технологии определения воздушных параметров, аэродинамических погрешностей приемников воздушных давлений с использованием спутниковых средств траекторных измерений и штатного бортового оборудования в летных испытаниях летательного аппарата на режимах неустановившегося полета.

Ключевые слова: летные испытания; воздушные параметры; приемник воздушных давлений; комплекс бортовых траекторных измерений.

S.G. Pushkov, E.G. Kharin, L.L. Lovitsky. Flight Test Determination Technology Of Air Parameters On High Angles Of Attack

In the paper stated results of development and use of the new technology of air parameters, air pressure picks-up error determination in aircraft flight tests on transient flight configuration using trajectory measurement satellite facilities and airborne equipment.

Key words: flight tests; air parameters; air pressure pick-up (pilot-static tube); onboard trajectory measurement complex.

С применением спутниковых средств траекторных измерений в ЛИИ им. М.М. Громова разработана и внедрена технология определения воздушных параметров, аэродинамических погрешностей приемников воздушных давлений (ПВД) в летных испытаниях авиационной техники [1, 2].

В числе задач, решаемых в рамках этой технологии, — определение воздушных параметров, аэродинамических погрешностей ПВД на неустановившихся режимах полета, в частности на режимах торможения летательного аппарата (ЛА) с выводом самолета на большие углы атаки (БУА).

Основными целями испытаний самолета в диапазоне больших углов атаки являются определение скоростей и углов атаки начала сваливания, границ допустимых углов атаки, отработка систем сигнализации и предотвращения опасного сваливания, оценка устойчивости и управляемости ЛА на границе допустимых углов атаки. Определение действительных значений воздушных параметров является обязательным при проведении испытаний.

Заметим, что решение поставленной задачи не рассматривалось в практике сертификационных летных испытаний (ЛИ) воздушных судов (ВС) транспортной категории с применением средств траекторных измерений.

Средства и методы определения воздушных параметров в ЛИ ВС на БУА. Циркуляром AC25-7A EASA (European Aviation Safety Agency) в целях обеспечения летных испытаний самолета на больших углах атаки предписывается для определения скоростей сваливания использовать носовую штангу, оснащенную эталонными приемниками воздушных давлений и датчиками аэродинамических углов (ДАУ).

Однако при использовании носовой штанги возможны погрешности измерения воздушных параметров. Даже при очень больших длинах штанги не удастся вынести приемники давлений из области возмущений, создаваемых фюзеляжем ЛА. Кроме того, не решены вопросы, касающиеся технических характеристик эталонного ПВД в ожидаемых условиях применения, их стабильности от изделия к изделию, а также ошибок в измерении аэродинамических углов, вызванных деформациями штанги под воздействием аэродинамических нагрузок. Поэтому в общем случае должны быть проведены специальные исследования или испытания по эталонированию (градуировке) ПВД, ДАУ носовой штанги при ее установке на самолет.

Оценка аэродинамического влияния штанги на погрешности штатных приемников, ДАУ и ЛТХ самолета также требует дополнительных исследований и может привести к необходимости проведения дополнительных летных испытаний ВС в штатной конфигурации самолета (без носовой штанги).

В новой разработанной *технологии* задача решается с применением спутниковых средств траекторных измерений, штатного оборудования и аппаратуры измерений давления повышенной точности (при необходимости).

Задача взаимосвязана с рядом других задач: определения аэродинамических погрешностей ПВД, зависимостей коррекции ошибок восприятия статического давления (ОВСД), оценки средств определения воздушных параметров (СВП) и т.д. [1]. Применяемые в технологии методы позволяют в полном объеме решить вопросы информационного обеспечения ЛИ ВС на БУА, провести оценку погрешностей измерения воздушных параметров как штатными средствами ЛА, так и приемниками, датчиками, установленными на носовой штанге, если такая задача будет поставлена.

Разработка новой технологии прежде всего была ориентирована на испытания ВС, оборудованных современными пилотажно-навигационными комплексами, включающими цифровые системы воздушных сигналов (СВС), инерциальные навигационные системы (ИНС), радиовысомеры (РВ).

В связи с применением цифровых ИНС, СВС, высокоточных частотных датчиков давлений, практически сравнялись инструментальные погрешности штатного оборудования и погрешности контрольно-измерительной аппаратуры, появились возможности минимального использования дополнительной аппаратуры в летных испытаниях ВС.

Со снижением коэффициентов запаздывания в трактах передачи давлений штатных СВП ВС нового поколения повысилось качество решения задач градуировки штатных ПВД самолета на неустановившихся режимах полета. Градуировочные зависимости для штатных ПВД и датчиков аэродинамических углов при выполнении определенных требований к штатному оборудованию могут быть использованы для расчета воздушных параметров с небольшими ошибками без привлечения каких-либо эталонных приемников, ДАУ.

При постановке задачи определения аэродинамических погрешностей ПВД, информационного обеспечения ЛИ ВС на неустановившихся режимах полета в технологии были выделены следующие основные вопросы:

определение действительных значений воздушных параметров в испытательных режимах полета;

определение градуировочных зависимостей для штатных приемников воздушных давлений и датчиков аэродинамических углов.

При этом были исследованы методы зондирования параметров атмосферы и определения действительных значений воздушных параметров в испытательных режимах полета с применением траекторных измерений.

Традиционное определение параметров атмосферы путем выполнения горизонтальных площадок противоположными курсами показало большие разбросы результатов в испытательных режимах, которые обуславливались главным образом пространственно-временной изменчивостью ветровых характеристик. В этой связи в рамках технологии были разработаны методы и алгоритмы определения воздушных параметров, аэродинамических погрешностей ПВД с использованием зондирования параметров атмосферы, в том числе скорости ветра, на

режиме горизонтального полета непосредственно перед испытательным режимом.

Разработанные методы значительно снизили влияние фактора изменчивости параметров атмосферы на результаты ЛИ и показали максимальную результативность при малых временах испытательных режимов (к ним следует отнести режимы торможения, "дачи" рулем высоты, скольжения и т.д., являющиеся значимыми в летных испытаниях ВС). Методы были приняты в технологии в качестве базовых для решения задач определения воздушных параметров, градуировочных зависимостей для ПВД, ДАУ на неустановившихся режимах полета.

Для определения градуировочных зависимостей для ПВД, ДАУ на неустановившихся режимах полета необходимо оценить все факторы влияния на результаты ЛИ, разработать минимальные требования к средствам измерения, регистрации, к штатным бортовым системам, обосновать использование стационарного приближения для представления градуировочных зависимостей.

Применяемые в технологии средства и методы в полной мере удовлетворяют необходимым условиям решения задачи в случае испытаний ВС, оборудованных современными пилотажно-навигационными комплексами. Из числа необходимых условий решения задачи на неустановившихся режимах при небольших скоростях полета следует выделить повышенные требования к значениям коэффициентов запаздывания λ_z в пневмотрактах передачи давлений, а также к погрешности измерения давлений.

В ЛИ ВС на БУА устанавливаются следующие требования: λ_z не должны превышать 0,1 с, а погрешности измерения динамического давления — значений 0,1...0,2 гПа. Последнее условие достигается при индивидуальной градуировке используемых в испытаниях систем воздушных сигналов, аппаратуры измерения давлений.

В испытаниях ВС на БУА, в типовых режимах торможения и "дачи" рулем высоты градуировочные зависимости для ПВД с достаточной степенью точности определяются стационарным приближением. Величина изменения давлений за счет нестационарных факторов по отношению к

стационарному приближению соизмерима или меньше минимальных систематических погрешностей аппаратуры измерения давления.

Летные испытания ВС на БУА с применением технологии проводятся после этапа испытаний ВС по определению аэродинамических погрешностей ПВД, оценки средств определения воздушных параметров на режимах горизонтального полета, в которых должны быть определены характеристики восприятия давлений ПВД в условиях зондирующих режимов при проведении испытаний ВС на БУА.

При испытаниях на борт самолета устанавливаются средства траекторных измерений и аппаратура измерений давления повышенной точности.

В качестве основного средства измерений траекторных параметров и регистрации потоков информации от бортовых систем ПНО используется комплекс бортовых траекторных измерений (КБТИ) [3] в системе координат WGS-84 [4].

В дифференциальном кодовом режиме погрешности КБТИ ($|M| + 2\sigma$ для $P = 0,95$) определения параметров местоположения составляют 3...5 м; составляющих путевой скорости — 0,1...0,2 м/с; синхронизации потоков информации — 3 мс.

В дифференциальном фазовом режиме погрешности КБТИ ($|M| + 2\sigma$ для $P = 0,95$) определения параметров местоположения составляют 0,7 м; составляющих путевой скорости — 0,05 м/с; синхронизации траекторных параметров и потоков информации бортовых систем — 1 мс.

Программа ЛИ ВС на БУА дополняется зондирующими режимами полета, которые выполняются в виде горизонтальной площадки (≈ 10 с) непосредственно перед торможением в соответствующей конфигурации ВС. Режим торможения выполняется без скольжения с курсовым углом зондирующего режима.

Для контроля стабильности ветровых характеристик во время выполнения режимов, дополнительно перед и после серии испытательных режимов на высотах H (начало испытательных режимов) и $H - 300$ м выполняются зондирующие режимы горизонтального полета (ГП) противоположными курсами.



Рис. 1. Структура решения задачи определения действительных значений воздушных параметров и аэродинамических погрешностей ПВД в ЛИ ВС на неустановившихся режимах полета

Общая структура решения задачи определения воздушных параметров, градуировочных зависимостей для ПВД, ДАУ на режимах неустановившегося полета показана на рис. 1 ($T_{н.в.}$ – температура; P, P_0 – статическое, полное давления; $\frac{\Delta P_a}{q}$, $\frac{\Delta P_{0a}}{q}, \frac{\Delta V_a}{V_{пр}} = f(\alpha, \beta, M, \delta)$ – соответственно коэффициенты восприятия статического, полного давлений ПВД, относительная аэродинамическая погрешность измерения скорости в зависимости от углов атаки α , скольжения β , числа M и конфигурации δ ЛА; символ Δ означает погрешность, разницу между измеряемым и истинным значением параметра; индекс "а" означает аэродинамическую погрешность, обусловленную условиями обтекания приемника; V, V_p, V_{iz} – воздушная, индикаторная, индикаторная земная скорости; q – скоростной напор; $\alpha_{ист} = f(\alpha_{мест})$ – зависимость угла атаки самолета от местного угла, измеряемого ДАУ).

В ЛИ ВС на БУА режимы торможения предписывается выполнять без скольжения. Поэтому задача определения аэродинамических погрешностей ПВД, по существу, сводится к определению зависимостей $\frac{\Delta V_a}{V_{пр}} = f(\alpha)$, $\frac{\Delta P_a}{q} = f(\alpha)$, $\frac{\Delta P_{0a}}{q} = f(\alpha)$ на высоте выполнения режимов для подобных режимов по значениям числа M и конфигурации ЛА.

Результаты измерений действительных значений воздушных параметров с учетом градуировочных зависимостей, данные траекторных измерений и инерциальной системы, геометрические (конфигурация δ) и массовые параметры ЛА обеспечивают полноту данных для решения задач в летных испытаниях ВС на БУА.

Результаты отработки технологии в летных испытаниях ВС на БУА. С применением новой технологии были проведены испытания на БУА шести типов ВС, имеющих отличия в геометрии, компоновке ЛА, размещении и конструкции приемников воздушных давлений и ДАУ, опре-

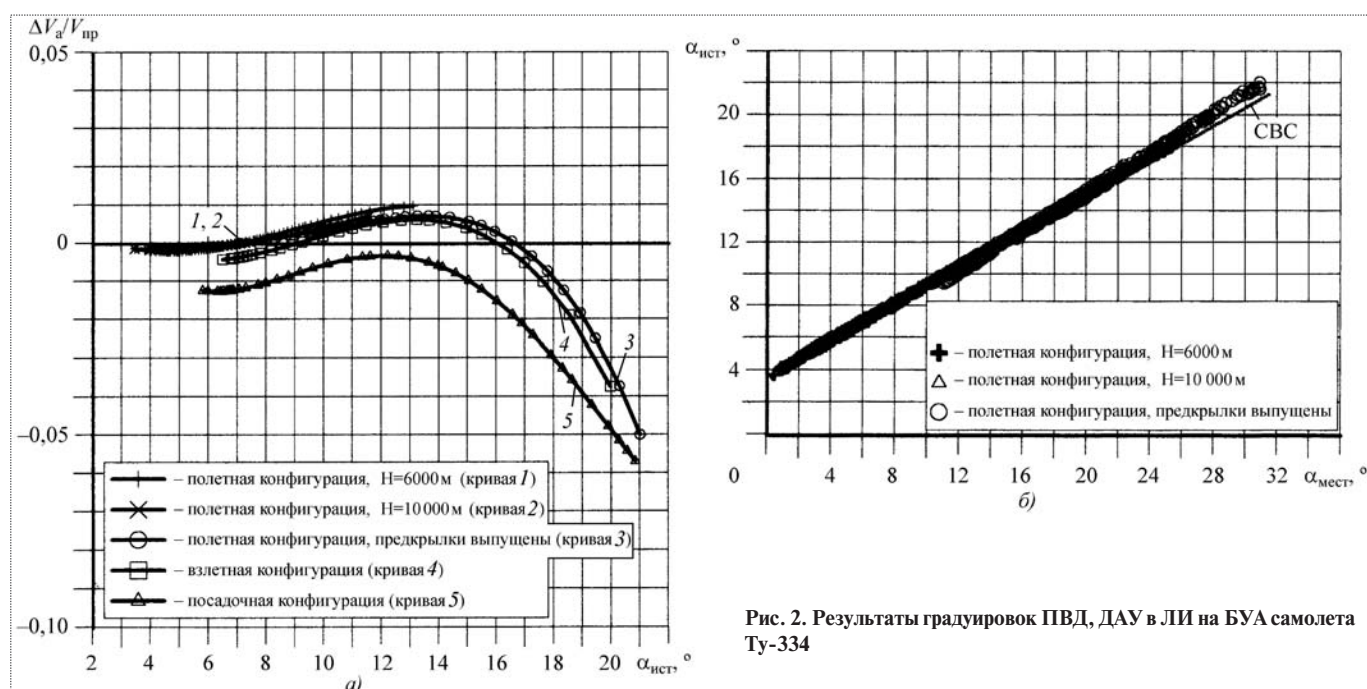


Рис. 2. Результаты градуировок ПВД, ДАУ в ЛИ на БУА самолета Ту-334

деляющих различный характер изменения коэффициентов восприятия давления ПВД в зависимости от факторов влияния.

При испытаниях ВС состав, технические характеристики штатного оборудования и контрольно-измерительной аппаратуры, перечень регистрируемых параметров, значения коэффициентов запаздывания в трактах давления в полной мере соответствовали требованиям, предъявляемым в рамках рассматриваемой технологии. До проведения испытаний ВС на БУА в полном объеме были получены исходные данные по аэродинамическим погрешностям восприятия статического и полного давлений ПВД на режимах ГП, систематическим погрешностям измерения параметров используемой аппаратуры (СВС, ИНС).

На рис. 2 дан типовой пример градуировок ПВД, ДАУ на режимах торможения с БУА в летных испытаниях самолета Ту-334. Результаты представлены в виде зависимостей относительных аэродинамических погрешностей измерения скорости от ис-

тинного угла атаки $\alpha_{ист}$ при различной конфигурации δ ВС (рис. 2, а); зависимостей истинного угла атаки $\alpha_{ист}$ самолета от местного угла атаки $\alpha_{мест}$ ДАУ для разных δ (рис. 2, б). Полиномы этих зависимостей были использованы для оценки летно-технических характеристик (ЛТХ) ВС.

На рис. 3 приведены результаты градуировки ПВД в случаях различного размещения приемников полного (ППД), статического (ПСД) давлений и ДАУ (все случаи размещения были одновременно реализованы на одном ВС).

Градуировочные зависимости являются равнозначными в смысле их использования для рас-

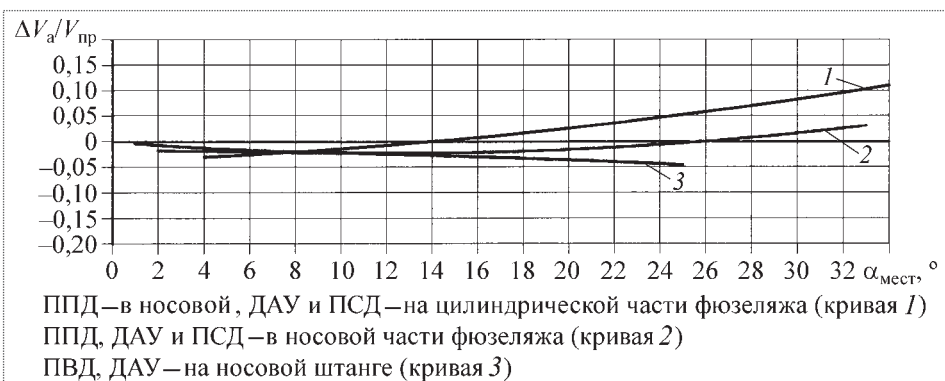


Рис. 3. Результаты градуировки ПВД в случаях различного размещения приемников и ДАУ

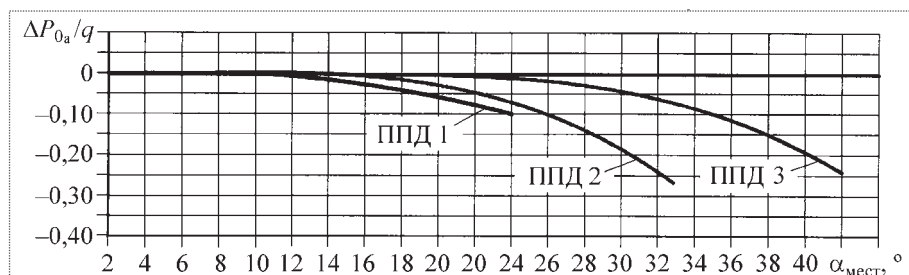


Рис. 4. Значения приращений коэффициентов восприятия полного давления ППД в зависимости от местного угла ДАУ

чета индикаторных земных скоростей на режимах торможения ВС с выходом на БУА.

Разница в расчетах индикаторной земной скорости с использованием различных градуировочных зависимостей (соответствующих размещению приемников ДАУ 1,2,3) не превышает 2 км/ч.

На рис. 4 показаны полученные в летных испытаниях ВС на БУА значения приращений коэффициентов восприятия полного давления в зависимости от местного угла атаки ДАУ для приемников полного давления различного типа.

Характер изменения характеристик восприятия полного давления во всех случаях соответствует результатам трубного эксперимента. Харак-

теристики различаются степенью влияния угла атаки на погрешность восприятия полного давления, более или менее ранним "уходом" коэффициента давления от "нулевых значений" с увеличением α , что определяется конструкцией приемника (в основном его головной части) [5]. Результаты показали стабильность зависимо-

сти $\Delta P_{0a}/q = f(\alpha)$ в диапазоне изменения углов атаки при испытаниях ВС на БУА, что является важным при определении градуировочных зависимостей ПВД.

При подобии характеристик восприятия полного давления характер изменения относительной погрешности измерения скорости может существенно различаться в зависимости от характеристик восприятия статического давления.

Характер изменения коэффициентов восприятия статического и полного давлений по результатам летных испытаний показан на рис. 5. Путем визуализации потока в аэродинамической трубе было выявлено, что необычное поведение харак-

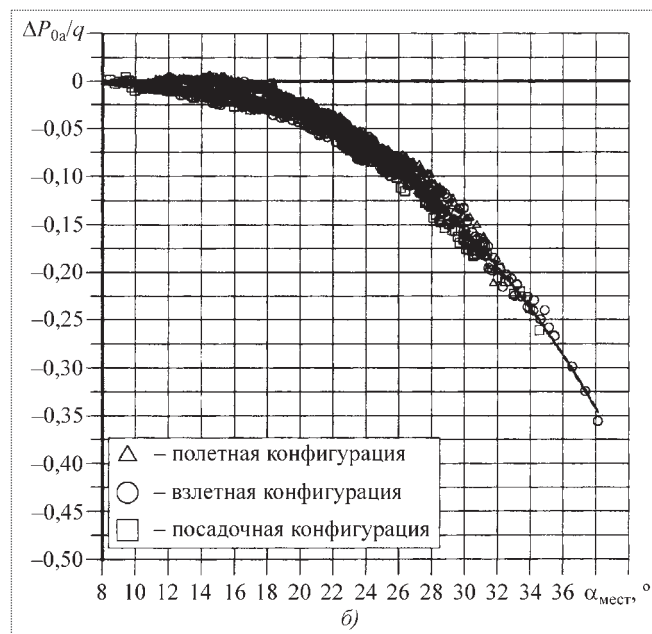
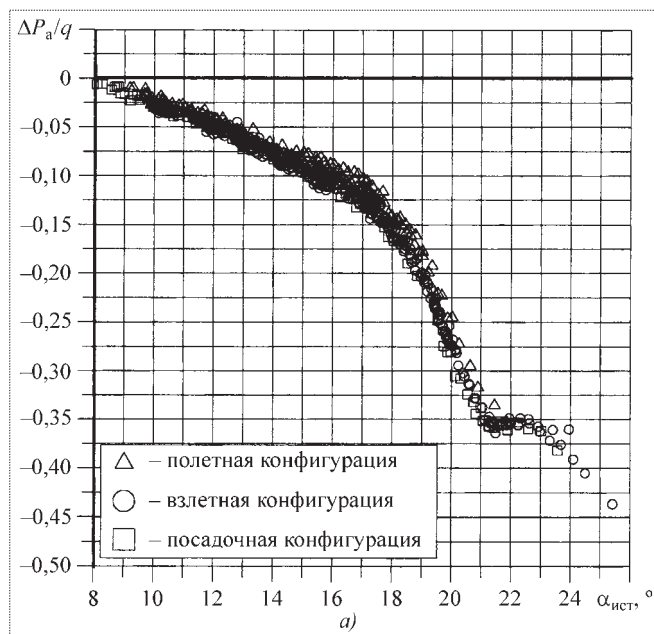


Рис. 5. Изменение коэффициентов восприятия статического (а) и полного (б) давлений в зависимости от истинного местного угла атаки (параметров СВС) на режимах торможения самолета Бе-200ЧС

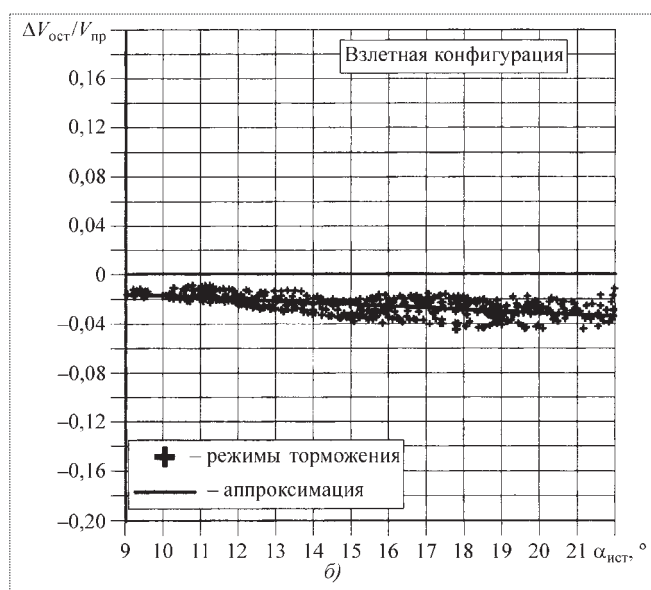
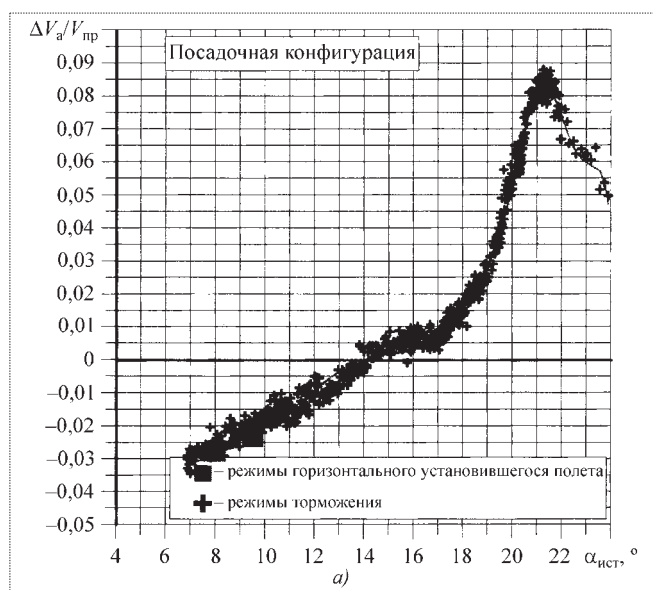


Рис. 6. Относительная аэродинамическая погрешность измерения скорости в зависимости от $\alpha_{\text{нст}}$ СВС до (а) и после (б) коррекции ОВСД в СВС

теристики восприятия статического давления при больших значениях угла атаки объясняется попаданием плит статического давления в спутный вихревой след от впереди расположенных брызгоотбойников гидросамолета. Эта особенность восприятия статического давления привела к неверному измерению приборной скорости в диапазоне больших углов атаки. На режимах торможения самолета летчик по приборам видел увеличение скорости.

Несмотря на эту негативную особенность, полученные на режимах торможения характеристики были достаточно стабильными, что позволяло использовать их для расчета индикаторных земных скоростей и реализовать корректировки ошибок восприятия статического давления (ОВСД) в системе воздушных сигналов (СВС).

На рис. 6 показаны относительные погрешности измерения скорости $\Delta V_a/V_{\text{пр}}$ и $\Delta V_{\text{ост}}/V_{\text{пр}}$ на режимах торможения самолета с БУА до и после компенсации ОВСД в СВС. Ярко выраженный экстремум функции $\Delta V_a/V_{\text{пр}} = f(\alpha_{\text{нстСВС}})$ для Бе-200ЧС определяется особенностью характеристики восприятия статического давления.

Как видно из рис. 6, реализованная в СВС коррекция ОВСД практически исключила негативную особенность измерения скорости. Остаточ-

ные погрешности по скорости $\Delta V_a/V_{\text{пр}} = f(\alpha_{\text{нстСВС}})$ являются небольшими и хорошо описываются линейной функцией с незначительным градиентом $\partial f/\partial \alpha$.

Результаты летных испытаний самолета Бе-200ЧС на режимах торможения до скоростей сваливания, полученные с применением новой технологии, были признаны EASA приемлемыми для сертификации ВС.

Таким образом, решение задачи в рамках рассмотренной технологии не требует дополнительной установки эталонных приемников, ДАУ для обеспечения летных испытаний ВС на больших углах атаки. Применяемые средства и методы существенно снижают трудоемкость летных испытаний ВС и повышают качество их результатов.

Библиографический список

1. Пушков С.Г., Харин Е.Г., Кожурин В.Р., Захаров В.Г. Технология определения аэродинамических погрешностей ПВД и воздушных параметров в летных испытаниях ЛА с использованием спутниковых средств траекторных измерений // ВИНТИ РАН. Проблемы безопасности полетов. 2006. № 7.
2. Пушков С.Г., Малахова И.В., Горшкова О.Ю. Исследования задачи определения аэродинамических погрешностей ПВД на режимах взлета-посадки самолета в условиях летного эксперимента с применением спутниковых технологий // ВИНТИ РАН. Проблемы безопасности полетов. 2006. № 9.
3. Харин Е.Г. Комплексная обработка информации навигационных систем летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2002.
4. Руководство по Всемирной геодезической системе — 1984 (WGS-84), (doc 9674). Международная организация гражданской авиации, 1997.
5. Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения. М.: Наука, 1964.

Анализ возможных схем построения космических солнечных электростанций

В.К. Сысоев, К.М. Пичхадзе, Е.А. Арапов

E-mail: sysoev@laspace.ru

Анализируются различные схемы построения солнечных космических электростанций. Показаны основные проблемы, затрудняющие реализацию проектов таких электростанций. Предложена схема космической электростанции, состоящей из автономных информационно связанных космических аппаратов с трансформируемыми фотоизлучающими панелями. Рассмотрены возможные основные этапы реализации проектов солнечных космических электростанций от создания фотоизлучающих панелей до проведения демонстрационного космического эксперимента.

Ключевые слова: солнечная энергетика; космические фотопреобразователи; СВЧ излучение.

V.K. Sysoev, K.M. Pichkhadze, E.A. Arapov. Analyzing Possible Designs Of Space-Based Solar Power Plants

The article compares different designs of space-based solar power plants, scrutinizing the main challenges of their construction. It offers a variant of space-based power plant comprising self-sustaining inter-linked spacecraft carrying variable shape photo-emitting panels. The article also reviews possible implementation phases of solar power plant projects from the construction of photo-emitting panels to live space trials.

Key words: solar power engineering; space photoconverter; microwave emission.

Проблемы современной энергетики общеизвестны: ограниченность природных ресурсов, обострение экологических проблем. Поэтому проявляется все больший интерес к использованию солнечной энергии, в том числе и к созданию солнечных космических электростанций.

Наиболее революционные предложения по использованию солнечной энергии нашли отражение в 1970–1980 гг. в концепции солнечной космической электростанции (СКЭС), предполагающей размещение солнечных фотопреобразователей на геостационарной орбите и передачу вырабатываемой энергии (на уровне до 10 ГВт) на поверхность Земли сфокусированным СВЧ пучком. Прием этой энергии должен был производиться с помощью больше-размерных ректенн [1–6].

Основой таких космических электростанций является использование солнечной энергии с плотностью мощности 1400 Вт/м^2 , а для получения больших мощностей (до 10 ГВт) должны быть созданы фотопреобразователи необходимых площадей с максимальным КПД. Техничко-экономический анализ данного проекта показал его несостоятельность, и на несколько десятилетий интерес к этой проблеме был потерян. Однако значительный прогресс в развитии космической техники, и особенно оптико-электронных систем (в первую очередь фотопреобразователей), а также повторяющиеся энергетические кризисы в конце XX в. возродили интерес к данной пробле-



СЫСОЕВ
Валентин Константинович – заместитель директора Центра проектирования космических систем ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина", доктор техн. наук



ПИЧХАДЗЕ
Константин Михайлович – первый заместитель генерального конструктора и директора ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина", доктор техн. наук



АРАПОВ
Евгений Александрович – аспирант ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина"

ме у многих исследователей. Появился ряд новых проектов солнечных космических электростанций [2–7]. Целью настоящей статьи является краткий структурированный анализ данных проектов. В статье также представлены предложения ее авторов по развитию солнечных космических электростанций в России в международной кооперации.

Выбор орбиты

Прежде всего, рассмотрим предлагаемые орбиты для реализации солнечных космических электростанций.

Первый вариант орбиты СКЭС — геостационарная орбита высотой около 36 000 км, находясь на которой, космический аппарат, запущенный по вращению Земли, движется с той же угловой скоростью, что и Земля, как показано на рис. 1, а. Солнечная космическая электростанция, размещенная на этой орбите и сориентированная соответствующим образом (фотопреобразователи —

на Солнце, СВЧ передающая антенна — на наземную ректенну), в дальнейшем требует лишь поддержания ориентации фотопреобразователей и антенны (градус в сутки) в связи с вращением Солнца. Это является преимуществом использования геостационарной орбиты для космических электростанций. Однако оно проявляется в полной мере лишь, если ректенна расположена в экваториальных и близких к ним районах Земли. Чем дальше от экватора, тем ближе геостационарная орбита электростанции к горизонту, а начиная с 81° ю.ш. она скрывается за горизонт. Малые углы падения СВЧ луча на Землю определяют значительное увеличение размеров необходимой ректенны. На широте 60° (г. Санкт-Петербург) площадь ректенны по сравнению с расположенной на экваторе увеличивается в 2,6 раза. Также значительно увеличивается протяженность трассы СВЧ луча в атмосфере.

При выборе траектории СКЭС для обслуживания северных областей России полезен опыт соз-

дания спутниковых систем связи типа "Молния", использующих высокоэллиптические орбиты. Космический аппарат на такой орбите движется с изменяющимися линейной и угловой скоростями. Солнечная космическая электростанция на такой высокоэллиптической орбите (рис. 1, б) в течение большей части периода обращения сможет посылать на ректенну СВЧ энергию. Из условий обеспечения максимальной стабильности космического аппарата на орбите при минимальных энергозатратах двигателей наклонение такой высокоэллиптической орбиты для космической электростанции должно быть вблизи $63,4^\circ$

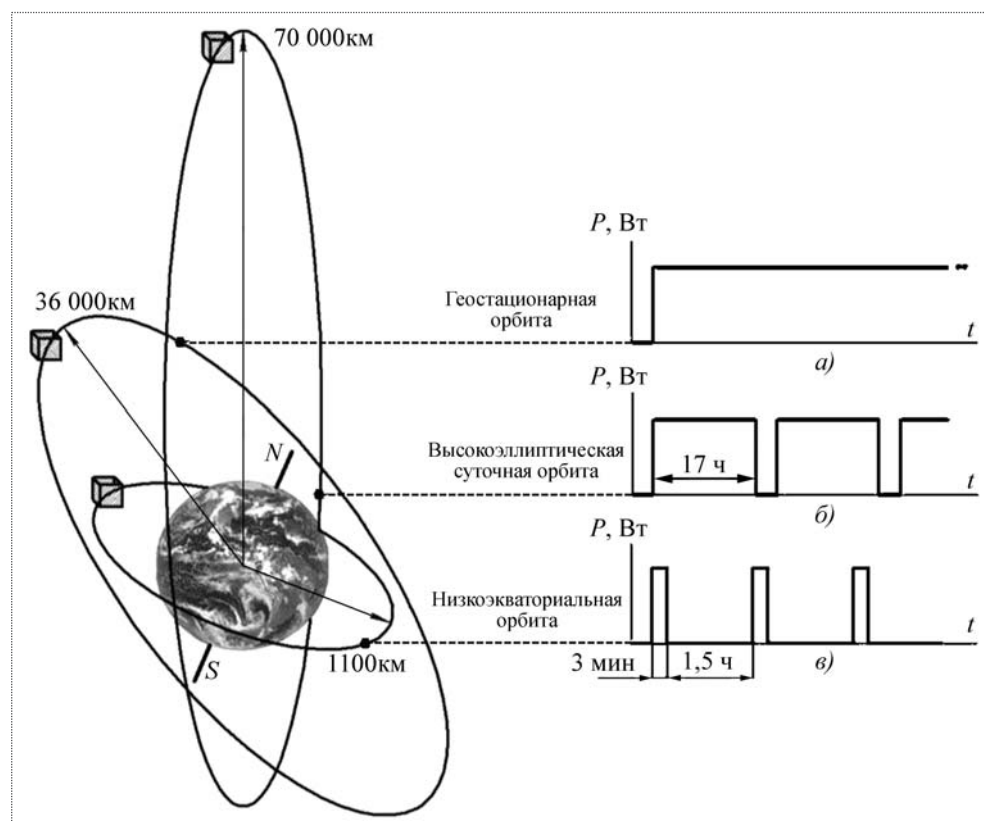


Рис. 1. Предлагаемые варианты орбит для СКЭС:

а — геостационарная; б — эллиптическая; в — круговая экваториальная

для 24-часовой орбиты с апогеем 3,3 тыс. км [5–6]. Через 3,5 ч после прохождения перигея и в течение 17 ч солнечная космическая электростанция будет передавать СВЧ энергию.

Конечно, солнечная космическая электростанция на высокоэллиптических суточных орбитах предполагает непрерывную коррекцию ориентации солнечных батарей на Солнце, а СВЧ антенн на ректенну.

Третий вариант орбиты — это экваториальная круговая орбита, предлагаемая в проекте СКЭС-2000 [2]. СКЭС-2000 будет иметь круговую орбиту в экваториальной плоскости Земли на высоте 1100 км от ее поверхности; ось электростанции ориентирована перпендикулярно к направлению ее движения. Поскольку орбита расположена в экваториальной плоскости (рис. 1, в), спутник проходит каждый оборот над одними и теми же точками земной поверхности. Тем самым создаются удобные условия для использования одной или нескольких наземных ректенн. Высота орбиты выбрана как некоторый компромисс между рядом требований (время работы с наземной ректенной, аэродинамическое торможение, степень деградации солнечных батарей и др.). В интервале углов $\pm 30^\circ$ (направление восток — запад) и $\pm 16^\circ$, 7 (направление юг — север) передающая антенна рассматриваемой СКЭС позволяет проводить электронное сканирование микроволнового луча с тем, чтобы он высокоточно попадал на приемную систему.

СКЭС-2000 — импульсная система: время работы с ректенной (время пролета интервала углов $\pm 30^\circ$ по отношению к нормали) немногим более 3 мин за один оборот. Причем все это только в дневное время, когда освещены и работают солнечные батареи.

Дальнейшее развитие этой системы может идти в количественном отношении — серия спутников типа СКЭС-2000, последовательно расположенных на той же орбите, существенно увеличит эффективность наземных ректенн, которые могут быть расположены вдоль экватора [2, 7].

Выбор типа и расположения ректенны

Выбор типа и расположения ректенны обусловлен несколькими факторами. Это прежде всего размеры ректенны. Они определяются, во-первых, геометрией передачи СВЧ пучка с орбиты расположения СКЭС — дальность передачи может составлять от 1000 до 36 000 км; во-вторых, длиной волны СВЧ пучка, которая может лежать в диапазоне от 1 мм до 10 см, и, в-третьих, размерами передающей СВЧ антенны [8–12].

Важнейшими факторами, обуславливающими выбор расположения ректенны, являются также экологическая безопасность зоны облучения и технико-экономический фактор, который определяется расположением потребителей электроэнергии.

Достаточно точная оптимизация решения такой многофакторной задачи сегодня весьма затруднительна. Однако имеется ряд проектов СКЭС, в которых определяются параметры такой ректенны [2–4] (рис. 2, а). Прежде всего это размеры. При самой высокорасположенной орбите космической электростанции и СВЧ пучке с длиной волны излучения 5 см данная ректенна имеет максимальный диаметр ~ 20 км. Место расположения — пустыня, безлюдные острова.

Весьма интересным вариантом расположения ректенны, который поддерживают авторы, — ее размещение на привязных дирижаблях с передачей электроэнергии по кабелю (рис. 2, б). Такая технология может быть целесообразной при использовании коротковолнового СВЧ излучения, включая мм-диапазон, и также позволяет минимизировать размеры ректенны [13–14].

Несмотря на техническую сложность такого решения оно имеет ряд преимуществ. Прежде всего, это то, что ректенна высокомобильного воздушного базирования может быть развернута без значительного капитального строительства и в труднодоступных местах.

Использование коротковолнового СВЧ излучения позволит также решить экологическую проблему. Ректенна на высоте 2...6 км позволяет принимать СВЧ излучение в области длин волн 1...10 мм, которое активно поглощается молекулярным кислородом в воздухе на высотах 1...2 км,

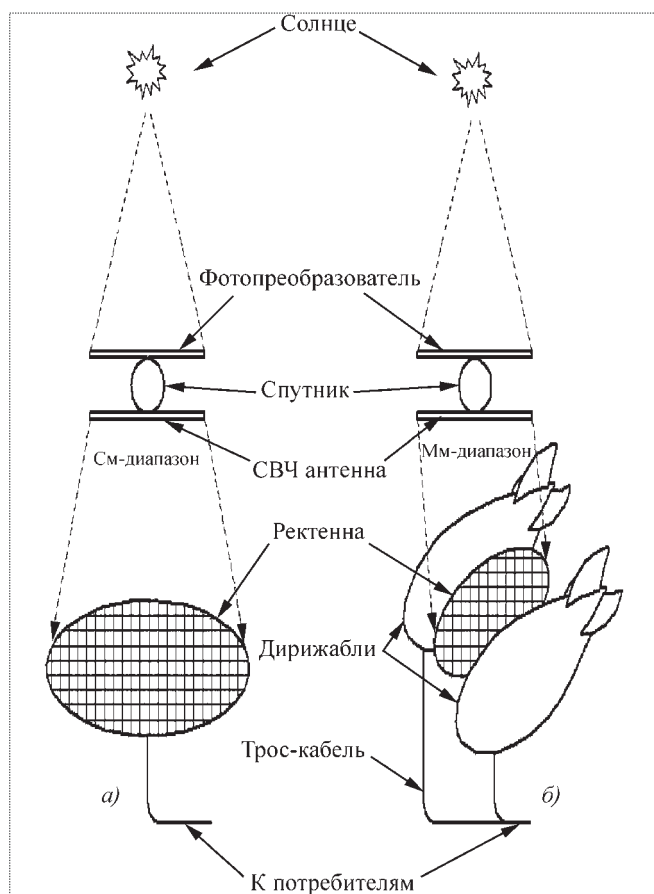


Рис. 2. Схемы вариантов СКЭС:

а — прямая доставка энергии на ректенну на Земле; *б* — прием энергии на ректенну дирижабля

тем самым обеспечивается экологическая безопасность [11, 15, 16].

Однако данное техническое решение требует создания генераторов и приемников миллиметрового диапазона с высокой эффективностью.

Выбор типа приемников ректенны сегодня ограничен двумя вариантами.

Наиболее распространенным типом преобразователя микроволн в постоянный электрический ток является ректенна с полупроводниковым диодом Шоттки [3, 4]. Наивысшее значение КПД преобразования ректенны было получено для рабочей частоты 5,8 ГГц. КПД преобразования ректенн с диодами Шоттки достигает 82 %. Однако плотность мощности падающего излучения может заметно изменяться (до 10 дБ) на приемной апертуре микроволновой линии передачи. Уменьшение уровня входной мощности на рек-

тенне приводит к росту потерь на диоде и значительному снижению КПД преобразования.

Альтернативным типом устройства для обратного преобразования микроволн в постоянный ток могут быть различные вакуумные приборы, работающие в обращенном режиме (клистроны, магнетроны и др.). Следует особо выделить циклотронный преобразователь с эффективностью до 83 %, входной мощностью микроволн 10 кВт на частоте 2,45 ГГц и выходным напряжением 15...20 кВ [9]. Мощные вакуумные преобразователи с высоким выходным напряжением могут быть интегрированы в существующие энергосистемы, в то время как низковольтные ректенны придется коммутировать в большое число последовательно-параллельных цепочек.

Анализ эффективности солнечных космических электростанций

Перед началом проектирования СКЭС необходимо решить две проблемы. Первая — выбор мощности электростанции. Как правило, обсуждаются мощности в пределах от 10 МВт до 10 ГВт. Вторая проблема — эффективность получения электроэнергии по всему тракту.

Эффективность СКЭС определяется двумя факторами:

эффективностью основных компонент, входящих в состав электростанции;

эффективностью работы всей системы космической электростанции в целом (обуславливается в основном точностью работы всех компонент во взаимосвязи).

Проведем анализ эффективности основных компонент космической электростанции: фотопреобразователей, преобразователей, накопителей, СВЧ передатчиков, ректенн.

Фотопреобразователи — одни из важнейших первичных компонент электростанции. Прогресс в их развитии весьма впечатляющий. Если в первом проекте КПД фотопреобразователя составлял 12 %, то сегодня он более 40 % [17–19], а в отдельных работах [18] появились сообщения о полученном КПД в 68,5 %. Теоретические работы предсказывают возможность достижения КПД фотопреобразователя более 70 %.

Достижение необходимой мощности СКЭС (более 10 МВт) путем увеличения площади фото-батарей весьма ограничено возможностями как ракетно-космической техники, так и трудностями получения однородных характеристик фото-преобразователей на большой площади. Поэтому исследователи стремятся поднять эффективность фотопреобразователей, о чем говорилось ранее. Существует и третий путь получения необходимой мощности — это использование концентраторов солнечного излучения на фотоэлементах, что позволяет уменьшить массогабаритные характеристики фотопреобразователей.

Преобразователи — имеется в виду система сбора и коммутации электроэнергии, система повышения напряжения и т.д. Эффективность такой системы трудно оценить без конкретной схемы проекта, но считаем, что она будет составлять около 80 %. Однако в случаях прямого преобразования полученной от фотопреобразователей электроэнергии в СВЧ излучение ее эффективность можно считать близкой к 95 %.

Накопитель энергии. Его необходимость определяется характером работы электростанции на низких орбитах, т.е. когда передача накопленной энергии носит импульсный режим.

Наиболее эффективные системы, используемые в качестве накопителей энергии, — суперконденсаторы [20]. Построение схемы "фотопреобразователь — суперконденсатор — СВЧ излучатель" должно осуществляться с минимальными размерами и связями. Можно ожидать эффективность этого элемента на уровне 80 %.

СВЧ передатчики. Эти электронные компоненты достаточно успешно развиваются, пройдя путь от электронно-вакуумных до твердотельных комплексированных приборов [10, 12]. В настоящее время их лучшая эффективность — 70...80 %. Но есть основание считать, что прогресс в развитии твердотельной электроники поднимет ее до 90 %.

Ректенна — заключительный элемент цепи преобразования СВЧ излучения в постоянный электрический ток. Имеется несколько вариантов ее выполнения. Первый — это антенны, нагруженные на полупроводниковые диоды Шоттки. Такая система легко тиражируется в массовом

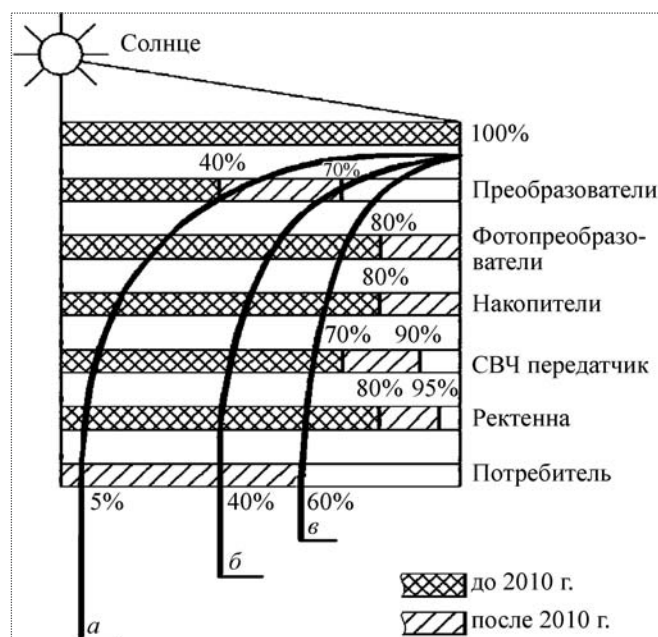


Рис. 3. Схема-структура эффективности СКЭС:

а — космический вариант П. Глейзера [1], 1980–2010 гг.; б — с накопителем, 2010 г.; в — с прямой передачей без накопителя, 2010 г.

производстве, что весьма актуально с учетом больших полей ректенны (до 20 км в диаметре). Другой вариант — это электровакуумные приборы — клистроны. Не обсуждая недостатки и преимущества этих приборов, можно считать, что сегодня эффективность данной системы составляет около 80 % с перспективой роста до 85...90 % [3, 9].

Данные об эффективности солнечной космической электростанции в целом обобщены на рис. 3.

Необходимо отметить три варианта обеспечения высокой эффективности СКЭС, имеющихся в настоящее время:

использование элементов и систем космической электростанции, разработанных до 2010 г. Из рис. 3, а видно, что общая эффективность СКЭС составляет 5 %;

использование перспективных элементов и построение всей системы с накоплением энергии. Из рис. 3, б видно, что общая эффективность СКЭС может достичь 40 %;

использование перспективных элементов, построенных в виде фотоизлучающих модулей с не-

посредственной передачей энергии Солнца в СВЧ излучение. Из рис. 3, в видно, что общая эффективность СКЭС может достичь 60 %.

Конечно, приведенные значения — оценочные, но они отражают тенденции развития и позволяют надеяться, что солнечные космические электростанции из утопии превратятся в предмет инженерного проектирования.

Анализ вариантов проектов космических солнечных электростанций

Прежде всего рассмотрим вопрос о выборе мощности такой электростанции. В предлагаемых проектах диапазон предлагаемых мощностей весьма широк — от 10 МВт до 10 ГВт. Выбор мощностей обусловлен несколькими факторами, во-первых, экономической целесообразностью, во-вторых, экологической безопасностью, в-третьих, оценкой перспективы развития систем и компонент солнечной электростанции. Поэтому из всего разнообразия предлагаемых проектов для анализа выбраны те, в которых наиболее четко выделяются тенденции и перспективы развития СКЭС.

Первый проект — вариант, предложенный П. Глейзером [1], схема которого показана на рис. 4, а. Видно, что в солнечной электростанции имеются следующие элементы и системы:

фотобатарея (большеразмерная единая конструкция размером 5×10 км);

СВЧ излучающая антенна (диаметром 1 км) с механизмом наведения на карданном подвесе;

приемная ректенна на диодах Шоттки диаметром около 20 км.

Скрытые системы: система коммутации электрических потоков с фотобатареями; система терморегулирования фотобатареи и излучающей СВЧ антенны; системы управления спутником.

Из описания этого варианта электростанции видны ее основные недостатки:

многоступенчатость преобразования энергии, что приводит к ее малой эффективности;

грандиозные размеры, что делает ее утопической как с точки зрения сборки в космосе, так и с точки зрения стабильности работоспособности СКЭС.

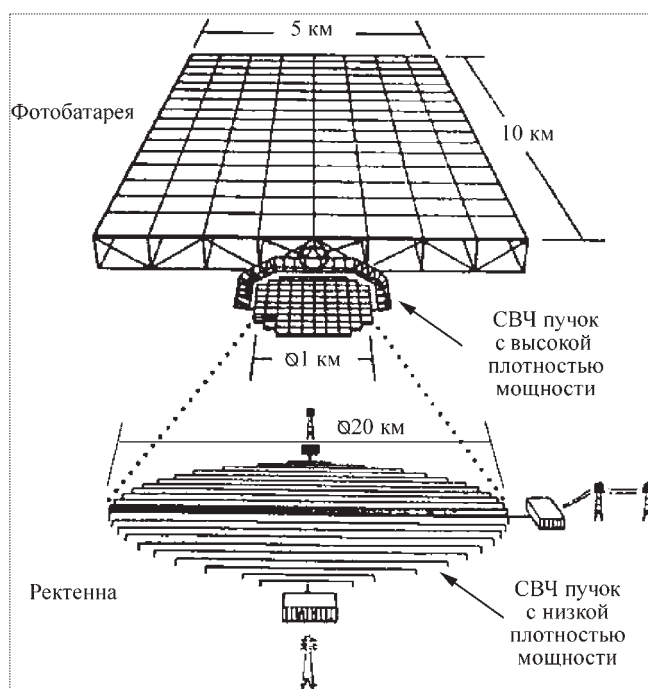


Рис. 4. Проект СКЭС Глейзера [1]

Однако само наличие такого проекта позволило критически взглянуть на подсистемы электростанции и начать поиск новых наиболее эффективных решений проектирования СКЭС.

Следующим проектом является предложение японских проектантов под названием СКЭС-2000 (рис. 5) [2, 3]. Основные цели этого проекта:

создать проект СКЭС приемлемых размеров с точки зрения возможностей имеющихся ракетно-космических средств;

использовать возможности, существовавшие в 2000 г. в области фотопреобразователей и СВЧ твердотельной электроники;

использовать низкоорбитальные экваториальные траектории. Это позволило уменьшить размеры ректенн, но привело к необходимости введения энергетических накопителей.

Хотя данный проект так же, как и предыдущий, не был реализован, он позволил сделать очередной шаг в продвижении к созданию солнечных космических электростанций.

К числу достоинств представленного варианта электростанции следует отнести:

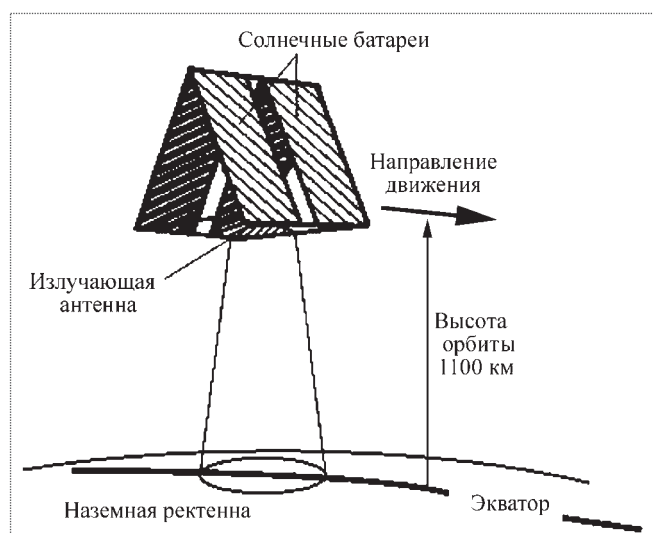


Рис. 5. Проект СКЭС 2000 [2]

использование активных фазовых излучающих решеток на основе СВЧ твердотельной электроники;

предложение по использованию низких орбит для размещения таких электростанций.

Но, к сожалению, даже этот вариант пока остается весьма большим по массогабаритным параметрам, не доступным для реализации в космосе.

Имеет смысл привести описание еще одного проекта, в котором предлагается решение основной проблемы СКЭС – больших массогабаритных параметров и необходимости их поддержания с высокой стабильностью (рис. 6). Эта электростанция содержит следующие элементы (системы):

фотоизлучающие панели (сэндвич), в которых с одной стороны расположены фотопреобразователи, а с другой – СВЧ твердотельные излучатели. В такой панели сведены к минимуму цепи преобразования фототока в СВЧ излучение;

пленочные отражатели, используемые для концентрирования солнечного излучения на фотопреобразователи, что позволяет поднять эффективность преобразования "свет–электричество" и уменьшить площадь солнечных батарей, необходимую для получения требуемого уровня мощности.

Наиболее интересным примером проектов СКЭС в настоящее время является проект под

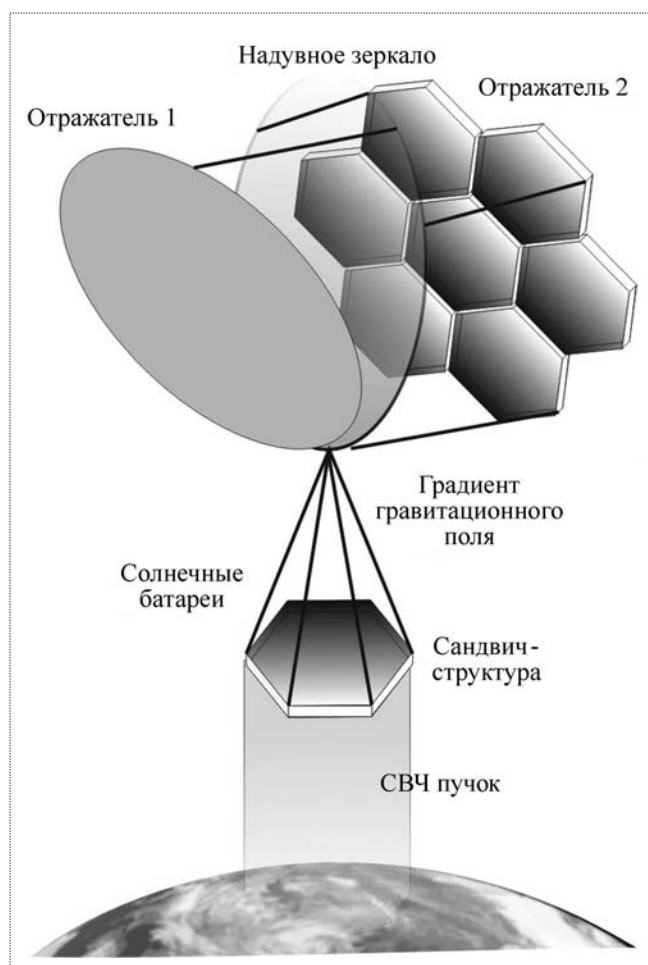


Рис. 6. Проект СКЭС с перетражателем [3]

символическим названием "Солнечный город" [4]. Основные элементы такой СКЭС показаны на рис. 7.

В проекте предлагается использовать все новейшие технологии:

тонкопленочные френелевские линзы для концентрации солнечного излучения;

многокаскадные фотопреобразователи с высокой эффективностью;

надувные отверждаемые полимерно-композитные конструкции;

высокоэффективные СВЧ-АФАР излучатели; систему гравитационной стабилизации.

Однако этот проект обладает теми же недостатками, что и предыдущие, – весьма большими массогабаритными параметрами, что делает его

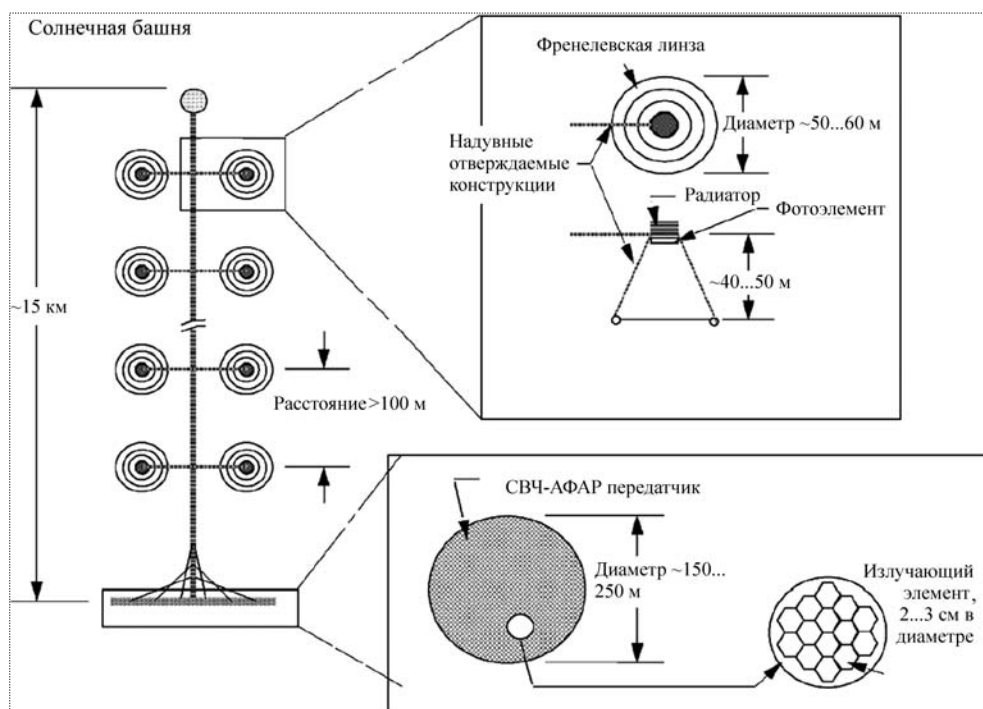


Рис. 7. Проект "Солнечный город" [4]

реализацию в ближайшее время весьма проблематичной.

Солнечные космические электростанции из автономных информационно-связанных спутников

Авторы данной статьи предлагают идти по другому пути, который позволит начать с запуска одного демонстрационного спутника — электростанции с последующим запуском однотипных спутников и соединением их в одну информационно связанную сеть [13], как показано на рис. 8

Авторами предлагается построение проекта солнечной космической электростанции, в основе которого лежат следующие четыре принципа:

использование автономных фотоизлучающих панелей, которые преобразуют непосредственно принятое солнечное излучение в СВЧ излучение и из которых формируется трансформируемая большеразмерная конструкция на отдельном спутнике;

построение системы фотопреобразователей солнечной энергии и излучающей антенны СВЧ энергии из автономных информационно связанных спутников, управляемых по пилотному сигналу с Земли;

использование коротковолнового СВЧ диапазона вплоть до миллиметровых радиоволн для передачи энергии со спутников на ректенну;

размещение ректенны на высотных привязных аэростатах.

Эти принципы позволят отказаться от проектов построения километровых конструкций фотопреобразователей и излучающих систем массой сотни тонн.

В настоящее время разрабатываются проекты двух-трех информационно связанных спутниковых систем для космических телескопов [21], в

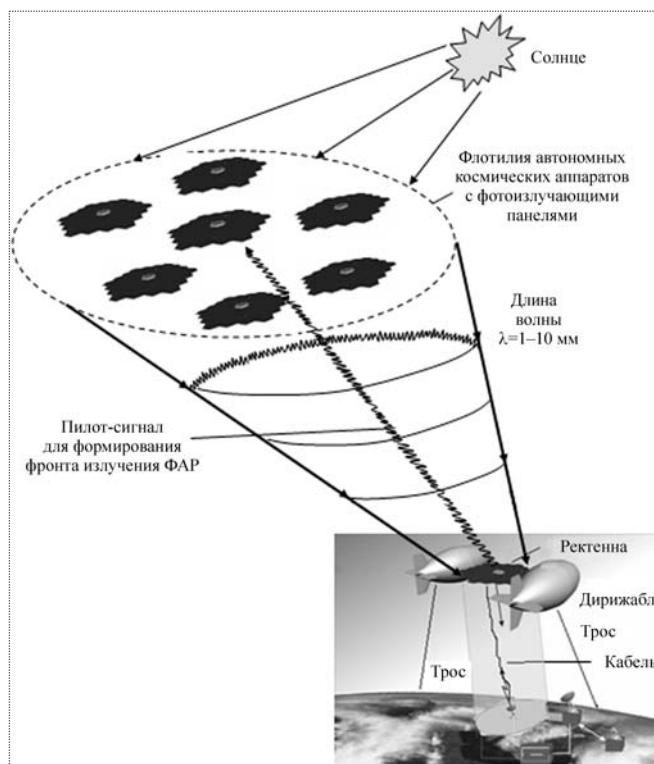


Рис. 8. Перспективный вариант космической солнечной электростанции, состоящей из автономных спутников

которых поддерживается расстояние между спутниками (100 м с точностью 1 мм). В будущем на базе таких технологий может быть создана система автономных спутников с автономными фотоизлучающими панелями, связанными в одну фазированную антенную решетку. Поле излучения такой антенной решетки управляется по пилот-сигналу, излучаемому из центра приемной ректенны и анализируемому на поверхности передающих систем автономных спутников сетью датчиков.

Автономные фотоизлучающие панели

Задача формирования фронта волн, сходящихся в месте расположения ректенны, решается с использованием принципа действия обратной передающей активной решетки. В каждом элементе такой решетки производится операция сопряжения фазы относительно фазы пилот-сигнала, исходящего из центра ректенны. Под сопряжением фазы подразумевается изменение знака фазы излучаемой волны по отношению к фазе волны, падающей на антенную решетку [8].

Механизм работы системы преобразования солнечной энергии в направленное микроволновое излучение поясняет рис. 9. Переизлучающая фазовая решетка (ФАР) состоит из электрически не связанных между собой совмещенных с сол-

нечной батареей (СБ) модулей планарной конструкции (фотоизлучающей панели). Фазирование излучателей фотоизлучающих панелей и ФАР в целом осуществляется по фронту пилот-сигнала, излучаемого из центра ректенны. Солнечное излучение преобразуется в постоянный электрический ток и осуществляет питание усилителей мощности излучателей антенны.

Фазовое сопряжение направленного излучения с фронтом приходящего пилот-сигнала осуществляется с помощью следующих устройств:

двухкоординатного интерферометра (четыре микроволновых приемника) для измерения угла падения пилот-сигнала на плоскость фотоизлучающей панели;

микропроцессора, вычисляющего по данным измерения угла падения пилот-сигнала распределение фаз y_m излучателей, которое обеспечивает формирование плоской волны, распространяющейся в направлении, обратном направлению прихода пилот-сигнала для каждой фотоизлучающей панели системы;

усилителя и преобразователя частоты пилот-сигнала f_0 , которые сохраняют фазу его поступления в фазовый центр модуля, совмещенных со специально установленным приемником или с одним из приемников интерферометра;

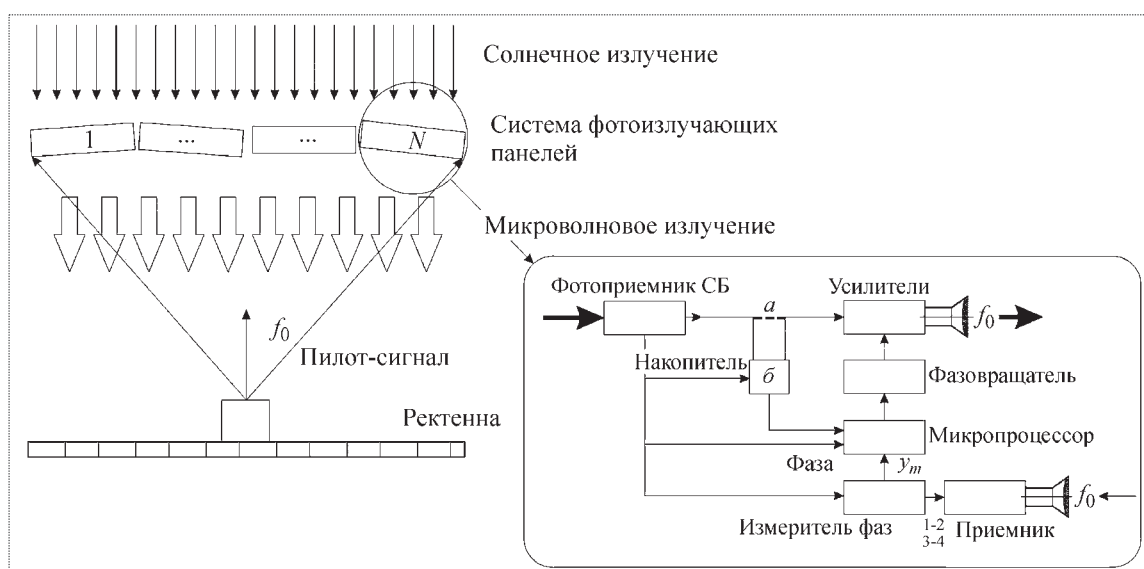


Рис. 9. Схема работы автономных фотоизлучающих панелей:
а — без накопителя; б — с накопителем

оптико-волоконной системы управления фазой излучателей модуля, которая включает в себя источник оптического излучения; волоконные электрооптические модуляторы, управляемые сигналом от преобразователя частоты пилот-сигнала; набор оптических линий задержки, выполняющих функции дискретных электрически управляемых фазовращателей;

демодуляторов оптического сигнала, обеспечивающих поступление на вход усилителей мощности микроволновых излучателей модуля сигнала с заданной фазой y_m .

В системе также осуществляется накопление энергии с высокой эффективностью, для чего используются суперконденсаторы [20].

Такая фотоизлучающая панель, выполненная с большим уровнем интеграции элементов, может иметь минимальные габаритно-массовые показатели и позволит избежать ряда сложных проблем, связанных с электромагнитной совместимостью. При этом каждый автономный спутник будет сам являться элементом решетки большого антенного поля, формируемой из флотилии таких космических аппаратов.

Выбор коротковолнового вплоть до миллиметрового диапазона радиоволн для передачи энергии со спутников диктуется необходимостью формирования более узких пучков в космосе с минимальными размерами СВЧ усилителей, что, конечно, позволит также создать приемную ректенну с размерами, на порядок меньшими, чем в проекте с сантиметровым диапазоном. Однако потребуются большой объем опытно-конструкторских работ по созданию миллиметровой СВЧ электроники и приемников на этот диапазон с высокими уровнями эффективности и мощности.

Таким образом, предлагаемая авторами космическая система для солнечной электростанции состоит из двух основных частей: космического и наземного сегментов.

В космический сегмент входит: флотилия автономных информационно связанных спутников с большеразмерной конструкцией автономных фотоизлучающих панелей. Синхронизация работы спутников и фотоизлучающих панелей осуществляется наземным пилот-сигналом. При этом

каждый спутник имеет бортовую систему преобразования солнечной энергии в направленное микроволновое излучение, содержащую панели фотоэлектрических преобразователей, активную переизлучающую фазовую антенную решетку (АФАР), систему фазирования излучателей ФАР по фронту пилот-сигнала и спутниковую платформу с трехосной системой ориентации.

Наземный сегмент состоит из следующих систем:

ректенны, размещенной на привязном дирижабле, предназначенной для приема микроволнового излучения и преобразования его в электрическую энергию постоянного тока;

передатчика пилот-сигнала, включающего в себя антенну и устройство генерации пилот-сигнала;

системы управления наземно-космическим комплексом в целом.

В заключение статьи следует отметить, что путь к созданию промышленных космических электростанций рассматривается нами как цепь последовательных шагов в развитии технологии и решении научно-технических проблем. К этим шагам можно отнести:

создание высокоэффективной фотоизлучающей панели;

создание трансформируемой конструкции панелей из фотоизлучающих панелей;

проведение аэростатных испытаний фотоизлучающей панели и ректенн;

проведение демонстрационного космического эксперимента с использованием имеющихся ракет-носителей;

разработку системы управления как космической электростанцией, так и флотилией синхронно управляемых спутников-электростанций.

Следует подчеркнуть особую значимость задачи создания фотоизлучающей панели и необходимость ее испытания в наземных условиях с помощью аэростатных средств. Эта работа при относительно небольших финансовых средствах позволит решить ряд основных задач в создании солнечной космической электростанции, к которым относятся разработка оптимального ва-

рианта данной панели; обработка методов фазирования автономных модулей излучателей ФАР по фронту пилот-сигнала с целью увеличения эффективности канала передачи энергии; увеличение точности и расширение зоны электронного наведения микроволнового луча на пункт приема и преобразования электрической энергии; обработка перспективных вариантов приема и преобразования микроволновой энергии в постоянный ток.

Испытания демонстрационной космической электростанции должны продемонстрировать широкой общественности реальные возможности космической солнечной энергетики.

Очевидно, что необходимо уже сейчас начать проектно-конструкторские и технологические работы в этом направлении, что позволит России идти без отставания от других стран в решении энергетических проблем будущего.

Авторы посвящают эту статью памяти В.Ф. Семенова, последовательного энтузиаста создания солнечных космических электростанций.

Библиографический список

1. Glaser P.E. Power from the Sun: its Future // Science. 1968. Vol. 162. P. 867–878.
2. Нагомато М., Сосаки С., Наруа Й., Ванке В.А. Работы Института космических исследований Японии в области космической энергетики // Успехи физических наук. 1994. Т. 164. С. 631–642.
3. Ванке В.А. СВЧ энергетика — перспективы в космической энергетике // Электроника. 2007. № 5. С. 98–102.
4. Mankins I.C. Technical overview of the suntower solar power satellite concept // Acta Astronautic. 2002. Vol. 50. No 6. P. 369–377.
5. Трифонов Ю.М. СКС для России: система преобразования и передача энергии // Энергия. 1993. № 6. С. 14–88.
6. Трифонов Ю.М. СКС для России // Энергия (экономика, техника, экология). 1993. № 9. С. 14–27.
7. Kalpana Chaudhary, Babau R. Vishval arma Comparative Study of LEO and GEO SSPS for some Identified Sites in India // International Journal of Electric Power Systems. 2009. Vol. 10. № 4. P. 1–4.
8. Хансен Р.С. Сканирующие антенные системы СВЧ. М.: Советское радио, 1971. Т. 3. 464 с.
9. Vanke V., Savvin V. Cyclotron-wake converter for SPS energy transmission system // PROC SPS. 91. Paris. 1991. P. 50–57.
10. Ваганов Р.В., Коршунов И.П., Шатров А.Д. Выбор параметров микроволнового пучка в системе беспроводной транспортировки энергии от космической электростанции на Землю // Радиотехника и электроника. 2005. Т. 53. № 8. С. 209–212.
11. Яковлев О.И. Космическая радиофизика. М.: Научная книга. 1998. 432 с.
12. Диденко А.Н., Зверев Б.В. СВЧ-энергетика. М.: Наука. 2000. 264 с.
13. Сысоев В.К., Полищук Г.М., Пичхадзе К.М., Арапов Е.В. Космическая энергетика // Альтернативная энергетика и экология. 2009. № 10. С. 52–58.
14. Бендин С.И. Аэростатные телекоммуникационные платформы // Информост—Радиоэлектроника и телекоммуникации. 2003. Т. 26. № 2. С. 40–47.
15. Загорин Г.К., Зражевский А.Ю., Коньков Е.В. Факторы, влияющие на распространение миллиметровых волн в приземные слои атмосферы // Журнал радиоэлектроники. 2001. № 8. С. 1–41.
16. Проект демонстрационной космической солнечной электростанции / В.К. Сысоев, Ю.М. Трифонов, В.М. Андреев, К.М. Пичхадзе и др. // Наукоемкие технологии. 2004. Т. 5. № 2–3. С. 8–17.
17. Andreev V.M., Grilikhes V.A., Rumyantsev V.D. Photovoltaic conversion of concentrated sunlight. Chichester: Wiley & Sons. 1997. 294 p.
18. Power budget analysis for high altitude airships / S.H. Choy, J. Elliott, G. King et al. // Proc. SPIE. 2006. Vol. 6219. P. 213–219.
19. Комко В.А., Мельников В.М., Харлов Б.Н. Формируемые центробежными силами космические солнечные батареи. М.: Черос, 2007. 188 с.
20. Шуригина В. Суперконденсаторы — помощники или возможные конкуренты батарейным источникам // Электроника — НТБ. 2003. № 3. С. 20–24.
21. XEUS-Physics off the Hot Evolving Universe Meeting // XEUS workshop held at ESTEC on 5–6 March 2008. P. 1–314.



МЕЛЬНИКОВА
Нина Сергеевна —
начальник отдела ОАКБ
"Темп" ФГУП "ММП
"Салют", кандидат техн.
наук



ГУМИНСКИЙ
Анатолий Анатольевич —
начальник бюро ОАКБ
"Темп" ФГУП "ММП
"Салют"

Экспериментальное подтверждение достоверности регрессионной модели расчета температуры газа ГТД

Н.С. Мельникова, А.А. Гуминский

E-mail: kba@salut.ru

Представлена регрессионная модель вычисления в полете температуры заторможенного потока газа в камере сгорания двигателей АЛ-31Ф с учетом их технического состояния. Проведен сравнительный анализ результатов расчета и натурных испытаний двигателей, поступивших из эксплуатации в ремонт. Оценена точность вычисления температуры заторможенного потока газа в камере сгорания по сравнению с результатами, полученными в процессе натурных испытаний.

Ключевые слова: температура заторможенного потока газа в камере сгорания; регрессионная зависимость; измеряемые параметры; газотурбинный двигатель; испытания; показатель точности.

N.S. Melnikova, A.A. Guminsky. Experimental Demonstration Verification Regression Model Of A Gas Temperature Estimation

Regression dependences (models) for calculation the chamber of combustion's temperature of the braked stream of gas in flight for engine AL-31F accounting its technical condition. The comparative analysis of results of calculation and engine's natural tests the arrived for engines were carried out. Accuracy of calculation temperature of the braked stream of gas in flight is estimated by comparison with the results received in the course of natural tests.

Key words: temperature of the stream of gas in combustion chamber; regression dependence (model); parameters; gasturbine engine; tests; accuracy indicators.

Одним из основных параметров двигателя, определяющих его тягово-экономические показатели и ресурс, является температура газа T_g^* перед турбиной двигателя. Современные двигатели работают в условиях, близких к функциональным, прочностным и температурным ограничениям. Поэтому для возможности парирования превышения допустимого предельного уровня необходимо точное знание текущего значения температуры газа на выходе из камеры сгорания. В настоящее время не существует надежных средств, позволяющих в процессе эксплуатации двигателя измерять T_g^* . В ряде зарубежных и отечественных научных публикаций [1, 2] предлагаются расчетные методы, предназначенные для определения температуры газа по бортовым математическим моделям, функционирующим параллельно с работающим двигателем. Однако данный способ требует проведения в полете идентификации математической модели под конкретный экземпляр двигателя с учетом изменения технического состояния его узлов по мере выработки ресурса. Применение на борту летательного аппарата полноразмерной математической модели, дополненной алгоритмами идентификации, требует зна-

чительных вычислительных мощностей (по быстройдействию и оперативной памяти) бортовых ЭВМ. В работах [3, 4, 5] предложен метод вычисления среднемассовой температуры заторможенного потока газа на выходе из камеры сгорания газотурбинного двигателя с помощью регрессионной зависимости, основанной на использовании комплекса других параметров двигателя, которые можно измерить с помощью штатных датчиков. Данная регрессионная зависимость строится на базе значительного объема статистической информации, учитывающей различное техническое состояние двигателей, находящихся в эксплуатации. Такая информация может быть получена по накопленным данным измерений необходимого комплекса параметров двигателей с различной выработкой ресурса, что весьма затруднительно, или генерированием информации по парку виртуальных двигателей, сформированной с помощью полной имитационной модели "двигатель – САУ", учитывающей изменение технического состояния двигателей в течение жизненного цикла. Общий вид регрессионной модели следующий:

$$T_{\Gamma}^* = \exp(C_0) \prod_{i=1}^k X_i^{C_i}. \quad (1)$$

Здесь X_i – измеряемый параметр, $i = 1, \dots, k$; C_0 , C_i – искомые коэффициенты регрессионной зависимости.

Более подробная информация о вычислении T_{Γ}^* приведена в работе [6]. Там же представлены результаты сравнения значений температуры газа, рассчитанных по регрессионной зависимости, с данными численных испытаний с помощью имитационной модели "двигатель – САУ" для более чем 10 500 опытов. Показана высокая точность вычисления T_{Γ}^* для 51 виртуального двигателя с различным техническим состоянием во всей области высотно-скоростных режимов полета. Погрешность вычисления T_{Γ}^* по регрессионной зависимости в соответствии с [6] не превышает 5,5 К при доверительной вероятности $p = 0,95$.

В настоящей статье приведены результаты сравнения результатов расчета T_{Γ}^* по регрессионной зависимости, сформированной на основа-

нии численных экспериментов по математической модели, с величинами замеров температуры газа, полученными при испытаниях на моторном стенде 153 двигателей, поступивших в различные годы на ФГУП ММПП "Салют" из эксплуатации для капитального ремонта.

В регрессионную зависимость [6]

$$T_{\Gamma}^* = \exp(C_0) \frac{T_4^{*C_1} T_x^{*C_2} T_2^{*C_3} n_B^{C_4} G_{\Gamma,0}^{C_5}}{P_x^{*C_6} T_{\text{вх}}^{*C_7} P_4^{*C_8} n_k^{C_9}} \quad (2)$$

включен следующий комплекс измеряемых параметров:

$T_{\text{вх}}^*$ – температура заторможенного потока воздуха на входе в двигатель;

T_x^* – температура заторможенного потока воздуха за вентилятором двигателя;

T_2^* – температура заторможенного потока воздуха за компрессором двигателя;

T_4^* – температура заторможенного потока газа за турбинами двигателя;

$P_{\text{вх}}^*$ – полное давление потока воздуха на входе в двигатель;

P_x^* – полное давление потока воздуха за вентилятором двигателя;

P_4^* – полное давление потока газа за турбинами двигателя;

n_B – частота вращения ротора вентилятора двигателя;

n_k – частота вращения ротора компрессора двигателя;

$G_{\Gamma,0}$ – расход топлива в основную камеру сгорания двигателя;

$C_0, C_1, \dots, C_9$ – постоянные коэффициенты регрессии.

Результаты сравнительного анализа расчета и эксперимента приведены на рис. 1, 2 и в табл. 1.

На рис. 1 в координатах $T_{\Gamma,р}^* = f(T_{\Gamma,и}^*)$ ($T_{\Gamma,р}^*$ и $T_{\Gamma,и}^*$ – расчетные и измеренные значения температуры газа перед турбиной) приведена совокупность данных анализа для 153 двигателей, фрагмент которой представлен в табл. 1.

Из рис. 1 видно, что полученная зависимость между $T_{\Gamma,р}^*$ и $T_{\Gamma,и}^*$ представляет собой вытянутое "облако" точек, концентрирующихся вокруг прямой линии, проведенной под углом 45° к оси абсцисс из начала координат. Из эксперименталь-

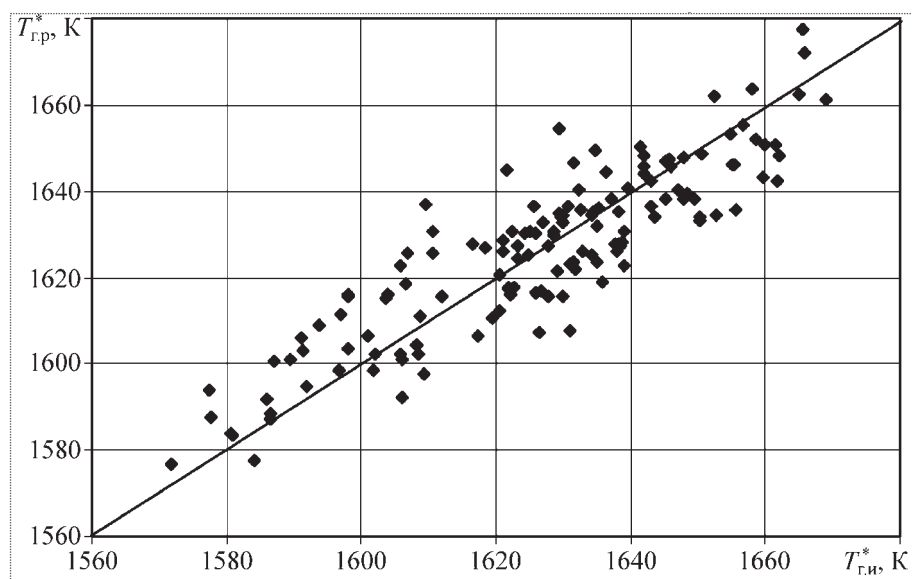


Рис. 1. Результаты сравнительного анализа $T_{гр}^*$ и $T_{г.и}^*$

ных данных следует, что в процессе эксплуатации двигателей различие в значениях температуры газа перед турбиной может достигать 100 К (смотри нижнюю и верхнюю точки на рис. 1, которые соответствуют данным двигателя № 5023005 и двигателя № 5022185 из табл. 1).

На рис. 2 приведено распределение ошибки вычисления температуры газа в зависимости от числа рассматриваемых двигателей. Из этого графика следует, что с увеличением числа рассматриваемых двигателей распределение ошибки вычисления приближается к нормальному закону.

В результате исследования были получены следующие показатели регулярности регрессионной модели расчета $T_{г}^*$:

$\sigma = 2,2$ К – среднее квадратическое отклонение;

$m = 0,537$ К – математическое ожидание;

$\rho = 0,9978 \Rightarrow 1$ – индекс корреляции;

$\Delta T_{г}^* = \pm 4,4$ К при $p = 0,95$ – средняя ошибка определения $T_{г}^*$;

$F_{и} \geq F_{табл} = 5578,43$ – критерий Фишера по информативной способности модели;

$F_{а} \leq F_{табл} = 0,8877$ – критерий Фишера по адекватности модели.

По представленной регрессионной модели $T_{г}^*$ с использованием показаний датчиков были рассчитаны несколько точек по дроссельной характеристике модернизируемого двигателя АЛ -31ФМ во время его испытания на моторном стенде. Результаты сравнения расчетной температуры $T_{г}^*$ и замеренной на стенде представлены в табл. 2.

Как следует из представленных в данной статье материалов, регрессионная модель расчета значения заторможенной температуры потока газа $T_{г}^*$ на выходе из камеры сгорания с высокой точностью отражает значение среднемассовой температуры газа для всего семейства двигателей АЛ-31Ф, как находящихся в эксплуатации, так и модернизируемых.

Разработанная регрессионная модель расчета $T_{г}^*$ как функции показаний штатных дат-

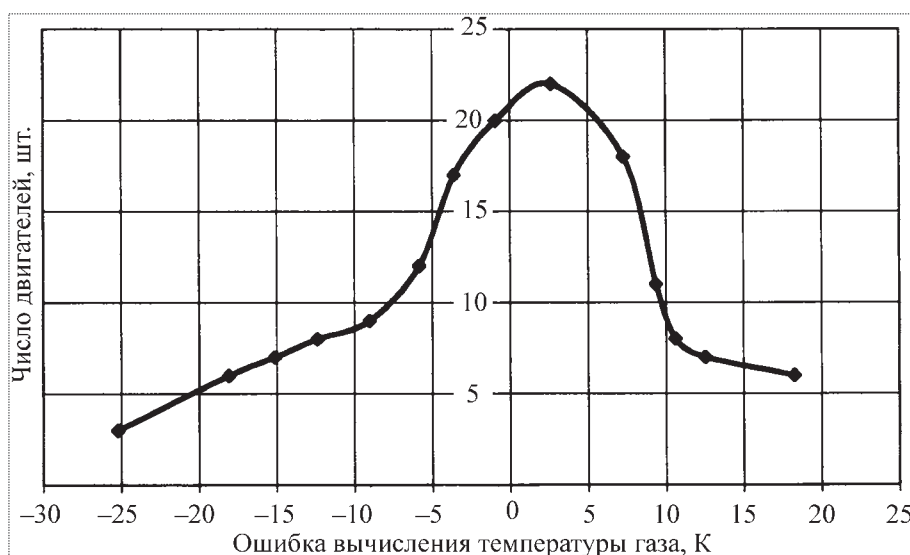


Рис. 2. Распределение ошибки вычисления $(T_{гр}^* - T_{г.и}^*)$ в зависимости от числа проведенных экспериментов

Таблица 1

№ п/п	Номер двигателя	$T_{г.и}^*$	$T_{г.р}^*$	$\Delta T_{г}^*$
1	5023002	1584,061	1583,862	0,199
2	5023003	1591,954	1595,875	-3,921
3	5023004	1586,464	1587,146	-0,682
4	5023005	1571,778	1575,122	-3,344
5	5023006	1586,573	1586,166	0,407
6	5023123	1580,951	1584,534	-3,583
7	5020082	1608,131	1598,880	9,251
8	5023007	1577,444	1581,720	-4,276
9	5023005	1608,812	1612,154	-3,342
10	5020122	1619,564	1616,468	3,096
11	5020087	1626,680	1621,750	4,930
12	5020122	1619,564	1616,468	3,096
13	5023008	1593,824	1599,004	-5,180
14	5023009	1577,686	1578,565	-0,879
15	5023010	1580,595	1574,502	6,093
16	5023011	1586,064	1582,559	3,505
17	5023012	1605,782	1606,289	-0,507
18	5023013	1589,528	1594,059	-4,531
19	5020112	1638,561	1639,526	-0,965
20	5020131	1602,017	1602,240	-0,223
21	99000	1601,018	1601,723	-0,705
22	5022185	1678,938	1671,194	7,744
.....				
145	5923013	1605,831	1608,024	-2,193
146	5922988	1635,683	1631,773	3,910
147	5922045	1624,829	1625,507	-0,678
148	5922977	1646,073	1645,194	0,879
149	5922775	1622,608	1624,641	-2,033
150	5922776	1617,197	1617,713	-0,515
151	5922085	1630,835	1627,013	3,822
152	5923014	1624,262	1625,317	-1,055
153	5922565	1626,354	1621,626	4,727

Таблица 2

№ п/п	$T_{г.и}^*$	$T_{г.р}^*$	$\Delta T_{г}^*$
1	1629,2	1628,694	0,51
2	1641,8	1643,746	1,65
3	1693	1692,918	0,18

чиков двигателя, может быть рекомендована для обработки результатов при проведении стендовых и летных испытаний, а также непосредственно на борту в полете с дальнейшим использованием ее в перспективных алгоритмах управления двигателями, с реализацией этих алгоритмов в цифровых системах управления, контроля и диагностики.

Библиографический список

1. A. Rreiner, K. Lietzau, R. Gabler. Modellbasierte Regelungskonzepte für Turbo-Luftrahltriebwerke / MTU Aero Engines GmbH, Technische Universität in München. Lehrstuhl für Flugantriebe. 2004 г.
2. Гольберг Ф.Д., Гуревич О.С. Применение в САУ ГТД бортовой поузловой динамической математической модели двигателя. М., Десятый Международный салон "Двигатели-2008", Научно-технический конгресс по двигателестроению НТКД-2008 // Сборник тезисов докладов. С. 144.
3. Мельникова Н.С. Методика определения неизмеряемых параметров ГТД по комплексу косвенных измерений в эксплуатации и серийном производстве // Двигатель. 2008. № 6(60). С. 16–17.
4. Мельникова Н.С., Добрянский Г.В. Система определения неизмеряемого параметра газотурбинного двигателя по комплексу косвенных сигналов // Патент РФ № 87467, приоритет от 22 апреля 2009 г.
5. Мельникова Н.С., Кузьмичева А.О. Управление двигателем по закону $T_{г}^* = \text{const}$ с применением регрессионной модели определения $T_{г}^*$ // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2009. № 2. С. 29–36.
6. Мельникова Н.С., Добрянский Г.В. Вычисление в процессе эксплуатации ТРДД температуры газа в камере сгорания для формирования алгоритмов управления // Вестник УГАТУ. Т. 11. № 1(28). С. 28–33.



БУЛЫЧЕВ
Владимир Юрьевич —
аспирант Южно-Российско-
го государственного универ-
ситета экономики и сервиса



БУЛЫЧЕВ
Юрий Гурьевич —
профессор Ростовского во-
енного института ракетных
войск, доктор техн. наук



МАНИН
Анатолий Платонович —
генеральный дирек-
тор—главный конструктор
ОАО НПИЦ "Арминт", док-
тор техн. наук



СЕМЁНОВ
Игорь Геннадьевич —
научный сотрудник ОАО
НПИЦ "Арминт"

Прикладные аспекты теории нелинейной фильтрации в задаче оценивания движения ЛА

**В.Ю. Булычев, Ю.Г. Булычев, А.П. Манин,
И.Г. Семёнов**

E-mail: post@armint.ru

На базе стохастических полугрупп преобразований развит единый подход к построению эволюционных уравнений оценивания движения летательных аппаратов по наблюдениям сигналов произвольной формы, позволяющий учесть возможность представления отдельных компонент вектора состояния в виде непрерывных групп преобразований.

Ключевые слова: апостериорная плотность вероятности; уравнение Стратоновича; марковско-групповые модели движения.

V.Yu. Bulychyev, Yu.G. Bulychyev, A.P. Manin, I.G. Semyonov. Applications Of Non-Linear Filtration Theory To Aircraft Motion Assessment

Based on stochastic semi-groups of transformations, the article derives a unified approach to the formulation of evolution equations for the assessment of aircraft motion by means of observation of arbitrary shape signals, which allows depicting some components of the state vector as a group of continuous transformations.

Key words: a posteriori density probability; the Stratonovich equation; Markovian group motion model.

В настоящее время решение задачи, связанной с оцениванием движения летательных аппаратов (ЛА), базируется на применении теории нелинейной фильтрации [1, 2].

В основе данной теории лежит интегро-дифференциальное уравнение Стратоновича для апостериорной плотности вероятности (АПВ) фильтруемых параметров, которое является основой для синтеза следящих измерителей по наблюдениям квазидетерминированных сигналов (т.е. сигналов, заданных с точностью до параметров).

Однако непосредственное применение указанной теории к задачам оценивания движения ограничивается рядом перечисленных ниже факторов.:

1. Сложно построить математическую модель в виде априорной нормальной стохастической системы обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающей эволюцию существенных и несущественных компонент обобщенного вектора состояния.

2. Ввиду недифференцируемости в обычном смысле формирующих гауссовских "белых шумов", входящих в правые части указанных уравнений, траектории ЛА довольно часто оказываются "изрезанными", т.е. нарушается неотъемлемое свойство гладкости некоторых компонент вектора состояния, например декартовых и скоростных координат ЛА.

3. Синтезируемые на основе уравнения Стратоновича оптимальные и квазиоптимальные алгоритмы фильтрации, как правило, оказываются многомерными, что затрудняет их аппаратную реализацию и обработку информации в реальном времени.

4. При решении задач адаптивной фильтрации требуется априорное задание математических моделей источников априорной неопределенности. Это неизбежно приводит к расширению пространства состояний и, как следствие, к "размыванию" точности, аппаратной избыточности и существенному возрастанию вычислительных затрат.

5. Остается открытым вопрос, связанный с обработкой неизвестных и случайных сигналов [3, 4].

В настоящей статье с использованием математического аппарата стохастических полугрупп преобразований (операторов) [5] и непрерывных групп преобразований [6] показана возможность преодоления указанных трудностей, характерных для существующей теории нелинейной фильтрации.

Описание гладких компонент вектора состояния с использованием непрерывных групп преобразований. Учитывая свойство гладкости отдельных компонент вектора состояния, рассмотрим эффективный подход к их математическому описанию на базе локальных непрерывных групп преобразований [6]. Сначала ограничимся групповым представлением лишь декартовых координат ЛА $x(t), y(t), z(t)$ с использованием локальных однопараметрических непрерывных групп преобразований (ЛОНГП) G_1 [6]. Обобщение на все существенные и несущественные гладкие компоненты вектора состояния, а также q – параметрические ЛОНГП G_q [6] дано ниже.

Полагая ЛА точкой трехмерного евклидова пространства $R^3(x, y, z) = R^3$, введем в нем ЛОНГП G_1 преобразований $\{T_a\}$:

$$T_a: \begin{cases} x = f_x(x_0, y_0, z_0, \bar{v}, a) = f_x^a; \\ y = f_y(x_0, y_0, z_0, \bar{v}, a) = f_y^a; \\ z = f_z(x_0, y_0, z_0, \bar{v}, a) = f_z^a, \end{cases} \quad a \in \Delta_a, \quad (1)$$

где f_x^a, f_y^a, f_z^a – непрерывно дифференцируемые по совокупности аргументов и локально обратимые функции, известные с точностью до вектора постоянных параметров $\bar{v}$ соответствующей размерности; $a = a(t, \bar{w})$ – вещественный групповой параметр, принимающий значения из интервала Δ_a и являющийся некоторой требуемое число раз дифференцируемой по t функцией времени, зависящей от вектора параметров соответствующей размерности $(a(t_0, \bar{w}) = a_0)$; a_0 – единичное значение группового параметра a ; x_0, y_0, z_0 – декартовы координаты начального положения ЛА в момент времени $t = t_0$.

При выборе функций f_x^a, f_y^a, f_z^a потребуем выполнения следующих очевидных условий:

$$T_{a_0}: \begin{cases} x|_{a=a_0} = f_x(x_0, y_0, z_0, \bar{v}, a_0) = x_0; \\ y|_{a=a_0} = f_y(x_0, y_0, z_0, \bar{v}, a_0) = y_0; \\ z|_{a=a_0} = f_z(x_0, y_0, z_0, \bar{v}, a_0) = z_0; \end{cases} \quad a_0 \in \Delta_a. \quad (2)$$

Предполагаем, что семейство преобразований $\{T_a\}$, определенное на интервале Δ_a , обладает всеми необходимыми групповыми свойствами, т.е. в некоторой окрестности Δ_a единичного значения a_0 группового параметра a выполняются соотношения

$$\begin{aligned} f_x(f_x^{a_1}, f_y^{a_1}, f_z^{a_1}, \bar{v}, a_2) &= f_x(x_0, y_0, z_0, \bar{v}, \varphi(a_1, a_2)); \\ f_y(f_x^{a_1}, f_y^{a_1}, f_z^{a_1}, \bar{v}, a_2) &= f_y(x_0, y_0, z_0, \bar{v}, \varphi(a_1, a_2)); \\ f_z(f_x^{a_1}, f_y^{a_1}, f_z^{a_1}, \bar{v}, a_2) &= f_z(x_0, y_0, z_0, \bar{v}, \varphi(a_1, a_2)), \end{aligned} \quad (3)$$

где $a_1, a_2 \in \Delta'_a \subset \Delta_a$.

Из (2) и (3) следует, что семейство преобразований $\{T_a\}$ локально замкнуто относительно операции умножения преобразований, т.е. существует такой подынтервал $\Delta'_a \subset \Delta_a$, когда для любых значений $a_1, a_2 \in \Delta'_a$ будет верно утверждение $T_{a_2} T_{a_1} \in \{T_a\}$.

При этом возникает функция $\varphi(a_1, a_2)$, задающая закон умножения преобразований из $\{T_a\}$ по формуле $T_{a_2} T_{a_1} = T_{\varphi(a_1, a_2)}$.

Для того чтобы семейство $\{T_a\}$ задавало ЛОНГП G_1 , необходимо выполнение следующих условий:

существует единственное значение $a_0 \in \Delta'_a$, такое, что T_{a_0} есть тождественные преобразования;

функция $\varphi(a_1, a_2)$ непрерывно дифференцируема, и уравнение $\varphi(a_1, a_2) = a_0$ имеет единственное решение (относительно a_2) для любого $a_1 \in \Delta'_a$.

Последнее условие означает, что в $\{T_a\}$ выполняема операция обращения преобразований: $T_a^{-1} = T_{a^{-1}}$, где $\varphi(a, a^{-1}) = a_0$.

Геометрический смысл формул (1) и (2) состоит в том, что семейство $\{T_a\}$ при соответствующем задании функций f_x, f_y, f_z и $a(t, w)$ позволяет с требуемой для практики точностью описать закон движения ЛА. Если предполагаем, что групповой параметр a не является функцией времени ($da/dt = 0$), то выражение (1) задает (с точностью до вектора параметров $\vec{v}$ и начальных условий x_0, y_0, z_0) модель пространственной траектории, по которой может двигаться ЛА.

В противном случае ($da/dt \neq 0$), когда групповой параметр a рассматривается как функция времени $a(t, \vec{w})$, формула (1) задает временной закон, в соответствии с которым ЛА движется вдоль указанной выше траектории.

Целесообразность использования групповых моделей для описания гладких компонент вектора состояния заключается в том, что ЛОНГП присущи большинству встречающихся на практике явлений и объектов. Учет групповых свойств позволяет существенно упростить решение различного рода динамических задач [7], к которым относится также и задача фильтрации параметров движения ЛА.

Синтез сложной групповой модели пространственной траектории удобно проводить на базе простейших групп сдвига, растяжения, вращения [6]. Размерность векторов $\vec{v}$ и $\vec{w}$, по существу, определяет число степеней свободы используемой групповой модели движения (1).

Широкие возможности открываются при использовании кусочно-группового представления траекторий. В этом случае обеспечивается требуемая гибкость используемой модели движения в заданных направлениях. Кроме того, за счет ма-

лости участков разбиения траектории на каждом из них может быть непосредственно использована одна из указанных выше однопараметрических групп сдвига, растяжения, вращения.

Базовая модель (1) может быть также использована для сплайн-группового представления пространственных траекторий с необходимыми условиями стыковки в узлах соседних участков аппроксимации. Если потребовать, чтобы сплайн-групповая модель описывала L раз непрерывно дифференцируемую траекторию, то необходимо задать следующие условия стыковки (для j -го узла):

$$\begin{aligned} \frac{d^i}{da^i} \vec{f}_j(x_{j-1}, y_{j-1}, z_{j-1}, \vec{v}_j, b_j) = \\ = \frac{d^i}{da^i} \vec{f}_{j+1}(x_j, y_j, z_j, \vec{v}_{j+1}, b_j), \quad i = \overline{0, L}; \quad j = \overline{0, N-1}, \end{aligned} \quad (4)$$

где $\vec{f}_k(\cdot) = [f_{kx}(\cdot), f_{ky}(\cdot), f_{kz}(\cdot)]^T, k = \overline{0, L}$ – вектор функций, задающих по аналогии с (1) группу преобразований G_{k1} с групповым параметром a_k и описывающих траекторию ЛА на k -м участке ($a_k \in \Delta_k = [b_{k-1}, b_k]$); N – число участков аппроксимации; T – символ транспонирования.

При $i = 0 (d^0/da^0 \equiv 1)$ выполняется очевидное свойство сплайн-групповой модели (4):

$$\begin{aligned} \vec{f}_j(x_{j-1}, y_{j-1}, z_{j-1}, \vec{v}_j, b_j) = \\ = \vec{f}_{j+1}(x_j, y_j, z_j, \vec{v}_{j+1}, b_j), \quad j = \overline{0, N-1}. \end{aligned}$$

Использование системы равенств (4) позволяет уменьшить число идентифицируемых параметров вектора $\vec{v}_{j+1}$, если в результате фильтрации параметров движения полностью идентифицирована групповая модель $\vec{f}_j(\cdot)$ на j -м участке траектории ($a_j \in \Delta_j = [b_{j-1}, b_j]$).

Если известен вид функций $a_j = a_j(t, \vec{w}_j)$, $j = \overline{0, N-1}$, которые являются M раз дифференцируемыми по t , то кроме (4) в целях уменьшения числа идентифицируемых параметров могут быть приняты дополнительные условия стыковки (для j -го узла):

$$\begin{aligned} \frac{d^i}{dt^i} \bar{f}_j(x_{j-1}, y_{j-1}, z_{j-1}, \bar{v}_j, a_j(t, \bar{w}_j))|_{a_j=b_j} = \\ = \frac{d^i}{dt^i} \bar{f}_{j+1}(x_j, y_j, z_j, \bar{v}_{j+1}, a_{j+1}(t, \bar{w}_{j+1}))|_{a_{j+1}=b_j}, \quad (5) \\ i = \overline{0, M}, j = \overline{0, N-1}. \end{aligned}$$

Физический смысл системы равенств (5) состоит в том, что декартовы координаты ЛА $x(t)$, $y(t)$, $z(t)$, а также производные от них первого, а в некоторых случаях и более высоких порядков являются достаточно гладкими функциями времени.

Марковско-групповые модели движения (МГМД). Если предположить, что $(M+1)$ -я производная от декартовых координат ЛА описывается диффузионным стохастическим дифференциальным уравнением, то, зная вид последнего, с учетом (1) и (4) можно получить аналогичное уравнение для вектора групповых параметров a :

$$\begin{aligned} \frac{d^{M+1}a}{dt^{M+1}} = F_a(t, a, a^{(1)}, \dots, a^{(M)}, \bar{v}, \bar{w}) + \\ + G_a(t, a, a^{(1)}, \dots, a^{(M)}, \bar{v}, \bar{w})n_a(t), \quad (6) \end{aligned}$$

где $n_a(t)$ — формирующий гауссовский "белый шум" с известными статистическими характеристиками; $a^{(i)} = d^i a / dt^i$, $i = \overline{1, M}$.

Вводя обозначения $a = a_1$, $a^{(1)} = a_2, \dots, a^{(M)} = a_{M+1}$, с учетом (6) перейдем к расширенному пространству состояний, которое характеризуется системой уравнений

$$\begin{aligned} \frac{da_1}{dt} = a_2, \quad \frac{da_2}{dt} = a_3, \dots; \\ \frac{da_{M+1}}{dt} = F_a(t, a_1, a_2, \dots, a_{M+1}, \bar{v}, \bar{w}) + \\ + G_a(t, a_1, a_2, \dots, a_{M+1}, \bar{v}, \bar{w})n_a(t). \quad (7) \end{aligned}$$

При необходимости систему (7) дополним вспомогательными векторными уравнениями

$$\frac{d\bar{v}}{dt} = 0; \quad \frac{d\bar{w}}{dt} = 0; \quad \frac{d\bar{X}_0}{dt} = 0; \quad \bar{X}_0^T = [x_0, y_0, z_0], \quad (8)$$

а также уравнениями, характеризующими несущественные параметры обобщенного вектора состояния.

Формулы (1), (6)–(8) задают марковско-групповую модель вектора состояния, являющуюся основой для синтеза оптимальных и квазиоптимальных алгоритмов нелинейной фильтрации параметров движения ЛА.

По аналогии с (1), (6)–(8) составим марковско-групповую модель вектора состояния при использовании сплайн-аппроксимации реальной траектории ЛА с необходимыми условиями стыковки (4), (5). Как указано выше, в этом случае размерность вектора фильтруемых параметров резко сокращается, что обусловлено применением сплайнов.

Уравнения марковско-групповой фильтрации. Пусть наблюдаемый векторный процесс имеет вид $\bar{Y}(t) = \bar{S}(t, \bar{X}) + \bar{n}(t)$, или с учетом (1) $\bar{Y}(t) = \bar{S}(t, \bar{f}(x_0, y_0, z_0, \bar{v}, a(t, \bar{w}))) + \bar{n}(t)$.

Уравнение Стратоновича (в форме Ито [1]) с учетом формул (1) имеет вид

$$\begin{aligned} \frac{\partial W(t, \bar{X}_0, \bar{v}, \bar{w}, \bar{A})}{\partial t} = L_t\{W(t, \bar{X}_0, \bar{v}, \bar{w}, \bar{A})\} + \\ + W(t, \bar{X}_0, \bar{v}, \bar{w}, \bar{A})\{\bar{S}(t, \bar{f}(\bar{X}_0, \bar{v}, a_1)) - \\ - M[\bar{S}(t, \bar{f}(\bar{X}_0, \bar{v}, a_1))]\}^T N^{-1}\{\bar{Y}(t) - M[\bar{S}(t, \\ \bar{f}(\bar{X}_0, \bar{v}, a_1))]\}, \quad (9) \end{aligned}$$

где $W(\cdot)$ — апостериорная плотность вероятности вектора фильтруемых параметров; $\bar{A} = [a_i, i = \overline{1, M+1}]$; $\bar{X}_0 = [x_0, y_0, z_0]$; $L_t\{\cdot\}$ — оператор Фоккера–Планка–Колмогорова; $M[\cdot]$ — символ апостериорного математического ожидания; N — матрица спектральных плотностей шума $\bar{n}(t)$; N^{-1} — матрица, обратная к N .

Искомые параметры движения могут быть оценены в соответствии с одним из известных критериев оптимальности, например по критерию

$$\hat{\bar{A}} = \arg \max\{W(t, \bar{A})\},$$

где $\hat{\bar{A}} = [\hat{\bar{X}}_0, \hat{\bar{v}}, \hat{\bar{w}}, \hat{\bar{A}}]$ — оценка вектора $\hat{\bar{A}} = [\hat{\bar{X}}_0, \hat{\bar{v}}, \hat{\bar{w}}, \hat{\bar{A}}]$.

Поскольку в реальных задачах локации ЛА параметры $\hat{\bar{X}}_0, \hat{\bar{v}}, \hat{\bar{w}}$ довольно часто удается оценить

косвенными методами, не прибегая к оптимальной обработке сигналов, то, полагая $\bar{\Lambda} = \bar{A}$, можно существенно понизить размерность алгоритмов фильтрации, упростить их аппаратную реализацию и сократить объем вычислительных затрат. Для сокращения размерности задачи оценивания движения ЛА можно воспользоваться известными методами адаптивной фильтрации.

Применительно к задачам радиолокации и навигации

$$\bar{Y}(t) = \bar{S}(t + \tau(\bar{X})) + \bar{n}(t) = \bar{S}(t + \tau(\bar{f}(\bar{X}_0, \bar{v}, a_1))) + \bar{n}(t),$$

где $\tau(\bar{X})$ — задержка, обусловленная распространением сигнала, которая для евклидовой метрики в случае установки источника сигнала на ЛА определяется следующим выражением:

$$\tau(\bar{f}(\bar{X}_0, \bar{v}, a_1)) = \sqrt{f_x^2(\bar{X}_0, \bar{v}, a_1) + f_y^2(\bar{X}_0, \bar{v}, a_1) + f_z^2(\bar{X}_0, \bar{v}, a_1)} / c,$$

где c — скорость света.

В этом случае уравнение Стратоновича (9) запишем в виде

$$\frac{\partial W(t, \bar{X}_0, \bar{v}, \bar{w}, \bar{A})}{\partial t} = L[W(t, \bar{X}_0, \bar{v}, \bar{w}, \bar{A})] + W(t, \bar{X}_0, \bar{v}, \bar{w}, \bar{A}) \{ \bar{S}(t + \sqrt{f_x^2 + f_y^2 + f_z^2} / c) - M[\bar{S}(t + \sqrt{f_x^2 + f_y^2 + f_z^2} / c)]^T N^{-1} \{ \bar{Y}(t) - M[\bar{S}(t + \sqrt{f_x^2 + f_y^2 + f_z^2} / c)] \} \}, \quad (10)$$

где $N \in R^1$; $N > 0$.

Оптимальные оценки параметров траектории с учетом $\hat{\bar{X}}_0, \hat{\bar{v}}, \hat{\bar{w}}$ и $\hat{\bar{A}}$ определяются по формулам

$$\hat{\bar{X}}^{(i)} = [\partial^i \bar{f}(\hat{\bar{X}}, \hat{\bar{v}}, \hat{a}_1) / \partial \hat{a}_1^i] \hat{a}_1^{(i)}, i = \overline{0, M+1},$$

где $\hat{\bar{X}}^{(0)} = \hat{\bar{X}}$; $\hat{a}_1^{(0)} = 1$; $d^0 / \hat{d}_1^0 \equiv 1$.

Приведенные рассуждения в полной мере справедливы и при использовании сплай-групповой модели траектории. Однако при этом на j -м временном интервале число идентифицируемых параметров уменьшается пропорционально числу используемых условий стыковки.

Эволюционное уравнение (10) может быть принято за основу синтеза квазиоптимальных алгоритмов фильтрации параметров движения ЛА, основанных на гауссовской, полигауссовской и

других видах аппроксимации апостериорной плотности вероятности [1, 2, 7].

В реальных задачах оценивания движения ЛА вектор состояния содержит, как правило, существенные и несущественные компоненты, при этом часть из них являются гладкими функциями от своих аргументов.

Обозначая указанную часть компонент вектора $\bar{Q}^T = [q_i, i = \overline{1, p}]$, введем в пространстве R^p многопараметрическую ЛОНГП G_q [6]:

$$T_{a_q} : \bar{Q} = \bar{F}(\bar{Q}_0, \bar{v}, \bar{a}_q), \bar{Q}_{\bar{a}_{q_0}} = \bar{Q}_0, q \geq 2, \quad (11)$$

где $\bar{a}_q = \bar{a}_q(t, \bar{w}) = [a_{qi}(t, \bar{w}), i = \overline{1, q}]$ — вектор групповых параметров; $\bar{a}_{q_0} = \bar{a}_q(t_0, \bar{w})$ — единичный элемент группы G_q . По аналогии с (5), (6) вектор $\bar{a}_q$ в формуле (11) допускает описание в расширенном пространстве состояний, если предположить, что некоторые компоненты $(M+1)$ -й производной от вектора $\bar{a}_q$ по времени t допускают описание в виде диффузионного марковского процесса.

Фильтрация параметров движения с использованием стохастических подгрупп операторов. Известно [2–4], что для большинства

рассматриваемых на практике случаев наблюдения за ЛА алгоритм оптимального оценивания параметров движения строится на базе функции правдоподобия (ФП) или АПВ либо на базе некоторой решающей функции, которая является составной частью ФП или АПВ.

Полагая ЛА неподвижным, а время t фиксированным, введем такую решающую функцию в общем виде (используя некоторые обозначения работы [2]):

$$F_{\Xi}^{\times}(t, \bar{X}) = F(t, \bar{X}, \bar{S}_{t_0}^{t, \times}, \bar{\Xi}_{t_0}^{t, \times}), t \geq t_0, \bar{X} \in \Omega \subset R^n,$$

где $\bar{S}_{t_0}^{t, \times}$ — реализация квазидетерминированного векторного поля $\bar{S}(t, \bar{\rho}, \bar{X})$ на раскрыве $\mathcal{L} \subset R^3$ ($\mathcal{L}$ в индексе набрана как $\times$) антенной системы и от-

резке времени $[t_0, t]$; $\tilde{\Xi}_{t_0}^{t,x} = \tilde{S}_{t_0}^{t,x} + \tilde{N}_{t_0}^{t,x}$ — аналогичная реализация наблюдения ($\tilde{N}_{t_0}^{t,x}$ — реализация шума); $\vec{\rho} = [\rho_1, \rho_2, \rho_3]^T$ — вектор, характеризующий координаты точек раскрытия.

Полагаем, что оценка вектора $\vec{X}$ формируется по правилу

$$\vec{X} = \arg \max_{\vec{X}} \Psi_{\Sigma}^*(t, \vec{X}),$$

где $\Psi_{\Sigma}^*(t, \vec{X}) = \exp \left[C(\vec{X}) + \int_{t_0}^t F_{\Sigma}^*(\tau, \vec{X}) d\tau \right]$, а функция $C(\vec{X})$ не зависит от наблюдения.

Для случая обработки неизвестных и случайных сигналов [4] используется решающая функция $F_{\Sigma}^*(t, \vec{X}) = F(t, \vec{X}, \tilde{\Xi}_{t_0}^{t,x})$, т.е. на приемной стороне отсутствует информация об опорном сигнале.

Для случая дискретного раскрытия [4] имеем соответственно решающие функции $F_{\Sigma}^P(t, \vec{X}) = F(t, \vec{X}, \tilde{S}_{t_0}^{t,P}, \tilde{\Xi}_{t_0}^{t,P})$ и $F_{\Sigma}^P(t, \vec{X}) = F(t, \vec{X}, \tilde{\Xi}_{t_0}^{t,P})$, где P — число пунктов приема.

Полагая $F(t, \vec{X}) \in [F_{\Sigma}^*(t, \vec{X}), F_{\Sigma}^*(t, \vec{X}), F_{\Sigma}^P(t, \vec{X}), F_{\Sigma}^P(t, \vec{X})]$, сформируем единую для всех случаев наблюдения функцию

$$\Psi(t, \vec{X}) = \exp \left[C(\vec{X}) + \int_{t_0}^t F(\tau, \vec{X}) d\tau \right]. \quad (12)$$

Отметим, что $\Psi(t, \vec{X})$ в общем случае не является ни ФП, ни АПВ. В частности, для $\Psi(t, \vec{X})$ может не выполняться условие нормировки. Однако $\Psi(t, \vec{X})$ полагается неотрицательной и требуемое число раз дифференцируемой по $\vec{X}$ функцией, позволяющей формировать оценку $\vec{X} = \arg \max_{\vec{X}} \Psi(t, \vec{X})$.

Для функции $\Psi(t, \vec{X})$ на границе Γ_{Ω} области Ω полагаем выполненным граничное условие $\Psi(t, \Gamma_{\Omega}) = 0$ для всех $t \geq t_0$.

Для рассмотренной ранее МГМД (1)–(5), (6)–(8) вектор фильтруемых параметров представим в виде

$$\vec{X} = [\vec{X}_0^T, \vec{U}^T, \vec{w}^T, \vec{A}^T]^T,$$

где $\vec{A} = [a_i, i = \overline{1, M+1}]^T$; $\vec{X}_0 = [x_0, y_0, z_0]$. Данную модель можно записать в форме Ито [1]:

$$\frac{d\vec{X}}{dt} = \vec{R}(t, \vec{X}) + G(t, \vec{X}) \vec{N}_X(t), \quad (13)$$

где $\vec{R}(t, \vec{X})$ и $G(t, \vec{X})$ — вектор коэффициентов сноса и матрица коэффициентов диффузии соответственно; $\vec{N}_X(t)$ — вектор формирующих шумов.

Известно [5], что модель (13) порождает полу-группу прямых и сопряженных операторов $T_{t+\Delta t, t}^* \{\cdot\}$ и $T_{t+\Delta t, t} \{\cdot\}$, являющихся функциями временного интервала $[t, t + \Delta t]$ и имеющих различное направление эволюции во времени.

Суть предлагаемого метода фильтрации состоит в том, чтобы, действуя оператором $T_{t+\Delta t, t}^* \{\cdot\}$ на функцию $\Psi(t, \vec{X})$, найти ее эволюцию в фазово-временной области с учетом МГМД. Для этого представим $\Psi(t, \vec{X})$ в виде ряда

$$\Psi(t + \Delta t, \vec{X}) = \Psi(t, \vec{X}) + \frac{\partial \Psi(t, \vec{X})}{\partial t} \Delta t + O_1(\Delta t), \quad (14)$$

где $O_1(\Delta t)$ — члены высшего порядка малости.

Применим к левой и правой части выражения (14) оператор $T_{t+\Delta t, t}^* \{\cdot\}$:

$$\begin{aligned} T_{t+\Delta t, t}^* \{\Psi(t + \Delta t, \vec{X})\} &= \Psi^*(t + \Delta t, \vec{X}) = T_{t+\Delta t, t}^* \{\Psi(t, \vec{X})\} + \\ &+ T_{t+\Delta t, t}^* \left\{ \frac{\partial \Psi(t, \vec{X})}{\partial t} \right\} \Delta t + O_2(\Delta t). \end{aligned} \quad (15)$$

Известно [5], что для малых Δt и произвольной дважды дифференцируемой функции $\alpha(\vec{X})$ справедливо выражение

$$T_{t+\Delta t, t}^* \alpha(\vec{X}) = \alpha(\vec{X}) + L_t \{\alpha(\vec{X})\} \Delta t + O(\Delta t); \quad T_{t, t}^* = I, \quad (16)$$

где $L_i\{\cdot\}$ – инфинитезимальный оператор полу- группы (оператор Фоккера – Планка – Колмо- гова); I – единичный оператор.

Используем (16) для преобразования правой части выражения (15):

$$\begin{aligned} \Psi^*(t + \Delta t, \vec{X}) = & \Psi(t, \vec{X}) + L_i[\Psi(t, \vec{X})]\Delta t + \frac{\partial \Psi(t, \vec{X})}{\partial t} \Delta t + \\ & + L_i \left[\frac{\partial \Psi(t, \vec{X})}{t} \right] \Delta t^2 + O_3(\Delta t) = \Psi(t, \vec{X}) + L_i[\Psi(t, \vec{X})]\Delta t + \\ & + \frac{\partial \Psi(t, \vec{X})}{\partial t} \Delta t + O_4(\Delta t). \end{aligned} \quad (17)$$

Преобразуем (17) к виду

$$\begin{aligned} \frac{\Psi^*(t + \Delta t, \vec{X}) - \Psi(t, \vec{X})}{\Delta t} = & L_i[\Psi(t, \vec{X})] + \\ & + \frac{\partial \Psi(t, \vec{X})}{\partial t} + O_4(\Delta t). \end{aligned} \quad (18)$$

Отметим, что в (18) слагаемое $L_i[\Psi(t, \vec{X})]$ оп- ределяет априорную часть изменения функции $\Psi(t, \vec{X})$, обусловленную МГМД, а слагаемое $\partial \Psi(t, \vec{X})/\partial t$ – апостериорную (с учетом наблюде- ния). Для того чтобы раскрыть данное слагаемое, продифференцируем левую и правую части выра- жения (12):

$$\frac{\partial \Psi(t, \vec{X})}{\partial t} = \Psi(t, \vec{X})F(t, \vec{X}). \quad (19)$$

Подставляя (19) в формулу (18) и переходя к пределу ($\Delta t \rightarrow 0$), с учетом замены $\Psi(t, \vec{X})$ на $\Psi^*(t, \vec{X})$ получаем эволюционное уравнение

$$\frac{\partial \Psi^*(t, \vec{X})}{\partial t} = L_i[\Psi^*(t, \vec{X})] + \Psi^*(t, \vec{X})F(t, \vec{X}), \quad (20)$$

которое согласно (12) интегрируется с началь- ным условием

$$\Psi^*(t_0, \vec{X}) = \Psi(t_0, \vec{X}) = \exp[C(\vec{X})]. \quad (21)$$

Вместо $\Psi^*(t, \vec{X})$ можно оперировать с норми- рованным решением

$$\bar{\Psi}(t, \vec{X}) = \frac{\Psi^*(t, \vec{X})}{\int_{\Omega} \Psi^*(t, \vec{X}) d\vec{X}} = \beta(t) \Psi^*(t, \vec{X}). \quad (22)$$

С учетом (20) и (22) находим

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{\Psi}(t, \vec{X})}{\partial t} = & \Psi^*(t, \vec{X}) \frac{d\beta(t)}{dt} + \\ & + \beta(t) \frac{\partial \Psi^*(t, \vec{X})}{\partial t} = L_i[\bar{\Psi}(t, \vec{X})] + \\ & + \bar{\Psi}(t, \vec{X})F(t, \vec{X}) + \bar{\Psi}(t, \vec{X}) \frac{d}{dt} [\ln \beta(t)]. \end{aligned}$$

Учитывая, что в силу нормировки

$$\int_{\Omega} \frac{\partial \bar{\Psi}(t, \vec{X})}{\partial t} d\vec{X} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \bar{\Psi}(t, \vec{X}) d\vec{X} = 0$$

и, кроме того, $\int_{\Omega} L_i[\bar{\Psi}(t, \vec{X})] d\vec{X} = 0$, окончательно получаем

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{\Psi}(t, \vec{X})}{\partial t} = & L_i[\bar{\Psi}(t, \vec{X})] + \\ & + \left[F(t, \vec{X}) - \int_{\Omega} F(t, \vec{X}) \bar{\Psi}(t, \vec{X}) d\vec{X} \right] \bar{\Psi}(t, \vec{X}). \end{aligned} \quad (23)$$

Анализ эволюционного уравнения (23) пока- зывает, что оно совпадает с точностью до обо- значений с известным уравнением нелинейной фильтрации квазидетерминированных сигналов [1, 2]. Новизна рассматриваемого подхода к по- строению таких уравнений состоит в том, что он распространяется не только на квазидетермини- рованные сигналы, но и на сигналы неизвест- ной формы и случайные сигналы [4]. Для это- го достаточно лишь конкретизировать вид ре- шающей функции $F(t, \vec{X}) \in \{F_{\Sigma\Sigma}^{\times}(t, \vec{X}), F_{\Sigma}^{\times}(t, \vec{X}), F_{\Sigma\Sigma}^p(t, \vec{X}), F_{\Sigma}^p(t, \vec{X})\}$ в уравнении (23) и задаться начальным условием (21).

Для интегрирования уравнения (23) можно использовать всевозможные подходы [2, 7], один

из которых основан на гауссовской аппроксимации.

Пример 1. Пусть движение ЛА в пространстве R^3 описывается группой растяжения [6] T_a :

$$x = \exp(av_1)x_0; y = \exp(av_2)y_0; z = \exp(av_3)z_0;$$

$$a \in \Delta a = [-\infty, +\infty], a_0 = 0, \vec{v} = [v_1, v_2, v_3]^T,$$

а производная $a^{(2)}$ описывается стохастическим уравнением

$$\frac{d^2 a}{dt^2} = -w_1 a^{(1)} + n_a(t); w_1 = \text{const}, \vec{w} = [w_1],$$

где $n_a(t)$ — гауссовский "белый шум" с одномерной спектральной плотностью N_a .

Кроме того, в точке приема $\Pi_i, i=1, P$, с координатами $\vec{r}_i = [x_{\Pi i}, y_{\Pi i}, z_{\Pi i}]^T$ наблюдается случайный сигнал, излучаемый движущимся ЛА, который в полосе приема имеет равномерный энергетический спектр [3, 4].

В данном случае

$$\vec{\Xi}_{t_0}^{t, P} = \Xi_{t_0}^{t, P} = \{\xi_i(\tau), \tau = [t_0, t]\}_{i=1}^P;$$

$$F(t, \vec{X}) = F_{\Xi}^P(t, \vec{X}) = \left[\sum_{i=1}^P \xi_i(t + \tau_i(\vec{X})) \right]^2,$$

где $\tau_i(\vec{X})$ — задержка, обусловленная распространением сигнала до i -й точки Π_i .

С учетом принятых моделей и формул (6)–(8), (10) получим основные уравнения марковско-групповой фильтрации параметров движения ЛА (полагая для простоты известными $\vec{X}_0, \vec{v}, \vec{w}$):

$$\frac{da_1}{dt} = a_2; \frac{da_2}{dt} = -w_1 a_2 + n_a(t); \vec{A} = [a_1, a_2]^T;$$

$$\frac{\partial \bar{\Psi}(t, a_1, a_2)}{\partial t} = \frac{\partial [a_2 \bar{\Psi}(t, a_1, a_2)]}{\partial a_1} + \\ + w_1 \frac{\partial [a_2 \bar{\Psi}(t, a_1, a_2)]}{\partial a_2} + \frac{1}{2} N_a \frac{\partial^2 \bar{\Psi}(t, a_1, a_2)}{\partial a_2^2} +$$

$$+ \left\{ \left[\sum_{i=1}^P \xi_i(t + \tau_i(a_1, a_2)) \right]^2 - \right. \\ \left. - \iint_{\Omega} \left[\sum_{i=1}^P \xi_i(t + \tau_i(a_1, a_2)) \right]^2 \bar{\Psi}(t, a_1, a_2) da_1 da_2 \right\} \times \\ \times \bar{\Psi}(t, a_1, a_2),$$

где $\tau_i = (a_1, a_2) = [c^{-1} \{ [\exp(a_1 v_1) x_0 - x_{\Pi i}]^2 + [\exp(a_1 v_2) \times y_0 - y_{\Pi i}]^2 + [\exp(a_1 v_3) z_0 - z_{\Pi i}]^2 \}]^{-2}$; c — скорость света.

Оптимальная оценка параметров a_1 и a_2 находится так: $\hat{A} = \begin{bmatrix} \hat{a}_1 \\ \hat{a}_2 \end{bmatrix} = \arg \max_{a_1, a_2} \bar{\Psi}(t, a_1, a_2), t \geq t_0$.

Остальные параметры движения с учетом принятых моделей формируются по правилу

$$\hat{x} = \exp(\hat{a}_1 v_1) x_0; \hat{y} = \exp(\hat{a}_1 v_2) y_0;$$

$$\hat{z} = \exp(\hat{a}_1 v_3) z_0; \hat{x}^{(1)} = \hat{x} v_1 \hat{a}_2;$$

$$\hat{y}^{(1)} = \hat{y} v_2 \hat{a}_2; \hat{z}^{(1)} = \hat{z} v_3 \hat{a}_2.$$

Пример 2. Применим метод гауссовской аппроксимации к задаче обработки случайных сигналов (рассматривается случай, когда $F(t, \vec{X}) = F_{\Xi}^P(t, \vec{X})$), ограничившись простейшей стохастической моделью плоскостного движения ЛА

$$y = q_1 x + q_2;$$

$$\frac{dx}{dt} = r(x) + g n_x(t),$$

где q_1, q_2, g — известные константы.

В этом случае имеем следующие уравнения оценки декартовых координат ЛА:

$$\frac{d\hat{x}}{dt} = r(x) + 2 K(t) \sum_{i,j=1}^P \xi_i[t + \tau_i(\hat{x})] \frac{\partial \xi_j}{\partial \tau_j} \frac{\partial \tau_j}{\partial \hat{x}}; \\ \hat{y} = q_1 \hat{x} + q_2,$$

где $K(t)$ определяется из дисперсионного уравнения [2].

Функция $\partial \tau_j / \partial \hat{x}$ определяется следующим образом:

$$\frac{\partial \tau_j}{\partial \hat{x}} = c^{-1} \left(\frac{\hat{x} - x_{\Pi j}}{\sqrt{(\hat{x} - x_{\Pi j})^2 - (\hat{y} - y_{\Pi j})^2}} \right).$$

С учетом полученных выражений структурная схема следящего измерителя должна содержать управляемые линии задержки и соответствующие блоки дифференцирования.

Анализ такого следящего измерителя показывает, что он принадлежит к классу корреляционно-экстремальных систем. Для более сложного движения ЛА структура следящего измерителя будет усложнена в части сглаживающего фильтра и дискриминатора.

Библиографический список

1. Стратонович Р.Л. К теории оптимальной нелинейной фильтрации случайных функций // Теория ве-

роятностей и ее применение. 1959. Т. 4. Вып. 2. С. 239–242.

2. Ярлыков М.С. Применение марковской теории нелинейной фильтрации в радиотехнике. М.: Сов. радио, 1980.

3. Пространственно-временная обработка сигналов / под ред. И.Я. Кремера. М.: Радио и связь, 1984.

4. Фалькович С.Е., Хомяков Э.Н. Статистическая теория измерительных радиосистем. М.: Радио и связь, 1981.

5. Гихман И.И., Скороход А.В. Введение в теорию случайных процессов. М.: Наука, 1977.

6. Овсянников Л.В. Лекции по теории групповых свойств дифференциальных уравнений. Новосибирск: Изд-во Новосибирского ун-та, 1966.

7. Булычев Ю.Г., Манин А.П. Математические аспекты определения движения летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 2000.



Журнал зарегистрирован в Государственном комитете Российской Федерации по печати. Свидетельство о регистрации № 017751 от 23.06.98. Учредитель: ООО "Машиностроение–Полет"

Журнал распространяется по подписке, которую можно оформить в любом почтовом отделении (индекс по каталогу "Роспечать" 48906, каталогу "Пресса России" 29188 и каталогу "Почта России" 60258) или непосредственно в редакции журнала

Перепечатка материалов Общероссийского научно-технического журнала "Полет" возможна при письменном согласовании с редакцией журнала. При перепечатке материалов ссылка на Общероссийский научно-технический журнал "Полет" обязательна

ООО "Издательство Машиностроение"/ООО "Машиностроение–Полет", 107076, Москва, Стромынский пер., 4

Редакторы номера О.Г. Красильникова, И.Н. Мырина

Технический редактор Т.И. Андреева. Корректоры Л.И. Сажина, Л.Е. Сонюшкина

Сдано в набор 08.04.10. Подписано в печать 26.05.10. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,41. Зак. 456. Свободная цена. Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ООО "Издательство Машиностроение".

Отпечатано в ООО "Подольская Периодика". 142110, Московская обл., г. Подольск, ул. Кирова, д. 15