



АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА

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

В.В. АЛАВЕРДОВ
А.П. АЛЕКСАНДРОВ
Б.С. АЛЕШИН
В.Г. ДМИТРИЕВ
Б.И. КАТОРГИН
П.И. КЛИМУК
Ю.Н. КОПТЕВ
А.А. ЛЕОНОВ
А.М. МАТВЕЕНКО
В.С. МИХАЙЛОВ
С.В. МИХЕЕВ
Н.Ф. МОИСЕЕВ
Ф.Н. МЯСНИКОВ
Б.В. ОБНОСОВ
А.Н. ПЕРМИНОВ
М.А. ПОГОСЯН
Г.М. ПОЛИЩУК
О.Н. РУМЯНЦЕВА
Н.Н. СЕВАСТЬЯНОВ
Г.И. СЕВЕРИН
М.П. СИМОНОВ
В.В. ТЕРЕШКОВА
И.Б. ФЕДОРОВ
Е.А. ФЕДОСОВ

Ответственные
секретари
журнала
И.Н. МЫМРИНА
Д.Я. ЧЕРНИС

Редактор-
организатор
О.С. РОДЗЕВИЧ

Редакционный
совет

А.М. МАТВЕЕНКО –
председатель
О.М. АЛИФАНОВ
Н.А. АНФИМОВ
В.И. БАРКОВСКИЙ
И.В. БАРМИН
В.Ф. БЕЗЪЯЗЫЧНЫЙ
Б.В. БОДИН
В.В. БУЛАВКИН
А.Ф. ВОИНОВ
М.Б. ГУЗАЙРОВ
Г.Л. ДЕГТЯРЕВ
О.Ф. ДЕМЧЕНКО
Н.Н. ДОЛЖЕНКОВ
Ю.С. ЕЛИСЕЕВ
С.Ю. ЖЕЛТОВ
Л.М. ЗЕЛЕНый
А.И. КАНАШЕНКОВ
В.А. КАРГОПОЛЬЦЕВ
А.Н. КИРИЛИН
В.В. КОВАЛЕНКО
В.А. КОМАРОВ
В.В. КРЫМОВ
Л.Н. ЛЫСЕНКО
В.А. МЕНЬШИКОВ
А.Ф. МОРОЗЕНКО
А.Г. МУНИН
Т.А. МУСАБАЕВ
В.Е. НЕСТЕРОВ
А.П. ПЕТРОВ
Н.А. ПИРОГОВ
К.М. ПИЧАДЗЕ
В.А. ПОЛЕТАЕВ
П.Р. ПОПОВИЧ
В.А. ПОПОВКИН
Ю.А. РЫЖОВ
В.Г. СВЕТЛОВ
А.Н. СЕРЬЕЗНОВ
В.П. СОКОЛОВ
А.В. СОЛЛОГУБ
В.А. СОЛОВЬЕВ
Ю.С. СОЛОМОНОВ
А.И. ТАТУЕВ
Б.Е. ЧЕРТОК
И.С. ШЕВЧУК

Представители журнала:

г. Казань: Р.И. АДГАМОВ, тел. (843) 238-46-23
Роскосмос: И.Н. ПАНАРИН, тел. (495) 975-45-86
ВВС РФ: А.В. ДРОБЫШЕВСКИЙ, тел. (495) 261-43-51
г. Уфа: О.Б. СЕВЕРИНОВА, тел. (3472) 73-07-23
Израиль: И.М. МОНАСТЫРСКИЙ, тел. (03659) 44-14
Франция, Париж: Е.Л. ЧЕХОВ,
тел. (10331) 47-49-28-05
Индия, Нью-Дели: С.А. МИКОЯН (Ярикова),
тел. (10911) 687-37-99

СОДЕРЖАНИЕ

Черток Б.Е. 10 лет из жизни Главного конструктора	3
Левский М.В. Режим пространственной переориентации Международной космической станции	9
Базлев Д.А., Бонин А.С. Влияние технических решений на тактические приемы и эффективность применения перспективных легких самолетов-штурмовиков	16
Астафьев А.Г., Крошин В.М. Оперативная стереосъемка космическими аппаратами оптико-электронного наблюдения	21
Ефремов И.Н., Морозов В.И., Овчинников В.В. Построение математических моделей аэроупругости маневренных самолетов	26
Шабалкин А.П. Учет возможностей информационных технологий при проектировании оперативно-такти- ческих ракет	34
Соколов М.Б., Демченко А.Н., Поздеев О.В. Резер- вирование в аппаратуре космических аппаратов длительного существования	39
Манин А.П., Васильев В.В. Применение инвариантных условий ортогональности при оценивании движения ЛА	46
Иванов Е.Г., Пашенко Г.Т., Самойленко В.М. Жаро- стойкое покрытие для деталей турбины ГТД, получаемое из водной суспензии	51
Алифанов О.М., Пайсон Д.Б. К 90-летию Василия Павловича Мишина	54

*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.*

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



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

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.P. ALEKSANDROV
B.S. ALESHIN
V.G. DMITRIYEV
B.I. KATORGIN
P.I. KLIMUK
Yu.N. KOPTEV
A.A. LEONOV
A.M. MATVEYENKO
V.S. MIKHAILOV
S.V. MIKHEYEV
N.F. MOISEEV
F.N. MYASNIKOV
B.V. OBNOSOV
A.N. PERMINOV
M.A. POGOSYAN
G.M. POLISHCHUK
O.N. RUMYANTSEVA
N.N. SEVASTYANOV
G.I. SEVERIN
M.P. SIMONOV
V.V. TERESHKOVA
I.B. FEDOROV
E.A. FEDOSOV

**Executive secretaries
of the journal**

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

O.S. RODZEVICH

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23
Roscosmos: I.N. PANARIN, phone (495) 975-45-86
Russian AF: A.V. DROBYSHEVSKIY,
phone (495) 261-43-51
Ufa: O.B. SEVERINOVA, phone (3472) 73-07-23
Israel: I.M. MONASTYRSKY, phone (03659) 44-14
France, Paris: E.L. TCHEHOV, phone (10331) 47-49-28-05
India, New Delhi: S.A. MIKOYAN (Yarikova),
phone (10911) 687-37-99

CONTENTS

Tchertok B.E. 10 Years Of Chief Designer's Life	3
Levskii M.V. A Spatial Reorientation's Regime Of The International Space Station	9
Bazlev D.A., Bonin A.S. Influence Of New Technologies On Tactics, Effectiveness Of Future Light Attack Aircraft.	16
Astafev A.G., Kroshin V.M. Operational Stereo Imaging By Optoelectronic Supervision Spacecraft	21
Efremov I.N., Morozov V.I., Ovchinnikov V.V. Mathe- matical Aeroelasticity Models Of Maneuverable Aircraft	26
Shabalkin A.P. Accounting Of Information Technologies During Tactical Missile Development	34
Sokolov M.B., Demchenko A.N., Pozdeyev O.V. Equipment Redundancy In Long-Life Spacecraft	39
Manin A.P., Vasiliev V.V. Application Of Invariant Conditions Of Orthogonality At Difinition Movements Of Flying Devices.	46
Ivanov E.G., Pashchenko G.T., Samoilenko V.M. Aqueous Slurry-Based Heat-Resistant Coating For Turbine Components Of Gas-Turbine Engines	51
Alifanov O.M., Pieson D.B. To 90 th Jubilee Of Vasily Pavlovich Mishin	54

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.

Address of the editorial office: 107076, Moscow, Stromynsky Lane, 4
Phones: 269-48-96; 268-49-69; 268-33-39
Fax: 269-48-97; 268-33-39
E-mail address: polet@mashin.ru
Internet address: http://www.mashin.ru

УДК 629.7

10 лет из жизни Главного конструктора

К 100-летию со дня рождения С.П. Королева

Б.Е. Черток

Выступая 30 января 2007 г. на XXXI академических "Королевских чтениях" в МГТУ им. Н.Э. Баумана, широко известный автор эпопеи "Ракеты и люди" Б.Е. Черток основное внимание уделил последним десяти годам жизни С.П. Королева. Автор в течение 20 лет непосредственно работал с Главным конструктором и многие годы был его заместителем.

B.E. Tchertok. 10 Years Of Chief Designer's Life

Speaking at the XXXI forum in memory of S.P. Korolev, held at the Bauman State Technical University of Moscow on January 30, 2007, B.E. Tchertok — well-known author of the epic titled "Rockets and People," who used to work closely with Korolev for 20 years of his life, and was his deputy for quite some time — focused on the description of the last decade of life of the prominent spacecraft designer.

Историческое постановление о создании в Советском Союзе ракетной промышленности предусматривало использование немецкого опыта. Оно было подписано Сталиным 13 мая 1946 г. В то время Королев работал в Германии, занимая должность главного инженера советско-германского института "Нордхаузен".

Главным по созданию ракетной техники назначалось Министерство вооружения. Его возглавлял Дмитрий Федорович Устинов, он же был назначен заместителем председателя спецкомитета по ракетной технике при Совете Министров СССР. Председателем этого комитета был Г.М. Маленков.

Спецкомитету предстояло решить нелегкую задачу подбора руководителей и поиска главных конструкторов ракетных систем. Первую информацию о немецкой ракетной технике и советских специалистах, которые в этой технике разбирались, Д.Ф. Устинов получил от своего первого заместителя Василия Михайловича Рябикова, который был послан в Берлин и Бляйхероде в конце 1945 г.

Будучи артиллеристом, Устинов пытался выбирать прежде всего из своих проверенных войной разработчиков артиллерийских систем. Самым выдающимся главным конструктором артиллерийских систем во время войны был Василий Гаврилович Грабин. Он был слишком самостоятелен, общался напрямую со Сталиным через голову Устинова. Этого было достаточно, чтобы его кандидатура как главного конструктора новой ракетной техники была отвергнута.

Директором головного института ракетной техники назначается один из первых Героев Социалистического Труда, бывший директор артиллерийского завода "Баррикады" Л.Р. Гонор, начальником ракетного СКБ в головном институте НИИ-88 — артиллерист К.И. Тритко, главными конструкторами отделов по разработке зенитных управляемых ракет (ЗУР) — артиллеристы Е.В. Синильщиков, С.Е. Рашков, П.И. Костин.

Л.Р. Гонору нужны были люди, имевшие хоть какой-то опыт в ракетной технике и системах управления. Главным инженером и заместителем директора НИИ-88 назначается Ю.А. Победоносцев, а его заместителем по системам управления — Б.Е. Черток. Но кого назначить начальником отдела баллистических ракет дальнего действия? Эти ракеты — главная задача нового НИИ-88. На тот момент фамилия Королева членам ра-



ЧЕРТОК
Борис Евсеевич —
главный консультант при
генеральном конструкторе
РКК "Энергия"
им. С.П. Королева,
академик РАН

кетного спецкомитета, в том числе и Устинову, была неизвестна.

Нашлись смелые люди, которые настойчиво предлагали Устинову поручить эту работу именно С.П. Королеву. Начальник отдела в ЦК партии, член военного совета гвардейских минометных частей, начальник института "Нордхаузен", генерал Л.М. Гайдуков в 1943 г. был членом правительственной комиссии, которая изучала работу РНИИ. Тогда-то он и узнал, кем были С.П. Королев и В.П. Глушко. Победоносцев хорошо знал Королева еще по ГИРДу и РНИИ, а до ареста Сергея Павловича они жили в одном доме на Конюшковской. Специалисты службы Берии не возражали. По работе в казанской "шарашке" они убедились в творческой способности и надежности команды Глушко, в которую входил Королев. В.П. Глушко был привезен к Сталину еще в 1944 г. Сразу после этого визита он, а затем Королев и еще два десятка заключенных были освобождены и переведены в подчинение наркома авиационной промышленности А.И. Шахурина.

На Министерство авиационной промышленности была возложена ответственность за воспроизведение и дальнейшую разработку жидкостных ракетных двигателей. В.П. Глушко был назначен главным конструктором и начальником ОКБ-456 авиационной промышленности.

Устинов впервые встретился с Королевым в Германии в 1946 г. Недолгих встреч и настойчивости Гайдукова и Победоносцева оказалось достаточно, чтобы министр вопреки всем канонам сталинского времени назначил своим приказом беспартийного и бывшего "зэка" С.П. Королева начальником отдела № 3 СКБ НИИ-88 и главным конструктором изделия № 1. Но береженого Бог бережет. По структуре, которую утвердил Устинов, над Королевым стояли начальник СКБ Тритко, главный инженер Победоносцев и директор НИИ Гонор. Заместитель главного инженера по системам управления Черток, начальники отделов прочности, материалов, аэрогазодинамики и летных испытаний (П.В. Цыбин, Л.А. Воскресенский) Королеву не подчинялись.

Опытный завод имел своего директора, который подчинялся Л.Р. Гонору.

Совет главных конструкторов фактически сформировался во время летных испытаний немецких ракет Фау-2 в Капустином Яре в 1947 г. и ракет Р-1 в 1948 г. Это было единственное место, где Королев, будучи по должности всего только начальником отдела, становился техническим руководителем лиц, которые возглавляли отраслевые предприятия в других министерствах. Его увлеченность, техническая эрудиция, организаторский талант, неукротимая энергия, чувство перспективы создавали своего рода ауру, которая свойственна лидерам. Он очень умело использует им же придуманный Совет как плацдарм для развития на-

ступления по широкому фронту. Королев — инициатор работ по схеме исследования — проектирование — конструкторские разработки — опытное производство — летно-конструкторские испытания — сдача на вооружение.

Над главным конструктором была многоступенчатая административная власть. На самом верху — министр, а над ним — Спецкомитет (будущий ВПК). Кроме того, была еще власть партийная. Беспартийный Королев регулярно выступает с отчетами о работе отдела, докладывает о выполнении планов по разработке ракет Р-1, Р-2 — геофизических и всех последующих на парткоме НИИ-88. Пока он беспартийный, его работу можно критиковать, но в отличие от других партийных руководителей на него нельзя наложить взыскание. (Партком обычно вызвал к директору с предложениями воздействовать на слишком непокорного Королева.)

Директор Гонор на партийных конференциях НИИ-88 резко критикует Королева за стремление подчинить научные отделы своему отделу № 3 как главному по ракетам дальнего действия. Но Королев не сдается, он требует реорганизации. И одновременно понимает, что с партией конфликтовать не следует — партийную власть надо сделать союзником. (4 августа 1953 г. партком НИИ-88 утвердил решение первичной парторганизации о приеме Королева в члены КПСС.)

Только через три года после создания НИИ-88 по требованиям Королева происходит его реорганизация: СКБ разделяется на два — ОКБ-1 во главе с Королевым и ОКБ-2 во главе с Тритко (тематика по всем зенитным ракетам). В 1949 г. в НИИ-88 появился Георгий Николаевич Бабакин. Ему были поручены работы по системам управления зенитными ракетами.

Новый директор НИИ-88 Константин Николаевич Руднев предложил Королеву под его эгидой объединить оба ОКБ и отделы систем управления. Королев заколебался. Я и Мишин убеждали его отказаться от заманчивого предложения. Бабакин — за объединение. Но вопрос был решен иначе и на государственном уровне. Появилось постановление о создании специализированного КБ-1 по всему комплексу управления ракетными системами ПВО. Тематика по ЗУРам перешла в МАП к Лавочкину. Туда же был переведен коллектив Бабакина.

1953 г. был одним из решающих в судьбе Королева. С начала года он находился на летных испытаниях Р-5 в Капустином Яре. Испытания шли тяжело, было много аварийных пусков. Впервые столкнулись с влиянием явлений изгиба упругого корпуса на систему управления ракетой.

5 марта 1953 г. умер Сталин. Высшее руководство страны, озабоченное борьбой за власть, на время теряет интерес к ракетам. Королев, репрессированный когда-то режимом Сталина, потрясен смертью вождя.

Он дает очень эмоциональную оценку всего того хорошего, что сделал Сталин.

В 1953 г. резко обострились отношения Королева с его бывшим заместителем М.К. Янгелем, который был назначен директором НИИ-88 вместо ушедшего на должность министра Руднева. Одновременно Янгель стал председателем НТС НИИ-88. Он обвиняет Королева в том, что тот стремится подчинить работу всех научно-исследовательских отделов института только своим интересам.

В октябре С.П. Королев и В.П. Глушко были избраны членами-корреспондентами АН СССР. Эта моральная поддержка была так необходима Королеву. Отношения с Янгелем обострились настолько, что совместная работа стала невозможной.

Устинов своей властью 30 октября 1953 г. переводит Янгеля на должность главного инженера института. М.К. Янгель в 1954 г. назначается главным конструктором ОКБ-586.

Оказавшись общепризнанным лидером нового направления, Королев не успокаивается. Он проявляет упорство и настойчивость в усилении служебного статуса и самостоятельности ОКБ-1.

В 1956 г. ОКБ-1 выделяется из НИИ-88 в самостоятельную организацию вместе с многотысячным коллективом завода. Королев стал не только главным конструктором, но и единоличным начальником мощного научно-производственного предприятия. На него теперь возложена ответственность не только за проектирование ракетных систем, но и за решение социальных задач. В условиях того времени ОКБ-1 было главной градообразующей организацией города Калининграда. Руководитель предприятия обязан заботиться о жилищно-бытовых условиях своих сотрудников, яслях, детских садах, больнице и даже продовольственном снабжении. У Королева для текущего решения всей массы этих проблем, конечно, были помощники. Но он лично устанавливает контакт с городскими и областными партийными и советскими руководителями.

Решительность, смелость, напористость, увлеченность были врожденными качествами характера Королева. Дипломатические способности, умение мыслить масштабно, быстро — эти качества Королев приобретал по мере усложнения решаемых задач и лавинообразного нарастания объема работ. Он постоянно самосовершенствовался. Порою казалось парадоксальным, что когда-то осужденный за якобы государственные преступления, Королев не озлобился и само государство ни в чем не обвинял.

По мере успешного развития ракетной техники доверие к Королеву со стороны высшего политического руководства страны возрастало. Сергей Павлович совершенствовал свое умение управлять большими коллективами. Он использовал политику холодной войны, чтобы получать необходимые средства для воплощения в жизнь новейших идей.

Королев устанавливает стиль работы по принципу "если не мы, то кто же". Своей увлеченностью он воспитывал в соратниках веру в собственные силы. Авторитет Королева быстро укреплялся по всей иерархии управления оборонными отраслями промышленности.

Как администратор и конструктор он получил самостоятельность в 1956 г. Ему оставалось жить всего 10 лет. Но именно к этим годам относятся свершения, которыми вправе гордиться человечество:

- в январе 1956 г. проходят зачетные летные испытания первой ракеты, используемой в качестве носителя атомного заряда — Р-5М. 2 февраля состоялся первый пуск этой ракеты с реальным ядерным зарядом на дальность 1200 км. Уже в июне 1956 г. Р-5М была принята на вооружение. Позднее за создание ракеты Р-5М С.П. Королеву и В.П. Мишину было присвоено звание Героя Социалистического Труда;

- в январе 1956 г. по инициативе Королева, Тихонова и при поддержке Устинова и Келдыша выходит постановление СМ СССР о создании первого ИСЗ;

- в феврале — марте 1956 г. начинается серия запусков ракет М5РД и Р-5Р для отработки систем управления первой межконтинентальной ракеты Р-7;

- в марте 1956 г. С.П. Королев добивается выхода специального постановления правительства о мероприятиях по обеспечению испытаний ракеты Р-7;

- в июле 1956 г. разработан и одобрен спецкомитетом эскизный проект искусственного спутника Земли (объект Д);

- в августе — сентябре 1956 г. Королев участвует в испытаниях ракетного комплекса Р-11ФМ на подводной лодке на Северном флоте, проведен первый подводный старт ракеты;

- в январе 1957 г. постановлением Совета Министров СССР утверждена предложенная Королевым программа испытаний ракеты Р-7;

- в феврале 1957 г. Королев добивается специального постановления правительства о выведении на орбиту Земли простейшего неориентированного спутника (ПС);

- 15 мая 1957 г. состоялся первый пуск ракеты Р-7. После нескольких неудач, наконец, 21 августа того же года осуществлен нормальный полет ракеты на полную дальность, но разрушена головная часть — и ее надо было для водородной бомбы разрабатывать заново. По согласованию с Н.С. Хрущевым Королев использует заказанный Министерством обороны носитель водородной бомбы для запуска первого ИСЗ;

- 4 октября 1957 г. осуществлен успешный запуск первого в мире ИСЗ. Это событие стало началом космической эры. Человечеству только в январе 1966 г. стало известно, что главным руководителем прорыва в космос был С.П. Королев;

- 3 ноября 1957 г. по личному настоянию Н.С. Хрущева на орбиту выходит второй ИСЗ с собакой Лайкой;

- С.П. Королев удостоен Ленинской премии;

- в конце 1957 — начале 1958 г. разработан трехступенчатый вариант ракеты Р-7. Выходит постановление правительства о первых полетах к Луне, а затем к Венере и Марсу;

- 15 мая 1958 г. запущен объект "Д" — третий ИСЗ, который был задуман еще в 1954 г.

Дальнейший перечень всем известен и расписан во многих исторических трудах. Однако хочу еще раз напомнить: строить ракеты и проникать в космос можно только опираясь на творчество больших коллективов. Королев умел сочетать личные амбиции с державными интересами государства.

Первым эпохальным событием второй половины XX века было объединение достижений ракетной и атомной техники. Королев был первым главным конструктором ракет-носителей ядерных зарядов. Коллективом ОКБ-1 были разработаны принятые впоследствии на вооружение ракетно-ядерные системы Р-5М, Р-11М, Р-7, Р-9 и РТ-2.

Второе эпохальное событие — вооружение ракетами подводных лодок. Оно радикально изменило не только военно-морскую, но и общенациональную стратегию. С.П. Королев лично участвует в походе и первых пусках ракет с подводной лодки. В 1956 г. он передает работы по морской тематике достойному преемнику — ведущему конструктору по ракете Р-11 Виктору Петровичу Макееву. Добровольная передача исключительно перспективной тематики — акт щедрости, не свойственной главным конструкторам. Но Королев не был бы Королевым, если бы не проявил, прежде всего, государственный подход. Оценив перспективу, он убедил и нас, своих заместителей, и преданных ему сотрудников, мечтавших о морской романтике, что подводное ракетостроение должно развиваться самостоятельно. "Наша основная перспектива — межконтинентальные ракеты", — так он отбивался от критики подчиненных.

И это не единственный пример. Успешно выполненные или находящиеся на конечном этапе разработки Королев, пользуясь своим авторитетом, отдает новым, по его же инициативе создаваемым организациям.

Целенаправленные действия Королева привели к созданию в Советском Союзе новых мощных конструкторско-производственных организаций, которые возглавили бывшие сотрудники НИИ-88 и королевского ОКБ-1.

В 1963 г. после успешных испытаний вся тематика по спутникам-разведчикам по инициативе Королева передается в Куйбышев (ныне Самара) бывшему ведущему конструктору ОКБ-1, а в дальнейшем генеральному конструктору Дмитрию Козлову. Совместно с заводом "Прогресс" в Самаре создается мощное КБ.

В 1965 г. последовало решение о передаче в Красноярск-16 (нынешний Железногорск) всей тематики по системам спутниковой связи. Бывший ведущий конструктор ОКБ-1 Михаил Решетнев стал генеральным конструктором НПО прикладной механики.

Наконец, в том же 1965 г. Королев отдает всю тематику по лунным и межпланетным космическим аппаратам в НПО им. Лавочкина. Эту работу в Химках успешно продолжал Георгий Бабакин.

С самого начала космонавтика была тесно связана не только с фундаментальной наукой, но и с высокой политикой. Очень рискованным для С.П. Королева было выполнение требования Н.С. Хрущева до 7 ноября 1957 г. потрясти мир пуском еще одного спутника. Политика требовала совершить чудо. И все же за 20 дней вторая ступень ракеты была доработана под кабину для собаки. Еще неделя подготовки на полигоне — и в космосе появилась знаменитая Лайка.

Мировой резонанс на успешные запуски двух первых спутников имел решающее значение для Королева. Коллективы ОКБ-1 и смежных организаций осыпаны высокими правительственными наградами. Сергей Павлович оказался перед трудным выбором.

Ракета Р-7 и ее будущая модификация Р-7А (на дальность до 12 000 км) для боевого использования очень сложны. Необходимо немедленно приступить к разработке более простых носителей ядерных зарядов. Создание ракетно-ядерного щита потребует огромных усилий. Но первые спутники доказали, что последующие мирные космические полеты будут нужны стране не меньше, чем ракетно-ядерное оружие. На что направить основные силы? Королев без колебаний решает: "не или, а и то и другое". И мирный космос, и боевые ракеты!

Сил для обоих направлений пока еще недостаточно, но уже проектные работы, а вслед за ними постановления правительства дают право перейти к практической реализации идей, которые до недавнего времени казались прерогативой будущих поколений.

В 1958—1959 гг. выходят постановления правительства о разработке двухступенчатой ракеты Р-7 в трехступенчатом варианте, о полете автоматического аппарата к Луне, о создании ракет с двигателями на основе использования ядерной энергии, о создании спутника для разведки и об осуществлении первых полетов человека в космическое пространство. С.П. Королев не только осуществляет руководство проектно-конструкторскими исследованиями, но и лично участвует в подготовке наиболее ответственных пусков на полигоне.

Требовалось незамедлительное развитие новых направлений по космической тематике: систем управления космическими аппаратами, космического приборостроения, космических двигательных установок, систем жизнедеятельности и аварийного спасения, новых

принципов энергетического обеспечения, новых радиотехнических систем телеметрии, слежения и передачи команд.

Дальнейшие успехи по всему фронту работ были обеспечены присоединением к ОКБ-1 конструкторско-производственного коллектива ЦНИИ-58 (бывшего ЦАКБ, главный конструктор В.Г. Грабин), насчитывавшего более 5000 человек. Вскоре большая группа специалистов во главе с Б.В. Раушенбахом была переведена в ОКБ-1 из НИИ-1 (в то время его возглавлял М.В. Келдыш).

Королев принимает на себя ответственность главного организатора новой кооперации. В самом ОКБ создается первый в стране коллектив по самостоятельной разработке систем управления космическими аппаратами. К созданию других систем привлекаются новые организации, соответственно расширяется Совет главных конструкторов.

В 1958 г. С.П. Королев и В.П. Глушко избираются действительными членами Академии наук СССР. Другие члены первого Совета главных конструкторов и первый заместитель Королева В.П. Мишин избираются членами-корреспондентами АН СССР.

Из десяти последних лет жизни Главного конструктора не было ни одного легкого года. Каждый последующий год отличался новыми трудностями и новыми свершениями. Подготовка к пуску человека в космос совпала с началом проектных работ по созданию сверхтяжелого носителя — будущего Н1.

Тяжелым ударом для всей советской ракетной отрасли была катастрофа, произошедшая 24 октября 1960 г. на космодроме Байконур. При подготовке к пуску на стартовой позиции загорелась и взорвалась межконтинентальная ракета Р-16 главного конструктора М.К. Янгеля. Заживо сгорели главный маршал артиллерии М.И. Неделин, заместитель начальника полигона Носов, начальники управлений полигона подполковники Остаhev, Григорьянц, главный конструктор системы управления Коноплев, десятки военных и гражданских специалистов. В госпитале скончался заместитель министра Гришин, непосредственно опекавший космические программы. Государственная комиссия установила, что основной причиной трагедии было вопиющее нарушение техники безопасности.

Сергей Павлович ужесточает дисциплину и личную ответственность при подготовке ракетных пусков. Мероприятия по повышению надежности и безопасности принесли свои плоды. 1 декабря 1960 г. состоялся пуск корабля-спутника типа "Восток-1", о котором торжественным голосом Левитана сообщили все радиостанции Советского Союза. Полет корабля с двумя собачками протекал по намеченной программе. Однако траектория спуска по причине отказа системы стабилизации

корабля получалась сильно растянутой, и спускаемый аппарат должен был приземлиться за пределами Советского Союза. Из соображений секретности этого нельзя было допустить. Безотказно сработала система аварийного подрыва. Собачки погибли.

22 декабря принимается последняя попытка закончить 1960 г. очередным успехом в космосе. На "Востоке" в полет отправляются две подопытные собаки. Из-за отказа двигателя третьей ступени спускаемый аппарат не вышел на орбиту и приземлился в Якутии. Собачек спасли, но итоговая статистика экспериментальных пусков не внушала оптимизма.

Перед Королевым стояла труднейшая задача — поднять веру в успех не только своих соратников, но и руководителей страны. С этой задачей Королев блестяще справился.

Подготовка полета человека в космос была засекречена, как и все наши космические программы. Сообщение о полете в космос никому не известного майора Гагарина для жителей Земли было полной неожиданностью и вызвало ликование во всем мире.

Успехи советской науки и техники явились стимулом морального объединения всех слоев общества. Каждый гражданин Советского Союза почувствовал себя лично причастным к великому свершению: не американец или европеец, а наш, смоленский, совершил подвиг. Имя Королева нигде не упоминалось.

1961 г. был бы апогеем всемирной славы Королева, если бы о нем можно было с помощью средств массовой информации писать и вещать.

Гагарин совершает триумфальные путешествия по планете. Королев добивается решения правительства о суточном полете. Надо во что бы то ни стало доказать, что человек может работать в космосе. Королев действовал подобно полководцу. Полет Гагарина был захватом только первого пилотируемого космического плацдарма.

Суточный полет Германа Титова доказал, что человек может жить и работать в космосе. Все полеты "Востоков" и "Восходов", а всего при жизни Королева их было семь, закончились благополучным возвращением на Землю одиннадцати космонавтов. После каждого пилотируемого полета следовали торжественный прием и банкет в Кремле, митинг на территории ОКБ-1. Это были единственные массовые мероприятия, на которых Королева открыто называли Главным конструктором.

Первые успехи советской космонавтики вызывали в мире не только восхищение и восторги, но и страх. Для правящих кругов США полеты первых советских спутников и первых космонавтов были полной неожиданностью. Известный американский журналист Том

Вулф писал: "Советскую программу окружала аура волшебства. Советы практически не публиковали цифр, фотографий или диаграмм. И никаких имен. Было лишь известно, что советскую программу возглавляла загадочная личность, известная как "Главный конструктор". Но его могущество не подвергалось сомнению!

Всякий раз, когда Соединенные Штаты объявляли о масштабном космическом эксперименте, Главный конструктор успешно осуществлял его первым, добиваясь поразительных результатов. <...> Безымянный, но всемогущий Главный конструктор.

<...> Советы продолжали держать в тайне имя Главного конструктора. Впрочем, они скрывали имена всех, кто готовил полет Гагарина, за исключением самого космонавта. Ответная реакция руководителей Америки была сформулирована президентом Кеннеди 25 мая 1961 г. Спустя 43 дня после полета Гагарина он выступил перед Конгрессом с сообщением о неотложных национальных нуждах: "Я верю, что наша нация сможет до конца этого десятилетия высадить человека на Луну и благополучно вернуть его на Землю".

Это был вызов Кеннеди неизвестному Главному конструктору.

Казалось, что после триумфа 1961 г. Королев должен будет сконцентрировать все силы и, пользуясь своим авторитетом, добиться согласия Н.С. Хрущева на опережающие действия по захвату лунного плацдарма. Но Королев был Главным конструктором, который считал себя лично и свой коллектив ответственными за все основные направления развития ракетной техники и космонавтики.

На протяжении последних пяти лет жизни Сергея Павловича (с 1961 по 1966 г.) кроме семи пилотируемых полетов "Востоков" и "Восходов" под его контролем или с его непосредственным участием было произведено 40 пусков автоматических аппаратов по непилотируемым космическим программам. Наибольшего внимания требовали программы мягкой посадки на Луну с задачей передачи окружающей панорамы, исследования Марса и Венеры на пролете и прямым попаданием спускаемых капсул. К сожалению, сенсационные для мировой науки результаты этих программ были получены в 1966 и 1967 гг., когда Королева уже не было в живых.

Параллельно с пилотируемыми "Востоками" в ОКБ-1 разрабатывались спутники фото- и телевизионной разведки. Спутники-разведчики "Зенит-2" и "Зенит-4" были сданы на вооружение соответственно в 1964 и 1965 гг.

Постановление правительства предписывало начать исследования по системам космической связи. Королев решил не ограничиваться исследованиями, а

создать реальную систему связи Москва — Дальний Восток. Были разработаны высокоорбитальные спутники "Молния-1". Королев получил восторженную благодарность с Дальнего Востока, где в 1965 г. впервые в реальном времени, в цвете наблюдали майский военный парад в Москве.

Продолжались начатые в 1959 г. работы по новой межконтинентальной боевой ракете Р-9. Нужно было решить проблемы заправки ракет переохлажденным жидким кислородом и его хранения. После серий отработочных пусков в июле 1965 г. ракета Р-9 была принята на вооружение.

Главный конструктор и главный энтузиаст жидкостных межконтинентальных ракет Королев взял на себя решение задачи создания боевых ракет на твердом топливе. Он возглавил новый ("твердотопливный") Совет главных конструкторов. Была решена проблема получения новых для нашей химической промышленности смесевых твердых топлив.

Новая твердотопливная межконтинентальная ракета РТ-2 была принята на вооружение в феврале 1966 г. Она простояла на боевом дежурстве 15 лет.

В течение последних пяти лет жизни Королева с его визитами было выпущено семь постановлений ЦК КПСС и Совета Министров СССР, которые задавали новые космические программы.

Четыре постановления предписывали разработку сверхтяжелой ракеты Н1 для решения оборонных задач и осуществления пилотируемых полетов к Луне. Хрущев потребовал: "Луну американцам не отдавать".

При Королеве были начаты программы пилотируемого облета Луны. Опередить американцев не удалось, но одним из продуктов этих программ явился пилотируемый корабль "Союз". В дальнейшем корабли и ракеты типа "Союз" оказались самыми надежными. На них впервые были решены проблемы автоматического сближения и стыковки космических аппаратов. Этой проблеме Королев уделял много внимания в последний год жизни.

Школа Королева, именуемая ныне Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королева, является монополистом в России и Европе по пилотируемой космонавтике.

Успехам Королева способствовало его стремление поручать умным и талантливым специалистам самостоятельные решения ответственных задач. При его жизни 16 соратников Главного конструктора получили звание Героя Социалистического Труда, 33 человека стали лауреатами Ленинской премии. Из школы Королева 12 ученых были избраны в Академию наук СССР и Российскую академию наук.

УДК 656.7

Режим пространственной переориентации Международной космической станции

М.В. Левский



ЛЕВСКИЙ
Михаил Валерьевич —
ведущий научный сотрудник
НИИ космических систем
ГКНПЦ им. М.В. Хруниче-
ва, кандидат техн. наук

Исследуются особенности движения Международной космической станции (МКС) в режиме пространственной переориентации. Приведены основные математические средства и дан пример обработки телеметрической информации, полученной во время управляемых разворотов МКС. Точно идентифицированы тип углового движения и способ управления разворотом, а также определены характеристики (численные значения параметров) алгоритма управления движением МКС в режиме программного разворота. По данным телеметрии реконструировано расчетное движение МКС вокруг центра масс во время разворотов и даны оценки номинальных значений основных параметров алгоритмов системы управления. Подтверждено полное соответствие данных телеизмерений движению МКС по известному способу управления разворотом КА [5].

M.V. Levskii. A Spatial Reorientation's Regime Of The International Space Station

Features of motion of the International space station (ISS) at a mode of spatial reorientation are investigated. The basic mathematical means and example of processing of the telemetric information obtained during controlled turns are presented. The result is precise identification of angular motion's type and control method of turn, and characteristics (numerical values of parameters) of a control algorithm of a station's motion at a regime of a programmed turn are determined also. The calculated space station motion around center of mass during a turns is reconstructed under the telemetry data, and the nominal values of the main specifications of the control system's algorithms are estimated and precised. The absolute conformity of the telemetric data to the motion of a space station according to the known way of the control of a spacecraft turn (the patent of Russian Federation for the invention № 2093433, priority 22.03.94) is revealed.

Для лучшего понимания процессов осуществления динамических операций современных космических аппаратов (КА) и их динамики, а также в целях всесторонней отработки и дальнейшего совершенствования алгоритмов управления движением необходимо проводить обработку и детальный анализ телеметрических измерений, полученных с борта КА в ходе летных испытаний. В статье решается задача восстановления по данным телеизмерений действительного углового движения МКС при выполнении ею пространственных разворотов и определения важнейших численных характеристик этого движения.

Данные измерений и методы их обработки. Решение задачи идентификации по результатам наблюдений очень важно при построении, модификации и контроле функционирования системы управления движением КА, в том числе и пилотируемых орбитальных станций. Обработка данных телеизмерений выполнялась с помощью методики, основанной на идентификации с эталонной моделью [1]. В рамках этой методики измерения по трем каналам управления (по осям Ox , Oy , Oz), выполненные на некотором интервале времени, обрабатываются совместно методом наименьших квадратов (МНК) и решением уравнений движения орбитальной станции относительно центра масс.

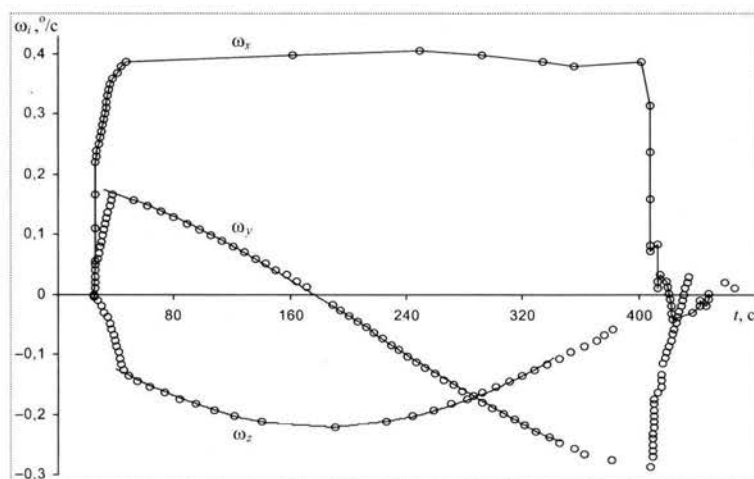


Рис. 1. Графики изменения угловых скоростей МКС

При решении поставленной задачи вводятся новые переменные, такие, чтобы они являлись медленноменяющимися процессами. Принятый вид эталонной модели движения станции относительно центра масс существенно упростил процедуру его восстановления. В результате обработки уточняются параметры математической модели и определяются расчетные значения параметров алгоритма управления. При этом по мере необходимости учитывалась логика работы системы управления, осуществляемая в соответствии с выбранным способом разворота.

В отличие от известных методов восстановления, предусматривающих аппроксимацию опытных данных полиномами или сплайнами, представленная методика решает задачу идентификации в широком смысле [2], так как определяются не только значения коэффициентов аппроксимации, но и структура движения КА вокруг центра масс, непосредственно вид функций, описывающих расчетное изменение параметров углового движения тяжелого КА. Особенностью является и то, что построение номинального движения международной космической станции (МКС) производилось по данным телеизмерений во время управляемого разворота.

Для определения номинального движения МКС использовались только значения вектора абсолютной угловой скорости ω . Информация об ω телеметрируется бортовой системой измерений в виде проекций ω_x , ω_y , ω_z на оси связанной системы координат $Oxuz$, центр которой совпадает с центром масс КА. При развороте происходит управляемое движение КА, которое обеспечивается системой управления ориентацией посредством реактивных исполнительных органов.

Опорной при выполнении данного режима ориентации была инерциальная система координат (ИСК), и

станция до и после разворота стабилизировалась относительно нее. Поэтому перед разворотом и после его окончания угловая скорость ω практически равнялась нулю. Поведение угловых скоростей ω_i ($i = x, y, z$) в процессе разворота показано на рис. 1. Маркеры соответствуют фактически измеренным значениям параметров углового движения. На рис. 1 отчетливо видны основные этапы управления. Как и при любом развороте твердого тела, в данном случае имеются временные участки, на которых все компоненты вектора угловой скорости (а значит, и модуль угловой скорости) возрастают (убывают) по величине одновременно. Это участки разгона (набора скорости вращения) и торможения (гашения угловой скорости до нуля). По продолжительности они гораздо меньше длительности всего разворота.

Интерес представляет отрезок времени между набором угловой скорости и ее гашением. Характер изменения угловых скоростей на этом временном интервале и определяет тип кинематической траектории разворота и соответствующий ему способ управления. В дальнейшем исследование углового движения космической станции будем проводить только на интервале времени между разгоном и торможением (на этапе номинального движения).

При выявлении особенностей углового движения станции в процессе разворота и получении необходимых характеристик учитываются и результаты аналитических исследований. В настоящее время наиболее часто используются три вида программных разворотов КА:

- последовательные плоские повороты КА вокруг связанных осей [3];
- пространственный разворот КА вокруг вектора конечного поворота (эйлеров разворот) [4];
- пространственный разворот КА в форме прецессии твердого тела [5].

В силу своей универсальности последний тип представляет наибольший интерес, хотя в общем случае возможен еще программный разворот КА по траектории свободного движения [6].

Некоторое постоянство продольной составляющей угловой скорости ω_x , с одной стороны, и близкое по виду к гармоническим функциям изменение во времени поперечных угловых скоростей ω_y и ω_z , с другой стороны, дают основание говорить о наличии регулярных свойств, характерных для движения КА в форме прецессии твердого тела вокруг некоторого направления, неподвижного относительно инерциального пространства.

КА вращается одновременно вокруг некоторой неподвижной оси η , составляющей с продольной осью Ox аппарата определенный угол ϑ , и вокруг продольной оси Ox с угловыми скоростями прецессии $\dot{\psi}$ и собственного вращения $\dot{\phi}$ соответственно. Такое движение описывается следующими уравнениями:

$$\begin{aligned}\omega_x &= \dot{\phi} + \dot{\psi} \cos \vartheta; & \omega_y &= \dot{\psi} \sin \vartheta \sin(\dot{\phi}t + \phi_0); \\ \omega_z &= \dot{\psi} \sin \vartheta \cos(\dot{\phi}t + \phi_0).\end{aligned}\quad (1)$$

В модели (1) величины $\dot{\phi}$, $\dot{\psi}$ и ϑ являются медленноменяющимися параметрами. Поэтому применим метод наименьших квадратов с заменой модели с переменными параметрами моделью с кусочно-постоянными параметрами [2]. В этом случае процесс с переменными параметрами на заданном конечном интервале времени может быть с любой степенью точности аппроксимирован процессом с кусочно-постоянными параметрами.

Такая аппроксимация производится путем разбиения заданного интервала на конечное число подынтервалов и заменой переменных параметров внутри каждого подынтервала постоянными, равными любым значениям соответствующих параметров внутри или на границе этих подынтервалов. Введение параметров $\dot{\phi}$, $\dot{\psi}$, ϑ в качестве новых переменных означает, по существу, замену переменных. Разложение вектора абсолютной угловой скорости ω позволило свести задачу идентификации к нахождению таких функций $\dot{\phi}(t)$, $\dot{\psi}(t)$, $\vartheta(t)$, которые наилучшим образом согласуют расчетное (реконструированное) движение вектора $\omega(t) = (\omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t))^T$ с измеренными значениями. Не накладывая неоправданно сильных ограничений на поведение аппроксимирующих функций для угловых скоростей $\omega_i(t)$ ($i = x, y, z$), принимаем их в следующем аналитическом виде:

$$\begin{aligned}\omega_x(t) &= \phi_1 + 2\phi_2 t + 3\phi_3 t^2 + \dot{\psi}_n \cos \vartheta(t); \\ \omega_y(t) &= \dot{\psi}_n \sin \vartheta(t) \sin(\phi_0 + \phi_1 t + \phi_2 t^2 + \phi_3 t^3); \\ \omega_z(t) &= \dot{\psi}_n \sin \vartheta(t) \cos(\phi_0 + \phi_1 t + \phi_2 t^2 + \phi_3 t^3),\end{aligned}\quad (2)$$

где $\phi_0, \phi_1, \phi_2, \phi_3$ — постоянные коэффициенты (причем значения ϕ_2, ϕ_3 малы, поэтому принято $\phi_2 \approx 0, \phi_3 \approx 0$); $\dot{\psi}_n$ — полином (или сплайн), построенный по массивам точек (t_k, ω_{xk}^*) , $(t_j, \omega_{yj}^*, \omega_{zj}^*)$; $\vartheta(t)$ — результирующая кусочно-линейная функция.

Выражения (1) образуют эталонную модель движения КА относительно центра масс в процессе разворота.

Пусть $\omega_i(t)$ — функция расчетного изменения параметра ω_i ; $\omega_i^*(t_j)$ — измеренные значения угловой скорости ($i = x, y, z; j = 1, 2, 3, \dots, N$). Функция $\vartheta(t)$ определяется условием максимального приближения аппроксимирующих функций $\omega_i(t)$ к данным телеметрических измерений угловых скоростей $\omega_i^*(t_j)$. За показатель качества аппроксимации принимаем среднеквадратичную ошибку

$$\sigma^2 = \frac{1}{N_i} \sum_{j=1}^N \{\omega_i(t_j) - \omega_i^*(t_j)\}^2. \quad (3)$$

В соответствии с методом наименьших квадратов коэффициенты аппроксимации $\phi_0, \phi_1, \phi_2, \phi_3$ и функции $\dot{\psi}_n, \vartheta$ выбираются исходя из требования $\sigma \rightarrow \min$. Отличительной особенностью аппроксимации опытных данных совместно с моделью движения (1) или (2) является наличие в явном виде корреляции между функциями $\omega_i(t)$ и наглядный физический смысл коэффициентов аппроксимации. Построение основных характеристик разворота КА оказывается максимально простым:

$$\begin{aligned}\dot{\phi} &= \phi_1 + 2\phi_2 t + 3\phi_3 t^2; \\ \dot{\psi} &= \dot{\psi}_n; & \vartheta &= \vartheta(t); \\ \omega &= \sqrt{(\phi_1 + 2\phi_2 t + 3\phi_3 t^2)^2 + \dot{\psi}_n^2} + 2(\phi_1 + 2\phi_2 t + 3\phi_3 t^2)\dot{\psi}_n \cos \vartheta(t).\end{aligned}$$

Использование оценки (3) (аналога функционала МНК) означает принятие гипотезы, состоящей в том, что ошибки измерения компоненты всех векторов ω_k в системе $Ox\eta z$ являются независимыми случайными величинами с нулевым средним значением и одинаковым стандартным отклонением. Возможные ненулевые систематические ошибки измерителей угловой скорости могут быть учтены в (3) путем добавления к $\omega_i(t)$ неизвестной постоянной величины Δ_i (так называемого "смещения нуля").

Уравнениями (1) обычно описывается программное (расчетное, номинальное) движение КА относительно центра масс, а уравнениями (2) — фактическое его движение в процессе пространственного разворота. В этом состоит основное отличие моделей (1) и (2) (эталонная модель движения в форме (2) более конкретна, она уточняет систему уравнений (1)).

Обработка данных телеизмерений по всем трем каналам управления выполняется совместно по методу наименьших квадратов с помощью идентификации с эталонной моделью [1, 7].

Исследование режима пространственного разворота МКС (связки "Заря—Unity"). Рассмотрим МКС, состоящую из двух первых ее модулей — функционально-грузового блока (ФГБ) "Заря" и американского модуля Unity (Node 1). Телеметрическая информация, принятая во время полета связки в режиме программного разворота, разбивается на информацию с борта ФГБ "Заря" и информацию с борта модуля Node 1.

Информация с борта ФГБ "Заря" представляет собой значения кватерниона, задающего ориентацию станции относительно ИСК, и вектора абсолютной угловой скорости ω . Показания датчиков ориентации интерпретируются в так называемой строительной системе координат Ox_{yz} . Это жестко связанная со станцией правая декартова система координат, оси которой ориентированы следующим образом: ось Ox направлена параллельно продольной оси станции, ось Oz параллельна плоскостям солнечных батарей (оси их вращения) ФГБ "Заря". Ось Oy дополняет систему до правой.

Возьмем, например, разворот МКС, произведенный 18 декабря 1998 г. Данные бортовых измерений угловых скоростей ω_x , ω_y , ω_z представлены рис. 1. Маневр производился на 420-м витке полета ФГБ "Заря". Угол разворота был равен $\alpha = 159,3^\circ$. Управление разворотом осуществлялось средствами ФГБ "Заря", а параметры требуемой ориентации задавались относительно ИСК. Конфигурация МКС в виде связки двух первых ее элементов близка к симметричной, и в первом приближении можно пренебречь возможным несовпадением главных центральных осей эллипсоида инерции со строительными осями станции (угловое рассогласование осей не превышает $2,8^\circ$). Элементы тензора инерции такой связки ($\text{кг}\cdot\text{м}^2$) имеют следующие значения:

$$J_{xx} = 96018; \quad J_{yy} = 1294507; \quad J_{zz} = 1284516;$$

$$J_{xy} = 59804; \quad J_{yz} = 230,4; \quad J_{xz} = 398,3.$$

При выполнении данного режима ориентации опорной была инерциальная система координат, а сама станция (связка "Заря—Unity") до и после разворота стабилизировалась относительно нее. Поэтому перед разворотом и после его окончания угловая скорость равнялась нулю.

Измеренные значения разных компонент вектора ω абсолютной угловой скорости связки регистрируются независимо друг от друга и поэтому могут приходиться на разные моменты времени (что чаще всего и происходит). Множество включенных в обработку из-

мерений обозначим $t_i^{(k)}, \omega_i^{(k)}$ ($i = x, y, z; k = 1, 2, \dots, N$), где $\omega_i^{(k)}$ — результат измерения компоненты ω_i вектора ω в момент времени $t_i^{(k)}$ ($t_i^{(k)} < t_i^{(k+1)}$).

Начало и конец интервала обработки не должны попадать на участки разгона и торможения (совокупность отобранных для реконструкции углового движения связки "Заря—Unity" измерений приходится на моменты времени, не выходящие за границы отрезка $[t_p, t_r]$). Полагаем $\min t_i^{(1)} \geq t_p, \max t_i^{(N)} \leq t_r$ ($i = x, y, z$), где t_p — время окончания участка разгона; t_r — время начала торможения.

Функционал метода наименьших квадратов формируется на основании следующей гипотезы: систематические ошибки в измерениях компоненты ω_i одинаковы и равны Δ_i ($i = x, y, z$), а случайные ошибки в измерениях всех компонент независимы и имеют одинаковое нормальное распределение с нулевым средним значением и стандартным отклонением σ . Оптимизируемый функционал имеет вид

$$F = \sum_{i=1}^N \sum_{k=1}^N \{ \omega_i^{(k)} - \omega_i^{(0)} [t_i^{(k)}] \}^2,$$

где $\omega_i^{(0)}(t) = \omega_{ip}(t) + \Delta_i$; $\omega_{ip}(t)$ — расчетные значения вектора абсолютной угловой скорости ω .

Задача идентификации и восстановления вращательного движения МКС сводится к минимизации указанного функционала F по параметрам алгоритма управления разворотом ϕ, ψ, θ и неизвестным величинам Δ_i . Границы обрабатываемого интервала определяются соотношениями: $t_B = \min t_i^{(1)}; t_E = \max t_i^{(N)}$ ($i = x, y, z$).

Выбор эталонной модели. Так как множество способов разворота КА конечно и невелико, то модель углового движения и вид аппроксимирующих функций $\omega_i(t)$ могут быть определены сопоставлением типовых форм изменения угловых скоростей ω_i с фактическим материалом результатов телеизмерений.

На рис. 1 представлена динамика изменения компонент вектора ω в связанной системе координат Ox_{yz} . Качественный анализ значений угловых скоростей (приблизительное постоянство продольной угловой скорости ω_x и незначительное изменение величины поперечной угловой скорости $\omega_n = \sqrt{\omega_y^2 + \omega_z^2}$) позволяет предположить, что рассматриваемый разворот МКС совершался в форме регулярной прецессии. В качестве эталонной модели движения КА относительно центра масс принимаем модель движения (1), в которой полагаем $\dot{\phi} \approx \text{const}; \dot{\psi} \approx \text{const}$. Параметры номинального

движения КА относительно центра масс находятся из соотношений

$$\dot{\varphi} = \sqrt{(\dot{\omega}_y^2 + \dot{\omega}_z^2) / (\omega_y^2 + \omega_z^2)}; \quad \dot{\psi} = \sqrt{(\omega_x - \dot{\varphi})^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2};$$

$$\vartheta = \arctg[\sqrt{\omega_y^2 + \omega_z^2} / (\omega_x - \dot{\varphi})].$$

Определение вращательного движения МКС на отрезке $[t_B, t_E]$ состоит в нахождении решения уравнений (1) и таких параметров модели движения (эталонной модели), которые позволяют наилучшим образом в смысле метода наименьших квадратов согласовать измеренные (пересчитанные по телеметрической информации) и расчетные значения компонент ω_i ($i = x, y, z$).

Описание углового движения твердого тела переменными $\dot{\varphi}, \dot{\psi}, \vartheta$ (вместо $\omega_x, \omega_y, \omega_z$) удобно не только с математической точки зрения. Поведение элементов $\dot{\varphi}, \dot{\psi}$ и ϑ полностью определяет характер движения станции вокруг центра масс. Оно позволяет выявить наличие (или отсутствие) регулярных свойств наблюдаемого движения МКС около центра масс. Поэтому принципиально важно достоверно и точно оценить изменение по времени параметров $\dot{\varphi}, \dot{\psi}, \vartheta$ в процессе разворота связки "Заря–Unity". Другими словами, необходимо определить действительное движение вектора абсолютной угловой скорости ω в переменных $\dot{\varphi}, \dot{\psi}, \vartheta$ косоугольной системы координат по измерениям $\omega_x^{(k)}, \omega_y^{(k)}, \omega_z^{(k)}$ того же вектора ω на оси прямоугольной связанной системы координат $Oxyz$.

Характер изменения угловых скоростей ω_i и переменных $\dot{\varphi}, \dot{\psi}, \vartheta$ явно указывает на то, что фактическое движение связки "Заря–Unity" вокруг центра масс происходило в форме прецессии твердого тела. Действительное вращение связки "Заря–Unity" может быть описано математической моделью (2), в которой переменные $\omega_i(t)$ ($i = x, y, z$) являются проекциями вектора угловой скорости ω на оси системы $Oxyz$.

Результаты обработки измерительной информации. Обработка данных измерений проводилась методом обучающих моделей (одним из наиболее простых, гибких и универсальных методов идентификации).

Анализ телеметрической информации показывает, что в данном случае на этапе между набором и гашением угловой скорости имело место вращение связки в форме прецессии твердого тела вокруг некоторого направления, неподвижного в инерциальном пространстве. За эталонную модель были приняты выражения (1). При аппроксимации измеренных значений угло-

вых скоростей связки выражениями (1) допускалось, что значения параметров $\dot{\varphi}, \dot{\psi}, \vartheta$ могут и не быть постоянными. Причем исходный процесс с переменными параметрами $\dot{\varphi}, \dot{\psi}, \vartheta$ на заданном конечном интервале времени аппроксимируется процессом с кусочно-постоянными параметрами с любой степенью точности путем разбиения заданного интервала обработки на конечное число подынтервалов и замены переменных параметров $\dot{\varphi}, \dot{\psi}, \vartheta$ внутри каждого подынтервала постоянными, равными любым значениям этих же параметров внутри рассматриваемых подынтервалов или на их границе [2].

Построение действительного движения связки около центра масс на отрезке $t_B \leq t \leq t_E$ состоит в нахождении параметров и решении системы (2), доставляющих минимум функционалу F , в котором $\omega_i^{(k)}$ – рассчитанные по телеметрической информации значения компонент вектора ω угловой скорости связки в моменты времени t_k ($k = 1, 2, \dots, N$), $t_1 < t_2 < \dots < t_N$; $\omega_i(t)$ – значения этих же компонент на отрезке $[t_B, t_E]$, вычисленные вдоль решения системы (2).

В результате решения задачи по минимизации оптимизируемого функционала F получили следующие численные значения основных характеристик углового движения связки (расчетные значения параметров алгоритма управления):

$$\dot{\psi} = 0,2173 \text{ } ^\circ/\text{с}; \quad \dot{\varphi} = 0,389 \text{ } ^\circ/\text{с};$$

$$\vartheta = 87,8^\circ; \quad \omega = 0,451 \text{ } ^\circ/\text{с}.$$

По результатам обработки информации об угловых скоростях реконструировано номинальное движение связки относительно центра масс в процессе пространственного разворота. Программные угловые скорости $\omega_p(t)$ связки "Заря–Unity", восстановленные в процессе решения задачи идентификации углового движения, могут быть записаны в аналитическом виде:

$$\omega_x(t) = 0,389 + 0,2173 \cos \vartheta(t);$$

$$\omega_y(t) = 0,21714 \sin(0,389t - 69^\circ);$$

$$\omega_z(t) = 0,21714 \cos(0,389t - 69^\circ).$$

На рис. 1 маркерами обозначены данные измерений соответствующих параметров движения, а сплошные линии соответствуют расчетным их значениям, полученным в предположении, что МКС совершает разворот по способу, изложенному в [5], с номинальными значениями параметров алгоритма управления разворотом $\dot{\varphi}, \dot{\psi}, \vartheta$, которые приведены выше.

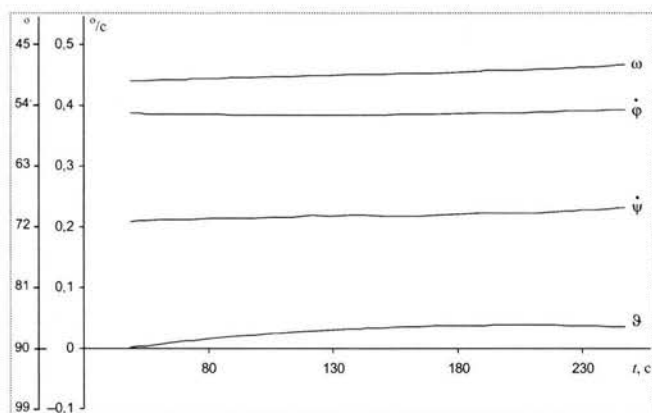


Рис. 2. Графики изменения параметров углового движения МКС (связки "Заря-Unity")

Как видно из рис. 1, согласие довольно хорошее, хотя и не был учтен перекося строительных осей относительно главных центральных осей инерции орбитальной связи. Степень приближения аппроксимирующих функций $\omega_i(t)$ к зарегистрированным значениям угловых скоростей характеризуется ошибкой аппроксимации σ , величина которой составила $\sigma = 0,0015$ °/с. Критерием адекватности принятой эталонной модели наблюдаемому движению КА является условие $\sigma \leq \Delta\omega$, где $\Delta\omega$ – суммарная ошибка, вызванная ошибкой измерения и ошибкой системы ориентации. Предполагалось, что

$$\omega_{\text{и}} = \omega_{\text{ф}} + \Delta\omega_{\text{и}} = \omega_{\text{р}} + \Delta\omega_{\text{о}} + \Delta\omega_{\text{и}} = \omega_{\text{р}} + \Delta\omega,$$

где $\Delta\omega = \Delta\omega_{\text{о}} + \Delta\omega_{\text{и}}$; $\omega_{\text{и}}$ – измеренное значение телеметрируемого параметра; $\omega_{\text{р}}$ – расчетное (требуемое) значение параметра; $\omega_{\text{ф}}$ – фактическое значение физической величины; $\Delta\omega_{\text{и}}$ – ошибка измерения; $\Delta\omega_{\text{о}}$ – ошибка системы ориентации (погрешность обработки требуемой величины угловой скорости).

Учитывая, что для российского модуля "Заря" согласно заданным техническим требованиям погрешность $\Delta\omega = 0,01$ °/с, получаем подтверждение принятого закона движения: $\sigma < \Delta\omega$ (максимальная ошибка управления $\Delta = \max_{i,k} |\omega_i(t_i^{(k)}) - \omega_i^{(k)}|$ не превысила 0,003 °/с). Следовательно, эталонная модель движения (1) была выбрана верно.

На рис. 2 представлено фактическое изменение оцениваемых переменных $\dot{\phi}, \dot{\psi}, \omega, \theta$ (без учета наличия ошибок измерения, т.е. считалось $\Delta\omega_{\text{и}} = 0$ при $\omega_{\text{ф}} = \omega_{\text{и}}$) в процессе разворота МКС (связки "Заря-Unity"). Незначительное их отклонение от требуемых значений вызвано неидеальностью системы управления.

Мерой непостоянства контролируемого параметра P принято считать относительное отклонение δP от его среднего значения $\bar{P}$:

$$\delta P = \Delta P / \bar{P},$$

где ΔP – амплитуда абсолютного отклонения параметра P от $\bar{P}$.

Постоянной считается величина, удовлетворяющая неравенству

$$P_{\text{max}} - P_{\text{min}} \leq 0,05 |P_{\text{max}} + P_{\text{min}}|,$$

где $P_{\text{max}} = \max P(t)$; $P_{\text{min}} = \min P(t)$.

В принятых обозначениях имеем следующие показатели качества реализации способа управления разворотом (по результатам обработки имеющейся телеметрической информации связи "Заря-Unity"):

$$\delta\dot{\psi} = 0,037; \delta\omega = 0,024; \delta\dot{\phi} < 0,006.$$

Полученные результаты позволяют считать удачным выбор эталонной модели управляемого движения МКС в составе состыкованных ФГБ "Заря" и модуля Unity в форме (2).

Искомые значения коэффициентов аппроксимации получились следующими:

$$\begin{aligned} \phi_0 &= -67,853^\circ; \quad \phi_1 = 0,3685 \text{ } ^\circ/\text{с}; \\ \phi_2 &= 1,298 \cdot 10^{-4} \text{ } ^\circ/\text{с}^2; \quad \phi_3 = -2 \cdot 10^{-7} \text{ } ^\circ/\text{с}^3. \end{aligned}$$

Представленные результаты обработки измерительной информации об угловых скоростях связи "Заря-Unity" позволяют сделать вывод о том, что разворот ФГБ "Заря" вместе с американским модулем Unity был реализован по способу, изложенному в [5], в форме прецессии твердого тела вокруг некоторого направления, неподвижного в инерциальном пространстве. Диапазон изменения параметров $\dot{\phi}, \dot{\psi}, \omega$ невелик, поэтому можно говорить об их незначительных колебаниях, которыми можно пренебречь.

Критерием достоверности идентификации типа разворота КА как прецессии твердого тела вокруг некоторого неподвижного в пространстве направления η с постоянными угловыми скоростями $\dot{\psi}$ и $\dot{\phi}$ являются условия

$$\delta\dot{\phi} \leq 0,05; \quad \delta\dot{\psi} \leq 0,05; \quad \delta\omega \leq 0,05 \quad (4)$$

на интервале времени продолжительностью $t_{\text{н}}$, причем $t_{\text{н}} \geq (T - \tau_{\text{р}} - \tau_{\text{т}})/2$. Здесь $t_{\text{н}}$ – время наблюдения; T –

общее время разворота; τ_p , τ_t — длительности участков разгона и торможения соответственно.

Все показатели $\delta\dot{\varphi}$, $\delta\dot{\psi}$, $\delta\dot{\omega}$ удовлетворяют требованиям (4), следовательно, разворот МКС осуществлялся по способу, изложенному в [5], с параметрами движения, близкими к расчетным.

Таким образом, в процессе обработки измерительной информации реконструировано расчетное движение МКС вокруг центра масс и найдены номинальные значения параметров алгоритма управления разворотом $\dot{\varphi}$, $\dot{\psi}$, $\dot{\omega}$. Построены зависимости контролируемых параметров $|\omega(t)|$, $\dot{\varphi}(t)$, $\dot{\psi}(t)$, $\dot{\omega}(t)$ как функции времени (фактические их значения в процессе разворота). Даны оценки точности их поддержания на заданном уровне и установлены численные значения показателей качества управления ориентацией станции в режиме программного разворота.

Подводя итоги проведенных исследований, приходим к однозначному выводу: пространственные развороты МКС реализуются в виде регулярной прецессии вокруг некоторого неподвижного в инерциальном пространстве направления с параметрами движения, близкими к расчетным [5]. Угловые скорости $\dot{\varphi}$, $\dot{\psi}$, $\dot{\omega}$ постоянны, а угол нутации θ практически не меняется. Приведенные ранее величины $\dot{\varphi}$, $\dot{\psi}$, $\dot{\omega}$ являются оценками номинальных (настроечных) значений параметров закона управления разворотом МКС.

Итак, детальное исследование режима пространственной переориентации МКС по телеметрической информации об ее угловом движении позволило решить две основные задачи:

- восстановление по результатам телеизмерений номинального движения вектора угловой скорости, формируемого в соответствии с реализуемым системой управления способом;

- идентификация способа управления разворотом КА, в том числе определение закона движения вектора расчетной угловой скорости в процессе разворота и численных значений параметров алгоритма управления, определяющих это движение.

Развитие метода обучающихся моделей позволило реконструировать программное движение станции в режиме управляемого пространственного разворота и достоверно идентифицировать способ, которым осуществлялось управление разворотом. Описанная методика дает возможность надежно определять численные значения параметров алгоритма управления разворотом и получать количественные оценки показателей

качества отработки системой управления данного режима ориентации.

Результаты математической обработки телеметрической информации убедительно доказывают, что при разворотах МКС был использован перспективный способ [5]. Обнаружено абсолютное соответствие данных измерений движению МКС по этому способу управления разворотом. Весь процесс разворота МКС включает следующие основные этапы: разгон, вращение с постоянной по величине угловой скоростью, торможение. Причем движение МКС на основном участке разворота (между разгоном и торможением) происходит в виде одновременного вращения вокруг некоторой неподвижной в инерциальном пространстве оси, составляющей с продольной осью расчетный угол θ , и вокруг продольной оси КА с постоянными угловыми скоростями прецессии $\dot{\psi}$ и собственного вращения $\dot{\varphi}$.

Управление разворотом МКС осуществлялось посредством реактивных двигателей, которые работают в импульсном режиме. Из-за этого неизбежно появление ошибок отработки системой управления расчетных угловых скоростей. Оценки показывают, что отклонения фактических угловых скоростей от расчетных, вызванные нелинейностью исполнительных органов, достигают 0,003...0,005 °/с. По этой причине все невязки между реконструированными функциями угловых скоростей и их телеметрируемыми значениями, не превышающие этой величины, справедливо могут быть отнесены к ошибкам исполнения двигателями ориентации управляющих команд. Практически важным является точное определение численных значений параметров алгоритма управления программным разворотом МКС.

Список литературы

1. **Справочник** по теории автоматического управления / под ред. А.А. Красовского. М.: Наука, 1987.
2. **Летные** испытания ракет и космических аппаратов / под ред. Е.И. Криецкого. М.: Машиностроение, 1979.
3. **Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н.** Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974.
4. **Алексеев К.Б.** Экстенсивное управление ориентацией космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1977.
5. **Левский М.В.** Способ управления разворотом КА. Пат. РФ № 2093433 // Бюллетень "Изобретения. Заявки и патенты". 1997. № 29.
6. **Левский М.В.** Оптимальное управление пространственным разворотом КА // Космические исследования. 1995. Т. 33. Вып. 5. С. 498–502.
7. **Сейдж Э.П., Мелса Дж.Л.** Идентификация систем управления. М.: Наука, 1974.



БАЗЛЕВ
Дмитрий Анатольевич —
доцент кафедры
Московского авиационного
института, кандидат техн.
наук



БОНИН
Александр Сергеевич —
ведущий научный сотрудник
ФГУ "ЗО ЦНИИ" Минобороны
России, кандидат техн.
наук

Влияние технических решений на тактические приемы и эффективность применения перспективных легких самолетов-штурмовиков

Д.А. Базлев, А.С. Бонин

В статье анализируется влияние технических решений, положенных в основу концепции перспективных легких самолетов-штурмовиков, на эффективность их применения в составе авиационного комплекса. Особое внимание уделяется поиску компромисса, допускающего возможность снижения требований к бортовому радиоэлектронному оборудованию за счет повышения маневренных характеристик самолета с сохранением показателей эффективности авиационного комплекса.

D.A. Bazlev, A.S. Bonin. Influence Of New Technologies On Tactics, Effectiveness Of Future Light Attack Aircraft

The article gives an account of possible influence the technologies, laid in the groundwork of the development of new generation light attack aircraft, exert on their aircraft combat effectiveness. Special attention is placed on finding the consensus that would make it possible to step down the requirements for aircraft avionics and increase aircraft's agility, its combat effectiveness unchanged.

Основными чертами современных войн, оказывающими определяющее влияние на характер требований, предъявляемых к перспективным легким самолетам-штурмовикам (СШ) и их вооружению, являются:

широкое использование новых форм и способов применения сил и средств вооруженной борьбы;

применение новейших высокоэффективных систем вооружения и военной техники;

высокая вероятность эскалации вооруженной борьбы, расширение номенклатуры применяемых средств;

участие в войне наряду с регулярными нерегулярных вооруженных формирований, преимущественно ведущих диверсионные и террористические действия;

ведение боевых действий в условиях огневого, помехового, информационного противодействия противника на высокоурбанизированной местности.

Приведенные особенности ведения современных войн обуславливают особые тактико-технические требования к перспективным легким СШ:

избирательное поражение объектов во всех условиях боевого применения;

нанесение максимального ущерба противнику при минимальных собственных потерях;

огневое и информационное взаимодействие с формированиями противовоздушной обороны (ПВО), системами вооружений и другими силами и средствами;

автономность действий, повышение эксплуатационной технологичности и оперативности применения;

минимальная зависимость от состава и состояния аэродромной сети;

снижение загрузки летчика в процессе выполнения боевого задания.

Реализация данных требований направлена на повышение эффективности действия подразделений и частей, вооруженных самолетами-штурмовиками, и может быть

обеспечена благодаря глубокой модернизации СШ строя, а также созданию перспективных легких СШ нового поколения.

При проведении анализа влияния технических решений, лежащих в основе модернизации СШ строя и разработки перспективного СШ, на эффективность применения этих самолетов рассмотрим прежде всего понятия боевое свойство авиационного комплекса (АК) и тактический прием.

Боевое свойство АК — устойчивый обобщенный признак, характеризующий способность АК выполнять определенные боевые функции, направленные на достижение его целевого предназначения.

Тактический прием — действия экипажей, подразделений в воздухе, направленные на наиболее полное реализацию боевых возможностей АК и использование обстановки с целью нанесения противнику максимального ущерба и исключения собственных потерь.

АК независимо от целевого предназначения обладает четырьмя боевыми свойствами:

огневой мощью (для ударных АК) — способностью наносить противнику ущерб;

выживаемостью — способностью выполнять задачи в условиях огневого противодействия противника;

оперативностью — способностью выполнять задачи в требуемое время;

применимостью — способностью решать задачи в любое время суток в различных физико-географических, помеховых и метеорологических условиях.

Каждое боевое свойство характеризуется определенным перечнем тактико-технических характеристик, непосредственно влияющих на эффективность АК:

огневая мощь — массой боевой нагрузки, количественно-качественным составом и характеристиками применяемых средств поражения;

выживаемость — средствами повышения боевой живучести, составом и характеристиками средств радиоэлектронного подавления, маневренными и скоростными характеристиками;

оперативность — взлетно-посадочными, эксплуатационными (временем подготовки к вылету) и летными характеристиками;

применимость — характеристиками бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) (бортовой радиолокационной станции, оптико-электронной обзорно-прицельной системы), навигационной системы, тактического радиусом действия.

Конкретное боевое свойство оценивается соответствующим показателем:

огневая мощь — ущербом, наносимым противнику;

выживаемость — собственными потерями в ходе выполнения боевого задания;

оперативность — временем выполнения боевого задания;

применимость — вероятностью выполнения предстоящего задания, готовностью к его выполнению.

Модернизация СШ направлена на увеличение значений показателей боевых свойств, что приводит к повышению эффективности самолета. Боевая мощь может быть повышена за счет увеличения массы боевой нагрузки, расширения номенклатуры применяемых управляемых средств поражения, улучшения точностных характеристик стрельбы и бомбометания; выживаемость — за счет установки комплекса радиоэлектронного подавления; применимость — за счет установки бортовой радиолокационной станции и оптико-электронной обзорно-прицельной системы, что обеспечит круглосуточность и всепогодность боевого применения СШ, и увеличения тактического радиуса (благодаря установке более экономичного и легкого двигателя). Оперативность модернизируемого СШ при этом несколько снизится.

В целом модернизация самолета может обеспечить прирост эффективности по отношению к СШ строя в 1,5...1,7 раза, в том числе и за счет применения новых тактических приемов.

Следует отметить, что рост значений некоторых характеристик дает двойной эффект: с одной стороны, увеличивается целевая функция данного свойства, с другой — уменьшаются значения показателей других свойств. Например, увеличение массы боевой нагрузки приводит к увеличению ущерба, наносимого противнику в вылете, а с другой стороны, к увеличению времени подготовки к вылету и ухудшению летно-технических характеристик. Увеличение скорости полета позволяет уменьшить собственные потери, но в то же время ухудшается точность бомбометания и т.д.

Таких противоречий достаточно много, и должен существовать порог для значений характеристик, при превышении которого их дальнейшее увеличение для данного типа АК не приводит к росту его эффективности. Пороговые значения задаются исходя из целевого предназначения АК на этапе разработки тактико-технического задания на его создание или в процессе модернизации.

Возникает вопрос, возможно ли, улучшая одни характеристики (в частности, маневренные характеристики СШ), снизить требования к другим характеристикам (БРЭО), сохраняя при этом показатели эффективности АК? И вообще, существует ли компромисс между характеристиками? В принципе улучшение тех и других характеристик направлено на повышение боевой эффективности АК, но стоимость их реализации существенно различна. Рассмотрим возможные варианты решения данной проблемы.

Маневренные характеристики самолета зависят от конструктивно-компоновочной схемы АК. Повышенные характеристик БРЭО — это новые элементная база, технология и программное обеспечение, космическая навигация и другие весьма дорогостоящие элементы.

Маневренные возможности СШ при действиях по наземным целям реализуются на всех этапах боевого вылета: от взлета до посадки, однако наиболее полно — на этапе преодоления противодействия средств ПВО противника и в районе цели (объекта удара).

БРЭО призвано скорейшим и наивыгоднейшим образом обеспечить вхождение АК в зону применения средств поражения по заданной цели, т.е. его возможности реализуются на более ранних этапах выполнения боевого задания (полет по маршруту, выход в район цели, ее обнаружение, распознавание, определение координат).

Компромисс может обеспечиваться определением такого этапа полета, где маневренные характеристики непосредственно взаимосвязаны с характеристиками БРЭО, т.е. области, в которой маневренные характеристики могут в какой-то степени компенсировать характеристики БРЭО и наоборот. Таким этапом являются действия перед непосредственным применением средств поражения.

Для того чтобы перспективный легкий СШ был конкурентоспособным по отношению к модернизируемому более тяжелому СШ (типа Су-25), он должен обладать определенными уникальными качествами. Совершенно очевидно, что возможности тяжелого СШ по составу оборудования (БРЭО) и вооружения более предпочтительны. Он будет обладать более высокими показателями по огневой мощи и применимости.

Если условно принять, что состав и характеристики БРЭО рассматриваемых СШ идентичны, то параметры тактических приемов в основном будут зависеть от маневренных возможностей самолетов.

Перспективный легкий СШ будет обладать более высокими маневренными возможностями благодаря реализации на нем совокупности новых технических решений, в частности нетрадиционной конструктивно-аэродинамической схемы:

наличия вертикального заднего и переднего горизонтального оперения с отклоняющимися регуляторами, что позволяет осуществлять непосредственное управление боковой силой (НУБС);

тандемного расположения крыльев с увеличенным числом многофункциональных рулевых поверхностей на переднем и заднем крыльях, что позволяет реализовать непосредственное управление подъемной силой самолета (НУПС).

Все это обеспечивает дополнительную перегрузку в вертикальной плоскости, равную 3,0 (за счет НУПС), и в горизонтальной плоскости — 0,3 (за счет НУБС), а также возможность полета с отклонением продольной оси фюзеляжа.

Системы НУБС и НУПС образуют единую систему непосредственного управления аэродинамическими силами (НУАС), которая позволяет реализовать более высокие маневренные характеристики, обеспечивает полет по нестандартным траекториям и возможность строить нетиповой пространственный маневр исходя из сложившейся обстановки.

Использование на перспективном СШ системы НУАС делает возможным применение новых по отношению к самолетам обычной схемы тактических приемов атак наземных объектов, обеспечивающих существенное повышение эффективности.

Сравнительная оценка эффективности СШ обычной схемы и с НУАС показала следующее:

применение НУАС может обеспечить повышение точностных характеристик стрельбы и бомбометания в 1,3...1,5 раза, что приведет к увеличению эффективности поражения наземных целей в 1,7...2 раза;

изменение параметров традиционных тактических приемов, реализуемых при атаке наземных целей, в частности изменение их пространственно-временных характеристик, а также применение новых тактических приемов на основе использования НУАС приведет к снижению потерь самолетов в вылете на 20...25 %.

Рассмотрим некоторые новые тактические приемы, которые могут применяться перспективными легкими СШ при решении ударных задач с использованием системы НУАС.

Атака с горизонтального полета (рис. 1). Наклон продольной оси самолета при использовании НУПС существенно увеличивает предельный угол обзора в передней полусфере в направлении вперед-вниз и вбок-вниз, что позволяет:

увеличить время боевого контакта с целью на 4...6 с;

существенно увеличить площадь, просматриваемую из передней полусферы;

применять в одном заходе более двух боеприпасов по одной цели;

упростить атаку цели в ограниченно сложных метеоусловиях.

Преимущество данного способа атаки СШ с НУПС по сравнению с обычным самолетом заключается в более эффективном (в 2,5...3 раза) применении средств поражения, особенно неуправляемых ракет и пушечного вооружения.

Все это в совокупности приводит к повышению эффективности действий СШ.

Атака колонны бронетехники на марше со скольжением с применением НУБС (рис. 2) — делает возможным поражение нескольких объектов из состава колонны бронетехники, движущейся перпендикулярно полету самолета, с применением неуправляемых средств поражения.

Преимущество: число пораженных целей при таком способе атаки СШ с НУБС по сравнению с обычным самолетом увеличивается в 3...3,5 раза.

Атака в пересеченной местности с использованием НУАС (рис. 3) — осуществляется на предельно малой высоте $H_{\min}$ в целях снижения собственных потерь и обеспечения внезапного выхода на цель в пересеченной местности. Перед атакой подлет к цели осуществляется без изменения угла тангажа, а для набора необходимой для атаки цели высоты используется НУПС.

По отношению к традиционным способам атаки данный тактический прием обеспечивает повышение эффективности применения средств поражения и снижение собственных потерь.

Атака колонны на марше парой СШ с расхождением и применением НУБС и НУПС (рис. 4). Атака колонны выполняется парой СШ с началом выполнения маневра в точке боевого расхождения (ТБР). Ведущий после выполнения восходящего маневра переходит в режим НУПС. Ведомый выполняет атаку в режиме НУБС. Такой маневр обеспечивает более эффективное применение различных средств поражения по нескольким целям и внезапность атаки, особенно при использовании способа боевых действий "охота".

Применение данного тактического приема повышает эффективность действий средств поражения по отношению к СШ обычной схемы в 2...2,5 раза.

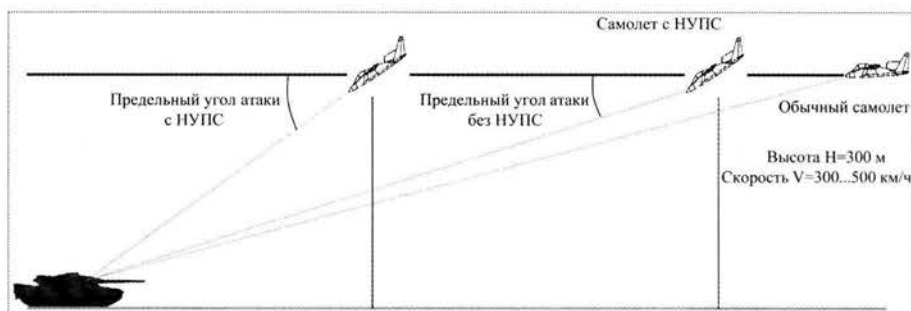


Рис. 1. Атака с горизонтального полета

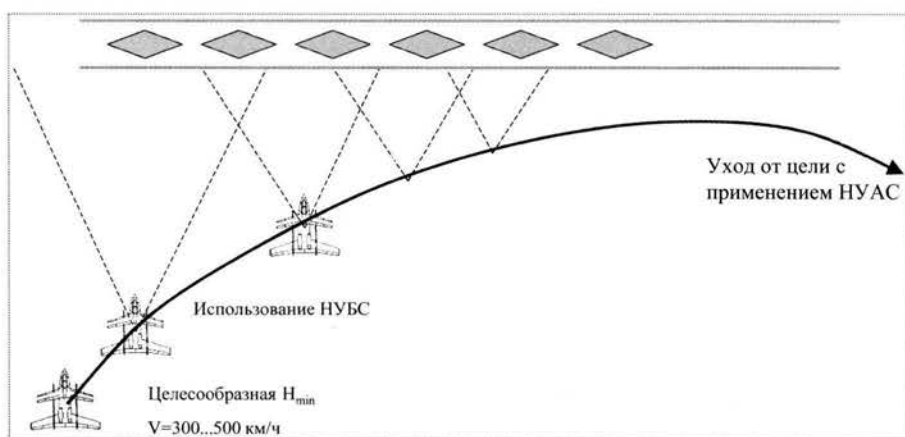


Рис. 2. Атака колонны на марше с применением НУБС

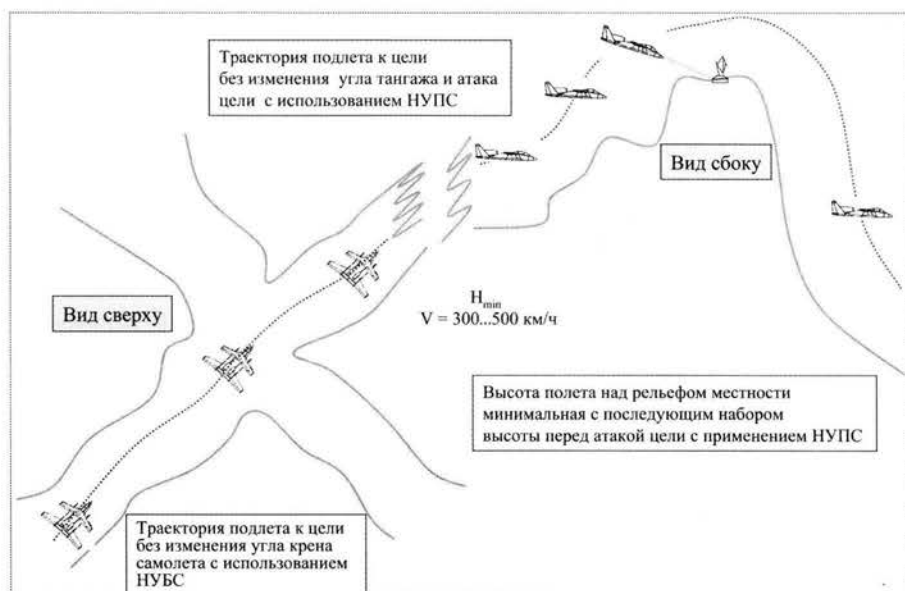


Рис. 3. Атака цели в пересеченной местности с использованием НУАС

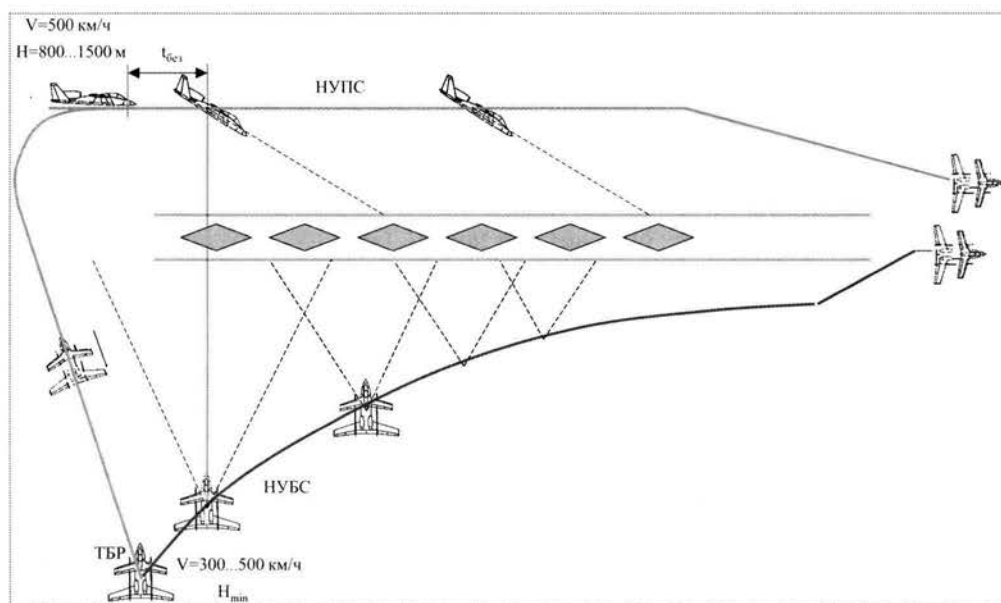


Рис. 4. Атака колонны на марше парой СШ с расхождением и применением НУПС и НУБС

Маневр пары СШ при преодолении ПВО на маршруте полета с использованием НУАС (рис.5). Системы НУБС и НУПС образуют единую систему НУАС, обеспечивающую большие дополнительные перегрузки ($n_y = 3$, $n_z = 0,3$) или ускорения (30 м/с^2 и 3 м/с^2 соответственно), что позволяет значительно увеличить маневренные возможности самолета, обеспечивает полет по нестандартным траекториям, делает возможным построение пространственного маневра исходя из сложившейся тактической обстановки.

Все это в целом обеспечивает уменьшение собственных потерь при полете по маршруту к объектам действий в 1,5...1,7 раза.

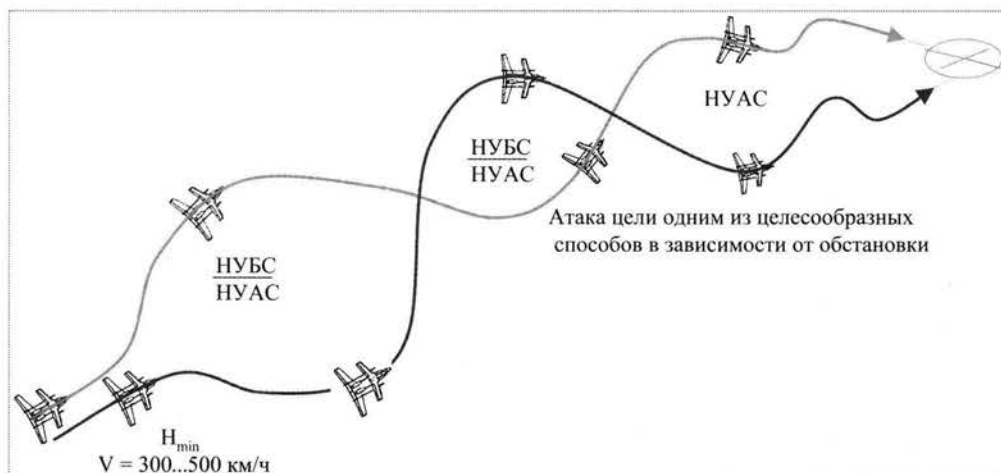


Рис. 5. Маневр пары СШ при преодолении ПВО на маршруте полета с использованием НУАС (вариант)

В заключение можно сделать следующие выводы.

1. Новые технические решения, заложенные в концепции перспективного легкого СШ — возможность перемещения в горизонтальной плоскости без изменения угловых положений — позволяют реализовать новые тактические приемы, направленные на повышение эффективности применения средств поражения, вероятности преодоления ПВО противника.

2. Модернизация СШ не предусматривает улучшение их маневренных характеристик, а направлена на расширение состава и улучшение

характеристик БРЭО, комплекса вооружения (расширение номенклатуры управляемых средств поражения) и обороны, что приведет к повышению эффективности в 1,5...1,7 раза, в том числе благодаря использованию новых тактических приемов, определяемых только составом и характеристиками БРЭО.

3. Перспективный легкий СШ, имея практически тот же состав комплекса бортового оборудования, меньшие массу боевой нагрузки и номенклатуру применяемых управляемых средств поражения, но обладая уникальными маневренными возможностями вследствие лучших точностных характеристик стрельбы и бомбометания и использования новых тактических приемов (что

приведет к увеличению ущерба, наносимого противнику, и снижению собственных потерь), лучшей оперативностью, в целом будет превосходить модернизируемый СШ.

4. По критерию эффективность—стоимость группировки превосходство перспективного легкого СШ по отношению к модернизируемому СШ будет еще более ощутимым вследствие более высокой эффективности и меньшей стоимости разработки и эксплуатации.

УДК 629.78

Оперативная стереосъемка космическими аппаратами оптико-электронного наблюдения

А.Г. Астафьев, В.М. Крошин

Рассмотрены принципы построения космических аппаратов оптико-электронного наблюдения, способных оперативно производить стереосъемку земной поверхности. Проведена оценка погрешностей фотограмметрических построений, возникающих при ошибках стабилизации углового движения КА во время съемки.

Astafev A.G., Kroshin V.M. Operational Stereo Imaging By Optoelectronic Supervision Spacecraft

The construction principles of optoelectronic supervision spacecraft realizing an earth surface stereo survey operatively are shown. The errors estimation of photogrammetric constructions are stipulated by stabilization errors of angular motion is made.

Детальность изображений земной поверхности, получаемых с помощью оптико-электронной аппаратуры с орбит ИСЗ, достигла к настоящему времени уровня, позволяющего рассматривать космические средства вполне конкурентоспособными в производстве топографической съемки. При этом преимущество космических средств перед авиационными средствами заключается в оперативности и легкости доступа к районам съемки вне зависимости от их географического расположения, характера местности и природных условий в районах съемки.

Основным препятствием, нарушающим регулярность спутникового наблюдения в оптическом диапазоне электромагнитных волн, является облачность (например, на средних северных широтах в континентальных районах среднестатистическое количество ясных дней в течение года составляет 24...54 %). Сезонные изменения растительного покрова, гидрографии, появление снежного покрова зимой также препятствуют съемке либо затрудняют ее.

Эффективно и в приемлемые сроки топографическая съемка может быть выполнена только в полосе обзора с шириной, обеспечивающей повторяемость прохода КА над районом наблюдения. Кроме того, она должна проводиться только с синхронной солнечной орбиты, поскольку необходимо сохранить условия солнечной освещенности и направления теней в приемлемых пределах.

Основным условием при выборе орбиты топографической съемки становится обеспечение оперативности ее выполнения за несколько суток. Здесь ограничивающим фактором является угол обзора, предельное значение которого не должно превышать 60° (с его увеличением возрастают ошибки фотограмметрических построений).

Приемлемая оперативность проведения съемки обеспечивается на высотах 780...810 км (табл. 1).

Детальность и измерительные свойства изображений местности, получаемых с помощью оптико-электронной аппаратуры, должны удовлетворять требованиям точности составляемых по ним топографических документов. На крупномасштабных топографических картах (масштабы 1:10 000 — 1:50 000) должны быть отображены рельеф, виды растительного покрова, грунтов, а также все предметы, имеющие размер более одного метра. Измерительные свойства изображений местности должны преобразовываться в цифровые ортонормированные изображения. При этом относительные ошиб-



АСТАФЬЕВ
Анатолий Григорьевич —
начальник сектора ФГУП
"Государственный
научно-производственный
ракетно-космический
центр "ЦСКБ — Прогресс"



КРОШИН
Валерий Михайлович —
начальник отдела ФГУП
"Государственный
научно-производственный
ракетно-космический
центр "ЦСКБ — Прогресс"

Таблица 1

Зависимость периодичности наблюдения от высоты орбиты

Высота орбиты, км	Угол обзора, °	Полоса обзора, км	Периодичность, сут	Наклонение орбиты, °
727	83	1350	2,0	98,3
783	59	900	3,0	98,5
810	46	690	4,0	98,6

ки построения по ним трехмерных моделей местности по высотам в пределах одного номенклатурного листа карты не должны превышать одного метра. Кроме того, измерительные свойства изображений должны обеспечивать внутреннее единство многолистной карты обширной территории.

Таким образом, оптико-электронная аппаратура топографической съемки земной поверхности должна обеспечивать получение изображений местности с разрешением не хуже одного метра во всей полосе обзора, ширина которой определяется требуемым значением периодичности прохождения КА над районом.

Разрешения в один метр с орбиты высотой более 700 км можно добиться, применяя телескопические системы с зеркальной оптикой с характерным узким полем зрения в $1...2^\circ$. Полоса захвата при этом не превысит 40...50 км.

Получение стереоскопических данных о местности можно организовать двухмаршрутной съемкой района с постоянными углами тангажа, равными $25...35^\circ$ на первом маршруте и $-35...-25^\circ$ на втором. Программный разворот КА перед началом маршрута на угол крена $-25...25^\circ$ обеспечит топографическую съемку любого района, лежащего в полосе обзора. Методический боковой смаз, вызываемый суточным вращением Земли относительно плоскости орбиты, будет устраняться на маршруте гармоническим разворотом КА по рысканью. Такой способ организации стереоскопической съемки позволяет осуществлять ее параллельными трассе полета КА маршрутами, максимальными по длине (при ограничениях по энергопотреблению).

Трехмерная модель местности может быть построена в результате восстановления при фотограмметрической обработке пространственного положения совокупности лучей, последовательно формирующих изображения. Для этого необходимо непрерывное определение на маршрутах съемки положения задней узловой точки объектива и угловой ориентации визирной системы координат съемочной аппаратуры (это аналог линейных и угловых элементов внешнего ориентирования классической фотограмметрии снимков в центральной проекции), а также использование аналога элементов внутреннего ориентирования. Таким анало-

гом является геометрическая модель оптической системы съемочной аппаратуры (зависимость фокальных координат от фотограмметрических параметров).

Требования к точности определения элементов ориентирования космических снимков с высот, указанных в табл. 1, являются очень жесткими. Определение ориентации линии визирования в плоскости тангажа с точностью до $1''$ приводит к следующим ошибкам построения трехмерной модели местности: по высоте — 4 м, в плане — 2,5 м. К таким же ошибкам приводит погрешность, равная 5 м, в определении положения на орбите задней узловой точки объектива съемочной аппаратуры.

Динамический характер съемки местности с использованием оптико-электронной аппаратуры (формирование изображений строками по выборкам сигнальных зарядов с выходных регистров фоточувствительных матриц) усугубляет это положение, особенно для аппаратуры высокого разрешения. Колебания КА относительно программного углового движения приводят к геометрическим искажениям изображения (эквивалентным ошибкам от невыравнивания фото пленки в кадровых фотоаппаратах), размеры которых находятся в прямой зависимости от значений амплитуд и частот этих колебаний.

Информация, предназначенная для определения элементов внешнего и внутреннего ориентирования визирной системы координат, имеет дискретный характер. Поэтому возникает задача ее интерполяции для каждого пикселя полученных изображений. Это предопределяет проведение статистической обработки данных в так называемом *post*-режиме, когда обработка проводится после выполнения съемки обоих маршрутов стереопары и накопления всей выборки данных.

Для вычисления линейных элементов ориентирования используется решение краевой баллистической задачи определения траектории КА на маршруте съемки, в результате которого уравниваются показания навигационной аппаратуры КА и рассогласования координат опорных точек с их номинальным положением.

В специализированном для стереосъемки КА в целях получения данных по определению элементов внешнего ориентирования и фотограмметрических параметров оптико-электронной аппаратуры предлагается использовать бортовые приборы системы управления КА: бортовое синхронизирующее координатно-временное устройство (БСКВУ), звездные датчики (ЗД), блок волоконно-оптических измерителей угловой скорости (ВО ИУС). Данные, полученные от них на специально выбранных участках измерений, должны накапливаться в бортовой вычислительной машине и затем по высокоскоростной радиолинии передаваться на наземные средства для статистической обработки.

По расчетам, при организации специальной схемы навигационных измерений БСКВУ на мерном интервале протяженностью не менее одного витка, как показывают расчеты, можно достичь точности определения траектории на маршруте съемки в 3 м даже при не полностью развернутой системе ГЛОНАСС. Но при этом необходимо использовать точную модель определения эфемерид навигационных спутников и траекторные измерения НКУ ГЛОНАСС.

Для определения угловых элементов внешнего ориентирования и фотограмметрических параметров по данным от звездных датчиков необходимо обеспечить одновременность проведения съемок небесной сферы и земной поверхности. К особенностям ЗД можно отнести узкое поле зрения их объективов. Это приводит к неравноточности определения углов ориентации его приборной системы координат. Ошибки определения угла вращения фокальной плоскости вокруг оптической оси (50") в несколько раз превысят ошибки углов ориентации самой оптической оси (6"). Учет погрешностей установки ЗД, нестабильность их ориентации относительно корпуса КА в орбитальном полете увеличат их до нескольких угловых минут. Дополнительные ошибки будут иметь медленноменяющийся систематический характер.

Определение углов с одинаковой точностью возможно при синхронной съемке звездного неба двумя ЗД, когда углы между оптическими осями приборов составляют 60...120°. Довести точность определения угловых элементов внешнего ориентирования до приемлемого значения, равного 1...2", можно следующим образом.

Необходимо объединить данные об ориентации приборных систем координат по всем снимкам звездного неба, полученным синхронными съемками двух ЗД с максимально возможной частотой (~0,33 Гц) на интервале времени, сравнимом с длительностью маршрута съемки земной поверхности. Затем нужно дополнить эту выборку данными от ВО ИУС, полученными на том же интервале времени. Длительность интервала выборки определяется динамическими характеристиками КА и зависит от плавности процесса стабилизации углового движения КА относительно программного.

Связь между положениями деталей местности в фотограмметрической системе координат и положениями их изображений в фокальной плоскости съемочной аппаратуры можно задать векторными уравнениями

$$\bar{R}'_p = \bar{R}'_s - D'_p \bar{e}'_p; \bar{n}''_{\text{ОЭП}} = \frac{\bar{e}''_{\text{ОЭП}} \times \bar{e}''_p}{|\bar{e}''_{\text{ОЭП}} \times \bar{e}''_p|}; \quad (1)$$

$$\bar{R}''_p = \bar{R}''_s - D''_p \bar{e}''_p; \bar{n}'_{\text{ОЭП}} = \frac{\bar{e}'_{\text{ОЭП}} \times \bar{e}'_p}{|\bar{e}'_{\text{ОЭП}} \times \bar{e}'_p|}, \quad (2)$$

где $\bar{R}_p$ — вектор положения детали местности p ; $\bar{R}_s$ — вектор положения на орбите задней узловой точки объектива съемочной аппаратуры в момент экспонирования; $\bar{n}_{\text{ОЭП}}$ — нормаль плоскости, образованной линейкой фотоматриц оптико-электронного преобразователя (ОЭП) и лучом света, отраженного от детали местности p ; $\bar{e}_{\text{ОЭП}}$ — единичный вектор, направленный вдоль линейки фотоматриц ОЭП; $\bar{e}_p$ — единичный вектор, направленный вдоль луча света, отраженного от детали местности p ; D_p — расстояние от задней узловой точки объектива до детали местности p . Штрихами обозначены соответственно первый (') и второй (") маршруты стереосъемки.

Вектор положения $\bar{R}_p$ определяется взвешенной суммой решений уравнений (1) и (2):

$$\bar{R}_p = \mu' \bar{R}'_p + \mu'' \bar{R}''_p; \mu' + \mu'' = 1. \quad (3)$$

Для симметричной стереосъемки, в которой расстояния от детали местности p до задних узловых точек в моменты экспонирования на первом и втором маршрутах стереосъемки и базис образуют равнобедренный треугольник, веса μ' , μ'' равны 0,5.

Влияние факторов, приводящих к ошибкам построения моделей местности, достаточно точно описывается в линейной постановке. Обозначим всю совокупность этих факторов через Λ , а функции влияния отдельного фактора через $\lambda_i(t)$, $\lambda_i \in \Lambda$. Тогда выражение для расчета ошибок можно получить варьированием уравнения (3) при значениях функций влияния, соответствующих моментам экспонирования детали p на первом и втором маршрутах съемки:

$$\Delta \bar{R}_p = \mu' \sum \frac{\partial \bar{R}'_p}{\partial \lambda_i} \lambda_i + \mu'' \sum \frac{\partial \bar{R}''_p}{\partial \lambda_i} \lambda_i. \quad (4)$$

Принимается, что случайный вектор подчиняется закону нормального распределения

$$f(\Delta \bar{R}_p) = \frac{1}{(2\pi)^{3/2} |K_p|} \exp \frac{(\Delta \bar{R}_p - \bar{E}_{\Delta R})^T K_p^{-1} (\Delta \bar{R}_p - \bar{E}_{\Delta R})}{2}, \quad (5)$$

где K_p — ковариационная матрица вектора $\Delta \bar{R}_p$; $\bar{E}_{\Delta R}$ — математическое ожидание вектора $\Delta \bar{R}_p$.

Ковариационная матрица вычисляется в соответствии с (4):

$$K_p = \frac{\partial \bar{R}_p}{\partial \lambda} K_\lambda \left(\frac{\partial \bar{R}_p}{\partial \lambda} \right)^T; \quad \frac{\partial \bar{R}_p}{\partial \lambda} = \left\| \frac{\partial \bar{R}_p}{\partial \lambda_i} \right\|, \quad (6)$$

где K_λ — ковариационная матрица функций влияния возмущающих факторов, вычисленная на моменты экспонирования; $\left\| \frac{\partial \bar{R}_p}{\partial \lambda_i} \right\|$ — вектор-столбец, составленный из частных производных вектора ошибок.

Требования к точности отображения пространственного положения на картах задаются ограничениями на допустимые ошибки координатной привязки в плане и по высоте. Для проверки их выполнения ковариационная матрица K_p пересчитывается из фотограмметрической в местную систему координат детали местности p :

$$K_{pm} = MK_p M^T; \\ K_{pm} = \begin{pmatrix} \sigma_L^2 & r_{LB} \sigma_L \sigma_B & r_{LH} \sigma_L \sigma_H \\ r_{LB} \sigma_L \sigma_B & \sigma_B^2 & r_{BH} \sigma_B \sigma_H \\ r_{LH} \sigma_L \sigma_H & r_{BH} \sigma_B \sigma_H & \sigma_H^2 \end{pmatrix}, \quad (7)$$

где K_{pm} — ковариационная матрица ошибок координатной привязки в системе координат детали местности p ; M — матрица перехода из фотограмметрической в местную систему координат; $\sigma_L, \sigma_B, \sigma_H$ — средние квадратические ошибки пространственного положения на карте детали местности p соответственно по эквидистанте к трассе, поперек трассы и по высоте; r_{LB}, r_{LH}, r_{BH} — коэффициенты корреляции между компонентами ошибок по L, B, H .

Результаты оценки точности построения трехмерной модели местности относительно референц-эллипсоида приведены в табл. 2. Расчеты сделаны для случая стереосъемки с орбиты высотой 810 км.

Обработка траекторных измерений с орбиты КА, выполненных по сигналам от навигационных спутников системы ГЛОНАСС в *post*-режиме, позволяет определить траекторию полета КА над районом съемки с точностью, позволяющей использовать ее в качестве базы для геодезической привязки получаемых КА изображений к системе координат земного эллипсоида без проведения дополнительных полевых работ. Эта задача может быть решена путем определения с использованием лазера расстояний от КА до земной поверхности в направлении оптической оси объектива съемочной аппаратуры (наклонной дальности). Дистанции измерений на краях полосы обзора будут приближаться к 1000 км, а зенитные углы к 40°. Для получения на таких дистанциях отношения сигнал — шум,

Таблица 2

Точность построения трехмерной модели местности относительно референц-эллипсоида

Положение маршрутов съемки	Средние квадратические ошибки, м		
	L	B	H
По трассе	16,2	13,5	17,0
На краю полосы обзора	16,5	15,9	17,1

приемлемого для измерения наклонной дальности с точностью 1...2 м, рассмотрена возможность совмещения оптических систем лазерного дальномера и аппаратуры съемки земной поверхности.

Вклад лазерных измерений дальности в повышение точности привязки трехмерной модели местности к референц-эллипсоиду учтен дополнением фотограмметрических уравнений (1), (2) векторным соотношением

$$\mu'(\bar{R}'_{l2} - \bar{R}'_{l1}) + \mu''(\bar{R}''_{l2} - \bar{R}''_{l1}) = \\ = \bar{R}'_{sn1} + D_{l1} \bar{e}_{l1} - \bar{R}''_{sn2} - D_{l2} \bar{e}_{l2}, \quad (8)$$

где $l1, l2$ — индексы, обозначающие соответствие лазерным измерениям наклонных дальностей на первом и втором маршрутах стереосъемки соответственно; D_{l1}, D_{l2} — значения лазерных измерений; $\bar{e}_{l1}, \bar{e}_{l2}$ — направления лазерных измерений; $\bar{R}'_{l1}, \bar{R}'_{l2}$ и $\bar{R}''_{l1}, \bar{R}''_{l2}$ — вектора положений абрисов областей отражения лазерного излучения, зафиксированных на первом и втором маршрутах соответственно; $\bar{R}'_{sn1}, \bar{R}''_{sn2}$ — вектора положений задней узловой точки объектива съемочной аппаратуры в моменты лазерных измерений на первом и втором маршрутах соответственно.

Расчеты выполнены для варианта совмещения оптических схем лазерного дальномера и съемочной аппаратуры, при котором обеспечиваются измерения наклонных дальностей в полосе обзора со средней квадратической ошибкой не более 1,5 м. Частота измерений дальности принята равной 10 Гц (табл. 3).

Управление угловым движением КА при стереосъемке сводится к задаче углового маневрирования (краевой) и к маршрутной задаче. В качестве исполнительного органа используется минимально избыточная система, состоящая из четырех двухстепенных силовых гироскопов (гиродинов). При угловом маневрировании обеспечивается гладкое сопряжение программных траекторий по углу, угловой скорости и угловому ускорению.

По результатам математического моделирования углового движения КА на орбитальных участках разво-

Таблица 3

Точность построения трехмерной модели местности относительно референц-эллипсоида при измерениях дальностей с использованием лазера

Положение маршрутов съемки	Средние квадратические ошибки, м		
	L	B	H
По трассе	5,1	14,5	4,8
На краю полосы обзора	5,4	12,7	7,9

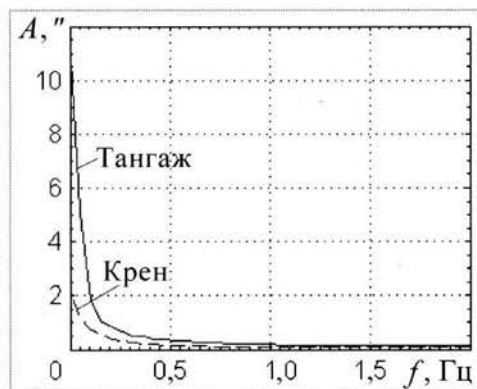


Рис. 1. Спектр колебаний КА при съемке по трассе

рота между маршрутами съемки был проведен спектральный анализ ошибок его стабилизации и возникающих вследствие этого погрешностей координатной привязки деталей изображений местности. На рис. 1, 2 изображены амплитудно-частотные характеристики колебаний КА по углам крена и тангажа при стереосъемке по трассе и по границе полосы обзора соответственно. На рис. 3 показаны амплитудно-частотные характеристики ошибок высотной привязки.

Анализируя рис. 1–3, можно сделать следующие выводы:

- различия в угловых маневрах при съемке по трассе и по границе полосы обзора не оказывают влияния на характер и значения колебаний КА на маршрутах;
- амплитудно-частотные характеристики колебаний имеют выраженный асимптотический вид; в области высоких частот амплитуды угловых колебаний

Таблица 4

Точность построения трехмерной модели местности в системе координат, связанной с местными ориентирами

Положение маршрутов съемки	Средние квадратические ошибки, м		
	L	B	H
По трассе	1,7	1,4	2,5
На краю полосы обзора	1,9	1,8	2,5

Рис. 2. Спектр колебаний КА при съемке по границе полосы обзора

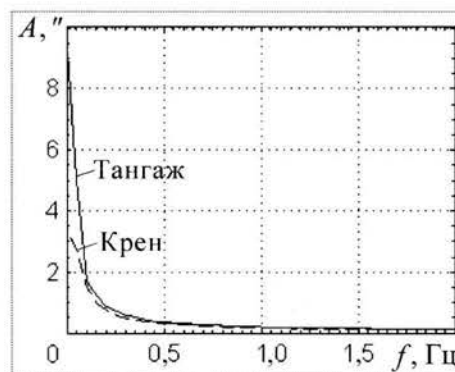
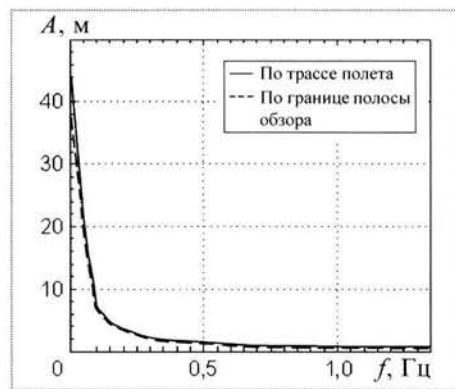


Рис. 3. Спектр ошибок привязки деталей местности по высоте



уменьшаются в 20 раз. Допустимый (порядка 1 м) уровень колебаний достигается на частотах выше 0,9 Гц.

По результатам моделирования углового движения КА была произведена оценка относительных ошибок построения трехмерной модели местности в пределах участка местности, охватываемого номенклатурным листом карты масштаба 1:50 000, значения которых определяют пригодность созданной карты для использования в проектных работах крупномасштабных строок, изучения тактических свойств местности и т.п.

Приведенные оценки точности построения трехмерных моделей местности (табл. 4) по данным, полученным оптико-электронной аппаратурой с орбит ИСЗ, выполненный анализ бортового состава аппаратуры и исследования особенностей компоновки демонстрируют реальность разработки КА дистанционного зондирования Земли, способных оперативно выполнять стереосъемку больших площадей. Точность полученных при применении многослойной стереосъемки данных будет удовлетворять стандартам крупномасштабных карт. Возможность повторения стереосъемки с периодом в несколько суток обеспечит получение информации для построения крупномасштабных карт обширных регионов вне зависимости от их географического положения в наиболее благоприятное для топографической съемки время года и при минимальном объеме полевых работ.



ЕФРЕМОВ
Игорь Николаевич —
альюнк ВВИА им. проф.
Н.Е. Жуковского



МОРОЗОВ
Виктор Иванович —
заместитель директора
ФГУП НИИ
парашютостроения
по научной работе,
профессор, доктор техн.
наук



ОВЧИННИКОВ
Валерий Валерьевич —
начальник кафедры ВВИА
им. проф. Н.Е. Жуковского,
доцент, доктор техн. наук

Построение математических моделей аэроупругости маневренных самолетов

И.Н. Ефремов, В.И. Морозов, В.В. Овчинников

Рассматриваются принципы построения математических моделей аэроупругости современных маневренных самолетов, существенно ускоряющих процессы их исследования и проектирования. В качестве примера показаны упругая балочная и аэродинамическая схематизации учебно-боевого самолета типа Як-130. Приведены результаты расчета аэроупругих характеристик такого самолета при безотрывном и отрывном обтеканиях.

I.N. Efremov, V.I. Morozov, V.V. Ovchinnikov. Mathematical Aeroelasticity Models Of Maneuverable Aircraft

The article scrutinizes the main principles applied to developing mathematical aeroelasticity models of up-to-date maneuverable aircraft, which may significantly step up the aircraft design and development processes. By way of example, elasticity frame and aerodynamical models are being analyzed of the Yak-130 combat training aircraft. The article also presents the results of aeroelastic parameter calculations of the aircraft in flow with and without separation.

Создание современных боевых летательных аппаратов характеризуется существенным усложнением и расширением круга задач аэроупругости — науки, изучающей особенности поведения деформируемых тел в потоке жидкости или газа [1...6]. Это, с одной стороны, обусловлено повышением гибкости авиационных конструкций вследствие снижения их относительного веса, применения новых высокопрочных материалов, совершенствования технологии проектирования, а с другой стороны, связано с непрерывным усложнением условий эксплуатации военной авиационной техники. Полеты совершаются в любую погоду, днем и ночью, при разных условиях взлета и посадки, на малых и больших высотах, с разнообразными вариантами загрузки на внутренних и внешних подвесках, в широком диапазоне углов атаки и скольжения, на до- и сверхзвуковых скоростях; обычными становятся режимы отрывного обтекания, выходы на закритические углы атаки, фигуры пилотажа типа "кобра" и "колокол". Одновременно ужесточаются требования к прочности, надежности и ресурсу самолета.

С учетом изложенного решение задач аэроупругости на основе традиционных подходов, в значительной мере базирующихся на наземных и летных экспериментах, становится все более дорогостоящим, трудоемким и продолжительным, а в ряде случаев и невозможным по условиям безопасности полетов. Как следствие, все большую роль играют новые подходы, основанные на широком применении численных методов и компьютерных технологий. Решающее значение в этих подходах отводится созданию и применению математических моделей аэроупругости (ММАУ) на основе синтеза численных методов нестационарной аэродинамики, динамики полета, теории упругости и прочности летательных аппаратов (ЛА) [5].

Реальные технические системы можно изучать с помощью как физического, так и математического моделирования. Физическое моделирование — воспроизведение модели изучаемого явления либо отдельных свойств объекта с сохранением их физической природы. Применительно к летательному аппарату такое моделирование широко используется при продувке моделей в аэродинамических трубах и частотных испыта-

ниях динамически подобных моделей. Преимущество физического моделирования перед натурным экспериментом заключается в существенном выигрыше во времени и стоимости исследования. В то же время физическое моделирование имеет более узкую сферу применения в силу своих ограниченных возможностей в воспроизведении свойств оригинала в полном объеме.

Более широкими возможностями обладает математическое моделирование. Метод математического моделирования более универсален, так как позволяет с помощью одного настроенного устройства — ЭВМ с развитой периферией и специализированным программным комплексом — решать целый класс задач, имеющих одинаковое математическое описание; обеспечивает простоту перехода от одной задачи к другой — за счет изменения значений параметров исследуемой системы, различных возмущений и начальных условий; благодаря декомпозиции дает возможность моделировать систему по частям.

В расширенном понимании математическая модель аэроупругости (ММАУ) самолета — это совокупность уравнений, алгоритмов, программ и исходных данных, позволяющая имитировать и изучать с помощью ЭВМ процессы его нагружения и деформирования в условиях реального полета. ММАУ самолета представляет собой частный случай математической модели (ММ) динамики самолета и строится на основе синтеза моделей аэродинамики, упругости и динамики возмущенного

движения. В зависимости от изменения характера обтекания и уровня деформирования конструкции ММАУ могут быть полностью линейными, полностью нелинейными или нелинейными по составным частям.

Задачи аэроупругости маневренных самолетов могут быть в основном разделены на две большие группы (рис. 1).

Первая группа — анализ аэроупругой устойчивости ЛА. Для этой группы характерны малые углы атаки и большие значения скоростного напора. Аэродинамические характеристики самолета в таких задачах могут быть определены на основе линейной математической модели его обтекания потоком газа.

Вторая группа — анализ динамического нагружения ЛА. Для этой группы характерны большие углы атаки и малые значения скоростного напора. Динамические характеристики самолета в таких задачах могут быть определены на основе нелинейной математической модели его обтекания нестационарным потоком газа.

При решении задач обеих групп применяется единая линейная математическая модель упругих свойств ЛА для расчета его динамических характеристик, а также единая математическая модель динамики возмущенного движения упругого самолета. Однако методы получения результатов моделирования различны: в задачах первой группы — это вычисление критической скорости флаттера на основе анализа устойчивости ли-



Рис. 1

нейной динамической системы, в задачах второй группы — прямое моделирование взаимосвязанных процессов движения и деформирования конструкции самолета в отрывном потоке.

Для современных и перспективных боевых самолетов характерно маневрирование на больших углах атаки при безотрывном и отрывном обтекании в ходе выполнения фигур пилотажа и в условиях воздушного боя, что приводит к необходимости использования нелинейных ММАУ, которые весьма требовательны к вычислительным ресурсам. Представляется целесообразным для анализа аэроупругих характеристик применять ММ различного уровня — как нелинейные, так и линейные, так как это может существенно ускорить процесс исследования и проектирования перспективных самолетов.

В настоящей статье описываются особенности применения нелинейных моделей. Это обусловлено тем, что математическое моделирование полета на закритических режимах, который обычно происходит при небольших скоростных напорах и малых углах атаки, необходимо проводить с полным учетом нелинейности аэродинамических характеристик. Следует решать задачу о развитии взаимосвязанных процессов обтекания упругой конструкции, ее движения и деформирования. Описание возмущенного движения самолета базируется на применении метода собственных форм. Перемещения точек конструкции в любой момент времени представляются в виде ряда по формам собственных колебаний летательного аппарата. Задача решается по временным шагам, и на каждом шаге при помощи метода дискретных вихрей (вихревых рамок) вычисляются аэродинамические нагрузки с полным учетом изменения формы аппарата.

Остановимся на понятии нелинейной математической модели аэроупругости.

Основными частями комплексной ММАУ являются:

модель упругости ЛА — математическая модель процесса деформирования конструкции под действием определенных внешних сил;

модель аэродинамики ЛА — математическая модель обтекания ЛА, позволяющая найти силы, действующие на определенным образом перемещающийся в сплошной среде деформирующийся летательный аппарат;

модель динамики ЛА — математическая модель, описывающая движение ЛА в пространстве под действием аэродинамических сил.

Употребляя термин нелинейная математическая модель, следует всегда четко представлять, к чему именно относится нелинейность — к системе разрешающих уравнений, к граничным условиям, к определяющим зависимостям (уравнениям связи), является ли эта нелинейность геометрической или связана с физическими свойствами среды.

В ряде задач аэроупругости приходится сталкиваться с так называемой геометрической нелинейностью. Таким образом, возникает ситуация, когда перемещения и деформации связаны между собой нелинейными соотношениями. Это значит, что при выводе соотношений между деформациями и перемещениями нельзя пренебрегать углами поворота элементов при определении их длины и линейными деформациями при определении углов поворота. Аналогичная ситуация складывается не только при описании деформирования упругого тела, но и при моделировании движения системы с сосредоточенными параметрами.

Динамика возмущенного движения упругого ЛА описывается матричным уравнением вида [7]

$$\mu(\ddot{\bar{q}} + 2\chi p\dot{\bar{q}} + p^2\bar{q}) = \bar{C}.$$

Здесь

$$\mu = \begin{bmatrix} \mu_0 & 0 \\ 0 & \mu_1 \end{bmatrix},$$

где μ_0 , μ_1 — безразмерные матрицы инерции и обобщенных масс соответственно;

$$\bar{q} = \begin{bmatrix} \bar{q}_0 \\ \bar{q}_1 \end{bmatrix},$$

где $\bar{q}_0$, $\bar{q}_1$ — вектор-столбцы параметров движения ЛА как твердого тела и по собственным формам соответственно;

$$\chi = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & \chi_1 \end{bmatrix},$$

где χ_1 — матрица коэффициентов демпфирования;

$$p = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & p_1 \end{bmatrix},$$

где p_1 — матрица безразмерных собственных частот;

$$\bar{C} = \begin{bmatrix} \bar{C}_0 \\ \bar{C}_1 \end{bmatrix},$$

где $\bar{C}_0, \bar{C}_1$ — вектор-столбцы безразмерных суммарных сил и обобщенных сил соответственно.

Обобщенные аэродинамические силы, стоящие в правой части уравнения аэроупругости, зависят от меняющихся со временем параметров движения: $\bar{C} = \bar{C}(\bar{q})$. Следует учитывать, что в этой записи подразумевается зависимость сил $\bar{C}$ не только от параметров $\bar{q}$ в данный момент времени, но и от всей предыстории их изменения. Это объясняется тем, что за ЛА, совершающим неустановившееся движение в потоке газа, развивается нестационарный вихревой след. Элементы следа, сошедшие с несущих поверхностей ЛА в предыдущие моменты времени, оказывают влияние на мгновенные значения его аэродинамических характеристик (обобщенных сил). При больших значениях параметров движения зависимость $\bar{C}(\bar{q})$ является нелинейной — это так называемая аэродинамическая нелинейность.

Математическая модель динамики ЛА описывается системой, состоящей из уравнений движения центра масс ЛА, уравнений вращения ЛА как твердого тела вокруг центра масс и дополнительных кинематических соотношений.

Уравнения движения центра масс ЛА имеют вид

$$m \frac{d\bar{v}}{dt} = \bar{R},$$

где m — масса ЛА, $\bar{v}$ — его скорость, а $\bar{R}$ — вектор внешних сил (аэродинамические силы, тяга и т.д.). В связанной системе координат, которая вращается вместе с ЛА, согласно правилам дифференцирования вектора во вращающейся системе координат [7] имеем $\frac{d\bar{v}}{dt} = \dot{\bar{v}} + \bar{\omega} \times \bar{v}$, где $\dot{\bar{v}}$ — локальная производная вектора $\bar{v}$ (ее компоненты равны $\frac{\partial v_x}{\partial t}, \frac{\partial v_y}{\partial t}, \frac{\partial v_z}{\partial t}$ соответственно), а $\bar{\omega}$ — угловая скорость ЛА. В проекциях на оси координат получаем

$$\left(\frac{dv}{dt} \right)_x = \dot{v}_x + \omega_y v_z - \omega_z v_y;$$

$$\left(\frac{dv}{dt} \right)_y = \dot{v}_y + \omega_z v_x - \omega_x v_z;$$

$$\left(\frac{dv}{dt} \right)_z = \dot{v}_z + \omega_x v_y - \omega_y v_x.$$

Из данных соотношений видно, что уравнения движения будут в общем случае нелинейными дифференциальными уравнениями относительно переменных $v_x, v_y, v_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z$. Аналогичные рассуждения можно провести для уравнений вращательного движения.

Любая математическая модель является идеализированным описанием объекта исследования (явления или физического процесса). Это описание включает в себя существенные для решаемой задачи черты объекта и отбрасывает несущественные. Отсюда ясно, что математическое моделирование всегда является поиском компромисса между желанием, с одной стороны, получить возможно более полную модель, учитывающую различные детали протекания физических процессов, а с другой — сделать эту модель достаточно простой для реализации.

На рис. 2 показана иерархическая схема математических моделей аэроупругости различной степени сложности. Показано также, для решения каких прикладных задач эти модели применяются.

Математическая модель аэроупругости ЛА состоит, как было указано выше, из математических моделей аэродинамики (условное обозначение А), упругости (У), динамики (Д). Каждая из этих моделей может быть линейной (Л) или нелинейной (Н). С использованием приведенных сокращений будем писать, например, $A_n U_n D_n$, подразумевая модель аэроупругости, линейную по аэродинамике и упругости и нелинейную по динамике полета. Кроме того, задача аэроупругости может решаться в двумерной или трехмерной постановке.

В общем случае задача решается в трехмерной постановке, что означает учет пространственности обтекания конструкции потоком газа, пространственности самой конструкции, возможность расчета динамики движения и деформирования ЛА как в продольном, так и в боковом каналах.

Для моделирования возмущенного движения маневренных самолетов в последнее время применяется модель типа $A_n U_n D_n$. Ниже будет рассмотрена именно такая ММАУ.

Для построения ММ следует выбрать схематизацию. На рис. 3 представлены аэродинамическая и упругая схематизации учебно-боевого самолета (УБС) типа Як-130.

При упругой схематизации исследуемый ЛА заменяется пространственной системой упругоприкрепленных друг к другу балок переменного сечения, несущих до 20 упругоприкрепленных грузов. При этом подразумевается, что ЛА симметричен относительно

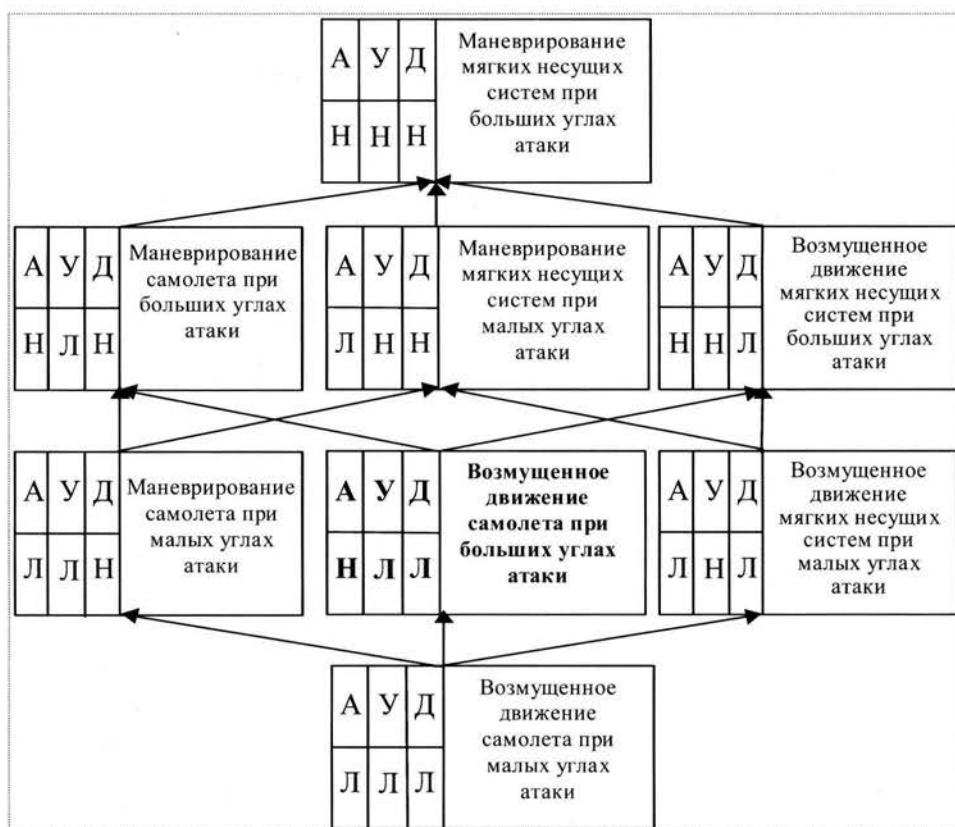


Рис. 2

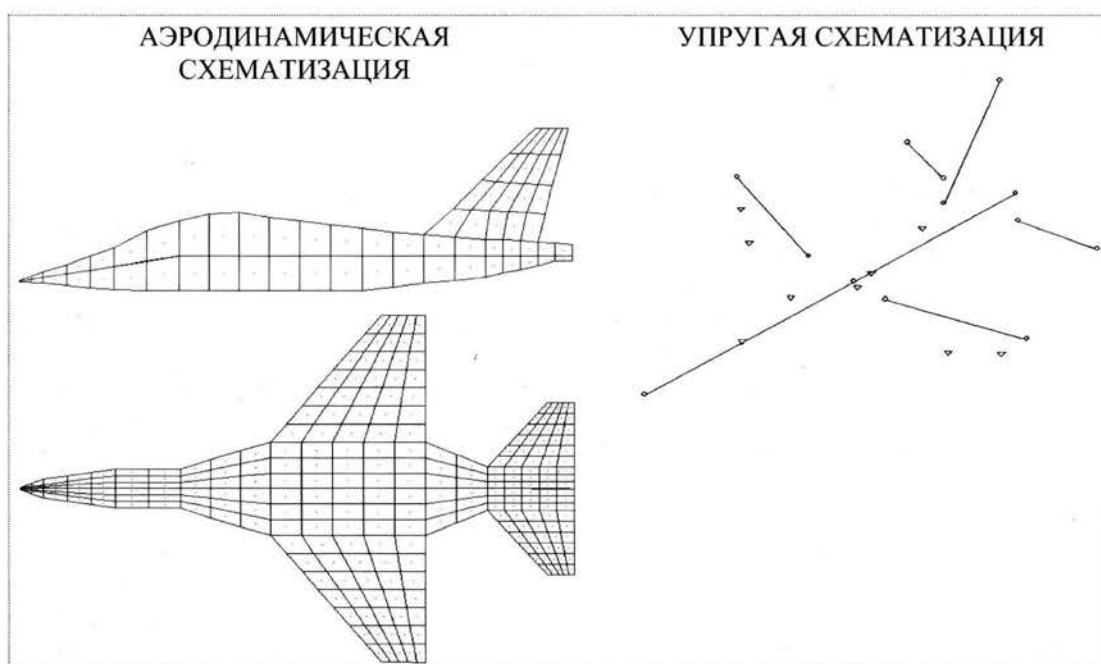


Рис. 3

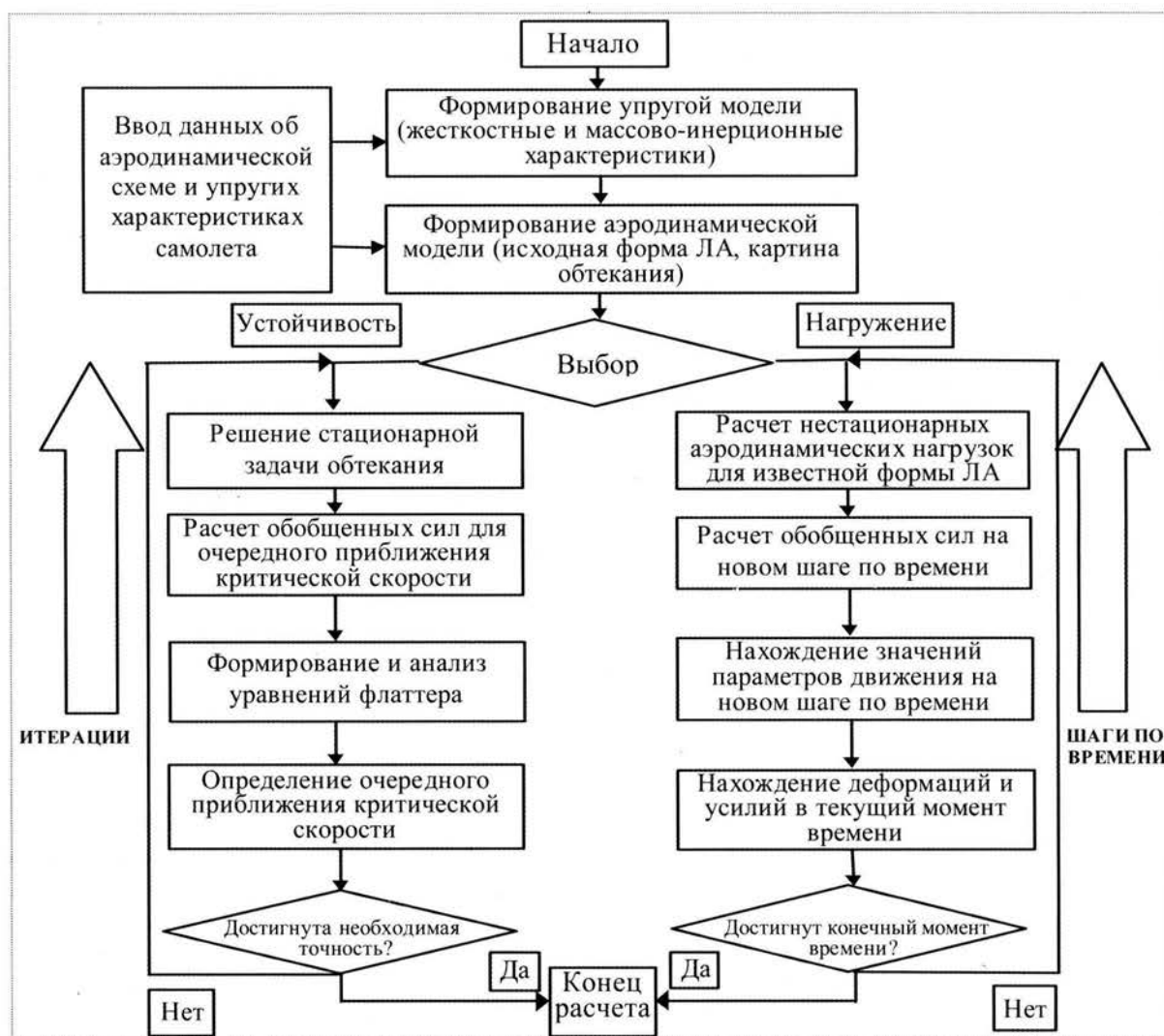


Рис. 4

вертикальной плоскости, проходящей через строительную ось фюзеляжа, что позволяет ограничиться рассмотрением только половины ЛА. Исходя из этого половина самолета схематизируется произвольным набором балок (до 20 штук). С каждой балкой связывается своя система координат.

Аэродинамическая схематизация ЛА осуществляется с учетом пространственного расположения его частей. Криволинейные контуры проекций ЛА заменяются ломаными линиями. На поверхности располагаются замкнутые вихревые рамки.

При выбранном подходе весь комплекс моделей опирается на одинаковые исходные данные и следующие основные допущения:

известна картина обтекания идеальной несжимаемой жидкостью (т.е. заданы положения отрывов потока);

соотношения между усилиями и деформациями, деформациями и перемещениями описываются линейными уравнениями;

рассматривается возмущенное движение с малыми отклонениями от базовой траектории.

Созданная ММ реализуется в виде комплекса прикладных программ для ЭВМ. Как видно из структурной схемы программного комплекса, показанной на рис. 4, в нелинейных моделях задачи упругости и аэродинамики не могут быть решены отдельно, как это делалось в линейных моделях. Необходимо решать связанную задачу по временным шагам. Аэродинамические нагрузки на каждом шаге являются исходными данными для решения задачи упругости и наоборот.

В качестве примера применения ММАУ ниже приведены результаты расчетов аэроупругих характеристик УБС при отрыве потока с наплыва на угле атаки

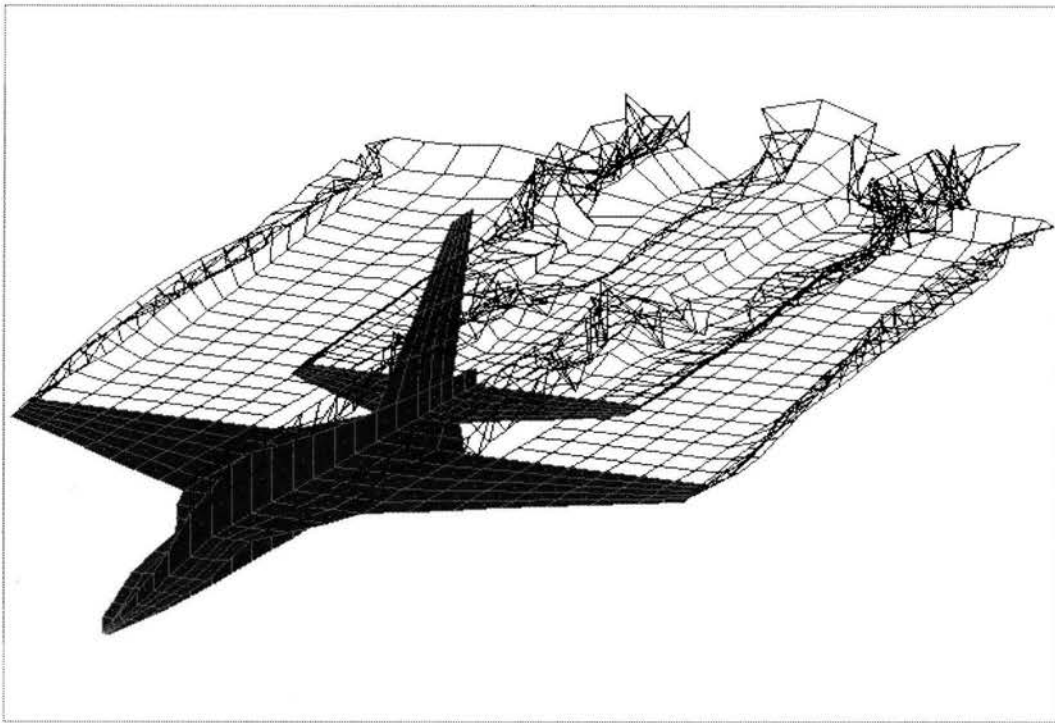


Рис. 5

$\alpha = 10^\circ$. При моделировании скорость набегающего потока принималась равной 50 м/с ($M = 0,14$ у земли), что соответствует взлетной скорости самолета. На рис. 5 представлен вихревой след, образующийся за самолетом при безразмерном времени $\tau = 4$ (20 шагов расчета). Видно, что при этом значении τ уже начинает проявляться асимметрия следа. Показаны сход потока с задних и боковых кромок крыла и стабилизатора, а также отрыв потока с наплыва крыла. В данном случае УБС схематизирован 318 вихревыми рамками.

На рис. 6 для сравнения представлены зависимости суммарного изгибающего момента $M_{\text{из}}$ в корневом сечении крыла от безразмерного времени τ для упругого самолета при безотрывном и при отрывном обтеканиях. В данном примере расчет проведен до $\tau = 10$ (50 шагов расчета). Видно, что при безотрывном обтекании происходят затухающие колебания суммарного изгибающего момента. При отрывном обтекании колебания значений изгибающего момента $M_{\text{из}}$ имеют незатухающий, нерегулярный характер и происходят около сред-

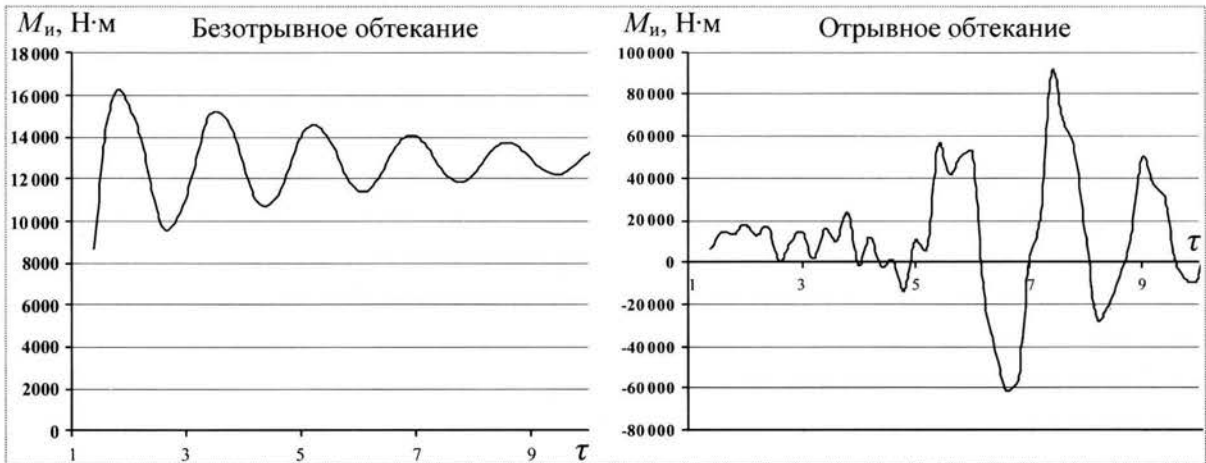


Рис. 6

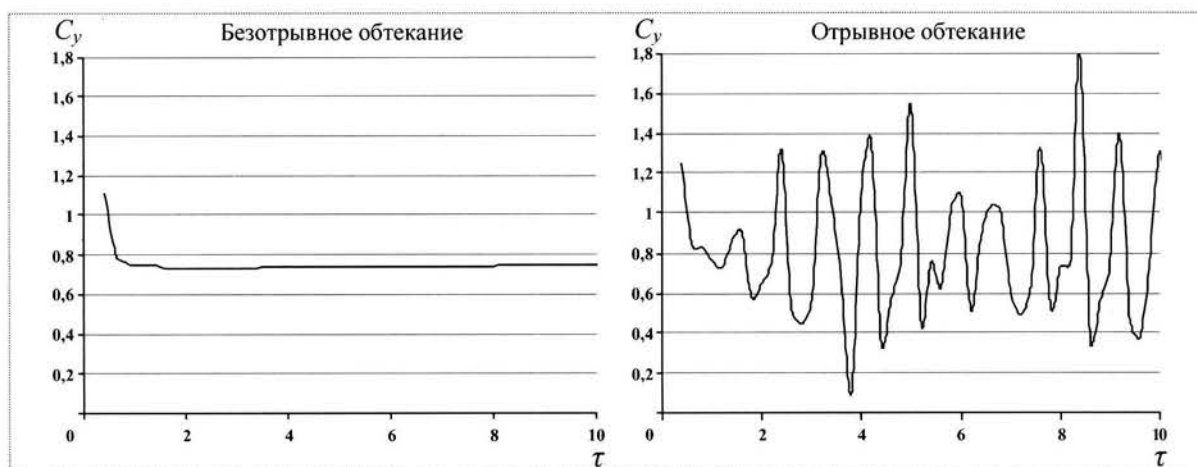


Рис. 7

него значения $M_n = 10\,000$ Н·м, в то время как при безотрывном обтекании соответствующее среднее значение $M_n = 12\,500$ Н·м. Как показывает рисунок, при наличии отрыва возможны кратковременные пульсации величины M_n с высокой амплитудой, обусловленные воздействием нестационарного вихревого следа.

На рис. 7 представлены зависимости коэффициента нормальной силы C_y от безразмерного времени τ для упругого самолета при безотрывном и отрывном обтеканиях. Видно, что при безотрывном обтекании начиная с $\tau = 1$ коэффициент C_y стабилизируется у постоянного значения, равного 0,75. Соответствующая зависимость при отрывном обтекании имеет колебательный характер, и средняя величина C_y находится в диапазоне 0,65...0,7.

Таким образом, можно сделать вывод, что рассмотренная математическая модель позволяет изучать процессы нагружения и деформирования маневренных самолетов, происходящие в реальных условиях полета. При ее использовании были выявлены режимы, сопровождающиеся нерегулярными колебаниями аэро-

динамических характеристик и внутренних силовых факторов, связанными с периодическим сходом вихрей с кромок крыла и стабилизатора.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 06-08-00381-а).

Список литературы

1. Бисплингхофф Р.Л., Эшли Х., Халфман Р.Л. Аэроупругость. М.: Изд-во иностр. лит., 1958.
2. Фын Я.Ц. Введение в аэроупругость. М.: Физматгиз, 1959.
3. Колесников К.С., Сухов В.И. Упругий летательный аппарат как объект автоматического управления. М.: Машиностроение, 1974.
4. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978.
5. Введение в аэроавтоупругость / С.М. Белоцерковский, Ю.А. Кочетков, А.А. Красовский, В.В. Новицкий. М.: Наука, 1980.
6. Смирнов А.И. Аэроупругая устойчивость летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1980.
7. Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем. М.: Физматлит, 1995.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

Перспективный "беспилотник" создают рыбинские мастера

Специалисты конструкторского бюро "Луч" разрабатывают беспилотный летательный аппарат (БПЛА), который может использоваться в интересах военного ведомства. Создаваемый БПЛА примерно на 40 % легче комплекса воздушной разведки "Типчак", также разработанного в КБ "Луч". Несмотря на более низкую массу БПЛА его полезная нагрузка составит приблизительно 10 кг, что позволит устанавливать значительный набор средств наблюдения и контроля. Сейчас аппарат находится на стадии летной отработки. Модель этого "беспилотника" в масштабе 1:1,5 под обозначением БЛА-07 демонстрировалась на проходившей в Москве выставке "Беспилотные многоцелевые комплексы в интересах ТЭК". БЛА-07 выполнен по аэродинамической схеме "утка" со складывающимся крылом и передним горизонтальным оперением.

Вестник Интерфакс – АВН № 6 (281), 2007 г.



ШАБАЛКИН
Александр Петрович —
ученый секретарь научно-технического совета
ФГУП "КБ машиностроения", начальник сектора,
доктор техн. наук

Учет возможностей информационных технологий при проектировании оперативно-тактических ракет

А.П. Шабалкин

Предложен новый способ выбора состава, параметров и схемы действия оперативно-тактических ракет (ОТР), основанный на возможностях современных информационных технологий. Представлен перечень вариантов применения ОТР, отличных от традиционных.

A.P. Shabalkin. Accounting Of Information Technologies During Tactical Missile Development

The article demonstrates a new method to determine the composition, specifications and operating techniques of tactical missile systems based on the up-to-date information technologies. It lists variants of tactical missile employment, different from traditional ones.

Современный уровень развития информационных технологий и динамично меняющаяся геополитическая обстановка обуславливают возникновение новых задач при разработке образцов вооружения и военной техники, в частности оперативно-тактических ракет (ОТР). К ним относятся внедрение методов современных информационных технологий и поиск возможности использования ОТР при поражении объектов на различных театрах военных действий. Решение этих задач должно учитываться при проектировании ОТР, а также на всех этапах жизненного цикла изделия и приводить прежде всего к повышению функциональных возможностей при решении различных боевых задач.

Развитие информационных технологий (появление новых информационных единиц) и учет этого в исходных данных, определяющих структуру информационного потока при обеспечении процесса проектирования, необходимо учитывать при поиске новых технических решений и путей развития ОТР.

Проработка проектных решений по тактико-техническим характеристикам (ТТХ) и схеме функционирования ОТР предполагает рассмотрение комплекса вопросов, связанных с обоснованием параметров наиболее важных подсистем ОТР. Данный комплекс вопросов применительно к начальному этапу проектирования включает выбор:

- геометрии и состава материалов поверхности планера ОТР;
- двигательной установки;
- бортового оборудования и боевого оснащения;
- параметров боевой части;
- принципов управления и определения динамических и кинематических параметров траекторий полета ОТР.

Как показывает практический опыт, все работы, соответствующие приведенному перечню, проводятся параллельно, что является необходимым условием расширения области возможных проектных решений [1, 2]. В то же время вполне допустимо предположение о наличии условной иерархии для подсистем ОТР при обосновании их ТТХ и функциональных свойств.

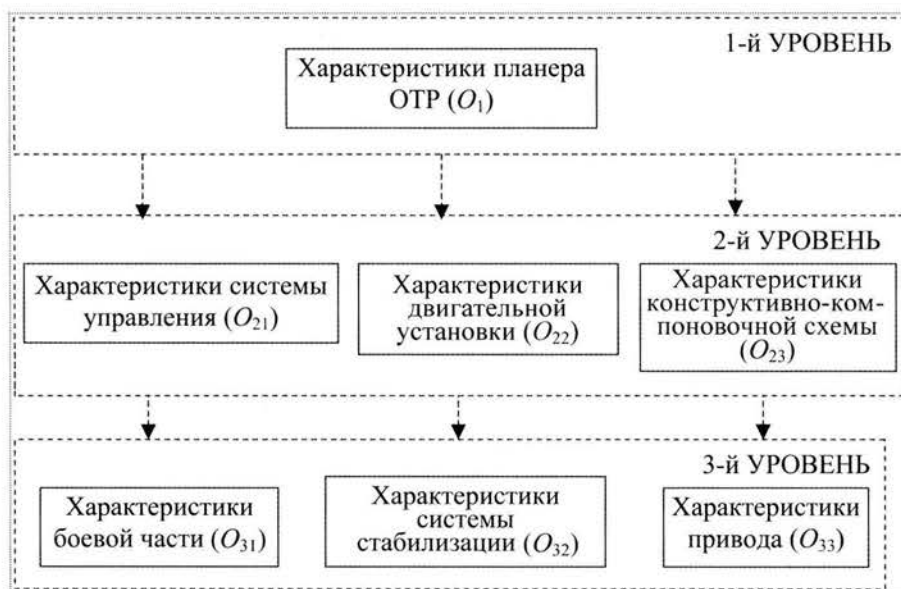


Рис. 1. Иерархия проектно-конструкторской проработки ОТР

Среди совокупности принципов, определяющих ход проектных работ, можно отметить следующие два, имеющие непосредственное отношение к специфике рассматриваемых задач. Во-первых, это системный подход к проектированию новой техники, который предполагает, что взаимосвязь и взаимодействие элементов придают новые свойства исследуемому объекту, не присущие его отдельным элементам или их совокупности без системного объединения. Во-вторых, представление с некоторой долей условности процесса проектирования как процесса переработки информации. Последнее предполагает использование методов проектирования, опирающихся на новые информационные технологии и автоматизированное проектирование.

Для соблюдения указанных принципов проектирования с использованием возможностей современных информационных технологий разработан и внедрен способ, отличительной особенностью которого является представление данных по агрегатам ОТР в виде объектов, объединенных в схему, показанную на рис. 1, отражающую иерархию проектно-конструкторской проработки ОТР. В приведенной схеме под объектом ($O_1, O_{21}, \dots, O_{31}$) понимается структура, обеспечивающая представление агрегатов ОТР в виде совокупности полей данных и методов преобразования полей данных в функциональные свойства агрегата.

Под составом ОТР $O_{\text{ОТР}}$ понимается совокупность объектов иерархической схемы, представленной на рис. 1, или в формализованном виде:

$$O_{\text{ОТР}} \rightarrow \{O_1, O_{21}, O_{22}, \dots, O_{33}\}.$$

Под полями объекта ОТР ($PL_{\text{ОТР}}$) понимается набор параметров (числовых, логических, морфологических), характеризующих соответствующий агрегат ОТР, или в формализованном виде:

$$PL_{\text{ОТР}} \rightarrow \{PL(O_1), PL(O_{21}), PL(O_{22}), \dots, PL(O_{33})\},$$

где $PL(\blacksquare)$ — поля объекта, характеризующие параметрическое описание агрегатов ОТР (например, для объекта O_1 — число факетов, координаты вершин факетов, а также перечень объектов нижнего уровня иерархии).

Под методами объектов понимается совокупность способов (моделей) преобразования полей в некоторый показатель, характеризующий функциональные свойства объектов, или в формализованном виде:

$$M_{\text{ОТР}} \rightarrow \{M_1(PL(O_1)), M_1(PL(O_{21})), \dots, M_2(PL(O_1)), M_2(PL(O_{21})), \dots, M_3(PL(O_1)), M_3(PL(O_{21})) \dots\},$$

где $M_1(\blacksquare), M_2(\blacksquare) \dots$ — методы, определяющие функциональные свойства объектов.

Таким образом, агрегат ОТР с введением объектного описания выступает как новая информационная единица со своими функциональными свойствами, которые влияют на функциональные свойства ОТР в целом.

Применительно к объекту O_1 (характеристики планера), находящемуся на вершине иерархии, приведем возможный перечень соответствующих полей и методов.

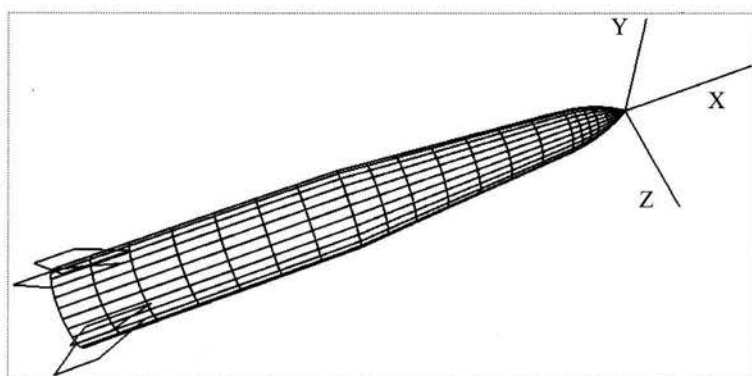


Рис. 2. Факетное представление планера ОТР

Поля объекта O_1 :

факетное представление планера:

$$\{x_{ij}, y_{ij}, z_{ij}, n_{xi}, n_{yi}, n_{zi}\}; i \in \overline{1, N}; j \in \overline{1, 4},$$

где x_{ij}, y_{ij}, z_{ij} — координаты j -й вершины i -го факета; n_{xi}, n_{yi}, n_{zi} — направляющие косинусы нормали i -го факета; N — число факетов;

тип материалов факетов;

диэлектрические и магнитные характеристики материалов;

адреса объектов наследников нижнего уровня $\{O_{31}, O_{32}, O_{33}\}$: O_{21} — характеристики системы управления; O_{22} — характеристики двигательной установки; O_{23} — характеристики конструктивно-компоновочной схемы.

Позиционирование факетов производится в связанной системе координат с началом в носу ОТР (рис. 2).

Методы объекта O_1 :

получение с использованием данных, заключенных в полях объекта, радиофизических параметров планера ОТР (в радиолокационном и оптических диапазонах);

получение с использованием данных полей объекта аэродинамических коэффициентов планера в заданном диапазоне углов атаки и скольжения.

Аналогично реализуется представление в объектном формате других агрегатов ОТР, указанных на схеме, приведенной на рис. 1.

Необходимо отметить, что операционные системы современных ЭВМ все более ориентируются на объектный тип данных. Соответственно, эффективность работы с таким типом данных с точки зрения быстродействия и размещения в памяти растет, и можно говорить о решении задач оптимизации методом перебора даже в условиях высокой комбинаторной сложности.

При реализации рассмотренной иерархической схемы ведется контроль перекрытия методов объектов

верхнего иерархического уровня в объектах нижнего уровня. Например, ввод агрегата принудительной стабилизации ОТР (объект O_{32}) предусматривает изменение в модели движения ОТР, введенной в составе объекта O_{23} . Как правило, перекрытие методов объектов при движении по иерархической структуре объектов свидетельствует о возможности практической реализации нескольких вариантов схемы действия ОТР на траектории. Под схемой действия ОТР понимается ее способность обеспечивать определенный вариант функционального поведения, в частности полет по навесным траекториям, отсутствие или наличие принудительной стабилизации на восходящем участке траектории, формирование групповых целей на траектории.

Данные по целевой обстановке (ЦО) — параметрическое описание цели, место дислокации, состав и параметры систем защиты — должны также представляться в объектном формате:

$$O_{цo} \rightarrow \{O_{цo1}, O_{цo2}, O_{цo3}, \dots\}.$$

Процесс проектирования ОТР реализуется с помощью комплексного использования методов формализации и эвристики на всех этапах разработки. Необходимо отметить, что в настоящее время в связи с прогрессом в сфере информационных технологий наблюдается устойчивая тенденция к повышению удельного веса методов, связанных с формализацией процесса выбора и обоснования состава и параметров технических систем.

Для придания ОТР новых функциональных возможностей (прежде всего поддержания боевой эффективности ОТР в условиях различной целевой обстановки, а также при различных начальных условиях старта) при определении облика ОТР целесообразно использовать следующее решающее правило:

$$i^* = \arg \max_i N_{cd}(O_{отр i}, O_{цo}) \quad (1)$$

при технических ограничениях

$$T(O_{отр i}) \leq T_n \quad (2)$$

и финансовых ограничениях

$$\sum C(O_{отр i}) \leq C_n. \quad (3)$$

Здесь $N_{cd}(\cdot)$ — число схем действия ОТР; T_n, C_n — заданные значения.

Объекты $O_{отр}$ и $O_{цo}$ имеют следующий состав:

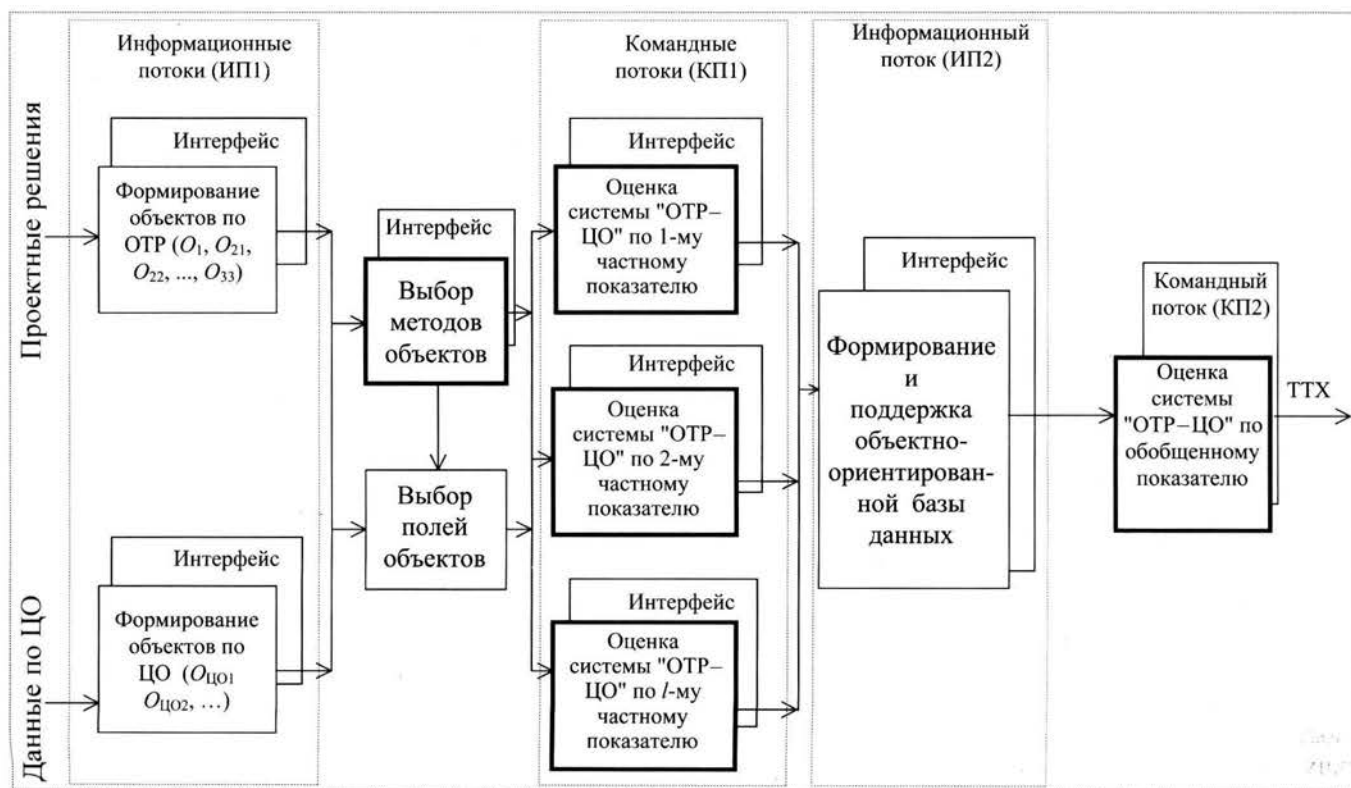


Рис. 3. Общая схема определения характеристик системы "ОТР – ЦО"

$$O_{OTRi} \rightarrow \{O_{1i}, O_{21i}, O_{22i}, \dots, O_{33i}\}, i = \overline{1, I_{OTR}};$$

$$O_{OЦ} \rightarrow \{O_{OЦ1}, O_{OЦ2}, \dots, O_{OЦj}\}, j = \overline{1, J_{OЦ}},$$

где I_{OTR} – число вариантов состава объектов, определяющих облик ОТР; $J_{OЦ}$ – число объектов, определяющих состав и параметры целевой обстановки.

Условием рассмотрения объекта O_{1i} в качестве возможного решения является выполнение неравенства

$$K_{pi}(O_{OTRi}, O_{OЦj}) > K_{lпор}, l = \overline{1, L}, \quad (4)$$

где K_{pi} , $K_{lпор}$ – фактическое и пороговое значения частного показателя эффективности l -го типа соответственно; L – число частных показателей.

Система проектирования должна обеспечивать взаимодействие формализуемых и неформализуемых (эвристических) методов обоснования состава и параметров ОТР. Механизм взаимодействия предполагает использование возможностей информационных технологий в части организации:

интерфейсного контроля и управления процессом обоснования состава и ТТХ системы;

параллельных оценок частных проектно-конструкторских решений;

базы данных для накопления информации в произвольном формате и проверки решающего правила.

Современные информационные технологии позволяют реализовывать реляционные, сетевые, иерархические, объектно-ориентированные базы данных (БД). Учитывая тип представления исходных данных по ОТР и целевой обстановке, целесообразно в качестве основного типа баз данных выбирать объектно-ориентированный тип БД. Поскольку основные принципы, характерные для процесса проектирования ОТР (итерационность, иерархичность и наследование), имеют место и для объектного типа информации, принятого за основу, структурную схему выбора и обоснования состава и ТТХ ОТР можно представить в виде совокупности элементов и функциональных связей между ними, приведенной на рис. 3. В состав разработанной системной модели входят следующие компоненты:

объектно-ориентированные базы данных, сформированные на основе входных информационных потоков ИП1 и ИП2;

схема формирования облика системы "ОТР – ЦО";

командные потоки КП1 и КП2, управляющие модулями оценки ТТХ и структуры системы "ОТР – ЦО" по частным показателям;

обслуживающий интерфейс.

Рассмотрим подробнее элементы структурной схемы, приведенной на рис. 3:

ИП1 – информационные потоки, обеспечивающие накопление вариантов исходных данных по ОТР и ЦО в объектном формате;

ИП2 – информационный поток, обеспечивающий накопление объектов $O_{\text{ОТР}}$ и результатов оценки эффективности по частным показателям в объектно-ориентированной базе данных;

КП1 – командные потоки, обеспечивающие оценку ОТР по частным показателям;

КП2 – командный поток, обеспечивающий просмотр объектно-ориентированной базы данных для отбора объектов, в которых полностью представлены все иерархические уровни, и выбора состава, параметров и схемы действия ОТР в соответствии с решающим правилом (1);

интерфейсные блоки – обеспечивают отображение входных и выходных характеристик в форме графических зависимостей, таблиц, иерархических структур, а также поддерживают интерактивный режим управления информационными и командными потоками.

Использование рассмотренного способа (оценки эффективности) при обосновании состава и параметров ОТР на этапе разработки позволяет:

обеспечить достижение заданных значений частных и обобщенного показателей при одновременной

реализации технических и финансовых ограничений в широком диапазоне условий;

обеспечить варианты построения групповой цели на восходящем и нисходящем участках траектории ОТР;

достичь высокой вероятности для поражения различных группировок вероятного противника в условиях противодействия;

обеспечить применение в составе ОТР более широкой по сравнению с имевшей место ранее номенклатуры боевых частей;

рассмотреть возможность применения ОТР в задачах перехвата воздушных целей;

предусмотреть различные варианты старта, не ухудшающие базовые показатели ОТР.

Таким образом, рассмотренный способ организации информационных потоков при проектировании, использование новых информационных структур и решающее правило, основанное на максимизации числа возможных вариантов схем действия, позволяют расширить возможности современных ОТР при поражении объектов, соответствующих различным театрам военных действий и различным вариантам целевой обстановки.

Список литературы

1. Проектирование зенитных управляемых ракет / под ред. И.С. Голубева и В.Г. Светлова, М.: Изд-во МАИ, 1999.
2. Одрин В.М. Метод морфологического анализа технических систем. М., ВНИИ ПИ, 1989.



ДАЙДЖЕСТ  **ДАЙДЖЕСТ**  **ДАЙДЖЕСТ**  **ДАЙДЖЕСТ**  **ДАЙДЖЕСТ**  **ДАЙДЖЕСТ**

Летающую лабораторию Ил-114ЛЛ в 2007 г. ждут интенсивные испытания

Самолет Ил-114ЛЛ, созданный в качестве летающей лаборатории для отработки перспективных радиоэлектронных систем, в 2007 г. пройдет большой объем летных испытаний. По словам заместителя генерального директора по военно-технической политике Научно-производственного предприятия "Радар-ММС" (Санкт-Петербург) Владимира Тупикова, уже сейчас многие промышленные предприятия интересуются проведением испытаний собственных разработок на Ил-114ЛЛ. Проведением мониторинговых операций с использованием Ил-114ЛЛ заинтересовались несколько российских министерств и ведомств.

На самолете установлены РЛС бокового обзора сантиметрового и метрового диапазонов, комбинированная телевизионно-тепловизионная гиросtabilизированная система для наблюдения за пространством и документирования работы радиолокационных средств. Летающая лаборатория имеет уникальное оборудование и 12 рабочих мест для приема информации от различных датчиков. Ил-114ЛЛ, которым управляют два члена экипажа, оснащен пилонами для подвески ракет класса "воздух–корабль" типа Х-35, но в них с помощью специальных контейнеров может быть размещено для испытаний и различное радиоэлектронное оборудование. Для этих же целей под фюзеляжем самолета можно подвешивать гондолу. В. Тупиков уточнил, что НПП "Радар-ММС" выступало заказчиком нового исследовательского борта Ил-114ЛЛ на Авиационном комплексе им. С.В. Ильюшина, а также изготавливало для этого самолета РЛС собственной разработки.

Вестник Интерфакс – АВН № 5 (280), 2007 г.

Резервирование в аппаратуре космических аппаратов длительного существования

М.Б. Соколов, А.Н. Демченко, О.В. Поздеев

В статье рассматриваются вопросы повышения вероятности безотказной работы и срока службы КА за счет применения в бортовой аппаратуре различных способов резервирования.

Описаны принципы и типы резервирования в аппаратуре космических аппаратов (КА), а также способы обнаружения отказов в схемной части бортовой аппаратуры. Рассмотрены также способы обнаружения отказов в аппаратуре бортовых цифровых вычислительных устройств КА. Предложена методика выбора глубины и типа резервирования для составных частей автоматической системы управления.

M.B. Sokolov, A.N. Demchenko, O.V. Pozdeyev. Equipment Redundancy In Long-Life Spacecraft

The article gives an account of measures to be taken to enhance the trouble-free operation of long-life spacecraft by means of different redundancy features introduced in their equipment. The redundancy types and operating principles are scrutinized, as well as ways to detect troubles and malfunctions in the circuits of electronic equipment of spacecraft-borne digital computers. A set of methods is presented to determine the depth and type of redundancy for different elements of the automatic control system.

Одним из основных требований к современным космическим аппаратам является требование длительного срока выполнения целевой задачи с заданной вероятностью безотказной работы. Существуют два направления повышения срока службы и вероятности безотказной работы бортовых систем:

повышение срока службы и вероятности безотказной работы электрорадиоизделий (ЭРИ), применяемых в электрических схемах приборов;

применение резервирования в схемах приборов и систем.

Практика разработки и отработки систем управления (СУ) ракет создала доминирующий в настоящее время принцип мажоритирования, широко применяемый в схемах приборов. Он заключается в введении в схему прибора функциональной избыточности за счет применения нескольких (n) однотипных схем, объединяемых специальным элементом, который выбирает из сигналов, поступающих от этих схем, "правильные" и передает их в следующие схемы. При определении таких сигналов применен принцип выбора однотипного большинства (принцип мажоритирования), а элемент, реализующий этот принцип, назван мажоритарным, или элементом голосования. Вероятность безотказной работы схемы при идеально надежном мажоритарном элементе определяется соотношением [3]

$$P_m = \sum_{i=0}^{(n-1)/2} C_n^i p^{n-i} (1-p)^i, \quad (1)$$

где n — число схем, объединенных мажоритарным элементом (всегда нечетное); p — вероятность безотказной работы одной схемы.

Практическое применение нашло трехкратное резервирование схем с выбором не менее двух из трех (2/3) одинаковых результатов работы схемы. Для этого варианта выражение (1) имеет вид



СОКОЛОВ
Михаил Борисович —
заместитель генерального
конструктора ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева,
кандидат техн. наук



ДЕМЧЕНКО
Анатолий Николаевич —
начальник отдела
КБ "Салют" ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева,
кандидат техн. наук



ПОЗДЕЕВ
Олег Васильевич —
ведущий инженер-конст-
руктор КБ "Салют" ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева

$$P_m = p^3 + 3p^2(1-p). \quad (2)$$

При резервировании бортовых систем КА использовался опыт, полученный при создании систем управления ракетами. В большинстве случаев применялся принцип мажоритирования трехканальных схем, работающих в "горячем" резерве.

На первых этапах, когда время существования КА ограничивалось месяцами, этот подход полностью себя оправдывал и способствовал бурному развитию космической техники. При создании долговременных пилотируемых орбитальных станций (ОС) впервые была поставлена задача увеличения срока службы бортовых систем до 10–15 лет. Присутствие человека на борту ОС позволило эффективно решить эту задачу путем проведения ремонтно-восстановительных работ.

Гораздо сложнее было удовлетворить требование увеличения срока службы бортовых систем беспилотных автоматических КА. Методически был реализован дистанционный подход: в системы КА вводились резервные схемы, приборы и агрегаты, находящиеся изначально в "холодном" резерве, а перевод их в рабочее состояние осуществлялся по командам из наземного центра управления полетом (ЦУП) после анализа телеметрической информации.

Наряду с необходимостью увеличения срока службы требуется максимально увеличить длительность автономной (без связи с ЦУП) работоспособности автоматических КА. Одним из возможных направлений выполнения данного двуединого требования может быть создание на борту КА специальной системы, автоматически выполняющей функции ЦУП по контролю работы бортовых систем и принятию решения о включении "холодного" резерва. Это направление теоретически проработано, но на практике не нашло широкого применения, поскольку увеличивает общую стоимость и сроки наземной отработки КА (завершить отработку этой системы можно только после завершения отработки всех функциональных систем).

В настоящее время появилась необходимость провести детальный анализ всех известных способов резервирования в целях выполнения двуединого требования.

Количественную оценку автономности работы бортовых систем можно провести, используя один из двух показателей [1]:

вероятность безотказной автономной работы системы на заданном интервале времени;

среднее время наработки на отказ автономно работающей системы.

Увеличение вероятности безотказной работы схемы, имеющей вероятность безотказности p , за счет применения принципа мажоритирования трехканальной схемы можно оценить соотношением

$$\Delta P_m = [p^3 + 3p^2(1-p)] - p. \quad (3)$$

Значения p , для которых $\Delta P_m = 0$, определяет решение уравнения

$$p^3 + 3[p^2(1-p)] - p = 0 \quad (4)$$

или $-2p^3 + 3p^2 = 0$ при $p_1 = 1$; $p_2 = 0,5$; $p_3 = 0$.

Анализ значений функции ΔP_m показывает, что $\Delta P_m > 0$ для $1 > p > 0,5$ и $\Delta P_m < 0$ для $0,5 > p > 0$. Физический смысл этих соотношений заключается в том, что принцип мажоритирования в своей основе предусматривает наличие с большей вероятностью "истинных", а не "ложных" результатов. В противном случае принцип мажоритирования выбирает "ложный" результат вместо "истинного". Следовательно, применение мажоритарного элемента возможно только в течение времени, когда вероятность исправного состояния схемы больше, чем вероятность ее отказа ($p > 0,5$). Кроме того, следует заметить, что при $p > 0,5$ один из трех каналов схемы может оставаться исправным, но будет исключен из работы.

Увеличение вероятности безотказной работы схемы, имеющей вероятность безотказности p за счет применения принципа резервирования с внешним для этой схемы определением факта ее исправного состояния, можно оценить соотношением

$$P_b = 1 - (1-p)^n, \quad (5)$$

где n — общее число схем с учетом резервирования; p — вероятность безотказной работы одной схемы.

Наряду с требованием высокой надежности к основным требованиям, предъявляемым к системам КА, относится и требование минимальной массы. В связи с этим на практике чаще применяется однократное резервирование (дублирование) схем. Для этого варианта выражение (5) имеет вид

$$P_b = 1 - (1-p)^2. \quad (6)$$

Увеличение вероятности безотказной работы схемы, имеющей вероятность безотказности p за счет применения дублирования при условии внешнего способа определения факта ее исправного состояния, можно оценить соотношением

$$\Delta P_b = [1 - (1-p)^2] - p. \quad (7)$$

Значения p , для которых $\Delta P_b = 0$, определяет решение уравнения

$$[1 - (1 - p)^2] - p = 0 \quad (8)$$

или $p - p^2 = 0$ при $p_1 = 1$; $p_2 = 0$.

Анализ значений функции $\Delta P_{\text{в}}$ показывает, что $\Delta P_{\text{в}} > 0$ для всего интервала $1 > p > 0$. Следовательно, применение принципа дублирования схемы при условии внешнего способа определения факта ее исправного состояния на любом интервале времени всегда увеличивает результирующую вероятность безотказной работы. Кроме того, отказ произойдет только при отказе всех (в данном случае двух) каналов схемы, т.е. неиспользуемой избыточности каналов, как в случае применения принципа мажоритирования, нет. Другими словами, рассматриваемый принцип оптимален при выполнении требований повышения вероятности безотказной работы и минимизации массы.

Соотношение величин вероятности безотказной работы схемы, имеющей вероятность безотказности p , при применении дублирования с внешним для схемы определением факта ее исправного состояния и при применении принципа мажоритирования трехканального построения этой схемы можно оценить следующим образом:

$$\Delta P_{\text{вм}} = P_{\text{в}} - P_{\text{м}} = 1 - (1 - p)^2 - p^3 + 3p^2(1 - p). \quad (9)$$

Значения p , для которых $\Delta P_{\text{вм}} = 0$, определяет решение уравнения

$$1 - (1 - p)^2 - p^3 + 3p^2(1 - p) = 0 \quad (10)$$

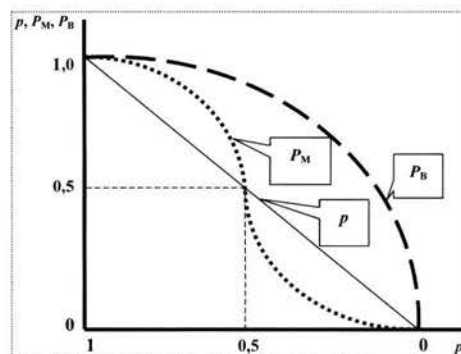
или $p^3 - 2p^2 + p = 0$ при $p_{1,2} = 0$; $p_3 = 1$.

Анализ значений $\Delta P_{\text{вм}}$ показывает, что $\Delta P_{\text{вм}} > 0$ для всего интервала $1 > p > 0$. Следовательно, применение принципа дублирования схемы при условии внешнего способа определения факта ее исправного состояния на любом интервале времени всегда обеспечивает большую вероятность безотказной работы схемы по сравнению с применением принципа мажоритирования. Кроме того, при дублировании требуются два канала (а не три, как при мажоритировании).

При сравнении принципов резервирования (рис. 1) считалось, что средства, реализующие анализ и выбор результатов работы резервируемой схемы, идеально надежные (безотказные). Такое допущение было принято для количественного сравнения принципов резервирования.

Анализ применяемых схем показывает, что вероятность безотказной работы средств выбора результатов работы резервируемой схемы существенно влияет на получаемую вероятность ее безотказной работы. Влияние на результат оказывает и глубина резервирования схемы (построение средств контроля).

Рис. 1. Сравнение принципов резервирования



Наибольшего увеличения результирующей вероятности безотказной работы схемы можно достигнуть, выполняя условие $P_{\text{части схемы}} \approx P_{\text{схемы контроля}}$. Это утверждение справедливо как для принципа мажоритирования, так и для принципа дублирования схем, поэтому при технически грамотном выборе и построении средств контроля учет их вероятности безотказной работы при сравнении принципов резервирования не изменит описанные результаты. Заметим, что сравнение двух принципов резервирования проводилось в относительных величинах вероятности безотказной работы, т.е. полученные результаты справедливы для любых интервалов времени.

Рассмотрим способы осуществления контроля состояния схемы в случае применения немажоритарного принципа резервирования.

При разработке электрических схем для приема и формирования команд (сигналов) управления, а также коммутации электропитания может быть применен способ управления (контроля) вероятностью отказных ситуаций. Под отказной ситуацией понимается одно из двух устойчивых состояний схемы:

обрыв, когда схема не меняет своего исходного состояния на выходе при изменении управления на входе;

зависание, когда схема находится в рабочем состоянии на выходе при отсутствии управления на входе.

В эти состояния схема переходит в результате появления отказов в ЭРИ. Способ управления вероятностью отказных ситуаций заключается в выборе таких ЭРИ и схем, чтобы отказы в ЭРИ с вероятностью практически достоверного события переводили схему в состояние отказной ситуации "обрыв". Под вероятностью практически достоверного события понимается заранее выбранная величина вероятности, близкая к 1.

Построенные по такому принципу схемы можно соединять параллельно в количестве, необходимом для выполнения требования по вероятности безотказной работы на заданном интервале времени.

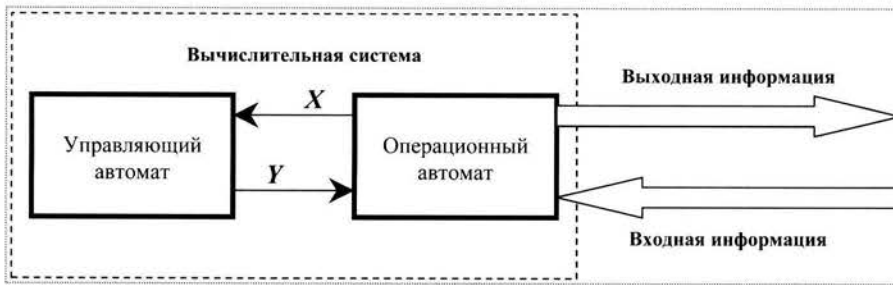


Рис. 2. Модель цифрового автомата

При разработке каналов обмена цифровой информацией (шин обмена) может быть применен способ обнаружения отказа в аппаратуре на основании контроля наличия искажения в передаваемой информации. Для этого необходимо сформулировать правила кодировки, обмена, алгоритм контроля достоверности передаваемой информации, а также реализовать в устройствах канала (шины) контроль этих правил. Такой подход позволяет при появлении искажений в передаваемой информации обнаружить отказ в устройствах канала (шины), а "не норма" контроля информации есть основание для перехода на работу по резервному каналу для устранения отказа в канале обмена (шине). Наиболее полно этот принцип реализован в мультиплексном канале обмена по ГОСТ Р 52070–2003, аналоге стандарта MIL-STD-1553B.

Более детально следует рассмотреть вопрос реализации неагортитарного принципа резервирования в бортовых цифровых вычислительных системах. Для этого воспользуемся предложенной академиком В.М. Глушковым [2] моделью цифрового автомата (рис. 2).

Здесь работа вычислительной системы представлена в виде взаимодействия двух автоматов: управляющего (А) и операционного (В). В качестве автомата А будем рассматривать программное обеспечение, реализующее алгоритмы работы вычислительной системы, а в качестве автомата В – аппаратуру, обрабатывающую входную и готовящую выходную информацию вычислительной системы (выполнение операций Y программного обеспечения (ПО) и формирование результатов их выполнения X для ПО).

Взаимодействие автоматов А и В выглядит следующим образом. Реализуя алгоритм работы вычислительной системы, автомат А задает для автомата В операции Y . Выполняя действия над информацией, заданные операциями Y , автомат В передает результат X этих действий в автомат А. Согласно алгоритму работы вычислительной системы автомат А анализирует полученные результаты X и соответственно задает для автомата В следующие операции. Описанный процесс продолжа-

ется в течение всего времени работы вычислительной системы.

Для простоты считаем, что достоверным событием является правильность или истинность целевого алгоритма. Другими словами, действия алгоритма всегда правильные; в противном случае нет смысла в его реализации.

На основании этого постулата функциональный (целевой) алгоритм всегда предусматривает операции Y , позволяющие достичь цели выполнения алгоритма, как реакцию на достоверные результаты X . Достоверными результатами X будут только в случае отсутствия искажения обрабатываемой информации, вызванного отказами в автомате В. Следовательно, создавая помимо целевого алгоритма контроля отсутствия искажения (истинности) обрабатываемой информации, можно с помощью этого алгоритма обнаружить отказ в аппаратуре.

Для количественной оценки достоверности алгоритма контроля $D(A_k)$ можно использовать отношение общего числа комбинаций искаженного кода информации к числу комбинаций, выявляемых этим алгоритмом. Естественно, необходимо создавать алгоритмы контроля с достоверностью, близкой к 1.

Как показывает практика, большие пакеты программ имеют ошибки и, следовательно, не тождественны реализуемым алгоритмам. Для количественной оценки достоверности реализации алгоритма программой $D(\Pi/A)$ или, другими словами, степени отработанности (отлаженности) программы можно использовать отношение числа комбинаций (Π) входных воздействий и реакций программы, проверенного при отработке (отладке) программы на соответствие алгоритму, к общему числу комбинаций (A), предусмотренных алгоритмом. Естественно, при отработке ПО необходимо стремиться к значению достоверности $D(\Pi/A)$, близкому к 1.

Заметим, что только при выполнении условия

$$D(A_k) \times D(\Pi/A) \approx 1$$

справедливо суждение о возможности обнаружения наличия отказов в аппаратуре вычислительной системы по результатам контроля средствами ПО отсутствия искажений в обрабатываемой информации.

На практике способ обнаружения отказа в аппаратуре на основании контроля наличия искажения в информации, обрабатываемой этой аппаратурой, был применен в виде тестирования вычислительных систем. Во время тестирования вычислительная система выполняла *тестовую* программу, реализующую специально разработанный алгоритм контроля A_k , имеющий достоверность $D(A_k) \approx 1$. Если тестовая программа не обнаруживает искажений в обрабатываемой ею детерминированной информации, то считается, что аппаратура системы не имеет отказов.

В случае получения "нормы" по результатам выполнения тестовой программы вычислительная система начинает выполнять функциональный (целевой) алгоритм. В момент получения "нормы" отказ в аппаратуре считается недостоверным (ложным) событием, а вероятность отказа аппаратуры системы считается равной нулю (или вероятность безотказной работы считается равной 1). Все это справедливо только для момента получения "нормы". В последующие моменты времени вероятность безотказной работы меньше 1.

Если в результате выполнения тестовой программы получен показатель "не норма", то вычислительная система автоматически выключается (для этого в ее составе предусмотрены специальные аппаратно-программные средства). При описанном построении контроля в вычислительной системе возможны два события:

система правильно выполняет целевой алгоритм; система не работает (выключена).

Для обеспечения близкой к единице вероятности правильного выполнения вычислительной системой целевого ПО тестовые программы выполняются в течение всего времени выполнения ПО.

Поскольку выполнение целевого ПО в вычислительной системе организовано на временных интервалах (циклах), тестовые программы выполняются каждый цикл, равный 0,1 с. Интенсивность отказов λ аппаратуры вычислительной системы на интервале 0,1 с является малой величиной, и если на данном интервале времени получен показатель "норма", когда вероятность отказа равна нулю, то вероятность правильного выполнения целевого ПО в течение цикла практически равна 1. Таким образом, система правильно выполняет целевой алгоритм. Если в цикле получен показатель "не норма", то система не работает (выключена).

Примером такого построения вычислительной системы может быть бортовая цифровая вычислительная система (БЦВС), разработанная для систем управления КА "Монитор-Э" и "KazSat". Аппаратно БЦВС построена по немажоритарному принципу резервирования и имеет четыре канала (границы). При ее включении выполняется тестовая программа в каждом канале (границе). По результатам контроля тестовой программы остаются включенными три канала (границы), для которых получена "норма".

При основной работе БЦВС в каждой границе выполняется специальная программа, сравнивающая результаты работы целевого ПО этой границы с результатами, полученными в двух других по мажоритарному принципу. При получении показателя "не норма" в одной из границ она выключается и включается четвертая граница, для того, чтобы число работающих границ не изменилось. В рассматриваемой БЦВС предусмотрен режим работы с одной границей, для которой получена "норма" по результатам выполнения тестовой программы.

Не менее важной по сравнению с задачей выбора принципов резервирования (мажоритарного или немажоритарного) является задача выбора типа резервирования ("холодного" или "горячего"), поскольку он оказывает существенное влияние на долговечность работы схемы. Причем мажоритарный принцип предусматривает применение только "горячего" типа резервирования, так как результаты работы всех трех каналов используются для контроля.

При немажоритарном принципе резервирования можно применять как "холодный", так и "горячий" типы, поскольку реализуется внешний для схемы способ контроля каждого ее канала. Предпочтительней применять в схемах "холодный" тип резервирования, так как он увеличивает долговечность аппаратуры. Для устройств, работа которых реализует реакцию только на текущее воздействие, всегда применим тип "холодного" резервирования.

Сложнее выбирать тип резервирования для устройств, текущая реакция у которых должна зависеть от результатов их предыдущей работы на интервале времени T . В дальнейшем будем называть их устройствами с памятью.

Одним из критериев выбора типа резервирования для устройств с памятью является условие допустимости временного невыполнения этим устройством своих функций при возникновении отказа. В этом случае применяется "холодный" тип резервирования. В противном случае при дублировании устройства применим только "горячий" тип, хотя при наличии трех и более резервных каналов остальные могут находиться в "холодном" резерве.



Рис. 3. Схема процесса управления

Используя приведенные результаты анализа применения неафоритарного принципа резервирования схем аппаратуры, предложим методику выбора числа резервных каналов и типа резервирования для составных частей автоматической системы управления, обеспечивающих заданную вероятность безотказной работы системы в течение интервала времени T . Кроме того, по этой методике можно установить требования к значениям достоверностей реализации целевого алгоритма программным обеспечением $D(П/А)$ и достоверности алгоритмов контроля $D(A_k)$.

Воспользуемся классической схемой процесса управления (регулирования), показанной на рис. 3.

Вероятность $P_{СУ}(T)$ выполнения целевой задачи автоматической системой управления (СУ), состоящей из датчика Д, шины обмена информацией Ш, аппаратуры вычислительной системы АВС и электроавтоматики ЭА, на интервале времени T для общего случая можно оценить соотношением

$$P_{СУ}(T) = P_D(T, N_D) P_{Ш}(T, N_{Ш}) \times [P_{АВС}(T, N_{АВС}) D(П/А) D(A_k)] P_{ЭА}(T, N_{ЭА}), \quad (11)$$

где $P_D(T, N_D)$ – вероятность безотказной работы на интервале времени T датчика, состоящего из N_D каналов резервирования; $P_{Ш}(T, N_{Ш})$ – вероятность безотказной работы на интервале времени T аппаратуры Ш, состоящей из $N_{Ш}$ каналов резервирования; $P_{АВС}(T, N_{АВС})$ – вероятность безотказной работы аппаратуры вычислительной системы, имеющей $N_{АВС}$ каналов резервирования на интервале времени T ; $D(П/А)$ – достоверность реализации целевого алгоритма программами ВС; $D(A_k)$ – достоверность алгоритма контроля; $P_{ЭА}(T, N_{ЭА})$ – вероятность безотказной работы электроавтоматики на интервале времени T .

Заметим, что характеристика достоверности D , примененная как оценка соответствия программного обеспечения алгоритму, который оно реализует (П/А), а также для оценки глубины проверки информации алгоритмом контроля A_k , имеет одну и ту же физическую сущность, что и характеристика вероятности безотказной работы P , применяемая для оценки возможности отказа аппаратуры. Другими словами, D и P характеризуют вероятность события.

По мнению авторов, для характеристики степени отлаженности программного обеспечения более правильно использовать термин "достоверность ПО" (в литературе – отказ ПО). Событие "отказ" обязательно подразумевает наличие противоположного события "норма", т.е. существует независимый процесс изменения состояния. ПО само по себе изменяться не может. Для его изменения необходимо ввести новый вариант (версию) ПО. Отказаться может аппаратура вычислительной системы, реализующая ПО, а не само ПО.

Поскольку в соотношение (11) входят и величины достоверности $D(П/А)$, $D(A_k)$, то с его помощью можно получить требования как к степени соответствия ПО реализуемому алгоритму, так и к построению алгоритма контроля A_k .

Для демонстрации методики выбора числа резервных каналов и типа резервирования будем считать, что изменение вероятности безотказной работы одного канала любого устройства СУ можно описать экспоненциальной функцией вида $e^{-\lambda/T}$, причем значения λ различаются для "холодного" и "горячего" принципов резервирования. Использование других функций или метода расчета не влияет на правильность предложенной методики.

Величины вероятностей, входящих в (11), можно оценить следующими соотношениями:

$$P_d(T, N_d) = \left[1 - (1 - p_d)^{N_d} \right]; p_d = e^{-\lambda_d / T}; \quad (12)$$

$$P_{\text{ш}}(T, N_{\text{ш}}) = \left[1 - (1 - p_{\text{ш}})^{N_{\text{ш}}} \right]; p_{\text{ш}} = e^{-\lambda_{\text{ш}} / T}; \quad (13)$$

$$P_{\text{ABC}}(T, N_{\text{ABC}}) = \left[1 - (1 - p_{\text{ABC}})^{N_{\text{ABC}}} \right]; p_{\text{ABC}} = e^{-\lambda_{\text{ABC}} / T}; \quad (14)$$

$$P_{\text{ЭА}}(T, N_{\text{ЭА}}) = \left[1 - (1 - p_{\text{ЭА}})^{N_{\text{ЭА}}} \right]; p_{\text{ЭА}} = e^{-\lambda_{\text{ЭА}} / T}. \quad (15)$$

Метод расчета $D(A_k)$ и $D(\Pi/A)$ описан ранее. Эти величины не изменяются после окончания разработки алгоритма A_k и отладки программ Π , в отличие от величин (12)–(15).

Типы резервирования, число каналов в устройствах СУ, степень правильности ПО и достоверность алгоритма контроля (их необходимо знать для достижения заданной вероятности $\tilde{Z}[P_{\text{СУ}}(T)]$ выполнения автоматической системой управления целевой задачи на интервале времени T) можно оценить, решая с учетом (11)–(15) неравенство для разных значений и комбинаций величин N и λ :

$$P_{\text{СУ}}(T) \geq \tilde{Z}[P_{\text{СУ}}(T)]. \quad (16)$$

Решая неравенство (16) для значения T , равного требуемому времени работы КА без связи с ЦУП, можно количественно оценивать степень автономности, получаемую при различных принципах и типах резервирования аппаратуры.

Задавая T , равное сроку службы КА, и решая неравенство (16), можно количественно оценивать вероятность безотказной работы СУ в конце срока службы КА, получаемую при различных принципах и типах резервирования аппаратуры.

На основании анализа результатов, полученных при решении (16) для различных значений T , можно

выбрать оптимальную структуру СУ в отношении принципов и типов резервирования ее аппаратуры, выполняющую заданные требования. Рассмотренная методика применима и для анализа различных вариантов построения схем p составных частей СУ.

Для КА длительного существования могут применяться также устройства, построенные по принципу мажоритарного резервирования, при условиях, что $p_{\text{канала}}(t) \geq 0,5$ для $t = T_{\text{срок службы}}$ и нет превышения лимита массы системы. Благодаря большому опыту создания и отработки схем, построенных по принципу мажоритарного резервирования, можно сокращать объемы и сроки проведения опытно-конструкторских работ, уменьшая таким образом стоимость создания систем.

В заключение заметим, что принципы резервирования бортовой аппаратуры КА дают только стратегическое направление при разработке электрических схем приборов, алгоритмов, программного обеспечения и структуры систем. Иногда более важными задачами при создании бортовых систем КА длительного существования являются применение качественных ЭРИ, всесторонняя стендовая отработка бортовых приборов и систем, а также тщательная проверка собранного КА на соответствие конструкторской документации. Только при выполнении этих условий можно достигнуть предусмотренных документацией характеристик КА по долговечности.

Список литературы

1. Синицын И.В. Автореферат дис. ... канд. техн. наук. М.: Изд. ВА РВСН имени Петра Великого, 2006.
2. Глушков В.М. Синтез цифровых автоматов. М.: Физматгиз, 1962.
3. Малиновский Б.Н. Справочник по цифровой вычислительной технике. Киев: Техніка, 1974.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

Компании "Сухой" и "Алениа" разрабатывают перспективный модельный ряд самолетов Sukhoi Superjet-100

Компания "Гражданские самолеты Сухого" (ГСС) и ее итальянский партнер компания "Алениа" разрабатывают различные варианты самолета Sukhoi Superjet-100, что позволит увеличить его экспортный потенциал. "Рассматривается возможность создания варианта самолета на 110 посадочных мест, а также самолета бизнес-класса на 38 пассажиров с дальностью полета 10 тыс. км за счет размещения дополнительных топливных баков", — сообщил представитель компании "Алениа" Карло Лолли. По его словам, объем потенциального рынка для самолетов Superjet-100 составляет до 1200 машин.

Заместитель генерального директора АХК "Сухой" Дмитрий Маценков сообщил, что до конца года ГСС и "Алениа" создадут совместное предприятие (СП), которое будет заниматься продвижением самолета Sukhoi Superjet-100 на мировом рынке, его послепродажным обслуживанием. Кроме того, специалисты СП изучат вопрос увеличения в конструкции самолета доли композиционных материалов, создания в России предприятия по их производству.

Планируется, что ГСС будет заниматься продажами самолетов Superjet-100 на традиционных рынках: в России, СНГ, Индии и некоторых других странах Азии, а СП — продвигать самолет на других рынках: в США, Латинской Америке, Китае и т.д.

Как сообщил представитель компании "Снекма" (Франция), для обслуживания двигателей самолета Sukhoi Superjet-100 будут созданы сервисные центры в Париже, Москве, а также в других странах, которые приобретут эти самолеты.

Вестник Интерфакс — АВН № 5 (280), 2007 г.



МАНИН
Анатолий Платонович —
генеральный директор —
главный конструктор ОАО
"Научно-производственный
центр "Арминт", доцент,
кандидат техн. наук



ВАСИЛЬЕВ
Владимир Владимирович —
заместитель генерального
директора по научной
работе ОАО "Научно-произ-
водственный центр
"Арминт", профессор,
доктор техн. наук

Применение инвариантных условий ортогональности при оценивании движения ЛА

А.П. Манин, В.В. Васильев

Рассматривается задача определения параметров движения летательных аппаратов (ЛА) по результатам измерений угловых координат цифровыми оптическими системами. Используемые инвариантные условия ортогональности существенно упрощают обработку измерений особенно при переменной конфигурации измерительного комплекса.

A.P. Manin, V.V. Vasiliev. Application Of Invariant Conditions Of Orthogonality At Definition Movements Of Flying Devices

The problem of definition of parameters of movement of flying devices by results of measurements of angular coordinates by digital optical systems is considered. Used invariant conditions of orthogonality essentially simplify processing measurements especially at a variable configuration of a measuring complex.

При испытании летательных аппаратов (ракет, снарядов, самолетов) на полигонах очень часто применяются оптические углоизмерительные средства. Переход от фотопленочной технологии регистрации изображения и измерения угловых координат к цифровой благодаря применению приборов с зарядовой связью (ПЗС-матриц) привел к пересмотру технологии обработки измерительной информации. Появилась возможность оценивать движение в реальном или близком к нему времени. Цифровая технология позволяет гибко менять конфигурацию измерительного комплекса, что важно при возникновении неблагоприятных условий измерений.

В цифровых оптических приборах в фокальную плоскость помещается ПЗС-матрица. Если визирная линия прибора совпадает с направлением на ЛА, то геометрический центр его изображения на матрице располагается в области условного центра матрицы (перекрестия). Измерению подлежит отклонение геометрического центра изображения от центра перекрестия в системе координат матрицы. Ориентация матрицы в пространстве определяется по показаниям лимбов угловых каналов.

Измерения отклонений от центра перекрестия матрицы чаще всего пересчитывают в поправки показаний лимбов угловых каналов. Но можно подвергать эти измерения непосредственной обработке с целью определения координат ЛА, как это показано далее.

Обычно упорядоченную совокупность измерений угловых координат, формируемую по результатам измерений всех измерительных приборов во все моменты времени измерения, обрабатывают методом наименьших квадратов (МНК)[1]. Такая методика дает наилучшую точность, но она не обладает гибкостью, способной быстро перестроить алгоритм под конкретную измерительную ситуацию. Автономность измерительного средства на этапе обработки исчезает. Наряду с этим при традиционной обработке решается система нелинейных уравнений, что усложняет саму процедуру обработки.

Обычно рассматривают два варианта оценивания:

в обработку вовлекаются непосредственно измерения отклонений изображения цели от центра координат ПЗС-матрицы оптического прибора и показания лимбов угловых каналов;

в обработку вовлекаются показания лимбов угловых каналов, уточненные по результатам измерений отклонений изображения цели от центра координат ПЗС-матрицы оптического прибора.

В обоих вариантах погрешности измерения угловых координат, обусловленные различными факторами (например, коллимационная погрешность), учитываются путем коррекции показаний лимбов угловых каналов.

Анализ измерительной задачи, решаемой цифровым углоизмерительным прибором, показывает, что существуют инвариантные условия ортогональности, которые позволяют автономно сформировать для каждого прибора систему линейных уравнений, связывающих искомые координаты ЛА с тригонометрическими функциями от измеренных значений угловых параметров либо с измерениями линейных отклонений изображения цели на ПЗС-матрице. Прямое объединение этих систем уравнений образует обобщенную систему уравнений, которую можно решить методом псевдообращения либо по принципам МНК.

Описание условия ортогональности. Для упрощения изложения рассмотрим точечную цель. Пусть проекция линии, соединяющей точечную цель и центр перекрестия матрицы, на ПЗС-матрицу образует точку, совпадающую с центром перекрестия матрицы. Это означает, что показания лимбов угловых каналов дают точные данные об угловых координатах цели. Это инвариантное условие ортогональности линии, направленной на цель, к фокальной плоскости записывается следующим образом:

$$\Phi_{(2,3)}(g - g_0) = 0, \quad (1)$$

где $g_0 = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix}$ — вектор известных координат привязки

измерительного прибора к единой, например стартовой, системе координат; $g = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$ — вектор искомых ко-

ординат цели в единой стартовой системе координат; $\Phi_{(2,3)}$ — матрица ориентации визирной линии оптического прибора в общей системе координат. Индекс (2, 3) означает, что берутся только две строки матрицы

связи Φ между общей системой координат и местной системой координат прибора. Имеет место формула

$$\Phi_i = F_i \Pi_i,$$

где матрицы поворота осей местной системы координат относительно общей имеют вид

$$F_i = \begin{pmatrix} \cos(\beta_{0i}) & \sin(\beta_{0i}) & 0 \\ -\sin(\beta_{0i}) & \cos(\beta_{0i}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix};$$

$$\Pi_i = \begin{pmatrix} \cos(\alpha_{0i}) & 0 & \sin(\alpha_{0i}) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\alpha_{0i}) & 0 & \cos(\alpha_{0i}) \end{pmatrix};$$

α_{0i} и β_{0i} — показания лимбов угловых каналов i -го прибора (азимута и угла места соответственно).

Система уравнений (1) имеет ранг, равный двум, поэтому невозможно определить искомые координаты объекта. Если измерения производятся двумя приборами и более из разных точек пространства, то обобщенная система уравнений, составленная из частных уравнений вида (1), имеет единственное решение.

Практически зафиксировать положение объекта на каждом приборе в центре перекрестия матриц — задача трудоемкая и бесполезная. Достаточно измерить отклонения изображения цели на матрице от центра перекрестия. Тогда условие ортогональности записывается так:

$$\Lambda(g) - \frac{1}{M} \Phi_{(2,3)}(g - g_0) = 0, \quad (2)$$

где $\Lambda(g) = \begin{bmatrix} y_m \\ z_m \end{bmatrix}$; y_m и z_m — измерения вертикального и горизонтального отклонений от центра перекрестия ПЗС-матрицы; $M = R/f$ — масштабный коэффициент; R — расстояние до объекта; f — фокусное расстояние оптического прибора.

Если пересчитать отклонения y_m и z_m в поправки показаний лимбов, то условие (2) приводится к условию (1).

Расчет угловых координат по отклонениям y_m и z_m проводится по следующим алгоритмам:

алгоритму вычисления координат зеркального изображения цели в местной системе координат оптического прибора $\varepsilon\eta$ по измерениям y_m и z_m

$$\begin{bmatrix} \varepsilon \\ \gamma \\ \eta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\beta_0 & -\sin\beta_0 & 0 \\ \sin\beta_0 & \cos\beta_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f \\ -y_m \\ z_m \end{bmatrix}; \quad (3)$$

алгоритму вычисления азимута

$$\alpha = \alpha_0 + \arctg \frac{\eta}{\varepsilon}; \quad (4)$$

алгоритму вычисления угла места

$$\beta = \arctg \frac{\gamma}{\sqrt{\eta^2 + \varepsilon^2}}. \quad (5)$$

Здесь $\varepsilon, \gamma, \eta$ — координаты цели в топоцентрической системе координат прибора.

Алгоритм расчета координат ЛА по данным лимбов угловых каналов. При этом последние уточнены по результатам измерений отклонений изображения цели от центра координат ПЗС-матрицы оптического прибора. Инвариантные условия ортогональности линий, направленных на цель, к фокальной плоскости измерительных приборов записываются следующим образом:

$$\Phi_{\Sigma} E_{\Sigma} g - \Phi_{\Sigma} g_{0\Sigma} = 0, \quad (6)$$

где

$$E_{\Sigma} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \dots & \dots & \dots \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} - \text{матрица размерностью } (3k \times 3); \quad (7)$$

$g_{0\Sigma}^T = [x_{01}, y_{01}, z_{01}, \dots, x_{0k}, y_{0k}, z_{0k}]$ — составной вектор начала координат каждого измерительного прибора в общей системе координат;

$$\Phi_{\Sigma} = \begin{bmatrix} \Phi_{(2,3)}^1 & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & \Phi_{(2,3)}^k \end{bmatrix} \quad (8)$$

— обобщенная составная матрица.

В правой части (8) $\Phi_{(2,3)}^i = F_i \Pi_i$ — матрица, проецирующая координаты цели в систему координат ПЗС-матрицы i -го прибора. Элементы матриц F_i и Π_i уточнены по результатам измерений отклонений изображения цели от центра координат ПЗС-матрицы оптического прибора.

Для решения линейной системы уравнений (6) и определения g воспользуемся методом псевдообраще-

ния матриц. С этой целью умножим выражение (6) на $(\Phi_{\Sigma} E_{\Sigma})^T$:

$$(\Phi_{\Sigma} E_{\Sigma})^T \Phi_{\Sigma} E_{\Sigma} \tilde{g} - (\Phi_{\Sigma} E_{\Sigma})^T \Phi_{\Sigma} g_{0\Sigma} = 0. \quad (9)$$

Разрешив (9) относительно $\tilde{g}$, получим

$$\tilde{g} = [(\Phi_{\Sigma} E_{\Sigma})^T \Phi_{\Sigma} E_{\Sigma}]^{-1} (\Phi_{\Sigma} E_{\Sigma})^T \Phi_{\Sigma} g_{0\Sigma}. \quad (10)$$

Если измерения проведены с разной точностью и известна ковариационная матрица погрешностей измерения N , то решение находится в соответствии с МНК:

$$\tilde{g} = [(\Phi_{\Sigma} E_{\Sigma})^T N^{-1} (\Phi_{\Sigma} E_{\Sigma})]^{-1} (\Phi_{\Sigma} E_{\Sigma})^T N^{-1} \Phi_{\Sigma} g_{0\Sigma}. \quad (11)$$

Алгоритм расчета координат ЛА по результатам измерений отклонений изображения цели от центра координат ПЗС-матрицы оптического прибора. Представим все полученные измерения отклонений изображения цели от центра ПЗС-матрицы для всех приборов в виде обобщенного вектора измерений

$$\Lambda^T = [y_{m1}, z_{m1}; \dots; y_{mk}, z_{mk}],$$

где y_{mi}, z_{mi} — вертикальное и горизонтальное отклонения изображения цели от центра ПЗС-матрицы i -го прибора ($i = 1, \dots, k$).

Представим обобщенное условие ортогональности в следующем виде:

$$\Lambda(\tilde{g}) = \Phi_{\Sigma} (E_{\Sigma} \tilde{g} - g_{0\Sigma}), \quad (12)$$

где

$$\Phi_{\Sigma} = \begin{bmatrix} \frac{1}{M_1} \Phi_{(2,3)}^1 & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{M_k} \Phi_{(2,3)}^k \end{bmatrix} \quad (13)$$

— обобщенная составная матрица.

Здесь $\Phi_{(2,3)}^i = F_i \Pi_i$, $i = \overline{1, k}$, — матрица, проецирующая координаты цели в систему координат ПЗС-матрицы i -го измерительного прибора (ИП), k — количество ИП.

Матрицы F_i и Π_i имеют вид

$$F_i = \begin{bmatrix} \cos(\beta_{0i}) & \sin(\beta_{0i}) & 0 \\ -\sin(\beta_{0i}) & \cos(\beta_{0i}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad (14)$$

$$\Pi_i = \begin{bmatrix} \cos(\alpha_{0i}) & 0 & \sin(\alpha_{0i}) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\alpha_{0i}) & 0 & \cos(\alpha_{0i}) \end{bmatrix},$$

где α_{0i} и β_{0i} — показания лимбов угловых каналов i -го измерительного прибора (азимута и угла места соответственно).

Масштабный коэффициент для каждого ИП определяется по формуле

$$M_i = \frac{\sqrt{(x_p - x_{0i})^2 + (y_p - y_{0i})^2 + (z_p - z_{0i})^2}}{f_i}, i = \overline{1, k}; \quad (15)$$

f_i — фокусное расстояние i -й оптической системы; x_p, y_p, z_p — расчетные координаты цели в общей стартовой системе координат; x_{0i}, y_{0i}, z_{0i} — координаты i -го измерительного пункта в общей стартовой системе координат.

Система уравнений (12) зависит от определяемых координат, так как масштабный коэффициент M_i является функцией искоемых координат. Поэтому приходится находить решение итерационными методами. Анализ решений показал, что даже при грубых начальных сведениях о расстоянии до цели число итераций не превышает трех.

Из (12) находим алгоритм оценки вектора координат ЛА:

$$\tilde{g} = [(\Phi_{\Sigma} E_{\Sigma})^T (\Phi_{\Sigma} E_{\Sigma})]^{-1} (\Phi_{\Sigma} E_{\Sigma})^T (\Lambda + \Phi_{\Sigma} g_{0\Sigma}). \quad (16)$$

Если измерения проведены с разной точностью и известна ковариационная матрица погрешностей измерения N , то решение находится в соответствии с МНК:

$$\tilde{g} = [(\Phi_{\Sigma} E_{\Sigma})^T N^{-1} (\Phi_{\Sigma} E_{\Sigma})]^{-1} (\Phi_{\Sigma} E_{\Sigma})^T N^{-1} (\Lambda + \Phi_{\Sigma} g_{0\Sigma}). \quad (17)$$

Такой подход можно обобщить на задачу определения координат, скорости и ускорения, если учесть пространственно-временную процедуру измерений.

Алгоритм расчета совокупности координат, скоростей и ускорений ЛА по данным лимбов угловых каналов. При этом последние уточнены по результатам измерений отклонений изображения цели от центра координат ПЗС-матрицы оптического прибора.

Пусть на временной оси, где определено все множество полученных измерений, задается частный интервал времени обработки, который включает заданное число моментов времени измерений, привлекаемых к обработке (например, 3, 5, 7 и т.д.). На этом интервале измерения от всех станций и для всех соответствующих моментов времени подвергаются обработке.

Обозначим частный интервал времени обработки

$$T_0 = [t - J\Delta T; t + J\Delta T], \quad (18)$$

где t — центральный момент времени на частном интервале, к которому привязываются результаты обработки; $\Delta T = 1/F_T$ — интервал времени между соседними моментами измерений; F_T — тактовая частота считывания информации с ПЗС-матрицы; J — наибольшее число моментов времени, смещенных от центрального ($J = 0, 1, 2$ и т.д.); $n = 2J + 1$ — число моментов времени измерений, привлекаемых к обработке на частном временном интервале; $n_{\text{изм}} = 2Nk$ — количество обрабатываемых измерений (k — число измерительных приборов — цифровых теодолитов).

Положим, что траектория движения аппроксимируется полиномом второй степени.

Тогда условие ортогональности записывается следующим образом:

$$\begin{bmatrix} \Phi_{\Sigma, t-T} E_{\Sigma} [E, E(-T), ET^2] \\ \vdots \\ \Phi_{\Sigma, t+T} E_{\Sigma} [E, E(+T), ET^2] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} G_t \\ V_t \\ W_t \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \Phi_{\Sigma, t-T} \\ \vdots \\ \Phi_{\Sigma, t+T} \end{bmatrix} g_{\Sigma 0} = 0, \quad (19)$$

где G_t, V_t, W_t — вектора положения, скорости и ускорения цели соответственно.

Вводя соответствующие обозначения, приведем систему (19) к обобщенному виду

$$S \begin{bmatrix} G^* \\ V^* \\ W^* \end{bmatrix} - P g_{0\Sigma} = 0. \quad (20)$$

Из (20) находим

$$\begin{bmatrix} G^* \\ V^* \\ W^* \end{bmatrix} = [S^T S]^{-1} S^T P g_{0\Sigma}. \quad (21)$$

Все алгоритмы оценивания параметров движения обладают одним важным свойством: они формируются из частных автономных линейных систем уравнений, имеющих общие члены — искоемые параметры движения.

Анализ результатов. Упрощение вычислительных процедур оценивания движения обычно приводит к потере качества оценок. Поэтому результаты оценивания подверглись сравнительному анализу. В качестве эталона брались оценки, получаемые по МНК. Анализ проводился как аналитически, так и с использованием имитационной модели "движение—измерение". Анализ показал следующее:

непосредственное включение в обработку измерений отклонений изображения цели от перекрестия ПЗС-матриц приводит к совпадению статистических характеристик погрешностей оценок предлагаемого метода и прямой обработки измерений по МНК. По сути, изменяется лишь процедура описания измерений;

при прецизионных измерениях угловых координат в полигонных условиях предварительный пересчет измерений отклонений в поправки показаний лимбов и последующая обработка по предлагаемым алгоритмам не дают ухудшения результатов оценивания (ухудшение наступает при недопустимо больших погрешностях первичных измерений).

Таким образом, использование инвариантного условия ортогональности существенно упрощает формирование алгоритма обработки оптических измерений, делает его гибким и приспособленным к изменяющимся условиям измерений.

Список литературы

1. Жданюк Б.Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. М.: Сов. Радио, 1978.
2. Манин А.П. Контроль и коррекция нелинейного оценивания состояния стохастических объектов // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2006. № 3. С. 28–36.
3. Сильвестров С.Д., Васильев В.В. Структура космических измерительных систем. М.: Сов. Радио, 1979.



ДАЙДЖЕСТ **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ**

Роскосмос проводит научно-исследовательскую работу по определению облика Байконура в будущем

В целях выработки будущего облика космодрома Байконур Федеральное космическое агентство России проводит научно-исследовательскую работу (НИР). В рамках НИР "Байконур" предприятия космической отрасли выполняют исследования для определения будущих потребностей космодрома в оборудовании и аппаратуре, направлений работы по подготовке кадров.

Космодром Байконур остается важной составляющей российской космической отрасли. Модернизация парка ракет-носителей, разработка космических аппаратов новых поколений неизбежно влекут за собой изменения в инфраструктуре космодрома, техническом и технологическом оборудовании, средствах измерений и связи. Необходимо также своевременное пополнение кадрового потенциала космодрома и повышение квалификации сотрудников центров эксплуатации, работающих с космической техникой.

Специалисты считают, что в ближайшие годы темп пусков ракет с Байконура будет нарастать. Носители "Союз", "Протон", "Зенит" и "Днепр" в различных комплектациях будут выполнять от 60 до 80 % пусков по российской федеральной космической программе. Продолжатся коммерческие запуски. Будет развернута инфраструктура под российско-казахстанские проекты "Байтерек" и "Ишим". Кроме того, на измерительном комплексе космодрома завершится переход на компьютерную технику, что позволит получать информацию о полете ракеты в реальном масштабе времени и оперативно ее обрабатывать. НИР "Байконур" должна быть завершена ориентировочно весной.

Россия арендует комплекс Байконур у Казахстана с 1994 г. В январе 2004 г. президенты РФ и Казахстана Владимир Путин и Нурсултан Назарбаев подписали соглашение о развитии сотрудничества по эффективному использованию космического комплекса Байконур, которым срок аренды космодрома российской стороной был продлен до 2050 г. без изменения размера ежегодной арендной платы, которая составляет 115 млн дол.

В России разрабатывается вертолет нового поколения

Координировать работу по созданию новой вертолетной техники, в том числе и вертолетов пятого и шестого поколений, будет создаваемый Объединенной промышленной корпорацией (ОПК) "Оборонпром" Единый проектно-инженерный центр.

"Работа над созданием вертолета нового поколения ведется, правда, пока только на бумаге конструкторских бюро Московского вертолетного завода им. М.Л. Миля и фирмы "Камов", — сказал генеральный директор ОПК "Оборонпром" Денис Мантуров, — "однако решить задачу создания вертолетов пятого и шестого поколений можно только совместными усилиями двух КБ. Для этого будет создан Единый проектно-инженерный центр". Он отметил, что при этом бренды "Миль" и "Камов" останутся. Пессимистические прогнозы о том, что после создания единого вертолетостроительного холдинга камовская и милевская школы могут быть безвозвратно потеряны, абсолютно не оправдались. Директора конструкторских бюро и конструктора средних уровней сегодня активно общаются между собой, координируют свою работу. По словам Д. Мантурова, благодаря созданию Единого проектно-инженерного центра можно будет иметь единый отдел по прочностным характеристикам, единый отдел по бортовой радиоэлектронике, двигателям и т.д.

Д. Мантуров сообщил, что ОПК "Оборонпром" в настоящее время реализует программу, направленную на выстраивание производственной кооперации по выпуску вертолетной техники, оптимизацию производственных мощностей и сокращение непроизводственных расходов. В настоящее время в работе находится программа по промышленной политике вертолетостроительного холдинга и выстраиванию производственной кооперации.

Вестник Интерфакс — АВН № 5 (280), 2007 г.

УДК 621.4

Жаростойкое покрытие для деталей турбины ГТД, получаемое из водной суспензии

Е.Г. Иванов, Г.Т. Пашенко, В.М. Самойленко

Рассматривается возможность получения более экономичного и экологически чистого защитного покрытия для деталей турбины ГТД из водной суспензии. Обоснована лучшая жаростойкость предложенного покрытия по сравнению с серийным.

E.G. Ivanov, G.T. Pashchenko, V.M. Samoilenko. Aqueous Slurry-Based Heat-Resistant Coating For Turbine Components Of Gas-Turbine Engines

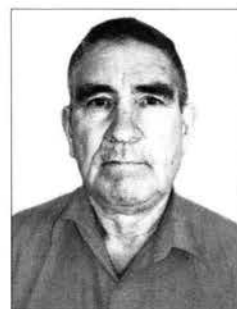
The article scrutinizes possibilities to manufacture more cost-effective and nature-friendly coatings for turbine components of gas-turbine engines from water slurry, and gives proof of their better heat resistance as compared to original ones.

Для повышения жаростойкости, а следовательно, и долговечности деталей турбины ГТД при производстве энергетических машин используются алюминидные покрытия: диффузионные (порошковые, шликерные, газоциркуляционные, алитирование в расплавах), конденсационные (электронно-лучевое, плазменное, лазерное, магнетронное и катодное распыление), а также комбинированные и комплексные покрытия [1, 2]. Для получения такой широкой гаммы покрытий необходимы специальные дорогие установки.

При ремонте деталей энергетических машин жаростойкие алюминидные покрытия наносят простым шликерным методом (метод красок), основы которого были разработаны В.И. Просвириным [3] еще в 1970-х гг. Совершенствование данного способа проходило медленно. Наполнителем краски была алюминиевая пудра ПАК-4, ПАП-2, а в последнее время — алюминиевый порошок АСД-4 [4]. Органическая связка состояла из цапонлака в растворителе. Краску наносили в основном с помощью пневматического распыления и сушили. Для получения диффузионного покрытия производился высокотемпературный обжиг при температуре до 1100 °С в среде аргона или вакуума.

Технологическая простота и экономичность данного способа нанесения жаростойкого покрытия очевидны. К основным недостаткам шликерного метода нанесения жаростойкого покрытия относят высокую токсичность и огнеопасность органической связки. Кроме того, способ получения жаростойкого покрытия методом красок осуществляют в атмосфере аргона или вакуума. Это повышает стоимость процесса и затрудняет нанесение покрытия на крупногабаритные детали.

Авторами предложен метод нанесения жаростойкого покрытия из водной суспензии. Суспензия состоит из фосфатно-хроматной связки на водной основе и активной составляющей порошков алюминия и кремния. На состав такой суспензии получен патент [5]. В отличие от суспензии на органической связке предложенная суспензия имеет следующие преимущества: она не горит, практически не имеет запаха. Неорганическая фосфатно-хроматная связка играет роль связующего при формировании осадка, а также роль защиты от окисления активной составляющей и поверхности сплава, на который наносят покрытие. Активная часть суспензии — система алюми-



ИВАНОВ
Евгений Григорьевич —
профессор ВВИА им. проф.
Н.Е. Жуковского, доктор
техн. наук



ПАШЕНКО
Геннадий Трофимович —
альфонкт ВВИА им. проф.
Н.Е. Жуковского



САМОЙЛЕНКО
Василий Михайлович —
доцент, заместитель
начальника факультета
ВВИА им. проф.
Н.Е. Жуковского,
кандидат техн. наук

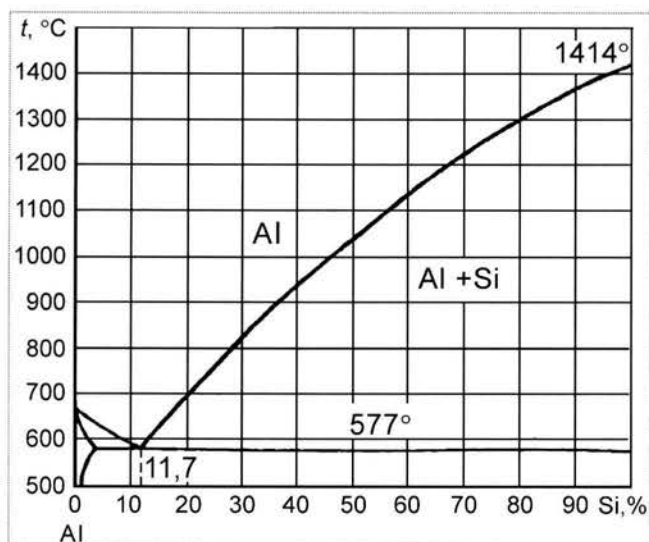


Рис. 1. Диаграмма состояния Al–Si [6]

ний–кремний – после удаления воды при повышенной температуре образует легкоплавкий расплав с эвтектической составляющей (рис. 1).

Диффузионный слой покрытия в расплаве Al–Si формируется с высокой скоростью благодаря протеканию экзотермической реакции. Для его формирования нет необходимости применять активаторы. Такая композиция водной суспензии позволяет проводить диффузионное насыщение в воздушной атмосфере при термообработке до 1100°C с самоотделением защитной пленки (шлама) от диффузионного покрытия на этапе охлаждения.

На качество диффузионного покрытия влияют состав суспензии, соблюдение технологии ее нанесения на деталь.

Суспензию на деталь наносят методом красок: окунанием, пневмораспылением, кистью и т.д. Затем деталь подвергают ступенчатой термообработке: сушка при $60\ldots 90^\circ\text{C}$ – 15 мин; обжиг при 200°C – 30 мин для удаления воды и получения прочного сухого осадка; нагрев в воздушной атмосфере при 700°C – 30 мин для равномерности прогрева и формирование диффузионного слоя заданной толщины при 1100°C – 30 мин. При охлаждении происходит отделение шлама от диффузионного покрытия.

На первом этапе формирования диффузионного покрытия из водной суспензии (рис. 2) происходит формирование сухого осадка на поверхности детали при испарении воды. Вода в суспензии обеспечивает ей необходимые реологические свойства при хранении и нанесении на поверхность детали. После получения осадка роль воды исчерпана.

На втором этапе (см. рис. 2) в сухом осадке происходит формирование расплава алюминий–кремний под защитной пленкой шлама, состоящего из $\text{P}_2\text{O}_5\text{--Cr}_2\text{O}_3\text{--Al}_2\text{O}_3$. Содержание фосфатно-хроматной связки в суспензии должно быть сбалансировано. Концентрации P_2O_5 и Cr_2O_3 должны быть достаточными для получения сухого осадка хорошей прочности и защиты от окисления системы сплав–покрытие. Вместе с тем эти концентрации должны быть предельно минимальными, чтобы хроматно-фосфатное связующее не затрудняло образование расплава алюминий–кремний и отделение шлама в процессе охлаждения деталей после диффузионного насыщения.

На третьем этапе (см. рис. 2) при взаимодействии расплава алюминий–кремний с поверхностью сплава образуется диффузионное покрытие, состоящее из алюминидов Ni_xAl_y (согласно диаграмме состояния Ni–Al) с небольшим содержанием кремния. Содержание алюминия в покрытии и его фазовый состав зависят от температуры и времени выдержки при обжиге.

При однослойном нанесении суспензии на деталь, изготовленную из жаропрочного сплава на никелевой основе (ЖС6У), при обжиге в 1100°C за 30 мин формируется диффузионное покрытие толщиной около 40 мкм , в котором массовая доля алюминия составляет 30 %.

На четвертом этапе (см. рис. 2) происходит отделение шлама от диффузионного покрытия в процессе охлаждения после диффузионного обжига. Это важное преимущество разработанного метода формирования диффузионного покрытия, так как исключается технологическая операция по удалению шлама.

Таким образом, новый метод получения диффузионного покрытия имеет ряд технологических преимуществ по сравнению с алитированием известным методом красок. Суспензия на неорганической связке не горит, практически не имеет запаха, позволяет проводить процесс нанесения покрытия в атмосфере воздуха без вакуума и аргона, а также исключить операцию по отделению шлама с полученного покрытия.

Кроме того, как показали сравнительные исследования на изотермическую жаростойкость, покрытие, полученное из водной суспензии, обладает более высокой жаростойкостью по сравнению с алитированием методом красок (рис. 3). Сравнительную жаростойкость двух диффузных покрытий оценивали по приращению массы образцов на единицу поверхности при окислении на воздухе с температурой 1100°C .

При исследовании покрытия, полученного из водной суспензии, содержащей фосфатно-хроматное связующее, возникает вопрос: может ли фосфор восстанавливаться из оксидной фазы и диффундировать в

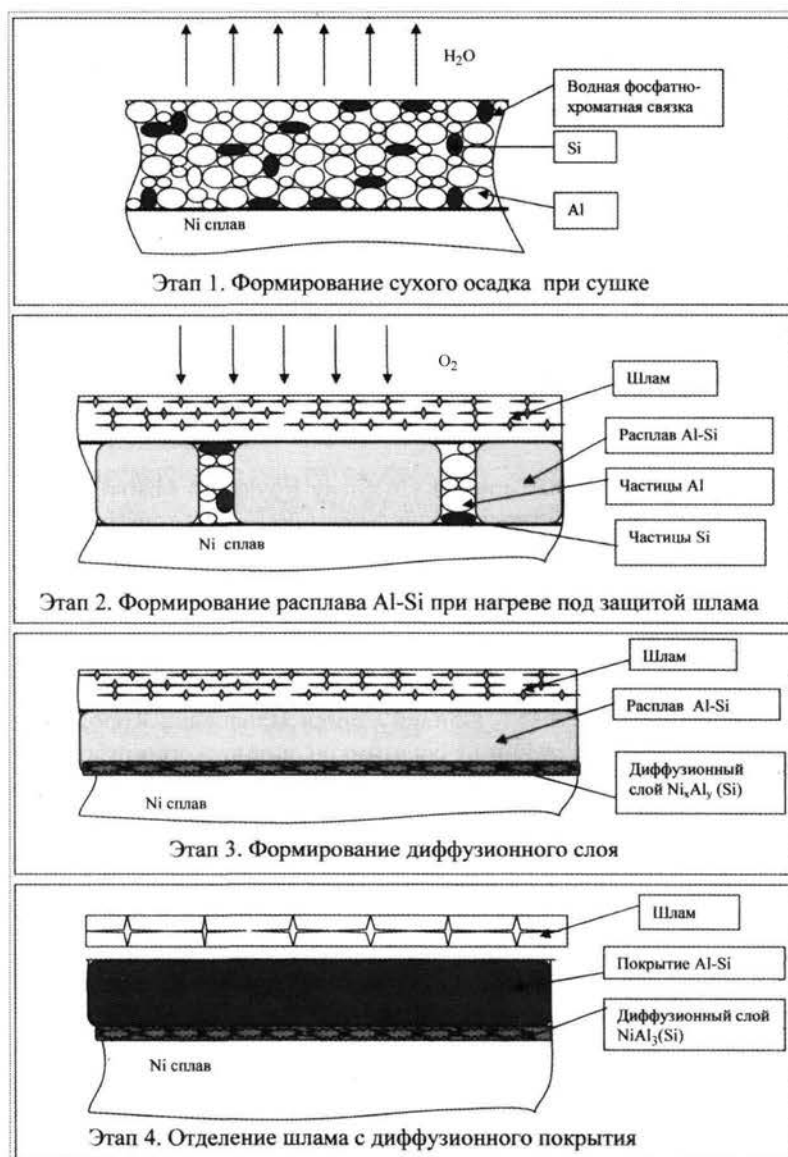


Рис. 2. Этапы формирования диффузионного покрытия из водной суспензии

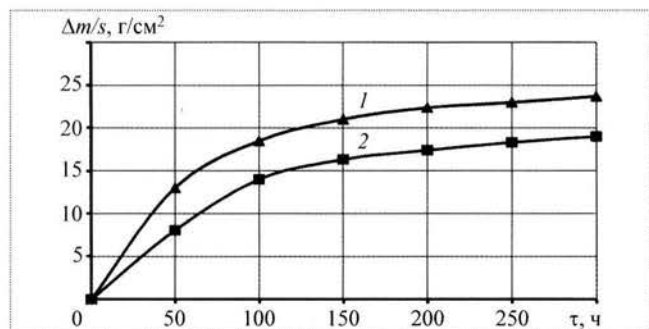


Рис. 3. Сравнение изотермической жаростойкости образцов при 1100 °C:
1 – ЖС6У + алитированное покрытие методом красок; 2 – ЖС6У + покрытие на фосфатно-хроматной связке

покрытие и никелевый сплав, вызывая тем самым охрупчивание сплава? Проведенные исследования показали, что имеется ряд доказательств, что этого не происходит.

1. Химический анализ покрытия показал, что фосфор в нем отсутствует.

2. Представленный на рис. 2 механизм формирования диффузионного покрытия показывает, что оксидная фаза, содержащая фосфор на всех этапах формирования покрытия, не соприкасается с составом сплава.

3. В окислительных условиях (в атмосфере воздуха) фосфору термодинамически устойчивее находиться в оксидной фазе P_2O_5 , которая при повышенной температуре, взаимодействуя с Al_2O_3 , дает химически прочное соединение $AlPO_4$.

4. Справочные данные по взаимодействию покрытий, полученных химическим методом (Ni-P, Ni-P-Re, Ni-P-W), со стальной подложкой при повышенных температурах показывают, что диффузии фосфора в сталь нет. Исследователи предполагают, что фосфор остается в оксидной фазе.

Таким образом, рассмотренный в статье способ позволяет получать на никелевых сплавах защитное покрытие из водной суспензии. Предлагаемое покрытие обладает более высокой жаростойкостью, экологически чище, экономически дешевле по сравнению с традиционно применяемыми защитными покрытиями для деталей турбины газотурбинных двигателей.

Список литературы

1. Арзамасов Б.Н., Соловьева Т.В. Справочник по конструкционным материалам. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 640 с.
2. Тимошенко А.В., Ракоч А.Г., Микаелян А.С. Защита от коррозии. М.: Каравелла, 1997. 330 с.
3. Просвиринов В.И. Скоростные процессы химико-термической обработки с применением паст и суспензий // Тр. РКИИ ГА. Рига, 1972.
4. Левченко Т.В. Защитные покрытия на металлах. Вып. 4 // Сб. "Высокопроизводительный метод алитирования никелевых сплавов". Киев: Изд. Академии наук, 1971. С. 158–165.
5. Иванов Е.Г. Суспензия для алюмосилицирования металлических деталей. Пат. РФ 2032764. 18.01.1993. Заявка 93003214.
6. Шанк Ф. Структура двойных сплавов: Справочник. М.: Металлургия, 1973. С. 760.
7. Рябченков А.В., Овсянкин В.В., Зотьев Ю.А. Теплостойкие покрытия, полученные химическим осаждением из растворов // Защитные высокотемпературные покрытия. Тр. 5-го Всесоюз. совещания по жаростойким покрытиям. Ленинград: Наука. Ленингр. отд-ние, 1972. С. 238–248.



АЛИФАНОВ
Олег Михайлович —
декан аэрокосмического
факультета МАИ,
член-корреспондент РАН



ПАЙСОН
Дмитрий Борисович —
начальник сектора ЦНИИ
машиностроения,
кандидат техн. наук

К 90-летию Василия Павловича Мишина

О.М. Алифанов, Д.Б. Пайсон

Статья посвящена 90-летию со дня рождения академика Василия Павловича Мишина (1917–2001) — видного ученого, организатора, руководителя и активного участника работ в области ракетно-космической техники, Героя Социалистического Труда, лауреата Ленинской и Государственной премий, соратника С.П. Королева. В ней приведены отрывки из дневниковых записей В.П. Мишина.

O.M. Alifanov, D.B. Pieson. To 90th Jubilee Of Vasily Pavlovich Mishin

The article celebrates 90-years jubilee of Academician Vasily Michin (1917–2001) a prominent scientist and space program manager, Hero of the Socialist Labor, winner of the Lenin's and State Prizes, friend and colleague to Sergey Korolyov. The excerpts are also provided from Vasily Mishin's work diary notes.

Нынешний год богат на юбилеи основоположников отечественной космонавтики. В январе мы отметили столетний юбилей Сергея Павловича Королева и девяностолетие одного из его ближайших соратников, видного организатора и руководителя работ в области ракетно-космической техники академика Василия Павловича Мишина (1917–2001).

В.П. Мишин был ближайшим соратником и другом С.П. Королева, его первым заместителем с 1946 г. и до безвременной кончины Сергея Павловича в 1966 г., а затем в течение восьми последующих лет преемником и продолжателем дела Королева на посту главного конструктора ракетно-космических систем и начальника Центрального конструкторского бюро экспериментального машиностроения (до 1966 г. — Особое конструкторское бюро, ОКБ-1).

Родился Василий Мишин 18 января 1917 г. в деревне Бывалино под Павлово-Посадам Орехово-Зуевского района Московской области. Детство и юность были не самыми счастливыми, он рос фактически без отца и матери, воспитывал Василия дед. Окончив в 1932 г. семилетку, Мишин поступил в фабрично-заводское училище при ЦАГИ, получил квалификацию слесаря и был направлен на работу в цех особых заданий ЦАГИ. Параллельно учился на вечерних курсах подготовки для поступления во ВТУЗ и в 1935 г. стал студентом Московского авиационного института (МАИ). Во время учебы в институте занимался в аэроклубе МАИ, стал инструктором-планеристом. После окончания МАИ в 1941 г. был направлен в КБ В.Ф. Болховитина, где в военные годы принимал участие в создании систем вооружения самолетов и первого ракетного самолета Би-1. В 1945 г. Василий Павлович был удостоен своего первого ордена — ордена Красной Звезды. По окончании Великой Отечественной войны в мае 1945 г. В.П. Мишин был командирован в Германию, где в составе спецгруппы занимался изучением немецкой баллистической управляемой ракеты Фау-2. Там он встретился с С.П. Королевым, и с тех пор они были ближайшими соратниками по созданию первых отечественных баллистических ракет, ракет-носителей и космических аппаратов. Вместе с Королевым работала блестящая плеяда ученых и инженеров, среди которых В.С. Авдеевский, В.П. Бармин, В.П. Глушко, Л.А. Воскресенский, А.М. Исаев, В.И. Кузнецов, А.Ю. Ишлинский, В.П. Макеев, Г.И. Петров, Н.А. Пилюгин, Б.В. Раушенбах, М.Ф. Решетнев, Б.Е. Черток и многие другие специалисты. В этом творческом союзе важную роль играл В.П. Мишин.

В.П. Мишин возглавил широкий комплекс исследований и проектных разработок по созданию советских баллистических ракет, начиная с первой ракеты Р-1. Затем последовали следующие разработки — ракеты Р-2, Р-5, Р-11. Как известно, после ракеты Р-5 перед Королевым была поставлена задача разработать ракету Р-3 на дальность полета 3000 км.

И эта работа в КБ пошла энергично. Однако Василий Павлович считал правильным сразу создавать ракету на дальность порядка 10 000 км. Именно такое предложение, основанное на проведенной в КБ научно-исследовательской работе, и было представлено на рассмотрение. Несмотря на возражения ряда главных конструкторов, Мишин сумел доказать не только возможность, но и необходимость такого решения. Работы по Р-3, продолжавшиеся уже почти два года, были свернуты и КБ перешло на проектирование межконтинентальной ракеты Р-7. Мишину были поручены проработка конструктивно-компоновочной схемы и выбор основных проектных параметров ракеты. Год 1957-й был ознаменован блестящим достижением в ракетостроении — была создана межконтинентальная ракета Р-7, построенная по двухступенчатой схеме. В то время появление подобного оружия имело определяющее значение для обороны страны, но не только. Эта ракета позволила запустить первый спутник на околоземную орбиту и стала базой для создания трехступенчатой ракеты-носителя "Восток", что сделало возможным запуск тяжелых спутников, первые полеты автоматических аппаратов к Луне и, что особенно важно, осуществление пилотируемых космических полетов.

В дальнейшем на базе этой ракеты был разработан четырехступенчатый носитель "Молния", обеспечивший первые пуски к планетам Солнечной системы, а затем и целый ряд модификаций ракет-носителей "Союз", которые использовались и продолжают использоваться для запуска кораблей "Союз" и "Прогресс". Сравнительно недавно появилась следующая разновидность базовой серии ракет-носителей "Союз" — "Союз-2" с разгонным блоком "Фрегат", созданным в НПО им. С.А. Лавочкина.

Ряд оригинальных и новаторских проектно-компоновочных решений по легендарной ныне "семерке" был предложен самим В.П. Мишиным или при его непосредственном участии. Среди них — горизонтальная

сборка в монтажном корпусе вместо более дорогой вертикальной; уменьшение массы ракеты за счет подвески ракеты за силовые узлы на боковых ускорителях в местах их крепления к центральному блоку; отказ от газоструйных рулей и переход к управляющим ракетным двигателям.



Василий Павлович Мишин

В.П. Мишин принимал активное участие в решении и многих других научно-технических проблем в ракетно-космической технике, например вопросах применения и хранения криогенных экологически чистых компонентов топлива. Под его руководством была разработана уникальная технология транспортировки, хранения и использования в баллистических ракетах и ракетах-носителях переохлажденного жидкого кислорода, практически без потерь на испарение. Эта технология была внедрена при создании высокоточной жидкостной баллистической ракеты дальнего действия Р-9, а также при создании на космическом аппарате замкнутой системы обеспечения температуры на уровне кипения жидкого гелия.

После смерти С.П. Королева в 1966 г. В.П. Мишин становится его преемником на посту руководителя ОКБ-1, ставшего вскоре ЦКБЭМ. Основные силы королёвской фирмы были брошены на реализацию отечественной лунной программы — создание гигантской ракеты-носителя Н-1, пилотируемых лунных кораблей, организацию пилотируемого облета Луны и высадки на нее советского космонавта. Несмотря на все усилия ЦКБЭМ и масштабной проектной кооперации, все четыре запуска Н-1 закончились авариями, а пилотируемая лунная программа была в конце концов закрыта. Отчасти восстановить престиж советской космонавтики помог запуск в 1971 г. первой советской орбитальной станции "Салют".

Василий Павлович обладал способностью прогнозировать развитие ракетно-космической техники, выявлять актуальные области научных и практических приложений космонавтики, находить и привлекать к работе научные организации и ученых, которые могли бы способствовать скорейшему решению возникающих научных проблем. Он обладал особым обаянием, внушал уверенность в успехе, генерировал интересные



В.П. Мишина принимают в Международную академию аэронавтики

задачи и идеи, умел сплотить вокруг себя творческих людей. Тесное сотрудничество с академиком Б.Е. Патном и его коллективом позволило решить целый ряд важнейших проблем по созданию крупногабаритных объектов в космосе, быстроразъемных конструкций с последующей их сборкой на орбите, применению специальных методов автоматической сварки в условиях космоса при выполнении сборочных и ремонтных работ. Совместная работа с академиками В.А. Амбарцумяном и С.А. Гурздяном привела к созданию уникального космического телескопа, запущенного в 1973 г. в космос на корабле "Союз-13". Сотрудничество с академиком Н.Н. Шереметьевским привело к разработке безрасходной системы гравитационной стабилизации орбитальной станции с использованием гиродинов.

Наряду с работой в промышленности В.П. Мишин ведет большую научную и педагогическую работу. После присуждения в 1957 г. ученой степени доктора технических наук он преподавал в МГУ им. Ломоносова. С 1958 г. исполняет обязанности профессора, а в 1959 г. становится профессором и заведующим кафедрой в МАИ. Академия Наук СССР избрала его своим членом-корреспондентом, а в 1966 г. — действительным членом академии по специальности "Механика и процессы управления".

С 1974 г. в жизни В.П. Мишина начался новый этап — постоянная работа в Московском авиационном институте в должности заведующего одной из ведущих кафедр — кафедры проектирования и конструкций летательных аппаратов. Василий Павлович был одним

из основателей кафедры в 1959 г. и возглавлял ее более 30 лет (до 1974 г. он заведовал кафедрой по совместительству). На кафедре сложился сильный научно-педагогический коллектив, ведь В.П. Мишин привлек таких крупных специалистов из королевского КБ, как С.О. Охупкин, А.П. Абрамов, В.Ф. Рошин, И.М. Рапопорт, Р.Ф. Аппазов, В.К. Безвербый.

На кафедре были созданы крупные научно-педагогические школы, научные и учебные лаборатории.

За годы работы в МАИ под его руководством были разработаны новые концепции проектирования ракет-носителей многоразового использования, а также самолетов с использованием реактивных органов управления и вертикального взлета и посадки. Среди его воспитанников — многие известные ученые и специалисты, кандидаты и доктора наук, члены Российской академии наук.

В.П. Мишин является автором и соавтором целого ряда монографий, учебников и учебных пособий: "Баллистика управляемых ракет дальнего действия", "Основы проектирования летательных аппаратов", "Динамика ракет". Они стали настольными книгами не одного поколения специалистов в ракетно-космической технике.

Академик Мишин всегда вел большую общественно-научную работу. Он возглавлял комиссию по разработке научного наследия Ф.А. Цандера, готовил к изданию книгу о творческом наследии С.П. Королева, возглавлял Ученый совет в Политехническом музее, постоянно участвовал в работе Академии наук страны, работе экспертного совета по авиационной и ракетно-космической технике ВАК РФ, ряда редколлегий журналов, общества "Знание", программных

комитетов научно-технических конференций, в том числе чтений, посвященных пионерам ракетной техники.

Заслуги В.П. Мишина были высоко оценены в стране и мире. В 1956 г. он стал Героем Социалистического Труда, в 1957 г. — лауреатом Ленинской, а в 1984 г. — Государственной премий. Награжден шестью орденами и многими медалями. Академия наук СССР присудила В.П. Мишину золотую медаль "С.П. Королев" за № 1. Он был избран действительным членом Международной академии астронавтики.

Одному из авторов этих строк посчастливилось общаться с Василием Павловичем начиная с 1962 г., еще будучи студентом МАИ. Понятно, что в годы создания ракетно-ядерного щита и начала освоения космоса рабочий график первого заместителя С.П. Королева был предельно уплотнен, но Василий Павлович не пропустил практически ни одной своей лекции, понимая особую ответственность личного участия в подготовке инженерных кадров для ракетно-космической промышленности страны. После окончания института, уже работая на "мишинской" кафедре молодым инженером, изредка доводилось встречаться с Василием Павловичем в стенах МАИ и ОКБ-1. С 1974 г. эти встречи стали достаточно регулярными, а с 1978 г., когда В.П. Мишин предложил О.М. Алифанову стать его заместителем на кафедре, — постоянными. Удивительная память Василия Павловича хранила огромное количество фактов и эпизодов о событиях, которые сопровождали становление и развитие ракетно-космической техники в нашей стране; множество имен людей, к ним причастных, причем самого разного служебного положения. Мы не переставали удивляться его скромности. Он ничего не приукрашивал, не возвеличивал свою роль и давал объективную оценку делам и событиям, в которых лично и непосредственно участвовал. Это было его кредо — ничего не добавлять сверх того, что ему было определенно известно. Такая позиция далеко не всегда популярна, но он считал ее единственно честной. Василий Павлович, обладая огромным авторитетом, помогал людям в разных житейских и служебных вопросах, щедро делился своими знаниями и богатейшим опытом с коллегами и студентами. При этом сам не переставал учиться, много читал специальной литературы, вникал в новые научные направления, причем имел удивительную способность схватывать все на лету.

В.П. Мишин представлял собой яркую самобытную личность и в творчестве, и в повседневной жизни. Он был под стать человеку такого интеллекта и характера, как С.П. Королев. Его жизненный принцип —

всегда глядеть далеко вперед и приближать будущее своими идеями, исследованиями и разработками. Он никогда не довольствовался малым, частным, его интересовали новые крупномасштабные проекты и он был их инициатором и разработчиком.

Несмотря на тяжелую изматывающую болезнь, до последнего дня Мишин работал в больничной палате над своим новым проектом, писал статьи. Еще один штрих, но очень важный для понимания этого человека. Примерно за год до своей кончины Василий Павлович единолично подготовил многостраничный научно-технический отчет с математическими выкладками, графиками и рисунками компоновочных схем, обосновывающий новаторское направление развития гражданской авиации самолетами вертикального взлета и посадки.

Василий Павлович любил жизнь. При всех своих заслугах оставался удивительно скромным, душевным, глубоко порядочным человеком, у которого слово не расходилось с делом. Он одинаково просто и откровенно мог общаться с человеком любого должностного уровня от рабочего до министра, был бескомпромиссен, когда вопрос касался дела всей его жизни — авиации и ракетно-космической техники.

На протяжении всей своей долгой жизни Василий Павлович вел дневники. Он записывал в них свое отношение к создаваемой технике, регистрировал встречи с работниками сложнейшей космической кооперации и их подходы к возможным техническим решениям, много места в дневниках уделено поискам причин катастроф и аварий. В 90-х годах прошлого века, когда могло показаться, что космонавтика наша кончилась, ее история никому не нужна, частные записи Мишина были проданы на аукционе "Сотбис" и оказались, в конце концов, в распоряжении Фонда Перо, созданного американским мультимиллионером и коллекционером Россом Перо. Перо заявил тогда, что он купил часть российской истории, с тем чтобы сохранить ее для потомков и готов вернуть в Россию тогда, когда там созреют для этого необходимые условия.

Перо выполнил свое обещание в 2001 г. — в год смерти В.П. Мишина. Копии дневников вернулись на Родину и были предоставлены в распоряжение созданной в МАИ проектной группы под научным руководством О.М. Алифанова. В качестве руководителя проекта выступил Д.Б. Пайсон, а проблемы, связанные с расшифровкой многих тысяч страниц рукописей, взял на себя Институт космической политики (И.М. Моисеев). При активном участии и неоценимой помощи семьи Василия Павловича были завершены работы по расшифров-

ке дневников. В юбилейный год Василия Павловича Мишина планируется издание "Дневников ракетчика" — уникального документа эпохи, первоисточника для профессиональных исторических исследований.

В нынешнем номере журнала мы воспроизводим несколько записей из рабочих тетрадей Мишина. На наш взгляд, они хорошо раскрывают как круг вопросов, которые приходилось решать Василию Павловичу на своем ответственном посту, так и широту и одаренность этого человека — инженера, ученого и педагога, одного из создателей современной космонавтики и ракетного потенциала страны.

В.П. Мишин. Из дневников ракетчика

23.XII.1965

К плану

1. Исследование возможности и целесообразности использования КЛА д[ля] стратегических целей.
 2. ИСЗ — средство космич[еской] разведки (Опер[ативной], тактич[еской] и стратегич[еской]).
 3. Сист[ема] раннего обнаруж[ения] р[акетно-]я[дерного] н[ападения].
 4. Система связи (Вкл[ючая] использ[ование] Л[уны]).
 5. Метеорологич[еские] системы.
 6. Астрономо-геодезич[еские] и картогр[афические] ИСЗ.
 7. Вспомогат[ельные] КЛА д[ля] обслуживания косм[ических] станций и лабораторий.
 8. Системы навигации с использ[ованием] ИСЗ.
 9. Системы перехвата КК. Системы противодействия перехвату.
 10. Система инспекции.
 11. Орбитальные станции военного, научного и народно-хоз[яйственного] назначения.
 12. Воздушно-косм[ические] и орбитальные самолеты.
 13. Разр[абот]ка компл[ексных] программ изучения и освоения планет Солн[ечной] системы.
 14. Разр[абот]ка задач, решаемых Л[унным] Экспедиционным К[омплекс]ом, вкл[ючая] провед[ение] научн[ых] исследований космонавтом на Л[уне].
- До этого: а) Исслед[ование] метеорной и радиа[ционной] опасности (Новые методы предсказания вспышек на С[олнце]),
- б) Изучение гравита[ционных] полей и фиг[уры] Л[уны],
- в) Изучение мест посадки,

г) Изучение вопр[осов] связи на Л[уне] и передачи информации с Л[уны] на З[емлю],

д) Моделирование этапа полета к Л[уне] и посадки,

е) Исслед[ование] различн[ых] схем полета к Л[уне],

ж) Исслед[ование] различн[ых] схем посадки на Л[уну].

15. Перспективы освоения Л[уны] д[ля] научн[ых], военных и нар[одно]-хоз[яйственных] целей (Созд[ание] долговр[еменных] автоматич[еских] и орбит[альных] ст[анций] на Л[уне]).

16. Исслед[ование] систем энергообеспечения при длит[ельных] косм[ических] полетах.

17. Исслед[ование] рац[иональных] типов РН для КЛА (до 75 т[онн]). Миним[альная] стоим[ость] вывед[ения] на орбиту. Высокая надежность. Безопасность.

Для Л-3.

1. Скафандр с авт[ономной] сист[емой] жизнеобеспечения с защитой от солнечной радиации и микрометеоритов.

2. Укрытие д[ля] космонавтов на Л[уне]. Укрытие д[ля] ЛК (или механизм д[ля] защиты от микрометеоритов).

3. Констр[укционные] меропр[иятия] в ЛК и ЛОКе д[ля] защиты от микрометеоритов.

4. Универс[альные] инструменты д[ля] работы в к[осмосе] (Космическая технология).

Сборка в космосе. В констр[укции] собир[аемых] частей должны включаться технологические приспособления. (Конструкция — технология)...

6. Тренировка космонавтов для пребывания на Л[уне] (Создание спец[иальных] установок).

7. Картографирование л[унной] поверхности. Выбор места посадки...

18. Исследования косм[ических] химич[еских] РД, ЯРД (В), ЯЭРД.

2.VI.1967

1. Предварительный перечень исследований по применению большой энергетики в косм[ическом] пространстве.

1. Связь и телевидение:

а) Глобальная связь и телевидение без ретрансляторов,

б) Связь и телевидение в космосе,

в) Нарушение связи.

2. Энергоснабжение космических аппаратов разл[ичных] назначений (передача энергии на большие расстояния).

С.П. Королев, И.В. Курчатов,
М.В. Келдыш, В.П. Мишин.
Москва, 1959 г.



3. Использование б[ольшой] э[нергетики] для уничтожения БР на З[емле] из космоса. Козлов Глеб Ив.

4. Использование б[ольшой] э[нергетики] для уничтожения БР на начальном участке траектории их полета из космоса (без привлечения наз[емных] средств):

- а) Обнаружение,
 - б) Информация о движ[ении] р[аке]т пр[отив-ни]ка,
 - в) Уничтожение.
5. Дезорганизация наземной ПРО и ПКО.
6. Защита КК и КЭБ от нападений.
7. Защита от метеоритной и радиационной опасности КК.

8. Воздействие на микроклимат отдельных районов з[емной] поверхности.

II. Исследование и разработка конструкции и технологии сборки длительно действующих обитаемых станций и баз на Луне и в космосе.

1. Конструкция транспортабельных отсеков, узлов (металлических и неметаллич[еских]).

2. Технология сборки транспорт[абельных] отсеков и узлов.

3. Единство конструкции отсеков и приспособлений для сборки на Л[уне].

4. Использование Л[унной] поверхности и пород.

О С.П. Королеве

1. Двадцать лет совместной и плодотворной работы совместно с С.П. Королевым, будучи его 1-м заместителем, дает мне право рассказать о нем, живом Королеве, каким он был, без прикрас.

2. С.П. Королев — сложный и нестандартный человек, с которым работать было трудно, но интересно. Основные черты характера С.П. Королева — целеустремленность, осторожность в принятии решений (оценка различных мнений), настойчивость в достижении намеченных целей.

3. Мне часто, находясь в длительной командировке в Байконуре, живя с ним вместе в отдельном финском домике (теперь мемориальный музей), приходилось наблюдать его в различных жизненных ситуациях. Мне приходилось его видеть и радостным, и расстроенным, воодушевленным и угрюмым.

4. Он никогда не терял присутствия духа при неудачах (а их было больше, чем удач). Он всегда говорил, что только практика дает возможность познать истину, что только летный заключительный эксперимент — критерий правильности принятия решений.

5. С.П. Королев — патриот, свято веривший в дело нашей партии, несмотря на то, что над ним в свое время надругались, а затем реабилитировали. Он верил в дело, которое он делал. "Министры приходили и уходили, а мы оставались, потому что за нами дело".

6. Любимое выражение его — "Прямолинейная тактика — не самый прямой путь к достижению цели".

7. Н[ина] И[вановна] была настоящей подругой его жизни. Она нашла ключик к его замкнутой душе, и он делился своими радостями и горестями в первую очередь с ней. Его письма к ней (а он ей писал очень часто) — "изливание души его".

8. С.П.[Королев] очень быстро схватывал новые идеи и, как правило, быстро и правильно давал им оценку.

9. С.П.[Королев] был вспыльчивым и горячим человеком, но быстро "отходящим" и не злопамятным, и не мстительным. Он был очень недоверчивым (этому его научила жизнь). У него очень трудно было завоевать доверие и гораздо легче потерять его. Любил правду и не терпел лжи.

10. С.П.[Королев] был добрым человеком, готовым оказать помощь людям (особенно простым). Примеры — материальная помощь сыну умершего его шофера, оказание материальной помощи низкооплачиваемым сотрудникам.

11. С.П.[Королев] очень чутко относился лично ко мне. Приведу примеры:

В конце 40-х и начале 50-х годов из-за напряженной работы я начал прихварывать. Врачи подозревали у меня туберкулез. С.П.[Королев] поднял на ноги всех лучших врачей поликлиники. Консилиум врачей на основе анализа рентгенограмм установил, что это старые [нрзб] остатки рубцов, что мне нужен отдых. С.П. выхлопотал мне путевку в санаторий нашего мини-

стерства ["Кудепста"] и отправил меня отдыхать и лечиться. Когда я подавился на полигоне рыбной косточкой, он сделал все возможное, чтобы оказать мне самую квалифицированную медицинскую помощь (хотя был воскресный нерабочий день).

12. С.П.[Королев] — человек необыкновенной энергии и большой смелости при решении сложившихся научно-технических проблем.

13. С.П.[Королев] был очень недоверчивым человеком. Люди, которым он доверял, тщательно им проверялись. Человек, потерявший его доверие, к ответственным заданиям им не допускался и оставлялся в ОКБ-1 (не изгонялся). С.П.[Королев] ценил преданных ему людей.

14. С.П.[Королев] доверял ответственные задания молодым специалистам (послевоенную деятельность он начал в коллективе, состоящем из руководителей — молодых специалистов, выпускников ВУЗов (МАИ, МВТУ, ЛПИ и др.).

Информация

В журнале "Полет" №1 — 2007 по вине авторов статьи "Мемориальный музей космонавтики: вчера, сегодня, завтра" Ю.М. Соломко и Ю.В. Костиной не указано, что автором фотографии на стр. 38, сделанной в кинозале музея, является Э.Г. Чечулин

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

Ордена Трудового Красного Знамени ОАО "Издательство "Машиностроение"/ ООО "Машиностроение—Полет", 107076, Москва, Строминский пер., 4

Редакторы *О.Г. Красильникова, И.Н. Мырина, Д.Я. Чернис, Е.В. Гагулина*

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

Сдано в набор 01.02.07. Подписано в печать 09.03.07. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,61. Зак. 406. Свободная цена.

Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ОАО "Издательство "Машиностроение".

Отпечатано в Подольской типографии — филиале ОАО "ЧПК", 142110, г. Подольск, ул. Кирова, д. 15