



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

**Executive secretaries
of the journal**

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

Î.S. RODZEVICH

Editorial

Committee

A.M. MATVEYENKO,
Chairman
O.M. ALIFANOV
N.A. ANFIMOV
V.I. BARKOVSKY
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. BEZYAZCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
A.N. GERASHCHENKO
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKOV
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOMAROV
V.V. KRYMOV
L.N. LYSENKO
V.A. MENSNIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
N.A. PIROGOV
K.M. PICHKHADZE
V.A. POLETAYEV
P.R. POPOVICH
V.A. POPOVKIN
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLLOGUB
V.A. SOLOVEV
A.I. TATUEV
V.V. TSYBLIEV
B.E. TCHERTOK
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23
Roscosmos: A.A. VOROBIOV, phone (495) 975-45-86
Russian AF: A.V. DROBYSHEVSKYI,
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 (03331) 47-49-28-05

CONTENTS

Sokolov B.A., Filin V.M., Tupitsyn N.N. LOX-HC Engines For Upper Stages By OKB-1–TsKBEM–NPO Energia–Energia Rocket And Space Company	3
Klimashov B.M. Influence Of Accidental Fluctuations On The Results Of The Radiolocating Measurement Of The Flight Ground Speed	7
Zolotov A.A., Nepochatykh D.A. The Choice Of Projective And Ballistic Parameters Of Spacecrafts In View Of The Reliability And Safety Requirements	17
Bomstein K.G., Drobyshevskiy A.V. The Multi-Factor Flight Safety Analysis Of The Foreign Military Aviation	22
Rodygin V.A., Pushkarev Yu.A. Decision-Making Method For Management Of Observations In Multi-Channel Monitoring Systems	28
Kotomin A.A., Dushenok S.A., Efanov V.V., Kozlov A.S., Trapeznikov M.A., Gorovtsov V.V. New Ways Of Explosive Materials Creation Of Separation Subsystems	33
Raschupkin A.V. Application Of Modern Technologies Of The Video-Information Processing For Increase Of The Aerospace Images Quality	42
Beresnev A.G., Logunov A.V., Logacheva A.I., Kravtsov S.G. Test Target Development For Production Of High-Quality Nickel-Intermetallic Compound Coatings By Pellet Metallurgy Method	49
Sotnikov B.I. Flight Terminated	52
Safiullin B.T., Atroshchenko V.V., Gantsev R.Kh. Production Of Up-To-Date Equipment For Electrical Processing Methods	56

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

Кислородно-углеводородные ЖРД для разгонных блоков, созданные в ОКБ-1 – ЦКБЭМ – НПО "Энергия" – РКК "Энергия"

Б.А. Соколов, В.М. Филин, Н.Н. Тупицын

Представлены результаты работ по созданию кислородно-углеводородных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) для разгонных ракетных блоков, выполненных коллективом ОКБ-1 – ЦКБЭМ – НПО "Энергия" – РКК "Энергия" в течение 50 лет. Рассказано о научно-технических проблемах, решенных в процессе разработки двигателей, и показаны возможности их дальнейшего совершенствования.

B.A. Sokolov, V.M. Filin, N.N. Tupitsyn. LOX-HC Engines For Upper Stages By OKB-1–TsKBEM–NPO Energia–Energia Rocket And Space Company

The article reviews efforts to develop LOX-HC engines to propel upper stages of rockets, which have been developed by designers of the OKB-1–TsKBEM–NPO Energia –Energia Rocket And Space Company for the last 50 years. It highlights the scientific and technical problems, which were solved during the development of such engines, and hints at prospects of their upgrade.

Работы ОКБ-1 – ЦКБЭМ – НПО "Энергия" – РКК "Энергия" по созданию ЖРД для ракетно-космических систем были направлены на разработку двигателей космических ракетных блоков, работающих на жидком кислороде и углеводородном горючем. Успешному созданию таких двигателей способствовало то обстоятельство, что их разработка велась в ракетном ОКБ в творческом контакте с разработчиками ракетных блоков.

Основу коллектива двигателистов предприятия составили разработчики, которые по поручению С.П. Королева под руководством В.П. Мишина и М.В. Мельникова в 1953–1957 гг. создали первые в мире управляющие двигатели для ракеты Р-7, обеспечившей запуск первых искусственных спутников Земли (ИСЗ). Создание этих двигателей в ОКБ-1 связано с тем, что разработчик основных двигателей не взялся за их создание. Для проведения этой работы в ОКБ-1 были сформированы отдел ракетных двигателей и необходимая стендовая база.

Успешные запуски первых в мире советских искусственных спутников Земли позволили поставить вопрос о запуске автоматических аппаратов к Луне. В работах по созданию первой ракеты космического назначения 8К72 одной из основных проблем являлась проблема создания жидкостного ракетного двигателя, способного сообщить последней ступени ракеты (разгонному блоку "Е") вторую космическую скорость. В марте 1958 г. работа по созданию двигателя 8Д714 для блока "Е" в крайне сжатые сроки была поручена ОКБ-1 (В.П. Мишин, М.В. Мельников) совместно с ОКБ-154 (С.А. Косберг). При помощи этого ракетного блока с двигателем РД-714 была впервые достигнута вторая космическая скорость и запущены: 2 января 1959 г. "Луна-1", ставшая искусственным спутником Солнца; 12 сентября 1959 г. "Луна-2", доставившая на Луну вымпел Советского Союза; 4 октября 1959 г. "Луна-3", сфотографировавшая обратную сторону Луны и передавшая эти снимки на Землю.

Для создания автоматических межпланетных станций было необходимо значительно повысить экономичность и баллистическую эффективность работы ЖРД на разгон-



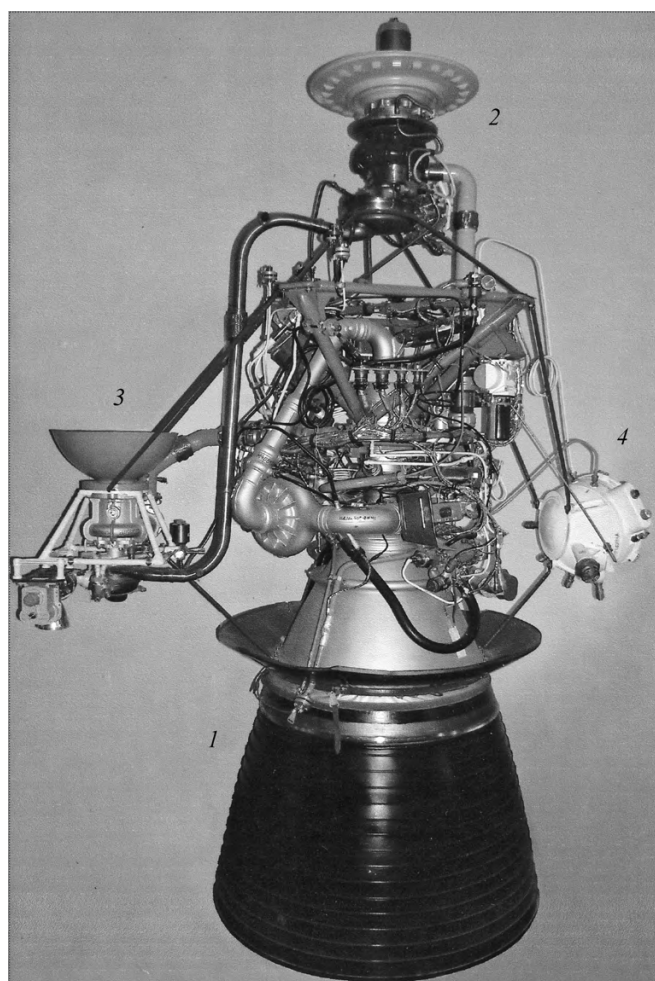
СОКОЛОВ
Борис Александрович – советник президента ОАО "РКК "Энергия" им. С.П. Королева", доктор техн. наук



ФИЛИН
Вячеслав Михайлович – вице-президент, первый заместитель генерального конструктора ОАО "РКК "Энергия" им. С.П. Королева", доктор техн. наук



ТУПИЦЫН
Николай Николаевич – начальник отдела ОАО "РКК "Энергия" им. С.П. Королева"



Двигатель 11Д58М:

1 — собственно двигатель; 2 — блок подачи окислителя, устанавливаемый на баке окислителя, состоящий из разделительного клапана окислителя и бустерного ТНА окислителя; 3 — блок подачи горючего, устанавливаемый на баке горючего, состоящий из бустерного ТНА горючего, разделительного клапана горючего и сопла крена; 4 — блок многократного запуска с ампулами с пусковым горючим

ном блоке (РБ). Увеличение удельного импульса тяги космических ЖРД могло быть достигнуто либо путем освоения новых компонентов топлив, либо путем существенного усовершенствования ЖРД на существующих и освоенных компонентах топлива. При создании нового двигателя ОКБ-1 пошло по второму пути. Был создан первый отечественный ЖРД 11Д33 по схеме с дожиганием генераторного газа, т.е. по замкнутой схеме. Это позволило впервые ликвидировать потери удельного импульса тяги ЖРД на привод турбонасосного агрегата (ТНА) и получить его значение в пустоте, равное 340 с, т.е. существенно более высокое, чем у существовавших в то время двигателей.

Одновременно с созданием этого двигателя для резкого повышения баллистической эффективности впервые были решены задачи старта РБ (блока "Л" ракеты 8К78) с орбиты ИСЗ после длительного пребывания в состоянии невесомости и управления РБ по тангажу и рысканию качанием двигателя в двух плоскостях.

12 февраля 1961 г. был впервые осуществлен с орбиты ИСЗ запуск разгонного блока "Л" с двигателем 11Д33 с тягой в пустоте 6800 кгс, который вывел автоматическую межпланетную станцию массой 640 кг на траекторию полета к Венере. Всего в течение 1961–2008 гг. произведено 283 запуска блока "Л" с двигателем 11Д33.

В связи с успешным созданием двигателя с дожиганием генераторного газа 11Д33 и обеспечением практически полного использования энергетических возможностей топлива перед двигателями ОКБ-1 встал вопрос о расширении функций, выполняемых двигателем.

В 1962 г. ОКБ была поставлена задача создать двигатель для боевой трехступенчатой ракеты 8К713, обладающий новым для устанавливаемого на ракетный блок ЖРД свойством — двукратного включения в полете.

Двигатель 8Д726 был создан и в 1965 г. доведен до завершающего этапа конструкторско-доводочных испытаний (КДИ). В связи с прекращением работ по ракете 8К713 доводка двигателя 8Д726 не была завершена, однако весь задел и накопленный опыт были использованы в работе над следующим двигателем.

Опыт создания и эксплуатации двигателя 11Д33, а также опыт, накопленный при отработке двигателя 8Д726, показали, что имеется возможность существенного улучшения характеристик двигателя: придания ему свойства многократного включения; увеличения удельного импульса тяги за счет дальнейшего увеличения степени расширения газа в сопле; снижения потребных давлений в баках; повышения надежности.

Разработка отечественных ракетно-космических комплексов на базе носителей Н1 и УР-500К для осуществления лунных программ Л-3 и Л-1 потребовала реализации этих возможностей — создания нового кислородно-керосинового ЖРД для ракетного блока "Д" этих комплексов.

Кислородно-керосиновый ЖРД 11Д58 с тягой в пустоте 8500 кгс, удельным импульсом тяги в пустоте 349 с и возможностью семикратного включения в условиях космического пространства разработан для блоков "Д" указанных ракетно-космических комплексов и успешно прошел летную отработку, в том числе с демонстрацией возможности семи запусков в течение недельного космического полета. Всего за 1967–1975 гг. произведено 24 запуска блоков "Д" с двигателем 11Д58.

Успешная разработка и эксплуатация первого кислородно-керосинового ЖРД многократного включе-

ния 11Д58 показали, что имеется возможность дальнейшего существенного улучшения характеристик двигателя для соответствующего повышения энергетических характеристик ракетного блока "Д". Реализация этих возможностей позволила приступить к созданию унифицированного многоцелевого ракетного блока "ДМ", предназначенного для запуска автоматических аппаратов на Луну, Марс, Венеру и стационарных искусственных спутников Земли. Для этого блока путем модернизации двигателя 11Д58 был создан кислородно-углеводородный двигатель 11Д58М с удельным импульсом тяги в пустоте 352 с при работе на горючем РГ-1 и 360 с при работе на специально разработанном отечественном синтетическом углеводородном горючем — синтине. Всего с 1974 до середины 2008 г. произведено 244 запуска блока "ДМ" с двигателем 11Д58М.

С 1976 по 1988 г. НПО "Энергия" вело работы по созданию орбитального корабля (ОК) "Буран". Одна из основных бортовых систем ОК — объединенная двигательная установка (ОДУ), предназначенная для выполнения всех динамических операций космического корабля в полете, была разработана НПО "Энергия". В ее состав входят два двигателя орбитального маневрирования 17Д12.

Впервые в мировой практике для двигательной установки космического корабля использованы криогенный окислитель — жидкий кислород и синтетическое углеводородное горючее — синтин. Это обеспечило высокие энергетические возможности ОК "Буран" и одновременно сделало его эксплуатацию безопасной и экологически чистой, что особенно важно для многоразового пилотируемого транспортного средства.

Двигатель 17Д12 с тягой в пустоте 9000 кгс создан на базе двигателя 11Д58М. При его разработке реализован ряд мероприятий по повышению ресурса и надежности. Двигатель обеспечивает 15-кратное включение в полете при 10-кратном использовании. Двигатель 17Д12 оснащен системой контроля, диагностики и аварийной защиты.

Все разработанные в ОКБ-1 — ЦКБЭМ — НПО "Энергия" — РКК "Энергия" двигатели являются двигателями одной размерности, работают на кислородно-углеводородном топливе. Каждый из этих двигателей — оригинальная разработка, не имеющая прототипа в других отечественных двигательных ОКБ и мировой ракетной технике. Перечень созданных двигателей и их основные характеристики приведены в таблице.

Проведенные ОКБ-1 — ЦКБЭМ — НПО "Энергия" — РКК "Энергия" работы не исчерпываются только созданием указанных двигателей. Они способствовали внедрению в практику отечественного ракетного двигателестроения ряда новых прогрессивных решений.

1. Предложены, исследованы и реализованы решения по коренному усовершенствованию пневмогидросхемы ЖРД:

впервые (1959—1961 гг.) практически реализована схема с дожиганием генераторного газа;

осуществлен "пушечный" запуск кислородного ЖРД; созданы кислородные ЖРД (1958—1959 гг.), использующие основные компоненты топлива для работы газогенератора и для наддува топливных баков ракетного топлива;

сложный процесс запуска разделен на ряд последовательных простых, функционально независимых этапов при помощи введения газодинамических и кавита-

ЖРД разгонных блоков, созданные ОКБ-1 — ЦКБЭМ — НПО "Энергия" — РКК "Энергия"

Характеристика	8Д714 (создан совместно с КБХА)	11Д33	8Д726	11Д58	11Д58М		17Д12
Год создания	1959	1960	1965	1967	1973		1986
Назначение	Блок "Е" 8К72	Блок "Л" 8К78	Блок "В" 8К713	Блок "Д" 11Д52 11С824	Блок "ДМ" 11С86 11С824М		ОДУ 17Д11
Тяга в пустоте, кгс	5000	6800	8500	8500	8500		9000
Компоненты топлива	O ₂	O ₂	O ₂	O ₂	O ₂		O ₂
	Т-1	Т-1	РГ-1	РГ-1	РГ-1	Синтин	Синтин
Удельный импульс в пустоте, с	316	340	341	350	352	360	362
Давление в камере, ата	49,5	54,5	68,8	68	79		81
Суммарное время работы в изделии (по ТУ), с	430	250	220	720	720		900
Число включений в изделии (по ТУ)	1	1	2	7	7		15
Число запущенных космических объектов	3	283	—	24	244		1

Примечание. За период с 1958 по 2008 г. разработано 6 типов ЖРД для разгонных блоков; проведено более 8000 стендовых испытаний; общее число запущенных космических объектов — 555.

ционных ограничителей расхода на линиях окислителя и горючего;

схема запуска построена таким образом, что включение двигателя в земных условиях не отличается от включения в условиях космоса;

впервые осуществлено многократное включение кислородно-углеводородного ракетного двигателя в полете;

расширен состав двигателя — в него включены элементы ракетного блока, в том числе разделительные клапаны на баках, баковые бустерные ТНА, рулевые машинки, бортовые расходомеры и т.д.

2. Исследованы и впервые созданы камеры двигателей, работающих по схеме с дожиганием, имеющие:

высокий коэффициент камеры ϕ_k (до 0,99 и выше);

высокую относительную расходонапряженность q $\left(\text{до } 2,4 \frac{\text{г}}{\text{с} \cdot \text{см}^2 \cdot \text{ат}} \right)$;

повышенную равномерность состава смеси в пристеночном слое, что обеспечивается применением уникальной щелевой смесительной головки оригинальной разработки;

сопла со степенью расширения газа от 1000 (1959 г.) до 3000 (1973 г.) и до 4500 (2006 г.);

для обеспечения безотрывного течения газа в сопле в земных условиях применена газодинамическая эжекторная труба.

3. Исследованы и впервые созданы агрегаты подачи — газогенератор и ТНА для двигателя с дожиганием окислительного турбинного газа, на которых осуществлен комплекс мероприятий, исключающих их возгорание в кислороде.

4. Исследованы и впервые созданы новые органы управления ракетным блоком — управление по тангажу и рысканию качанием двигателя в карданном подвесе и по крену качанием поворотных рулевых сопел, работающих на основных компонентах топлива.

5. Исследованы и впервые созданы новые агрегаты ЖРД — баковые бустерные ТНА окислителя и горючего, позволяющие обеспечить работу двигателя при весьма низких давлениях компонентов в топливных баках.

6. Применение стеклопластика в насосе бакового бустерного ТНА криогенного окислителя и в расходной магистрали окислителя позволило исключить потери кислорода на захлаживание линии окислителя при включении двигателя и существенно снизить теплопритоки к баку окислителя от нагретых элементов конструкции двигателя между включениями.

7. Исследованы и впервые применены в практике отечественного двигателестроения новые материалы и технологические решения:

высотный насадок с радиационным охлаждением;

титановые сплавы в качестве материала камеры, рамы и других элементов двигателя;

сепараторы подшипников из второпласта с дисульфидом молибдена;

цельнолитой корпус турбины;

пирографит в качестве антифрикционного уплотнительного материала в среде горячего окислительного газа;

спиральные каналы с искусственной шероховатостью в охлаждающем тракте сопловой и цилиндрической частей камеры;

пайка оболочек камеры через марганец, наносимый осаждением в вакууме;

шестеренчатый редуктор, охлаждаемый и смазываемый основными компонентами топлива, в том числе жидким кислородом.

8. Разработан метод поставок кислородно-углеводородного ЖРД без переборки после контрольно-технологических испытаний.

9. Маршевый двигатель 11Д58М оснащен автономной системой управления (СУМД), которая обеспечивает выполнение циклограммы запуска, работы по программе и выключения, что позволяет использовать двигатели на ракетных комплексах с различными системами управления.

10. Двигатель 11Д58М оснащен системой аварийной защиты (САЗ), которая парирует практически все медленно развивающиеся аварии и при нормально работающем двигателе распознает внутренние неисправности, которые могут привести к быстроразвивающейся аварии.

Кислородно-углеводородные разгонные блоки, созданные в РКК "Энергия", эксплуатируются с 1959 г., блоки "ДМ" с двигателем 11Д58М — с 1974 г. При проектировании и экспериментальной отработке кислородно-углеводородных ЖРД активное участие в работе на всех этапах принимали Исследовательский центр им. М.В. Келдыша и НИИ химического машиностроения. Активное творческое участие в разработке конструкций новых агрегатов и технологий их изготовления принимали Завод экспериментального машиностроения РКК "Энергия" и Воронежский механический завод. Накопленный опыт и критический анализ проектных и конструкторских решений, внедренных на двигателе 11Д58М, показывают, что имеется возможность создать оптимальный для разгонного блока "ДМ" двигатель тягой 5000 кгс. При сохранении размеров двигателя 11Д58М и его посадочных мест проработана возможность увеличения удельного импульса тяги на ~20 с, что достигается благодаря увеличению степени расширения газов в сопле и применению нового способа охлаждения огневой стенки камеры.

Влияние случайных колебаний летательного аппарата на результаты радиолокационных измерений путевой скорости полета

Б.М. Климашов



КЛИМАШОВ
Борис Михайлович —
доцент Самарского
государственного
технического
университета,
кандидат техн. наук

В статье рассматривается влияние турбулентности воздушного потока, образованного групповым полетом летательных аппаратов, на результаты радиолокационных измерений путевой скорости полета по частотам Доплера.

В.М. Klimashov. Influence Of Accidental Fluctuations On The Results Of The Radiolocating Measurement Of The Flight Ground Speed

The article is dedicated to the influence of turbulence stream formed by the group flight of the airplanes on the results of the radiolocating measurement of the flight ground speed by the Doppler frequencies.

Частной задачей летательного аппарата (ЛА) является прямолинейный горизонтальный полет на заданной высоте с определенной постоянной скоростью V . Однако любой полет ЛА в атмосфере сопровождается случайными колебаниями из-за влияния порывов воздушного потока [1]. Подобные явления возникают и во время группового полета летательных аппаратов, когда образованный турбулентный воздушный поток подвергает колебаниям ЛА и при этом изменяет по случайному закону направление вектора скорости полета. Под действием случайных вертикальных порывов воздушного потока ЛА не будет лететь прямолинейно и горизонтально, а будет совершать случайные колебания, т.е. испытывать колебания продольной оси [2].

По случайному закону колебания ЛА вызывают изменения результатов радиолокационных измерений параметров движения, главным образом путевой скорости.

Измерение путевой скорости полета ЛА бортовым радиолокатором может осуществляться любым известным в радиолокации методом. Наиболее простым и достаточно точным способом решения этой задачи является распространенный радиолокационный метод [3], использующий зависимость между путевой скоростью полета летательного аппарата $V_{\text{пут}}$ и частотой Доплера F_d :

$$V_{\text{пут}} = \frac{F_d \lambda}{2 \cos \alpha}, \quad (1)$$

где λ — длина волны излученного сигнала; α — угол между строительной осью летательного аппарата и направлением главного максимума диаграммы направленности антенны.

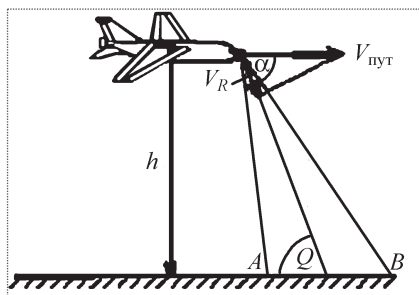


Рис. 1. Модель взаимного расположения антенны радиолокационного измерителя скорости полета летательного аппарата относительно земной поверхности

На рис. 1 показано взаимное расположение антенны радиолокационного измерителя скорости полета летательного аппарата относительно земной поверхности. Оценка путевой скорости полета ЛА при постоянных значениях λ и α сводится к измерению частоты Доплера.

При классическом радиолокационном измерении частоты Доплера сигнал на выходе смесителя радиолокационного приемника имеет вид

$$U_{\text{Д.вых}} = U_{\text{Д}} \cos \left(4\pi \frac{V_{\text{пут}} \cos \alpha}{\lambda} t \right), \quad (2)$$

где $U_{\text{Д}}$ — амплитуда сигналов; $V_{\text{пут}}$ — путевая скорость полета ЛА.

По доплеровской частоте определяется радиальная составляющая путевой скорости ЛА относительно земной поверхности, и поэтому $V_{\text{ЛАР}} = V_{\text{пут}} \cos \alpha$.

Выходной сигнал является периодическим сигналом, период которого

$$T = \frac{1}{F_{\text{Д}}} = \frac{\lambda}{2V_{\text{пут}} \cos \alpha}. \quad (3)$$

В устройствах радиолокации широко распространен способ оценки скорости, заключающийся в подсчете числа периодов сигнала доплеровской частоты в единицу времени. Такой способ оценки скорости имеет ряд существенных недостатков, поэтому предлагается более точный способ измерения скорости — не по количеству периодов в единицу времени, а по величине математического ожидания периодов частоты Доплера. Эффект Доплера, как известно [3], заключается в изменении частоты (периода) наблюдаемых колебаний, если наблюдатель и источник излучения сигналов имеют относительное перемещение. Поэтому для определения скорости относительного перемещения решение задачи сводится к определению добавки частоты, имеющейся в отраженных колебаниях, относительно частот, излученных радиолокатором.

Рассмотрим систему координат, связанную с источником излучения. Частота, воздействующая на движущегося наблюдателя, определяется по формуле

$$f_1' = f_0 \left(1 - V \cos \frac{Q}{c} \right). \quad (4)$$

Однако наблюдателем она воспринимается с учетом теории относительности как

$$f_1 = \frac{f_1'}{\sqrt{1 - \frac{V_{\text{ЛА}}^2}{c^2}}}. \quad (5)$$

Оценивая частоту колебаний, отраженных от поверхности, и изменив в системе координат, связанных с радиолокатором, место нахождения наблюдателя, с учетом релятивистского замедления времени получим

$$f_2 = f_1 \sqrt{1 - \frac{V_{\text{ЛА}}^2}{c^2}} \frac{1}{1 + \frac{V_{\text{ЛА}} \cos Q}{c}}. \quad (6)$$

Подставляя в последнее выражение уравнение (5), получим окончательное выражение для частоты отраженных колебаний:

$$f_2 = f_0 \frac{c - V_{\text{ЛАР}}}{c + V_{\text{ЛАР}}}. \quad (7)$$

Так как $\frac{V_{\text{ЛАР}}}{c} \ll 1$, то, разложив уравнение (7) в ряд Маклорена, пренебрегая членами высшего порядка малости, начиная со второго, получим следующий результат:

$$f_2 = f_0 \left(1 - \frac{2V_{\text{ЛАР}}}{c} \right). \quad (8)$$

Для вывода количественных соотношений рассмотрим процесс "передача — отражение — прием" как единый. Антенна радиолокатора излучает сигнал

$$U_{\text{изл}} = U_0 \cos 2\pi f_0 t. \quad (9)$$

При отсутствии движения запаздывающий на время распространения до земли и обратно, отраженный

от земной поверхности сигнал на входе антенны можно представить в виде

$$U_{\text{отр}} = U_1 \cos 2\pi f_0 (t - t_R). \quad (10)$$

Сдвиг фаз между излученными и принятыми колебаниями

$$\delta\varphi = \frac{4\pi}{\lambda} R, \quad (11)$$

где R — наклонное расстояние до поверхности отражения сигнала.

При полете ЛА со скоростью $V_{\text{ЛА}}$ изменяется расстояние от антенны датчика до отдельной точки поверхности. Тогда частота отраженных колебаний определяется как

$$f_{\text{отр}} = f_0 - f_0 \frac{2V_{\text{ЛА}R}}{c}. \quad (12)$$

Разность частот излученного колебания и отраженного (частота Доплера) равна:

$$F_{\text{Д}} = \frac{2V_{\text{ЛА}R}}{\lambda}. \quad (13)$$

В рассмотренном выше эффекте Доплера предполагалось, что отражатель является точечным. В реальном случае при измерении скорости полета ЛА следует учитывать распределенность отражающей земной поверхности. Здесь уже нельзя говорить об одной радиальной скорости и соответствующей ей доплеровской частоте. Имеет место спектр доплеровских частот, так как происходит облучение некоторой площади подстилающей поверхности, причем радиальные скорости различных участков заметно отличаются. Например, если ЛА движется со скоростью $V_{\text{ЛА}}$ над поверхностью земли, то, выделяя на поверхности земли два точечных отражателя A и B (при этом считаем, что вектор $V_{\text{ЛА}}$ совпадает с направлением AB), получим, что разность частот колебаний, отраженных от точки A ($F_{\text{ДА}}$) и от точки B ($F_{\text{ДВ}}$), будет равна:

$$F_{\text{ДА}} - F_{\text{ДВ}} = \frac{4V_{\text{ЛА}}}{\lambda} \sin \alpha_0 \sin \frac{Q}{2}, \quad (14)$$

где $\alpha_0 = \frac{\alpha A + \alpha B}{2}$.

Таким образом, ширина спектра биений, возникающих от отражений отдельных точек поверхности,

расположенных на интервале AB , описывается формулой (14). Анализируя это выражение, можно сделать вывод, что ширина спектра биений вторичного эффекта Доплера прямо пропорциональна ширине диаграммы направленности приемопередающей антенны. Кроме спектра доплеровских частот, обусловленных распределенностью отражающей поверхности, следует учесть и вариации неровностей поверхности при движении луча по покрытию земли, порождающие шумы сканирования [3].

Разброс частот сканирования $F_{\text{СК}}$ представим в виде

$$\Delta F_{\text{СК}} = \frac{V_{\text{ЛА}}}{hQ} \sin^2 \alpha = \frac{VS_a \sin^2 \alpha}{h},$$

где h — высота положения приемной антенны радиолокатора над земной поверхностью; S_a — эффективная площадь раскрытия приемной антенны.

Полет в общем случае можно рассматривать как сумму продольных и поперечных движений оси ЛА. Каждое из этих перемещений будет находить свое отражение в спектре доплеровских частот. Спектр частот поперечных колебаний летательного аппарата будет определяться, как и в случае продольного движения, выражением (14). Отличие будет заключаться в величине скорости перемещения. Так как скорость поперечных колебаний заведомо меньше скорости полета ЛА, то эта часть суммарного спектра доплеровских частот всегда находится ниже частоты, относительно которой производятся измерения. На наш взгляд, известными методами обработки сигнала [3, 4] можно уменьшать влияние поперечных колебаний на точность измерения скорости полета летательного аппарата.

Рассмотрим влияние продольных колебаний на точность измерения скорости полета ЛА. Радиолокационный доплеровский измеритель скорости при помощи передатчика и антенной системы излучает электромагнитные колебания в сторону подстилающей поверхности, а приемник принимает от нее эхосигналы, при этом отраженные колебания отличаются от излучаемых на величину доплеровской частоты

$$F_{\text{Д}} = \frac{2V_{\text{пут}} \cos \alpha_0}{\lambda}, \quad (15)$$

где $V_{\text{пут}}$ — путевая скорость полета; λ — длина волны излучаемых передатчиком колебаний, м; α_0 — угол наклона диаграммы направленности антенны приемопередатчика относительно оси ЛА, °.

Форма спектра доплеровского сигнала зависит от характера колебаний оси ЛА, вызванных турбулентностью воздушного потока. Реальный радиолуч, наклоненный к плоскости земной поверхности под углом α_0 , имеет конечную ширину диаграммы направленности, определяемую антенной системой, и охватывает на поверхности площадку, по форме близкую к эллипсу. В пределах данной площадки имеется набор отражающих элементов, находящихся под разными углами визирования, которыми формируется спектр соответствующих доплеровских частот. Кроме того, при флуктуационных колебаниях антенной системы совместно с колебаниями летательного аппарата отражатели, попадающие в пределы облучаемой площадки, непрерывно меняются, что создает случайные флуктуации амплитуды и фазы отраженных сигналов. Указанные причины вызывают появление спектра доплеровских частот, изменяющегося по случайному закону. При известной конечной ширине диаграммы направленности антенны по уровню половинной мощности D_a нетрудно определить ширину доплеровского спектра частот:

$$\Delta F = F_{D \max} - F_{D \min} = \left(\frac{2V_{\text{пут}}}{\lambda} \right) \cos \left(\alpha_0 - \frac{\Delta \alpha}{2} \right) - \left(\frac{2V_{\text{пут}}}{\lambda} \right) \cos \left(\alpha_0 + \frac{\Delta \alpha}{2} \right) = \left(\frac{4V_{\text{пут}}}{\lambda} \right) \sin \alpha_0 \sin \left(\frac{\Delta \alpha}{2} \right). \quad (16)$$

Относительная ширина спектра

$$\frac{\Delta F_D}{F_{D_0}} = 2 \operatorname{tg} \alpha_0 \sin \left(\frac{\Delta \alpha}{2} \right)$$

зависит от угла наклона антенны и ширины диаграммы направленности. С достаточной долей вероятности огибающая доплеровского спектра воспроизводит форму диаграммы направленности приемопередающей антенны. Относительная погрешность измерений доплеровской частоты определяется следующим образом:

$$d\chi = k_1 \sqrt{\frac{\Delta F_D}{F_{D_0}^2 \tau}}, \quad (17)$$

где коэффициент $k_1 = 0,275 \dots 0,420$ зависит от вида обработки доплеровского сигнала [2]; τ – время интегрирования.

Тогда имеем

$$d\chi = k_1 \sqrt{\left[\frac{\lambda}{\tau V_{\text{пут}}} \right] \frac{\left[\sin \theta_0 \sin \left(\frac{\Delta \theta}{2} \right) \right]}{\cos^2 \theta_0}} = k_1 k_2 k_3 \sqrt{\frac{\sin \theta_0 \sin \left(\frac{\Delta \theta}{2} \right)}{\cos^2 \theta_0}}, \quad (18)$$

$$\text{где } k_2 = \sqrt{\frac{\lambda}{\tau}}; k_3 = \frac{1}{\sqrt{V_{\text{пут}}}}.$$

Проведенные расчеты зависимости погрешности измерения скорости полета ЛА при различных углах наклона α_0 , ширине диаграммы направленности D_a , скоростях движения $V_{\text{пут}}$ показывают, что при увеличении угла α_0 от 30 до 60° погрешность $d\chi$ возрастает более чем вдвое. Однако при малых углах α_0 резко уменьшается амплитуда доплеровского сигнала, а потому угол наклона диаграммы направленности приемопередающей антенны рекомендуется выбирать в диапазоне $45 \dots 55^\circ$.

С изменением скорости полета ЛА изменяется зависимость погрешности $d\chi$ от угла α_0 , при увеличении скорости эта зависимость усиливается. При фиксированном значении α_0 уменьшение ширины диаграммы направленности D_a приводит к снижению ошибки. Уменьшение D_a ограничено необходимостью увеличения размеров антенны, а также расширением спектра доплеровских частот из-за сканирования узким лучом неровной поверхности земли. С увеличением скорости полета абсолютный разброс погрешности в зависимости от ширины диаграммы направленности уменьшается. Указанные тенденции уменьшения погрешности из-за уменьшения α_0 и D_a проявляются в связи с сужением спектра доплеровских частот.

Доплеровский измеритель скорости полета ЛА обладает реакцией на изменение его положения по всем степеням свободы, основной из которых является колебание вдоль продольной оси, приводящее к изменению угла, образованного вектором путевой скорости $V_{\text{пут}}$ к горизонту измерения путевой скорости. Обозначим: θ – угол наклона вектора скорости летательного аппарата к горизонту; α – угол атаки летательного аппарата; ϑ – угол тангажа.

Будем рассматривать движение летательного аппарата только в вертикальной плоскости, так как такое колебание в большей мере влияет на результаты радиолокационного измерения путевой скорости. В связи с этим учитываем следующие силы и моменты, влияющие на полет аппарата в вертикальной плоско-

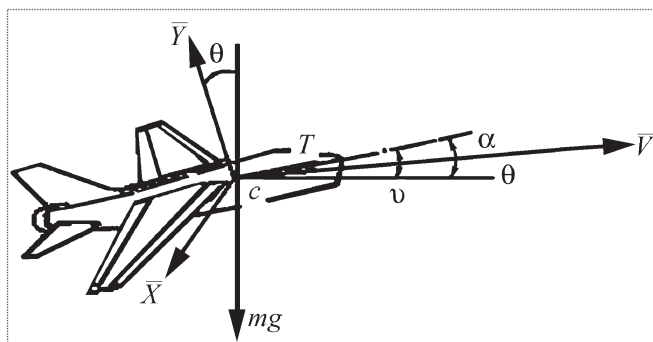


Рис. 2. Модель движения ЛА в вертикальной плоскости

сти: силу лобового сопротивления $\bar{X}$, направленную по отрицательному направлению вектора скорости; подъемную силу $\bar{Y}$, направленную вверх, перпендикулярно вектору скорости; тягу двигателей $\bar{T}$, направленную вперед по оси летательного аппарата; силу тяжести $m\bar{g}$, направленную вертикально вниз (рис. 2); момент M_z относительно поперечной горизонтальной оси летательного аппарата.

Чтобы скорость летательного аппарата была постоянна и равна заданной величине V , необходимо, чтобы в любой момент времени тяга двигателей уравновешивала силу лобового сопротивления и проекцию силы тяжести на вектор скорости. Будем предполагать это условие выполненным. В действительности вследствие колебаний летательного аппарата и его вектора скорости, а также из-за случайных изменений силы лобового сопротивления под действием вертикальной составляющей скорости ветра равновесие постоянно будет нарушаться и скорость ЛА будет испытывать непрерывные случайные изменения колебательного характера. Однако эти изменения невелики и практически не оказывают существенного влияния на полет летательного аппарата.

Поэтому случайными изменениями скорости V можно пренебречь и считать ее постоянной практически без потери точности. Приняв это допущение, ограничимся уравнением движения центра масс ЛА в проекции на нормаль к траектории (к вектору скорости) и уравнением его вращательного движения в вертикальной плоскости. Принимая во внимание, что нормальное ускорение центра масс летательного аппарата соответствует $V\dot{\theta}$ (скорость конца вектора скорости равна произведению его длины на угловую скорость), можем написать уравнение сил в проекции на нормаль траектории и уравнение моментов в виде

$$mV\dot{\theta} = Y - mg \cos \theta;$$

$$I_{zz}\ddot{\theta} = M_z,$$

где m — масса летательного аппарата; I_{zz} — центральный момент инерции относительно поперечной горизонтальной оси.

Выразим подъемную силу Y и момент M_z как функции элементов движения летательного аппарата. В аэродинамике принято подъемную силу Y и момент M_z выражать формулами [2]

$$Y = c_y S \frac{\rho V^2}{2}; \quad M_z = m_z l_s \frac{\rho V^2}{2},$$

где c_y, m_z — безразмерные аэродинамические коэффициенты; S — площадь крыльев; l — длина летательного аппарата; ρ — плотность воздуха; $\frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор.

При малых значениях угла атаки α коэффициент c_y считают пропорциональным относительному углу атаки α_r , т.е. углу между осью летательного аппарата и вектором его скорости $\bar{V}_r$ относительно воздуха [2]. При этом подъемная сила Y приближенно определяется формулой

$$Y = c_y^\alpha S \frac{\rho V^2}{2} \alpha_r, \quad (19)$$

где c_y^α — производная коэффициента c_y по углу атаки α .

Момент M_z обычно считается состоящим из трех слагаемых; одно из них пропорционально относительному углу атаки α_r , другое — углу отклонения руля высоты δ , а третье — угловой скорости летательного аппарата, или величине $\omega = \frac{l\dot{\theta}}{V}$ (безразмерной угловой скорости). При этом момент M_z выражается формулой

$$M_z = lS \frac{\rho V^2}{2} \left(m_z^\alpha \alpha_r + m_z^\delta \delta + m_z^\omega \frac{l\dot{\theta}}{V} \right), \quad (20)$$

где m_z^α, m_z^δ и m_z^ω — производные коэффициента m_z по углу атаки α , по углу отклонения руля высоты δ , по безразмерной угловой скорости ω соответственно.

Величина m_z^α у статически устойчивого летательного аппарата отрицательна (момент стремится уменьшить угол атаки). Величина m_z^δ отрицательна, потому что положительным считается отклонение руля, вызывающее отрицательный момент. Величина m_z^ω всегда отрицательна, потому что аэродинамический момент стремится уменьшить угловую

скорость вращения летательного аппарата. Подставив выражение подъемной силы в уравнение сил в проекции на нормаль к траектории и имея в виду, что $\cos\theta \approx 1$ вследствие малости угла θ , получим

$$\dot{\theta} = A_\alpha \alpha_r - \frac{g}{V}, \quad (21)$$

где

$$A_\alpha = c_y^\alpha S \frac{\rho V}{2m}. \quad (22)$$

Подставив выражение (20) в уравнение моментов и разделив его на момент инерции $I_{zz} \ddot{\theta} = M_z$, получим второе уравнение:

$$\ddot{\theta} + a_\omega \dot{\theta} + a_2 \alpha_r = -a_\delta \delta, \quad (23)$$

где

$$\begin{aligned} a_\omega &= -m_z^\omega l S \frac{\rho V}{2I_{zz}}; \\ a_\alpha &= -m_z^\alpha l S \frac{\rho V}{2I_{zz}}; \\ a_\delta &= -m_z^\delta l S \frac{\rho V}{2I_{zz}}. \end{aligned} \quad (24)$$

В выражениях этих коэффициентов включен знак минус, чтобы они были положительными. Вычислим теперь относительный угол атаки α_r . Для этого заметим, что вектор скорости летательного аппарата относительно воздуха $\bar{V}_r$ равен сумме вектора скорости $\bar{V}$ ЛА и вектора скорости $\bar{W}$ ветра, взятого с обратным знаком (рис. 3).

Так как вертикальная составляющая скорости воздушного потока мала по сравнению со скоростью летательного аппарата и направления векторов $\bar{V}$ и $\bar{V}_r$ близки к горизонтальной составляющей, то угол между ними можно считать приближенно равным W/V .

Таким образом, относительный угол атаки α_r можно определить приближенной формулой

$$\alpha_r \approx \alpha + \frac{W}{V}. \quad (25)$$

Подставив это выражение в уравнения (21) и (23), приведем эти уравнения к виду:

$$\dot{\theta} = A_\alpha \left(\alpha + \frac{W}{V} \right) - \frac{g}{V}; \quad (26)$$

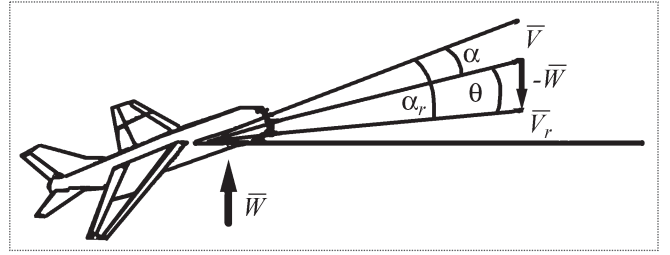


Рис. 3. Определение относительного угла атаки α_r

$$\ddot{\theta} + \alpha_\omega \dot{\theta} + a_\alpha \left(\alpha + \frac{W}{V} \right) = -a_\delta \delta. \quad (27)$$

Добавив к уравнениям (26) и (27) геометрическое соотношение

$$\vartheta = \theta + \alpha, \quad (28)$$

получим систему трех уравнений с четырьмя неизвестными θ , α , ϑ и δ , одно из которых будем задавать произвольно. Это отражает управляемость ЛА.

Задавая угол отклонения руля высоты δ как функцию времени, можно определить движение летательного аппарата. Наоборот, задавая траекторию летательного аппарата, т.е. угол наклона его вектора скорости θ к горизонту как функцию времени, можно определить, как следует изменять отклонение руля высоты, чтобы обеспечить движение ЛА по заданной траектории. Естественно, предполагаем, что на летательном аппарате имеется автоматическая система управления (АСУ) (например, автопилот), которая для обеспечения прямолинейного полета вырабатывает отклонение руля высоты как линейную функцию измеряемого нормального ускорения a_N и его производной:

$$\delta = k_0 a_N + k_1 \dot{a}_N, \quad (29)$$

где k_0 и k_1 — некоторые коэффициенты.

Принимая уравнение (29), для простоты рассуждений не будем учитывать все запаздывания в системе управления. Иными словами, будем предполагать, что нормальное ускорение ЛА и его производная измеряются мгновенно, а также, что АСУ мгновенно устанавливает необходимое отклонение руля. Это допущение оправдано потому, что времена запаздывания в элементах системы управления обычно очень малы, и углы α и θ не успевают заметно измениться за время запаздывания.

Для учета запаздываний в системе управления следует описать дифференциальное уравнение движения

АСУ с учетом приводимых АСУ в движение масс, а также действующих на нее сил, а разность между правой и левой частями уравнения (29) принять за управляющий движением АСУ сигнал, вызывающий действие пропорционального ему момента. Прибавив к уравнениям (26), (27) и (28) уравнение (29), добавляем тем самым еще одну неизвестную a_N . Однако эта неизвестная легко выражается через угол атаки летательного аппарата. Чтобы сделать это, заметим, что любой измеритель ускорения (например, акселерометр) измеряет только разность между соответствующей составляющей ускорения и составляющей ускорения силы тяжести вдоль той же оси. Учитывая это, а также то, что угол между нормалью к траектории и вертикалью мал, получим:

$$a_N = V\dot{\theta} - (-g \cos \theta) \approx V\dot{\theta} + g.$$

Подставив в последнее выражение значение $\dot{\theta}$ из уравнения (26), получим зависимость для измеряемого системой управления нормального ускорения летательного аппарата:

$$a_N = VA_\alpha \alpha + A_\alpha W. \quad (30)$$

Подставим это выражение в уравнение (29) и приведем его к виду

$$\delta = VA_\alpha (k_0 \alpha + k_1 \dot{\alpha}_N) + A_\alpha (k_0 W + k_1 \dot{W}). \quad (31)$$

Уравнения (26), (27), (28) и (31) образуют систему уравнений с четырьмя неизвестными θ , α , ϑ и δ . Так как вертикальная скорость воздушного потока W представляет собой случайную функцию, то и параметры движения летательного аппарата θ , α , ϑ , и угол отклонения руля высоты δ будут подвержены случайным изменениям. Это явление и вызывает "галлопирование" вдоль продольной оси летательного аппарата, изменяющее положение главной оси радиолокатора и влияющее на ошибки измерения путевой скорости по доплеровской частоте. Исключим из уравнений (26), (27), (28) и (31), описывающих движение летательного аппарата в турбулентной атмосфере, неизвестные θ , ϑ и δ , предварительно продифференцировав по времени уравнение (26). Учитывая, что при постоянной скорости полета на постоянной высоте коэффициенты всех уравнений постоянны, получим:

$$\ddot{\theta} = A_\alpha \left(\dot{\alpha} + \frac{\dot{W}}{V} \right). \quad (32)$$

Подставив в уравнение (27) выражение угла тангажа (28) и заменив в полученном уравнении $\dot{\theta}$, $\ddot{\theta}$ и δ их выражениями (26), (32) и (31), после приведения подобных членов получим

$$\ddot{\alpha} + C_1 \dot{\alpha} + C_0 \alpha = \frac{C_0}{V} W - \frac{C_1 - \alpha_\omega}{V} \dot{W} + \alpha_\omega \frac{g}{V}, \quad (33)$$

где для краткости принято:

$$\begin{aligned} C_0 &= a_\alpha + a_\omega A_\alpha + a_\delta VA_\alpha k_0; \\ C_1 &= a_\omega + A_\alpha + a_\delta VA_\alpha k_1. \end{aligned} \quad (34)$$

Уравнение (33) определяет изменение угла атаки летательного аппарата под действием случайной вертикальной скорости ветра.

Конечной целью исследования колебаний летательного аппарата в турбулентной атмосфере является определение математического ожидания и дисперсии нормального ускорения a_N , так как именно нормальное ускорение определяет нагрузки, действующие в полете на ЛА. Для решения поставленной задачи в общем случае проинтегрируем уравнение (33), считая скорость ветра W известной функцией времени. Подставим полученное выражение угла атаки в формулу (30) для определения нормального ускорения летательного аппарата. После этого найдем математическое ожидание и дисперсию нормального ускорения по общим формулам. Чтобы проинтегрировать уравнение (33), заметим, что это линейное дифференциальное уравнение второго порядка с постоянными коэффициентами. Поэтому его общий интеграл, соответствующий всей правой части, равен сумме интегралов, соответствующих отдельным слагаемым в правой части. В частности, последнему постоянному слагаемому в правой части уравнения (33) соответствует постоянное слагаемое в угле атаки, равное

$$\alpha_g = \frac{\alpha_\omega g}{C_0 V}. \quad (35)$$

Для нахождения интеграла уравнения (33), соответствующего первым двум слагаемым правой части, применим метод вариации произвольных постоянных. Этот метод позволит вычислить данный интеграл в форме интеграла, содержащего случайную функцию $W(t)$. В результате, суммируя интегралы уравнения (33), соответствующие двум первым слагаемым и последне-

му слагаемому в правой части, получим угол атаки летательного аппарата как функцию времени:

$$\alpha(t) = \int_{t_0}^t g_{\alpha}(t, \tau) W(\tau) d\tau + \frac{\alpha_{\omega} g}{C_0 V}, \quad (36)$$

где $g_{\alpha}(t, \tau)$ — некоторая функция двух переменных t и τ , которая выражается через два линейно независимых интеграла соответствующего однородного уравнения.

Подставив выражение угла атаки (36) в формулу для нормального ускорения летательного аппарата (30), получим нормальное ускорение ЛА как функцию времени:

$$\alpha_{aN}(t) = \int_{t_0}^t g_{\alpha N}(t, \tau) W(\tau) d\tau + \frac{A_{\alpha} \alpha_{\omega} g}{C_0}, \quad (37)$$

где

$$g_{\alpha N}(t, \tau) = V A_{\alpha} g_{\alpha}(t, \tau) + A_{\alpha} \delta(t - \tau). \quad (38)$$

Чтобы найти математическое ожидание и дисперсию нормального ускорения летательного аппарата, применим общие формулы для математического ожидания и дисперсии интеграла от случайной функции. Пользуясь формулой для математического ожидания интеграла от случайной функции, находим математическое ожидание нормального ускорения летательного аппарата:

$$m_{aN}(t) = \int_{t_0}^t g_{\alpha N}(t, \tau) m_W(\tau) d\tau + \frac{A_{\alpha} \alpha_{\omega} g}{C_0}, \quad (39)$$

где $m_W(\tau)$ — математическое ожидание вертикальной составляющей вектора скорости воздушного потока $W(t)$.

Применив формулу для дисперсии интеграла от случайной функции, найдем дисперсию нормального ускорения летательного аппарата:

$$D_{0N}(t) = \int_{t_0}^t \int_{t_0}^t g_{0N}(t, \tau_1) g_{0N}(t, \tau_2) K_W(\tau_1, \tau_2) d\tau_1 d\tau_2, \quad (40)$$

где $K_W(\tau_1, \tau_2)$ — корреляционная функция вертикальной составляющей скорости ветра $W(t)$.

Чтобы закончить решение задачи, подставим в формулы (39) и (40) выражения функции $m_W(t)$, $K_W(\tau_1, \tau_2)$,

$g_{0N}(t, \tau)$ и выполним интегрирование. Этот метод решения применяется во всех подобных задачах [5] и не накладывает никаких ограничений на дифференциальные уравнения задачи и на входящие в них случайные функции.

Во многих практических задачах вертикальную составляющую скорости ветра считают стационарной случайной функцией времени [2]. Это дает возможность применить для решения рассматриваемой задачи спектральную теорию стационарных случайных функций. Выразив вертикальную составляющую скорости ветра спектральным разложением

$$W(t) = \int_{-\infty}^{\infty} V(\omega) e^{j\omega t} d\omega, \quad (41)$$

представим правую часть дифференциального уравнения (33) как сумму показательных функций с бесконечно малыми коэффициентами. Следовательно, и интеграл уравнения (33) получит выражение как сумма интегралов, соответствующих всем показательным отдельным функциям, с теми же бесконечно малыми коэффициентами. Таким образом, для решения задачи достаточно найти интегралы уравнения (33), соответствующие всем показательным функциям $e^{j\omega t}$ в выражении для скорости ветра (41). Обозначив интеграл уравнения (33), соответствующий $W(t) = e^{j\omega t}$ через α_{ω} , получим следующее уравнение для определения α_{ω} :

$$\ddot{\alpha}_{\omega} + C_1 \dot{\alpha}_{\omega} + C_0 \alpha_{\omega} = -\frac{C_0 + (C_1 - \alpha_{\omega}) j\omega}{V} e^{j\omega t}.$$

Как известно из теории дифференциальных уравнений, частный интеграл этого уравнения следует искать в виде

$$\alpha_{\omega} = B e^{j\omega t},$$

где B — неизвестный коэффициент.

Подставив это выражение в предыдущее уравнение, получим

$$B[(j\omega)^2 + C_1 j\omega + C_0] e^{j\omega t} = -\frac{C_0 + (C_1 - \alpha_{\omega}) j\omega}{V} e^{j\omega t},$$

откуда следует

$$B = -\frac{1}{V} \frac{C_0 + (C_1 - \alpha_{\omega}) j\omega}{C_0 + C_1 j\omega + (j\omega)^2} e^{j\omega t}.$$

Итак,

$$\alpha_{\omega} = -\frac{1}{V} \frac{C_0 + (C_1 - \alpha_{\omega})j\omega}{C_0 + C_1 j\omega + (j\omega)^2} e^{j\omega t}.$$

Для нахождения интеграла уравнения (33), соответствующего двум первым слагаемым в правой части, умножим величины α_{ω} , соответствующие всем значениям частоты ω , на соответствующие коэффициенты $V(\omega)d\omega$ и затем их просуммируем. В результате получим:

$$\alpha = -\frac{1}{V} \int_{-\infty}^{\infty} V(\omega) \frac{C_0 + (C_1 - \alpha_{\omega})j\omega}{C_0 + C_1 j\omega + (j\omega)^2} e^{j\omega t} d\omega. \quad (42)$$

Постоянную составляющую угла атаки, соответствующую последнему постоянному слагаемому в правой части уравнения (33), учитывать не будем, так как эта составляющая входит только в выражение математического ожидания нормального ускорения. Подставив выражение (42) угла атаки и выражение (41) скорости ветра в формулу (30) для нормального ускорения летательного аппарата, получим:

$$\alpha_N = A_{\alpha} \int_{-\infty}^{\infty} V(\omega) \left[-\frac{C_0 + (C_1 - \alpha_{\omega})j\omega}{C_0 + C_1 j\omega + (j\omega)^2} \right] e^{j\omega t} d\omega,$$

или, после преобразований,

$$\alpha_N = A_{\alpha} \int_{-\infty}^{\infty} V(\omega) \frac{\alpha_{\omega} + j\omega}{C_0 + C_1 j\omega + (j\omega)^2} j\omega e^{j\omega t} d\omega. \quad (43)$$

Для нахождения дисперсии нормального ускорения летательного аппарата, заметим, что формула (43) выражает нормальное ускорение α_N как линейную функцию некоррелированных бесконечно малых случайных величин $V(\omega)d\omega$. Согласно известной формуле, дисперсия линейной функции некоррелированных случайных величин равна сумме дисперсий этих величин, умноженных на квадраты модулей коэффициентов при них. Следовательно, дисперсия нормального ускорения летательного аппарата определяется формулой

$$D_{\alpha N} = A_{\alpha}^2 \int_{-\infty}^{\infty} \left| \frac{\alpha_{\omega} + j\omega}{C_0 + C_1 j\omega + (j\omega)^2} j\omega \right|^2 S_W(\omega) d\omega, \quad (44)$$

где $S_W(\omega)$ — спектральная плотность стационарной случайной функции $W(t)$.

Предположим, что вертикальная скорость ветра $W(t)$ имеет показательную корреляционную функцию $k_W(\tau) = d_W e^{-\mu|\tau|}$.

Этой корреляционной функции соответствует спектральная плотность

$$S_W(\omega) = \frac{d_W}{V} \frac{\mu}{\mu^2 + \omega^2} = \frac{d_W \mu}{\pi} \frac{1}{|\mu + j\omega|^2}.$$

Подставив последнее выражение в формулу (44), получим:

$$D_{\alpha N} = \frac{A_{\alpha}^2 d_W \mu}{\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{(\alpha_{\omega}^2 + \omega^2) \omega^2}{|C_0 + C_1 j\omega + (j\omega)^2| (\mu + j\omega)^2} d\omega.$$

Далее, представим числитель как функцию $(j\omega)^2$ и раскроем скобки под знаком модуля в знаменателе:

$$D_{\alpha N} = \frac{A_{\alpha}^2 d_W \mu}{\pi} \times \int_{-\infty}^{\infty} \frac{(j\omega)^4 - \alpha_{\omega}^2 (j\omega)^2}{|(j\omega)^2 + (\mu + C_1)(j\omega)^2 + (C_1 \mu + C_0)j\omega + C_0 \mu|^2} d\omega. \quad (45)$$

Для вычисления такого интеграла воспользуемся следующей общей формулой [5]:

$$\int_{-\infty}^{\infty} \frac{b_0 (j\omega)^{2n-2} + b_1 (j\omega)^{2n-4} + \dots + b_{n-2} (j\omega)^2 + b_{n-1}}{[a_0 (j\omega)^n + a_1 (j\omega)^{n-1} + \dots + a_{n-1} (j\omega) + a_n]^2} d\omega = (-1)^{n+1} \frac{\pi D_n}{a_0 \Delta_n}, \quad (46)$$

$$\text{где } \Delta_n = \begin{vmatrix} C_{11} & C_{12} & \dots & C_{1n} \\ C_{21} & C_{22} & \dots & C_{2n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ C_{n1} & C_{n2} & \dots & C_{nn} \end{vmatrix}, \quad D_n = \begin{vmatrix} b_0 & C_{12} & \dots & C_{1n} \\ b_1 & C_{22} & \dots & C_{2n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ b_{n-1} & C_{n2} & \dots & C_{nn} \end{vmatrix},$$

$C_{pq} = a_{2p-q}$ при $0 \leq 2p - q \leq n$; $C_{pq} = 0$ при $2p - q < 0$ и при $2p - q > n$.

Для того чтобы воспользоваться формулой (46), представим числитель спектральной плотности в виде полинома относительно $(j\omega)^2$, а знаменатель спектральной плотности выразим как квадрат модуля полинома относительно $j\omega$ с положительными коэффициентами $a_0, a_1, \dots, a_n$. Сравнивая интегралы в формулах (45) и (46), видим, что в данном случае $n = 3$, $b_0 = 1$, $b_1 = -d_{\omega}^2$, $b_2 = 0$, $a_0 = 1$, $a_1 = \mu + C_1$, $a_2 = C_1 \mu + C_0$, $a_3 = C_0 \mu$.

Поэтому по формулам (45), (46) находим

$$D_{aN} = \frac{A_a^2 d_w \mu}{\pi} (-1)^4 \frac{\begin{matrix} 1 & 1 & 0 \\ -\alpha_\omega^2 & C_{1\mu} + C_0 & \mu + C_1 \\ 0 & 0 & C_{0\mu} \\ \mu + C_1 & 1 & 0 \\ C_{0\mu} & C_{1\mu} & \mu + C_1 \\ 0 & 0 & C_{0\mu} \end{matrix}}{\mu + C_1 \quad 1 \quad 0}.$$

Раскрыв определители и выполнив сокращения, получим окончательно следующую формулу для дисперсии нормального ускорения летательного аппарата:

$$D_{0N} = \frac{A_a d_w \mu}{C_1} \frac{C_0 + C_1 \mu + \alpha_\omega^2}{C_0 + C_1 \mu + \mu^2}. \quad (47)$$

Это выражение определяет дисперсию нормального ускорения как функцию параметров летательного аппарата, его системы управления и статических свойств вертикальной составляющей скорости воздушного потока, ее дисперсии d_w и параметра μ , характеризующего изменчивость потока вдоль траектории летательного аппарата.

Исходя из данной зависимости, системы управления летательного аппарата, можно добиться выбора

некоторых параметров управления, при которых дисперсия нормального ускорения может стать минимальной, и достичь такого уровня при полете ЛА, когда летательный аппарат будет намного меньше реагировать на причины, вызывающие его колебания. Кроме того, при оценке скорости полета ЛА по частотам Доплера, имея информацию о его дисперсии нормального ускорения, возможно будет ввести компенсацию этих изменений нормального ускорения как функций параметров ЛА и тем самым обеспечить требуемую точность оценки скоростных характеристик летательного аппарата.

Литература

1. Молоканов Г.Ф. Учет ветра в дальних полетах. М.: Воениздат, 1957.
2. Авиационный справочник / под ред. В.М. Лавского. М.: Воениздат, 1964.
3. Финкельштейн М.И. Основы радиолокации. М.: Сов. радио. 1973.
4. Колчинский В.Е., Мандуровский И.А., Константиновский М.И. Автономные доплеровские устройства и системы навигации летательных аппаратов / под ред. В.Е. Колчинского. М.: Сов. радио. 1975.
5. Анго А. Математика для электро- и радиоинженеров / пер. с фр. под общ. ред. К.С. Шифрина. М.: Наука. 1967.



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

В РОССИИ БУДЕТ ВТРОЕ УВЕЛИЧЕНО ПРОИЗВОДСТВО АВТОНАВИГАТОРОВ

НИИ космического приборостроения в ближайшее время увеличит производство автонавигаторов, способных принимать сигналы российской навигационной системы ГЛОНАСС и американской GPS, в три раза, заявил глава Роскосмоса А.Н. Перминов. НИИ КП уже выходит на производство трех тысяч приемников. Ранее предприятие выпускало около одной тысячи навигаторов в месяц.

Руководитель Роскосмоса признал, что это "капля в море". В ближайшее время он намерен вынести на обсуждение правительства техническое задание по оснащению ГЛОНАСС-навигаторами выпускающихся на российских заводах автомобилей. А.Н. Перминов сообщил, что ОАО "Российские железные дороги" оснастили двухсистемными приемниками ГЛОНАСС/GPS 10 тысяч локомотивов.

СОВМЕСТИМОСТЬ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ ГЛОНАСС, GPS и GALILEO

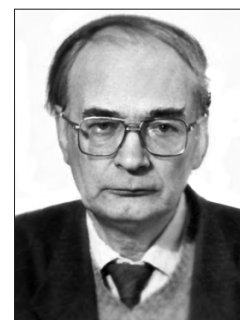
Потребители во всем мире должны иметь возможность беспрепятственно пользоваться всеми существующими навигационными спутниковыми системами, считают в Роскосмосе. "На потребительском уровне должна существовать единая спутниковая навигационная система, которая совмещала бы американскую систему GPS, европейскую Galileo и российскую ГЛОНАСС. Люди во всем мире не должны задумываться о том, сигналы какой системы принимает их навигатор", — заявил руководитель пресс-службы Роскосмоса Александр Воробьев. "Чем больше будет систем, тем сильнее они будут взаимосвязаны, тем для потребителя лучше. В этом случае сигнал будет более точным, чем при использовании только одной системы", — добавил он. По словам А. Воробьева, российская навигационная система ГЛОНАСС способна сегодня обеспечить определение координат с точностью до 10 м. Этого достаточно для потребительских задач. Положительной особенностью российской системы ГЛОНАСС, добавил он, является невозможность намеренного ухудшения навигационного сигнала.

В настоящее время на орбите Земли работают две навигационные системы — российская ГЛОНАСС и американская GPS. В 2013 г., если финансирование будет вестись в полном объеме, на орбите должна появиться европейская система Galileo.

Вестник Интерфакс — АВН № 38 (365), 2008 г.

Выбор проектно-баллистических параметров космических аппаратов с учетом требований по надежности

А.А. Золотов, Д.А. Непочатых



ЗОЛОТОВ
Александр Алексеевич — профессор МАИ (государственного технического университета), доктор техн. наук



НЕПОЧАТЫХ
Денис Анатольевич — аспирант МАИ (государственного технического университета)

В работе рассмотрены особенности проектирования космических аппаратов (КА) с учетом удовлетворения требований, предъявляемых к надежности КА.

Представлена методика выбора оптимальных проектно-баллистических параметров КА, учитывающая мероприятия по обеспечению требуемых уровней надежности аппарата.

A.A. Zolotov, D.A. Nepochatykh. The Choice Of Projective And Ballistic Parameters Of Spacecrafts In View Of The Reliability And Safety Requirements

This article dwells on the distinctive features of spacecraft projecting in view of meeting all reliability and safety requirements that apply.

A method of selecting the optimal projective and ballistic parameters of the spacecraft are presented taking into account the measures that ensure the necessary level of the vehicle reliability and safety.

Высокая стоимость реализации космических программ предъявляет повышенные требования к качеству проектируемых космических аппаратов (КА), которое оценивается целым набором критериев, основными из которых являются экономичность и эффективность, т.е. способность КА выполнять поставленные перед ним задачи. При этом необходимо учитывать, что отказы КА в полете приводят к невыполнению целевой программы и, следовательно, к большим потерям материальных средств. Поэтому задачи обеспечения надежности КА очень важны и должны решаться на всех стадиях жизненного цикла аппарата, начиная с проектирования и кончая эксплуатацией, выполнением программы полета. На стадии проектной разработки высокие уровни надежности обеспечиваются созданием изделий с различным уровнем структурной, функциональной, параметрической и прочей избыточности. Реализация различных видов избыточности приводит к удорожанию и утяжелению КА. Поэтому выбор оптимальных проектно-баллистических решений должен производиться на основе комплексного подхода, обеспечивающего выполнение целевой программы при минимальных затратах средств.

Для различных целевых программ полета выбор проектных решений зависит от вида траектории перелета, определяющей число активных операций, а следовательно, и потребных запасов топлива на их реализацию. В общем случае выполнение целевой программы требует обеспечения определенной характеристической скорости полета V_x . Величина характеристической скорости зависит от целевого назначения аппарата и выбранной схемы полета, определяющей его продолжительность.

На рис. 1 представлена зависимость суммарного времени полета к Плутону от характеристической скорости при схеме полета по маршруту Земля—Юпитер—Сатурн—Плутон [4].

При проведении проектных исследований графическую зависимость $V_x(t)$ целесообразно аппроксимировать кривой

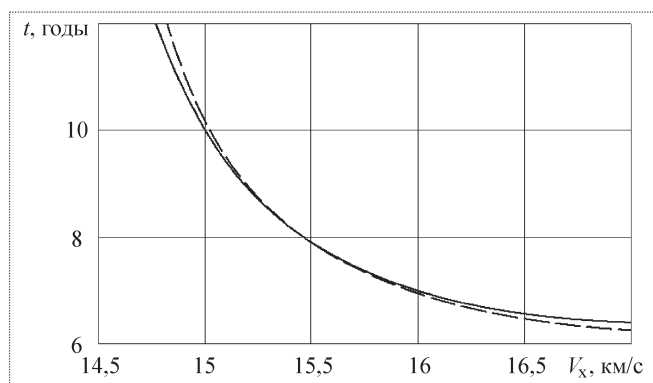


Рис. 1. Зависимость суммарного времени полета КА к Плутону от характеристической скорости старта

$$V_x(t) = -0,6 \ln \frac{t-6}{4} + 15,1. \quad (1)$$

В формуле (1) время t подставляется в годах. На графике аппроксимирующая зависимость представлена пунктирной кривой.

Знание характеристической скорости позволяет перейти к оценке весовых соотношений КА. В общем случае при заданных скорости V_x и массе разгонного блока $M_{РБ}$ располагаемая масса космического аппарата будет определяться массой выводимой полезной нагрузки [3]

$$M_{ПН} = (\mu_{ПН})^n M_{РБ}, \quad (2)$$

$$\text{где } \mu_{ПН} = \left\{ \frac{e^{-\frac{\bar{V}_x(t)}{n}} - (\alpha + \beta n_0)}{1 - \alpha} \right\}; \bar{V}_x = \frac{V_x}{P_{уд}^n g_0};$$

$$\alpha = \frac{\alpha_{ТО} + \mu_{ПН}}{1 + \alpha_{ТО}}; \beta = \frac{\gamma_{ДУ}}{1 + \alpha_{ТО}}; \alpha_{ТО}, \gamma_{ДУ}, \mu_{ПН} - \text{статистические}$$

коэффициенты, характеризующие соответственно значения относительных масс топливного отсека (ТО), двигательной установки, полезной нагрузки; n – число ступеней разгонного блока; $P_{уд}^n$ – удельная тяга в пустоте.

Переходя к безразмерной массе полезной нагрузки, получим $\bar{M}_{ПН} = \frac{M_{ПН}}{M_{РБ}} = (\mu_{ПН})^n$.

С другой стороны, масса КА зависит от требований, предъявляемых к его надежности.

В дальнейшем будем считать, что при проектировании КА принята продолжительность перелета $t = t_0$. Для определенности предположим, что базовый вариант проектного решения соответствует минимальной характеристической скорости, обеспечивающей вы-

полнение задачи, и удовлетворяет заданным требованиям по надежности. С увеличением длительности полета вероятность отказа КА будет расти. При этом сохранение высоких уровней безотказности может быть обеспечено введением резервирования бортовых систем КА. С учетом проведения замен выходящих из строя систем резервными массу бортовых систем аппарата $M_{БС}$ можно представить в виде

$$M_{БС}(t) = M_0 m(t), \quad (3)$$

где M_0 – масса нерезервированных бортовых систем базового варианта КА; $m(t) = \frac{\ln Q_{\text{зал}}}{\ln q_0(t)}$ – кратность ре-

зерва; $q_0(t)$ – вероятность отказа нерезервированных бортовых систем КА; $Q_{\text{зал}} = 1 - H_{\text{зал}}$; $H_{\text{зал}}$ – заданная надежность КА.

Изменение кратности резерва в окрестности базового решения в линейном приближении можно представить в виде

$$m(t) \approx m_0 + (m'_t)_0 (t - t_0), \quad (4)$$

где $(m'_t)_0$ – производная функции $m(t)$, взятая в точке приведения; m_0 – кратность резерва, соответствующая базовому варианту КА.

Раскрывая выражение для $(m'_t)_0$, получим

$$(m'_t)_0 = -\frac{\ln Q_{\text{зал}}}{(\ln q_0)^2} \frac{1}{q_0} \left(\frac{dq_0}{dt} \right)_0 = -m \frac{1}{\ln q_0} \left(\frac{dq_0}{dt} \right)_0 \frac{1}{q_0}, \quad (5)$$

$$\text{где } m_0 = \frac{\ln Q_{\text{зал}}}{\ln q_0}.$$

При проведении анализа для оценки надежности воспользуемся законом распределения Вейбулла, учитывающим деградацию параметров работоспособности бортовых систем КА

$$P(t) = e^{-\lambda t^\nu}, \quad (6)$$

где λ, ν – соответственно параметры масштаба и формы закона распределения Вейбулла.

С учетом равенства (6) выражение для производной (5) примет вид

$$(m'_t)_0 = -\frac{m_0 \nu}{t_0 s}, \quad (7)$$

$$\text{где } s = \frac{q_0 \ln q_0}{(1 - q_0) \ln(1 - q_0)}.$$

Зависимость $s(q)$ представлена на рис. 2.

Подставляя выражение (7) в исходное соотношение (4), получим

$$\begin{aligned} m(t) &= m_0 - \frac{m_0}{t_0} \frac{v}{s} (t - t_0) = m_0 \left\{ \left(1 - \frac{v}{s} \right) + \frac{v}{s} \frac{t}{t_0} \right\} = \\ &= m_0 \left\{ d + (1-d) \frac{t}{t_0} \right\}, \end{aligned} \quad (8)$$

где $d = 1 - \frac{v}{s}$.

С учетом (8) выражение (3) примет вид

$$M_{\text{БС}}(t) = M_{\text{БС0}} \left\{ d + (1-d) \frac{t}{t_0} \right\}, \quad (9)$$

где $M_{\text{БС0}} = M_0 m_0$ — масса резервированных бортовых систем базового варианта КА.

При изменении времени полета будет также меняться масса топлива и других материалов, расходуемых в процессе функционирования КА:

$$M_{\text{РМ}} = m' t = m' t_0 \frac{t}{t_0} = M_{\text{РМ0}} \frac{t}{t_0},$$

где m' — расход материалов; $M_{\text{РМ0}}$ — масса расходуемых материалов, соответствующая базовому варианту КА.

С учетом массы запасных систем, массы расходуемых материалов и массы прочих систем $M_{\text{пр}}$ суммарную массу аппарата $M_{\text{КА}}$ можно представить в виде

$$M_{\text{КА}}(t) = M_{\text{БС}}(t) + M_{\text{РМ}}(t) + M_{\text{пр}}. \quad (10)$$

В формуле (10) к прочим отнесены системы, масса которых не зависит от времени полета.

Подставляя в формулу (10) выражения для $M_{\text{БС}}$ и $M_{\text{РМ}}$, получим

$$\begin{aligned} M_{\text{КА}}(t) &= M_{\text{БС0}} \left\{ d + (1-d) \frac{t}{t_0} \right\} + M_{\text{РМ0}} \frac{t}{t_0} + M_{\text{пр}} = \\ &= (1-\zeta) M_{\text{КА0}} \frac{t}{t_0} + \zeta M_{\text{КА0}}, \end{aligned} \quad (11)$$

где $\zeta = \frac{M_{\text{БС0}} d + M_{\text{пр}}}{M_{\text{КА0}}}$; $M_{\text{КА0}} = M_{\text{БС0}} + M_{\text{РМ0}} + M_{\text{пр}}$ — масса

базового варианта КА с учетом массы резервных сис-

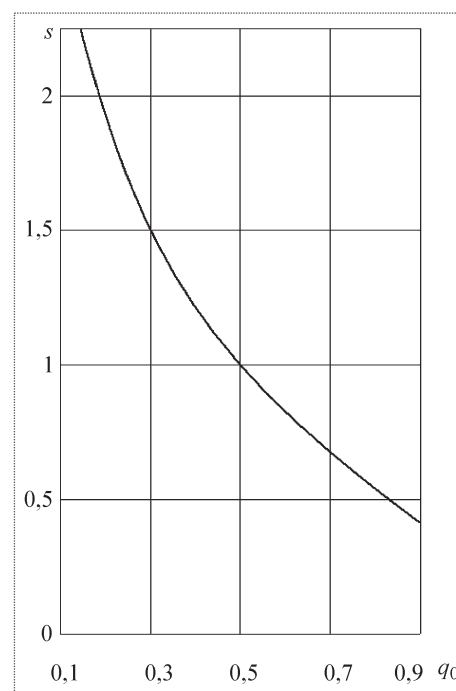


Рис. 2. Зависимость параметра s от вероятности отказа q_0

тем, потребных запасов расходуемых материалов и прочих систем.

Согласно (2) масса базового варианта аппарата $M_{\text{КА0}}$ равна

$$M_{\text{КА0}} = (\mu_{\text{ПН0}})^n M_{\text{РБ}}, \quad (12)$$

$$\text{где } \mu_{\text{ПН0}} = \left\{ \frac{e^{\frac{\bar{V}_x(t_0)}{n}} - (\alpha + \beta n_0)}{1 - \alpha} \right\}.$$

Подставляя выражение для $M_{\text{КА0}}$ в соотношение (11), получим

$$\bar{M}_{\text{КА}} = \left[(1-\zeta) \frac{t}{t_0} + \zeta \right] (\mu_{\text{ПН0}})^n,$$

где $\bar{M}_{\text{КА}} = \frac{M_{\text{КА}}}{M_{\text{РБ}}}$.

Величина $\bar{M}_{\text{КА}}$ характеризует изменение безразмерной потребной массы КА в зависимости от продолжительности полета. С другой стороны, согласно формуле (2), с изменением времени работы КА будет меняться характеристическая скорость и соответственно масса выводимой полезной нагрузки. Таким образом, с изменением времени полета будет меняться резерв массы, определяемый разностью масс полезной нагрузки и космического аппарата

$$\Delta \bar{M}(t) = \bar{M}_{\text{ПН}}(t) - \bar{M}_{\text{КА}}(t). \quad (13)$$

При проведении проектного анализа целесообразно выбирать такое время перелета, при котором резерв массы будет положительным и максимальным. Очевидно, в этом случае условие оптимальности примет вид

$$\frac{d\Delta\bar{M}(t)}{dt} = 0. \quad (14)$$

Производя дифференцирование, приходим к алгебраическому уравнению

$$\bar{M}'_{\text{ПН}} - \bar{M}'_{\text{КА}} = 0, \quad (15)$$

где $\bar{M}'_{\text{ПН}}(t) = -(\mu_{\text{ПН0}})^{n-1} e^{-\frac{\bar{V}_x(t)}{n}} \frac{\bar{V}'_x(t)}{(1-\alpha)}$;

$$\bar{M}'_{\text{КА}}(t) = (1-\zeta) \frac{(\mu_{\text{ПН0}})^n}{t_0}.$$

После преобразований соотношение (15) примет вид

$$e^{-\frac{\bar{V}_x(t)}{n}} \bar{V}'_x(t) = P_{\text{уд}}^n g_0 (1-\alpha) \mu_{\text{ПН0}} \frac{(1-\zeta)}{t_0}, \quad (16)$$

где $(1-\alpha)\mu_{\text{ПН0}} = e^{-\frac{\bar{V}_x(t)}{n}} - (\alpha + \beta n_0)$, $\bar{V}_x(t) = \frac{V_x(t)}{P_{\text{уд}}^n g_0}$.

Параметр ζ , входящий в расчетную формулу (16), оценивается в результате анализа функционирования бортовых систем базового варианта КА. Зависимость характеристической скорости от времени перелета определяется выбранной схемой полета аппарата.

В дальнейшем для иллюстрации рассмотрим задачу выбора оптимального времени полета исследовательского аппарата к Плутону. В этом случае согласно формуле (1) имеем

$$V'_x(t) = -\frac{0,6}{t-6}. \quad (17)$$

После подстановки выражения (17) в формулу (16), получим

$$\Phi(t) = A,$$

где $\Phi(t) = \frac{0,6}{(t-6)} e^{-\frac{\bar{V}_x(t)}{n}}$; $A = (1-\alpha)\mu_{\text{ПН0}} P_{\text{уд}}^n g_0 \frac{(1-\zeta)}{t_0}$;

$$\bar{V}_x = \frac{\left(15,1 - 0,6 \ln \frac{t-6}{4}\right)}{P_{\text{уд}}^n g_0}.$$

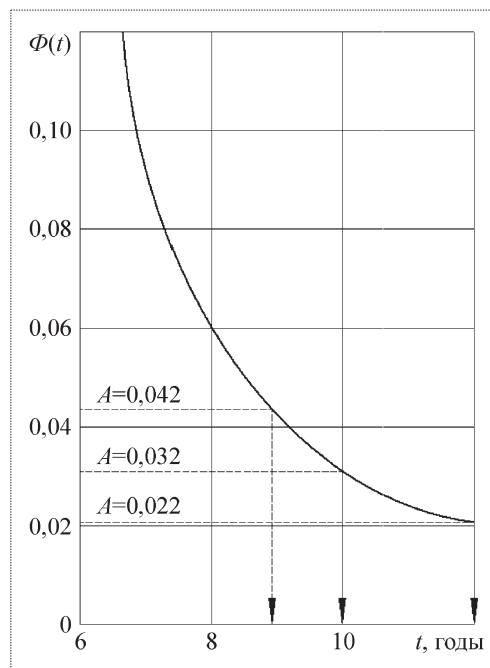


Рис. 3. Зависимость параметра $\Phi(t)$ от времени полета КА

Характер изменения функции $\Phi(t)$ по времени полета представлен на рис. 3. При построении графика были приняты следующие исходные данные:

$$n_0 = 0,2; \quad n = 3; \quad P_{\text{уд}}^n g_0 = 3,2 \text{ км/с};$$

$$\alpha_{\text{ТО}} = 0,08; \quad \gamma_{\text{ДУ}} = 0,015; \quad \mu_{\text{ПН}} = 0,02.$$

Принимая в качестве базовых значений минимальную характеристическую скорость $V_{x0} = 14,75 \text{ км/с}$ и соответствующее ей время полета $t_0 = 12 \text{ лет}$, получим $A = 0,032(1-\zeta)$.

Параметр ζ рассчитывается по соотношению

$$\zeta = \bar{m}_{\text{БС0}} d + \bar{m}_{\text{пр}}, \quad d = 1 - \frac{v}{s},$$

где $\bar{m}_{\text{БС0}} = \frac{M_{\text{БС0}}}{M_{\text{КА0}}}$ — относительная масса бортовых

систем базового КА; $\bar{m}_{\text{пр}} = \frac{M_{\text{пр}}}{M_{\text{КА0}}}$ относительная масса

прочих систем базового КА.

В таблице приведены значения параметров для различных модельных вариантов задания v . При составлении таблицы были приняты следующие исходные данные: $\bar{m}_{\text{БС}} = \bar{m}_{\text{пр}} = 0,3$.

Вероятность отказа нерезервированных бортовых систем базового КА принята равной $q_0(t_0) = 0,3$. Как видно из графика (см. рис. 2), этому значению q_0 соответствует параметр $s_0 = 1,5$. Значения параметров d , ζ и A , рассчитанные при принятых исходных данных, представлены в таблице.

Проектно-баллистические характеристики КА

v	d	ζ	A	t , годы	$Q_{\text{зад}}$	$r(t)$
1,5	0	0,3	0,022	12	0,1	1
3	-1	0	0,032	10	0,1	0,833
4,5	-2	-0,3	0,042	9	0,1	0,625

Знание значений A позволяет оценить соответствующее ему оптимальное время перелета. Как видно из графика (см. рис. 3), при значении $\zeta = 0$ ($A = 0,032$) оптимальное время перелета будет равно $t = 10$ лет. При значении $\zeta = -0,3$, получим $A = 0,042$, что соответствует времени перелета $t = 9$ лет. Наконец, при $\zeta = 0,3$ ($A = 0,022$) наилучшим оказывается решение, соответствующее базовому варианту КА ($t_0 = 12$ лет).

Относительную массу альтернативных вариантов КА можно оценить по соотношению

$$r = \frac{M_{\text{КА}}}{M_{\text{КА0}}} = \left[(1-\zeta) \frac{t}{t_0} + \zeta \right].$$

Значения параметра r представлены в последнем столбце таблицы. С увеличением параметра v , характеризующего интенсивность деградации параметров работоспособности бортовых систем КА, оптимальное время перелета убывает, что приводит к уменьшению уровня резервирования бортовых систем КА и снижению r . Согласно предлагаемому подходу для всех вариантов проектных решений обеспечиваются заданные требования по надежности, принятые при разработке КА.

Для иллюстрации полученных результатов на рис. 4 представлено изменение располагаемой безразмерной массы $\bar{M}_{\text{ПН}}$ (сплошная линия) и безразмерной массы $\bar{M}_{\text{КА}}$ (пунктир) по времени полета КА.

Как видно из графика, максимальный резерв массы Δ достигается при значении времени перелета $t = 10$ лет для $\zeta = 0$ и при значении времени перелета $t = 9$ лет для $\zeta = -0,3$.

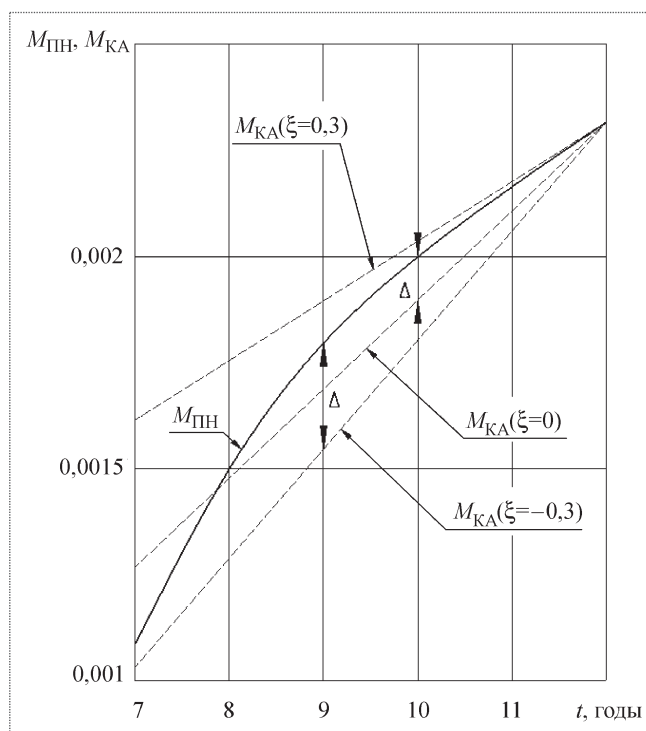


Рис. 4. Зависимость безразмерных масс $\bar{M}_{\text{ПН}}$ и $\bar{M}_{\text{КА}}$ от времени полета КА

В рассмотренных выше ситуациях принятие оптимального времени перелета позволяет увеличить массу целевой нагрузки КА по сравнению с базовым вариантом.

В то же время при $\zeta = 0,3$ наилучшим оказывается базовый вариант КА, которому соответствует минимальная характеристическая скорость и максимальная продолжительность полета.

Таким образом, предлагаемый подход позволяет выбирать рациональные схемы перелета и оперативно прогнозировать соответствующие им значения проектно-баллистических параметров КА.

Список литературы

1. Гнеденко Б.В., Беляев Ю.К., Соловьев А.Ф. Математические методы в теории надежности. М.: Наука, 1965.
2. Золотов А.А., Титов М.И. Обеспечение надежности транспортных аппаратов космических систем. М.: Машиностроение, 1988.
3. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) / В.П. Мишин, В.К. Безвербый, Б.М. Панкратов, Д.Н. Шеверов; под ред. В.П. Мишина. М.: Машиностроение, 1985.
4. Тарасов Е.В. Основы космонавтики. М.: Машиностроение, 1977.



БОМШТЕЙН
Калман Григорьевич —
старший научный
сотрудник НИЛ-7 МАИ,
кандидат техн. наук



ДРОБЫШЕВСКИЙ
Александр Владимирович —
начальник пресс-службы
Управления пресс-службы
и информации
Минобороны РФ,
полковник

Многофакторный анализ безопасности полетов зарубежной военной авиации

К.Г. Бомштейн, А.В. Дробышевский

На основе базы данных об авиационных происшествиях зарубежной военной авиации, происшедших не в результате боевых действий или террористических актов, а в ходе повседневной боевой подготовки и выполнения воздушных операций вне зоны боевых действий спустя 10 лет после окончания "холодной войны", проведен многофакторный анализ. Его цель — оценка безопасности полетов как показателя эффективности системы подготовки летного состава и накопления опыта участия зарубежных ВВС в военных конфликтах и локальных войнах в период после окончания "холодной войны". Проведенный анализ позволил установить доминирующие количественные показатели авиационных происшествий, их доминирующие причинные факторы, а также доминирующие долевые (по отношению к суммарному мировому парку данного рода авиации) количественные показатели. Показаны перспективы применения изложенного в статье подхода для проведения комплексного многофакторного технико-экономического анализа авиационных происшествий.

K.G. Bomstein, A.V. Drobyshevskyi. The Multi-Factor Flight Safety Analysis Of The Foreign Military Aviation

The multi-factor analysis of foreign military aviation accidents was made based on data that were not results of combat operations or results of terrorist actions, but those which took place 10 years after the end of the "cold war" (2001–2002) during everyday military training or missions outside the combat operation war zone. The purpose of this analysis was to evaluate the flight safety as the index of the military aircrew training system effectiveness and the accumulation of an experience of foreign Air Forces taking part in military conflicts and local wars during the length of time after the end of "cold war". The multi-factor analysis allowed to establish dominant quantitative characteristics of aviation accidents, their dominant cause factors and dominant share quantitative indicators (relative to the total world inventory of appropriate foreign military aviation category). Perspectives of using the proposed approach to pursue the complex multi-factor technical and economical analysis of aviation accidents has been set.

Период времени, непосредственно предшествовавший окончанию "холодной войны", в ведущих зарубежных авиационных державах характеризовался изменением системы подготовки летного состава в сторону большего приближения к боевым условиям, выполнения большего, чем раньше, числа сложных боевых задач [3]. К этому следует добавить, что опыт участия зарубежных ВВС в военных конфликтах и локальных войнах уже после окончания "холодной войны" также способствовал повышению летного мастерства и, как следствие, повышению безопасности полетов.

Насколько эффективными оказались указанные выше факторы, можно судить по данным по безопасности полетов зарубежных военных самолетов, т.е. по данным о катастрофах и авариях, происшедших не в результате боевых действий или террористических актов, а в ходе повседневной боевой подготовки и выполнения воздушных операций вне зоны боевых действий спустя десять лет после окончания "холодной войны", в период 2001–2002 гг. [6, 7]. Анализ этих данных, приведенных в открытых источниках, выполняется исходя из структуры самолетного парка современной зарубежной военной авиации, основанной на классификации по месту базирования самолетов, их целевому назначению и уровню решаемых задач [2]. При-

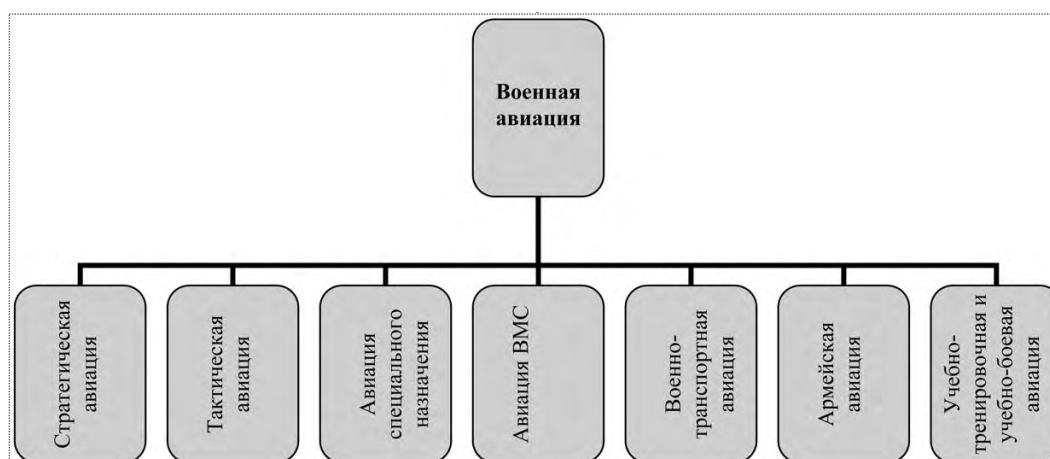


Рис. 1. Структура самолетного парка военной авиации

веденная на рис. 1 структура самолетного парка зарубежной военной авиации иллюстрируется данными на примере военной авиации США:

стратегическая авиация: стратегические бомбардировщики (B-52, B-1, B-2, B-52D, FB-111), стратегические самолеты-разведчики (RC-135, SR-71, TR-1A U-2C), самолеты стратегической связи (E-6A, EC-130G);

тактическая авиация: многоцелевые тактические истребители (F-4, F-5, F-15, F-16, F-18, F-22, F-111), истребители-бомбардировщики (F/A-18A/C, F-104, F-117), истребители ПВО (F-3, F-16A), штурмовики (A-4, A-7D, A-10, A-6E);

авиация специального назначения: самолеты-разведчики (RF-4B, OV-10, F/A-18R, U-2R), самолеты радиоэлектронной борьбы — РЭБ (EA-6B, EC-3A, EC-130, EF-111A, F-4G), самолеты радиоэлектронной разведки — РЭР (C-160F, EV-1E, EP-3A, RC-135S, RC-135T), самолеты дальнего радиолокационного обнаружения — ДРЛО (E-2, E-3A, E-2C, IAI-201), самолеты — воздушные командные пункты (E-4, E-8, EC-130E, EC-135), самолеты-заправщики (KC-135, KC-10, KC-130F, KE-3A);

авиация ВМС: палубная авиация (A-6, F-14A, F-4J, S-3A), базовая авиация (EP-3E, EA-3B, EC-130Q, P-3, P-3C), авиация морской пехоты (A-4M, UC-12B, UC-12F);

военно-транспортная авиация: стратегические (C-5B, C-141B, C-135B, C-141) и тактические (A-310, C-130E, C-130H, C-130, C-212) транспортные самолеты;

армейская авиация: легкие самолеты для ведения и обеспечения воздушной разведки, обеспечения связи, перевозки личного состава и легких грузов, а также уничтожения наземных объектов противника в такти-

ческой глубине (AMX, C-26, C-26A, C-26B, F-152, O-1, O-2A, OV-1, RU-21H, RC-12D, RC-12H, U-1, U-6, U-8, U-21);

учебно-тренировочная и учебно-боевая авиация: (A-10B, AT-3, C-212E, F-150, G-4, L-39, PC-7, PC-9, T-1, T-2/F-1, T-4, T-37/A-37, T-38, T-45, TA-4H, TA-4J, TA-4S, Z-326).

Исходя из этой структуры была проведена типизация потерпевших катастрофу или аварию военных самолетов, использующих штатные средства спасения. На основе данных по мировому парку военной авиации и проведенной типизации было получено распределение этого парка по типам самолетов [8, 9].

Для проведения многофакторного анализа безопасности полетов была составлена база данных об авиационных происшествиях (АП) с зарубежными военными самолетами (ВС) в период с 2001 по 2002 г., не вызванных боевыми действиями или террористическими актами. В нее входили дата, наименование ВС, место АП, отсутствие или наличие жертв, государственная принадлежность ВС, тип ВС, описание обстоятельств и возможных факторов, обусловивших АП.

При анализе причин, которые обусловили АП, будем исходить из обстоятельств и указаний на причины, которые как приводятся, так и отсутствуют в описании конкретного АП. При этом, как это принято при анализе причинных факторов авиационных происшествий, факторы подразделяются на основные факторы: техника, человек, среда и их сочетания: техника—человек, техника—среда, человек—среда, техника—человек—среда [4, 5]. К фактору техника относятся воздушное судно, аэродромное оборудование, радиотехническое оборудование и связь. Фактор человек — самый широкий, он включает экипаж самолета, специалистов управле-

Таблица 1

Распределение катастроф по родам авиации

Род авиации	Число катастроф	Относительное распределение, %
Стратегическая авиация	0	0
Тактическая авиация	81	51
Авиация специального назначения	4	3
Авиация ВМС	8	5
Военно-транспортная авиация	22	14
Армейская авиация	6	4
Учебно-тренировочная и учебно-боевая авиация	37	23
Итого	158	
* Отнесено к общему числу катастроф.		

ния воздушным движением (УВД), командно-руководящий состав, специалистов инженерно-авиационной службы, завода-изготовителя и авиационных конструкторских бюро, авиационного метеорологического центра, базы эксплуатации радиотехнического оборудования и ряда других служб. К фактору среда относятся активные воздействия внешней среды (эколого-орнитологические условия и опасные геофизические явления) и внешние условия (характеристика местности, метеорологические условия, условия на аэродроме авиабазы). Однако имеются случаи, когда факторы, обусловившие катастрофу, неизвестны.

Таблица 3

Распределение жертв катастроф по родам авиации

Род авиации	Число жертв катастроф	Относительное распределение, %
Стратегическая авиация	0	0
Тактическая авиация	97	20
Авиация специального назначения	13	2
Авиация ВМС	23	5
Военно-транспортная авиация	295	60
Армейская авиация	7	1
Учебно-тренировочная и учебно-боевая авиация	60	12
Итого	495	
* Отнесено к общему числу жертв.		

Результаты анализа катастроф зарубежных военных самолетов за период 2001–2002 гг.:

1. Относительное распределение катастроф по родам авиации (табл. 1).
2. Оценка распределения катастроф по причинным факторам и их сочетаниям (табл. 2).
3. Оценка распределения числа жертв катастроф по родам авиации (табл. 3).
4. Оценка распределения числа жертв по причинным факторам и их сочетаниям (табл. 4).

Результаты анализа аварий зарубежных военных самолетов за период 2001–2002 гг.:

Таблица 2

Распределение катастроф по причинным факторам

Род авиации	Общее число катастроф	Причины катастрофы							
		Техника	Человек	Среда	Техника–человек	Техника–среда	Человек–среда	Техника–человек–среда	Неизвестно
Стратегическая авиация	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Тактическая авиация	81	12 (15 %)	10 (12 %)	2 (2 %)	0	0	10 (12 %)	0	47 (58 %)
Авиация специального назначения	4	0	0	0	0	0	0	0	4 (100 %)
Авиация ВМС	8	2 (25 %)	1 (13 %)	0	0	0	0	0	5 (63 %)
Военно-транспортная авиация	22	5 (23 %)	3 (14 %)	2 (9 %)	0	0	2 (9 %)	1 (5 %)	9 (41 %)
Армейская авиация	6	0	12 (33 %)	0	0	0	0	0	4 (67 %)
Учебно-тренировочная и учебно-боевая авиация	37	4 (11 %)	7 (19 %)	0	0	0	1 (3 %)	0	25 (68 %)
Итого	158	23	23	4	0	0	13	1	94

Таблица 4

Распределение жертв по причинным факторам

Род авиации	Общее число погибших	Причины катастрофы							Неизвестно
		Техника	Человек	Среда	Техника—человек	Техника—среда	Человек—среда	Техника—человек—среда	
Стратегическая авиация	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Тактическая авиация	97	17 (18 %)	10 (10 %)	2 (2 %)	0	0	16 (16 %)	0	52 (54 %)
Авиация специального назначения	13	0	0	0	0	0	0	0	13 (100 %)
Авиация ВМС	23	12 (52 %)	3 (13 %)	0	0	0	0	0	8 (35 %)
Военно-транспортная авиация	295	85 (29 %)	22 (7 %)	20 (7 %)	0	0	101 (34 %)	21 (7 %)	46 (16 %)
Армейская авиация	7	0	2 (29 %)	0	0	0	0	0	5 (71 %)
Учебно-тренировочная и учебно-боевая авиация	60	5 (8 %)	9 (15 %)	0	0	0	1 (2 %)	0	45 (75 %)
Итого	495	119	46	22	0	0	118	21	169

1. Относительное распределение аварий по родам авиации (табл. 5).

2. Оценка распределения аварий по причинным факторам и их сочетаниям (табл. 6).

3. Оценка доли суммарного числа катастроф и суммарного числа аварий по отношению к мировому суммарному парку самолетов соответствующих родов авиации в период 2001–2002 гг. (рис. 2).

Приведенные выше результаты многофакторного анализа позволяют сделать следующие выводы, которые условно можно разделить на три группы:

I. Доминирующие количественные показатели авиационных происшествий:

наибольшая доля катастроф приходится на тактическую авиацию – 51 %;

наибольшая доля жертв катастроф приходится на военно-транспортную авиацию – 60 %;

наибольшая доля аварий приходится на тактическую авиацию – 70 %.

II. Доминирующие причинные факторы:

наибольшая доля фактора техника, обусловившего катастрофу, приходится на авиацию ВМС – 25 %;

наибольшая доля фактора человек, обусловившего катастрофу, приходится на армейскую авиацию – 33 %;

в целом доля фактора среда, обусловившего катастрофу, довольно низка – 2...9 %;

наибольшая доля сочетания факторов человек и среда, обусловивших катастрофу, приходится на тактическую авиацию – 12 %;

сочетание факторов техника, человек и среда, обусловивших катастрофу, характерно только для военно-транспортной авиации и составляет 5 %;

наибольшая неизвестность факторов, обусловивших катастрофу, характерна для авиации специального назначения – 100 %;

наибольшая доля фактора техника, обусловившего жертвы в катастрофе, приходится на авиацию ВМС – 52 %;

Таблица 5

Распределение аварий по родам авиации

Род авиации	Число аварий	Относительное распределение, %
Стратегическая авиация	0	0
Тактическая авиация	46	70
Авиация специального назначения	1	1,5
Авиация ВМС	6	9
Военно-транспортная авиация	0	0
Армейская авиация	1	1,5
Учебно-тренировочная и учебно-боевая авиация	12	18
Итого	66	

* Отнесено к общему числу аварий.

Таблица 6

Распределение аварий по причинным факторам

Род авиации	Общее число аварий	Причины аварии							
		Техника	Человек	Среда	Техника—человек	Техника—среда	Человек—среда	Техника—человек—среда	Неизвестно
Стратегическая авиация	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Тактическая авиация	46	13 (28 %)	2 (4 %)	0	0	0	0	0	31 (67 %)
Авиация специального назначения	1	0	0	0	0	0	0	0	1 (100 %)
Авиация ВМС	6	3 (50 %)	0	0	0	0	0	0	3 (50 %)
Военно-транспортная авиация	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Армейская авиация	1	1 (100 %)	0	0	0	0	0	0	0
Учебно-тренировочная и учебно-боевая авиация	12	4 (33 %)	0	0	0	0	0	0	8 (67 %)
Итого	66	21	2	0	0	0	0	0	43

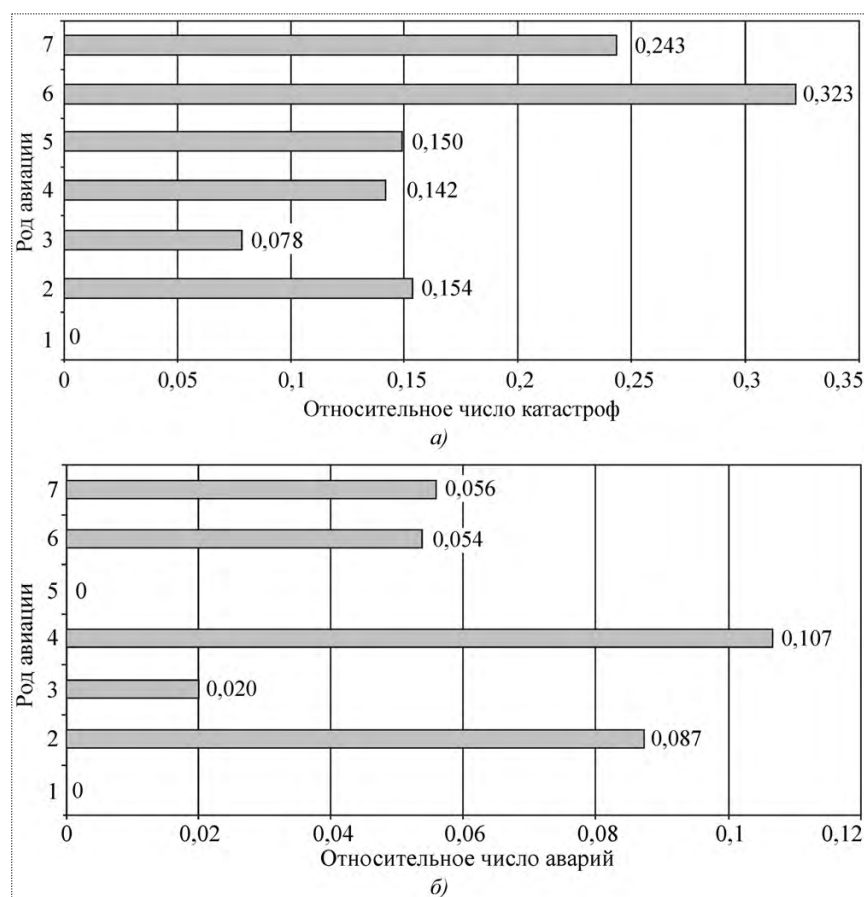


Рис. 2. Распределение числа катастроф (а) и аварий (б) в 2001–2002 гг., %:

1 – стратегическая авиация; 2 – тактическая авиация; 3 – авиация специального назначения; 4 – авиация ВМС; 5 – военно-транспортная авиация; 6 – армейская авиация; 7 – учебно-тренировочная и учебно-боевая авиация

наибольшая доля фактора человек, обусловившего жертвы в катастрофе, приходится на армейскую авиацию – 29 %;

наибольшая доля фактора среда, обусловившего жертвы в катастрофе, приходится на военно-транспортную авиацию – 7 %;

наибольшая доля сочетания факторов человек и среда, обусловивших жертвы в катастрофе, приходится на военно-транспортную авиацию – 34 %;

сочетание факторов техника, человек и среда, обусловивших жертвы в катастрофе, характерно только для военно-транспортной авиации и составляет 7 %;

наибольшая неизвестность факторов, обусловивших жертвы в катастрофе, характерна для авиации специального назначения и составляет 100 %;

вклад человеческого фактора, который обуславливает катастрофу в военной авиации, значительно ниже аналогичного показателя в гражданской авиации и составляет 12...33 %;

наибольшая доля фактора техника, обусловившего аварию, приходится на армейскую авиацию – 100 %;

наибольшая доля фактора человек, обусловившего аварию, приходится на тактическую авиацию — 4 %;

наибольшая неизвестность факторов, обусловивших аварию, характерна для авиации специального назначения — 100 %;

наибольшая доля фактора человек, обусловившего аварию, в восемь с лишним раз меньше наибольшей доли фактора человек, вызвавшего катастрофу.

III. Доминирующие долевы (по отношению к суммарному мировому парку данного рода авиации) количественные показатели:

наибольшее относительное суммарное число катастроф приходится на армейскую авиацию и составляет 0,323 %;

наибольшее относительное суммарное число аварий приходится на авиацию ВМС и составляет 0,107 %.

Перспективы

Реализованный в данной работе подход может быть обобщен в форме комплексного многофакторного технико-экономического анализа катастроф, аварий и оценки потерь военной авиационной техники с использованием расширенной (за счет привлечения дополнительных открытых источников информации) базы данных об авариях и катастрофах военных самолетов зарубежных стран, не обусловленных боевыми действиями или террористическими актами, в пятнадцатилетний период после окончания "холодной войны".

Потенциальные возможности указанной выше базы данных позволяют проводить многофакторный технико-экономический анализ авиационных происшествий:

- по родам военной авиации;
- по видам и типам самолетов внутри каждого рода авиации;
- по причинным факторам и их сочетаниям;
- по календарному и годовому циклам эксплуатации;
- по этапам эксплуатации;
- по экономической оценке потерь личного состава и авиационной техники, а также затрат, связанных с поиском и спасением экипажа.

Кроме того, на основе данных этой базы можно выявить приоритеты:

- по прогнозированию и планированию заказов самолетов для восполнения потерь парка различных стран;
- по прогнозированию и планированию подготовки летного и инженерно-технического состава для восполнения людских потерь в ВВС различных стран;
- по планированию модернизации сохранившегося воздушного парка и совершенствованию базы назем-

ных служб и обслуживания бортового оборудования самолетов;

- по совершенствованию методов подготовки летно-технического состава;

- по совершенствованию тренажерной техники и учебных летных программ;

- по совершенствованию методов спасения и внедрению новых средств спасения, исходной концепцией которых является положение о том, что выгоднее провести спасательную операцию и тем самым сохранить опытный летный состав, чем подготовить равноценную замену;

- по совершенствованию формирования технических заданий на разработку новых поколений самолетов с учетом выявленных анализом закономерностей;

- по выявлению характерных закономерностей для ряда стран и военно-политических блоков с учетом интересов заказчика, включая закономерности, характерные для отдельных видов авиационной техники в специфических условиях эксплуатации.

На основе описания деталей авиационного происшествия возможно проведение дифференциации фактора, обусловившего это происшествие, по типу дифференциации факторов, проводимой для авиационных происшествий в гражданской авиации [5]. Дифференциация факторов позволит составить обоснованные рекомендации по повышению безопасности полетов самолетов военной авиации, включая улучшение работы наземной инфраструктуры по обеспечению высокого качества подготовки авиационной техники к полету, повышение эффективности проектно-конструкторской работы и многое другое [1].

Литература

1. Байнетов С.Д. Безопасность полетов — одна из самых актуальных проблем // Вестник Воздушного Флота. Январь — февраль 2006. С. 48—50.
2. Военная авиация. Кн. 1, 2. Минск: ООО "Попурри", 2000.
3. Нечетов А. Боевая подготовка и безопасность полетов // За рубежом военное обозрение. 1993. № 4. С. 38—39.
4. Правила расследования авиационных происшествий и авиационных инцидентов с государственными воздушными судами в Российской Федерации (ПРАПИ—2000). М.: Военное издательство. 2000.
5. Руководство по информационному обеспечению автоматизированной системы обеспечения безопасности полетов воздушных судов гражданской авиации Российской Федерации (АСОБП). М., ООО "Аэронавигационное консалтинговое агентство", 2002.
6. Learmount D. Reducing the risk // Flight International. 24—30 September 2002. P. 38—45.
7. Learmount D. Taking control // Flight International. 23—29 September 2003. P. 35—43.
8. World military aircraft inventory // Aviation Week and Space Technology. January 14, 2002. P. 263—281.
9. World military aircraft inventory // Aviation Week and Space Technology. January 13, 2003. P. 257—276.



РОДЫГИН
Вячеслав Анатольевич —
главный конструктор
ФГУП "ЦНИИ "Комета",
кандидат техн. наук



ПУШКАРЕВ
Юрий Александрович —
профессор Серпуховского
военного института ракет-
ных войск, ведущий науч-
ный сотрудник ФГУП
"ЦНИИ "Комета", доктор
техн. наук

Метод принятия решений на управление наблюдениями в многоканальных системах мониторинга

В.А. Родыгин, Ю.А. Пушкарёв

Предложен метод принятия решений на управление наблюдениями в многоканальных системах мониторинга за мобильными объектами, синтезированный из условий минимизации вектора параметров качества системы наблюдения и временного ресурса аппаратуры. Метод является беллмановским по горизонтали (по времени) и ляпуновским по вертикали (по каналам).

V.A. Rodygin, Yu.A. Pushkarev. Decision-Making Method For Management Of Observations In Multi-Channel Monitoring Systems

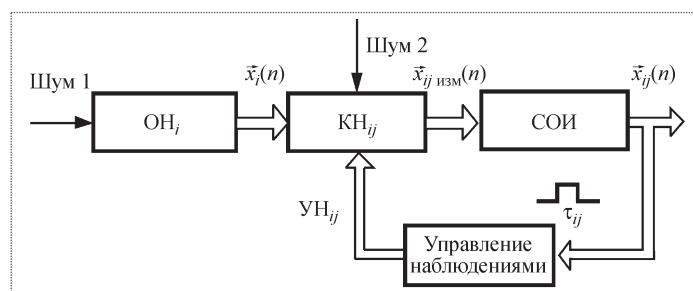
The paper presents a decision-making pattern of observation management in multi-channel systems of mobile object monitoring. The pattern is synthesized with account of the minimal vector of observation system's quality parameters and equipment service life. This is the Bellman pattern horizontally (with reference to the time) and Lyapunov's one vertically (with reference to the channel).

В современных системах мониторинга за мобильными объектами все более широкое применение находит одновременное использование различных каналов наблюдений; при этом многоканальность определяется числом непрерывно наблюдаемых объектов.

В процессе разработки таких систем возникает задача совместного управления моментами времени включения и выключения каналов наблюдения, расположенных на земной поверхности (например, на радиолокационной станции) или же на космических аппаратах (КА), при известной орбитальной группировке КА.

Эта задача близка к задачам управления наблюдениями, например [1, 2, 4, 5]. В [1] она решалась применительно к автоматическим системам управления, в [2] рассмотрена задача минимизации энергетических ресурсов при выравнивании точности до требуемых значений к заданному рубежу, в [4, 5] рассматривались вопросы синтеза линейных дискретных систем оценивания с управлением наблюдением.

Постановка задачи. Пусть задан процесс управления наблюдениями в дискретной многоканальной системе мониторинга за мобильными объектами, схема которого представлена на рисунке (ОН_{*i*} — *i*-й объект наблюдения (*i* = $\overline{1, I}$); КН_{*j*} — *j*-й канал наблюдения (*j* = $\overline{1, J}$); $\vec{x}_i(n)$ — вектор параметров, характеризующий *i*-й ОН; $\vec{x}_{ij \text{ изм}}(n)$ —



Функциональная схема процесса управления наблюдениями в дискретной многоканальной системе мониторинга за мобильными объектами

вектор измеренных параметров; $\hat{x}_{ij}(n)$ — вектор оцененных параметров; τ_{ij} — длительность строка, в течение которого j -й КН работает по i -му ОН; $УН_{ij}$ — управление наблюдением i -го ОН j -м каналом, принимающее значение 1 или 0; СОИ — система обработки информации).

Физические процессы мониторинга в зависимости от конкретной задачи могут быть самыми разнообразными. Поясним это на следующих примерах.

При контроле за воздушными объектами (самолетами, ракетами и т.д.) возникает задача точного измерения параметров движения объектов наблюдения с помощью радиолокационной станции слежения в условиях ограничения ее энергетического ресурса (например, частоты зондирующих сигналов в течение некоторого временного интервала). Тогда одной из целей управления наблюдением может быть минимизация как ошибок измерения, так и энергетического (или временного) ресурса работы самой станции слежения.

Если необходим контроль за подвижными наземными объектами из космоса, то в качестве управляемых величин могут быть приняты показатели точности измерения параметров, вероятность слежения, число измеряемых параметров объектов наблюдения и т.д. Тогда одной из целей управления наблюдениями (включение или выключение бортовой аппаратуры канала наблюдения) может быть минимизация как вероятности неслежения, так и временного ресурса работы бортовой аппаратуры КА.

Аналогичные процессы имеют место в системах космической радиосвязи между мобильными объектами. В этом случае показателем качества может являться оперативность доставки информации потребителю. Тогда целью управления сеансом наблюдения "спутник—мобильный объект" может быть минимизация времени доставки информации и временного ресурса работы бортовой аппаратуры спутника.

Зададим уравнение динамики управляемого процесса, обуславливающее связь управляемого процесса и управления, в следующем виде:

$$\vec{\varepsilon}(k+1) = A(\varepsilon, k)\vec{\varepsilon}(k) + B(k)\vec{u}(k); \vec{\varepsilon}(0) = \vec{\varepsilon}_0, \quad (1)$$

где вектор ошибки $\vec{\varepsilon}$ состоит из элементов ε_j , а вектор виртуального управления $\vec{u}$ — из элементов u_j . Матрицы $A(\varepsilon, k)$ и $B(k)$ являются нелинейными и нестационарными матрицами состояния и управления соответственно.

Тогда, как это показано в [3], в процессе оптимизации имеют место функции Ляпунова V_{kj} , зависящие от вектора $\vec{\varepsilon}$ управления $\vec{u}$, т.е.

$$V_{kj} = F(\vec{\varepsilon}_k, \vec{u}_k, j).$$

Введем обобщенную функцию Ляпунова

$$V_{об}(V_{kj}^*) = \sum_{j=1}^J \sum_{k=1}^K V_{kj}^*. \quad (2)$$

Для определения устойчивости систем вида (1) используется функция Ляпунова. Если производная по времени от данной функции является отрицательной, то система (1) устойчива [6].

Учитывая дискретную природу рассматриваемой системы управления наблюдением, вместо производной от функции Ляпунова можно рассмотреть разность первого порядка

$$\Delta V_{об}^*(k+1) = \sum_{j=1}^J V_{j(k+1)}^* - \sum_{j=1}^J V_{j(k)}^* < 0, \quad k = 1, 2, \dots, K. \quad (3)$$

Исходя из объективных условий функционирования мобильных объектов, введем следующие ограничения на функции Ляпунова:

$$V_{j(k+1)}^* = \begin{cases} V_{jk}^*, & \text{если } \vec{u}_{k+1} = 0; k \leq t_y; \\ V_{j0}^*, & \text{если } (k+1) \geq t_y, \end{cases} \quad (4)$$

где t_y — время устаревания информации; V_{j0}^* — значение функции Ляпунова в начальный момент времени.

Для устойчивого функционирования многоканальной системы мониторинга за всей совокупностью мобильных объектов процесс принятия решений на управление наблюдениями должен удовлетворять следующим требованиям:

$$УН_j = \begin{cases} 1, & \text{если } \Delta V_{об}^*(k+1) < 0 + \text{дополнительные условия;} \\ 0, & \text{если } \Delta V_{об}^*(k+1) > 0 + \text{дополнительные условия.} \end{cases} \quad (5)$$

Дополнительными условиями при принятии решения могут быть требования, связанные, например, с условиями покрытия мобильного объекта полосой обзора КА.

Центральное место в предложенном методе принятия решения на управление наблюдениями в многоканальной системе мониторинга за мобильными объек-

тами занимает процедура оптимизации динамической системы (1).

Определение оптимальных виртуальных управлений и показателей качества по Р. Беллману. Для иллюстрации предложенного метода динамику управляемого процесса зададим в виде нелинейного разностного уравнения

$$\varepsilon_{ij}(k+1) = a_{ij}\varepsilon_{ij}^2(k) + b_{ij}u_{ij}(k), \quad (6)$$

где $k = \overline{0, K}$ – дискретные моменты времени работы j -го КН; $\varepsilon_{ij}(0) = \varepsilon_{ij}$; $u_{ij}(k) = \tau_{ij}m(k)$ – виртуальное управление; $m = \overline{1, M}$.

Параметр ε может быть нормированным показателем точности, вероятностью неслежения, нормированным временем доставки информации, отклонением числа измеренных параметров от требуемого их числа и т.д.

Разумеется, в некоторых случаях требование квадрата параметра ε не является обязательным, что упрощает задачу. Коэффициенты a_{ij} и b_{ij} будем называть коэффициентами состояния и управления соответственно. Виртуальное управление u_{ij} пропорционально временному ресурсу КН, равному произведению длительности строба τ_{ij} на число включений m .

Пошаговую процедуру оптимизации управления в уравнении (6) будем производить в соответствии с принципом оптимальности Р. Беллмана.

Заметим, что если бы уравнение динамики (6) было линейным, то уже на втором шаге оптимизации мгновенный критерий качества J складывался бы с критерием качества V_{k-1}^* , полученным на предыдущем шаге при оптимальном управлении. В данной ситуации предложен модифицированный критерий качества

$$V = J_k + C_{k-1}\sqrt{\tilde{V}_{k-1}^*}, \quad \forall k > 1, \quad (7)$$

где C_{k-1} , $\tilde{V}_{k-1}^*$ – соответственно постоянная и переменная части критерия качества V_{k-1}^* , полученные на предыдущем шаге.

В дальнейшем для простоты индексы ij при коэффициентах и параметрах управления опустим. За мгновенный критерий оптимизации примем критерий "качество наблюдения (характеризуемое параметром ε) + временные затраты (число включений КН)".

Пусть временными затратами является квадрат управления u^2 из выражения (6), а мерой качества – квадрат произведения параметра ε на время устаревания информации t_y . Тогда суммарный мгновенный критерий качества примет вид

$$J_k = \sum_{k=1}^N Ft_y^2 \varepsilon^2(k) + Gu^2(k-1), \quad (8)$$

где F и G – весовые коэффициенты по точности и управлению соответственно для j -го КН.

Задача решается с конца (момент времени N) и в обратном времени (это предусмотрено принципом оптимальности Р. Беллмана [6] – шаги 1, 2 и 3).

Шаг 1. Критерий качества V_1 соответствует мгновенному критерию (8):

$$V_1 = Ft_y^2 \varepsilon^2(N) + Gu^2(N-1). \quad (9)$$

Подставляя $\varepsilon(N)$ из (6) в (9), получим

$$V_1 = Ft_y^2 [a\varepsilon^2(N-1) + bu(N-1)]^2 + Gu^2(N-1).$$

Вычислим частную производную по управлению и приравняем ее нулю:

$$\begin{aligned} \frac{\partial V_1}{\partial u(N-1)} &= 2Ft_y^2 [a\varepsilon^2(N-1) + \\ &+ bu(N-1)]b + 2Gu(N-1) = 0. \end{aligned}$$

Из этого уравнения определим оптимальное управление

$$u(N-1) = -\frac{abFt_y^2}{G + Ft_y^2b^2} \varepsilon^2(N-1). \quad (10)$$

Вычислим значение критерия качества (9) при оптимальном управлении (10):

$$\begin{aligned} V_1^* &= Ft_y^2 \left[a\varepsilon^2(N-1) + b \frac{-abFt_y^2}{G + Ft_y^2b^2} \varepsilon^2(N-1) \right]^2 + \\ &+ G \left[\frac{abFt_y^2}{G + Ft_y^2b^2} \right]^2 \varepsilon^4(N-1) = Ft_y^2 \varepsilon^4(N-1) \left[\frac{aG}{G + Ft_y^2b^2} \right]^2 + \\ &+ G \left[\frac{abFt_y^2}{G + Ft_y^2b^2} \right]^2 \varepsilon^4(N-1) = \frac{GFt_y^2a^2(G + Ft_y^2b^2)}{(G + Ft_y^2b^2)^2} \varepsilon^4(N-1) = \\ &= \frac{GFt_y^2a^2}{G + Ft_y^2b^2} \varepsilon^4(N-1). \end{aligned} \quad (11)$$

Анализируя выражение (11), получим физический смысл параметров a , b и t_y . При увеличении a показатель качества возрастает, и наоборот. Это свидетельствует о возможности СОИ (см. рисунок) влиять на характер изменения параметра ε . При возрастании коэффициента управления b , как и следовало ожидать,

происходит уменьшение показателя V_1^* . Это говорит об эффективности управления (например, при наблюдении ОН используется измерительное средство с большими возможностями по измерению и классификации). При увеличении времени устаревания информации t_y показатель качества V_1^* также увеличивается. Это свидетельствует о том, что данный КН нуждается в управлении.

Шаг 2. На этом шаге критерий качества в соответствии с выражением (7) дополнительно содержит критерий качества $C_1 \sqrt{\tilde{V}_1^*}$, т.е.

$$V_2 = Ft_y^2 \varepsilon^2 (N-1) + Gu^2 (N-2) + \frac{GFt_y^2 a^2}{G + Ft_y^2 b^2} \varepsilon^2 (N-1) = \left[\frac{FGt_y^2 + F^2 t_y^4 b^2 + GFt_y^2 a^2}{G + Ft_y^2 b^2} \right] \varepsilon^2 (N-1) + Gu^2 (N-2). \quad (12)$$

Подставляя в (12) вместо $\varepsilon(N-1)$ его эквивалент из выражения (6), получим

$$V_2 = \alpha(2)[a\varepsilon^2 (N-2) + bu(N-2)]^2 + Gu^2 (N-2),$$

где

$$\alpha(2) = \frac{FGt_y^2 + F^2 t_y^4 b^2 + GFt_y^2 a^2}{G + Ft_y^2 b^2}. \quad (13)$$

Оптимальное управление $u(N-2)$ определяется при условии равенства нулю частной производной

$$\frac{\partial V_2}{\partial u(N-2)} = \alpha(2) \cdot 2[a\varepsilon^2 (N-2) + bu(N-2)]^2 b + 2Gu(N-2) = 0.$$

Отсюда

$$u(N-2) = \frac{-ab\alpha(2)}{G + b^2 \alpha(2)} \varepsilon^2 (N-2). \quad (14)$$

Найдем критерий качества V_2^* из выражения (12) с учетом полученного оптимального управления (14):

$$V_2^* = \alpha(2) \left[a\varepsilon^2 (N-2) + b \frac{-ab\alpha(2)}{G + b^2 \alpha(2)} \varepsilon^2 (N-2) \right]^2 + G \left[\frac{ab\alpha(2)}{G + b^2 \alpha(2)} \right]^2 \varepsilon^4 (N-2) =$$

$$= \alpha(2) \left[\frac{aG}{G + b^2 \alpha(2)} \right]^2 \varepsilon^4 (N-2) + G \left[\frac{ab\alpha(2)}{G + b^2 \alpha(2)} \right]^2 \times \varepsilon^4 (N-2) =$$

$$= \alpha(2) a^2 G \frac{G + b^2 \alpha(2)}{(G + b^2 \alpha(2))^2} \varepsilon^4 (N-2) = \frac{a^2 G \alpha(2)}{G + b^2 \alpha(2)} \varepsilon^4 (N-2).$$

Сравнивая выражения (15) и (11), можно убедиться в том, что физическая сущность коэффициентов a , b и t_y остается такой же, как и после первого шага оптимизации.

Шаг 3. По аналогии со вторым шагом оптимизации здесь критерий качества также содержит результат оптимизации второго шага, т.е. показатель $C_2 \sqrt{\tilde{V}_2^*}$, поэтому

$$V_3 = Ft_y^2 \varepsilon^2 (N-2) + Gu^2 (N-3) + \frac{a^2 G \alpha(2)}{G + b^2 \alpha(2)} \varepsilon^2 (N-2). \quad (16)$$

После преобразований получим

$$V_3 = \alpha(3) \varepsilon^2 (N-2) + Gu^2 (N-3),$$

$$\text{где } \alpha(3) = \frac{GFt_y^2 + b^2 \alpha(2) Ft_y^2 + a^2 \alpha(2) G}{G + b^2 \alpha(2)}.$$

Используя выражение (6), определим критерий качества

$$V_3 = \alpha(3)[a\varepsilon^2 (N-3) + bu(N-3)]^2 + Gu^2 (N-3).$$

При условии равенства нулю частной производной $\partial V_3 / \partial u(N-3)$ получим

$$u(N-3) = \frac{-ab\alpha(3)}{G + b^2 \alpha(3)} \varepsilon^2 (N-3). \quad (17)$$

Произведя аналогичные процедуры определения критерия качества при оптимальном управлении (18), получим

$$V_3^* = \frac{a^2 G \alpha(3)}{G + b^2 \alpha(3)} \varepsilon^4 (N-3). \quad (18)$$

Оптимизация процесса выбора решения по управлению наблюдениями в многоканальной космической системе мониторинга. Полученные ранее оптимальные управления по Р. Беллману виртуальны, так как они используются только для получения показателей качества (функции Ляпунова), по которым можно принять решение на управление наблюдением (УН), со-

стоящее в замыкании ($УН = 1$) или размыкании ($УН = 0$) обратной связи в схеме представленного рисунка.

На основании выражений (11), (15) и (18) определим следующие рекуррентные выражения для определения функции Ляпунова j -го КН ($i = \text{const}$) в дискретные моменты времени k :

$$V_{kj}^* = \frac{a_j^2 G_j \alpha(k)}{G_j + b_j^2 \alpha(k)} \varepsilon_j^4 (N - k), \quad k = 1, 2, \dots, K,$$

$$\alpha(1) = F_j t_{yj}^2;$$

$$\alpha(k) = \frac{G_j F_j t_{yj}^2 + b_j^2 F_j t_{yj}^2 \alpha(k-1) + a_j^2 G_j \alpha(k-1)}{G_j + b_j^2 \alpha(k-1)},$$

$$k = 2, 3, \dots, K. \quad (19)$$

Из анализа (19) видно, что для определения показателей качества необходимо знать параметр ε , который изменяется в соответствии с выражением (6), куда входит виртуальное управление. При этом в отличие от линейной задачи [5] параметр ε входит не в виде квадрата, а в четвертой степени.

В соответствии с выражениями (10), (14) и (17) получим следующее выражение для виртуального управления:

$$u(N - k) = \frac{-a_j b_j \alpha(k)}{G_j + b_j^2 \alpha(k)} \varepsilon^2 (N - k). \quad (20)$$

Отличительной особенностью управления (20) является то, что оно производится по квадрату параметра, а не по его значению и знаку. Это вполне приемлемо для целого ряда систем, в которых параметр ε является положительной величиной, а управление (20) является по знаку отрицательным, т.е. компенсирующим.

При реализации управления должна учитываться готовность j -го КН к наблюдению, т.е. в блоке СОИ должны быть определены времена наблюдений $t_{\text{наб}}$ и вероятности наблюдений $P_{\text{наб}}$ в каждом из каналов.

Тогда с учетом (5) решающее правило на управление наблюдением примет вид

$$УН_j = \begin{cases} 1, & \text{если } \Delta V_{об}^*(k+1) < 0/t_{\text{наб}}, P_{\text{наб}} > P_{\text{пор}}; \\ 0, & \text{если } \Delta V_{об}^*(k+1) < 0/t_{\text{наб}}, P_{\text{наб}} < P_{\text{пор}}; \\ 0, & \text{если } \Delta V_{об}^*(k+1) > 0/t_{\text{наб}}, P_{\text{наб}} > P_{\text{пор}}. \end{cases}$$

Отсюда следует, что решение на управление принимается с условием, что вероятность наблюдения $P_{\text{наб}}$, соответствующая времени $t_{\text{наб}}$, превосходит пороговую вероятность $P_{\text{пор}}$.

Таким образом, предложенный метод принятия решений на управление наблюдениями в многоканальных системах мониторинга за мобильными объектами является, по-сути, беллмановским по горизонтали (по времени) и ляпуновским по вертикали (по каналам). Он дает разработчикам указанных систем возможность научно обоснованно подходить к принятию решений на управление наблюдениями в целях разумного расходования временного ресурса аппаратуры наблюдения при сохранении заданного качества наблюдения.

Литература

1. Григорьев Ф.Н., Кузнецов Н.А., Серебровский А.П. Управление наблюдениями в автоматических системах. М.: Наука, 1986. 215 с.
2. Кузьмин С.З. Основы проектирования систем цифровой обработки радиолокационной информации. М.: Радио и связь, 1986. 352 с.
3. Крутько П.Д. Обратные задачи динамики управляемых систем. М.: Наука, 1988. 328 с.
4. Пушкарёв Ю.А., Филинович В.Н. Методика синтеза параметров управления процессом наблюдения в многоканальной информационной системе // Изв. вузов. Сер. Радиоэлектроника. 1994. Т. 37. № 9. С. 23–28.
5. Родыгин В.А., Пушкарёв Ю.А. Метод синтеза оптимальных управлений наблюдениями в космических системах мониторинга земной поверхности // Вопросы радиоэлектроники. 2008. Вып. 1. С. 43–47.
6. Анализ и статистическая динамика систем автоматического управления. Т. 1 / под общ. ред. К.А. Пупкова. М.: Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. С. 189–193.

Новые пути создания взрывчатых материалов для систем разделения ЛА

Котомин Александр Алексеевич – начальник отдела ФГУП "СКТБ "Технолог", профессор, доктор техн. наук; **Душенюк Сергей Адамович** – заместитель главного конструктора ФГУП "СКТБ "Технолог", доктор техн. наук; **Ефанов Владимир Владимирович** – заместитель руководителя ОКБ по науке ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина", профессор, доктор техн. наук; **Козлов Анатолий Сергеевич** – инженер-технолог ФГУП "СКТБ "Технолог", кандидат техн. наук; **Трапезников Максим Андреевич** – инженер ФГУП "СКТБ "Технолог"; **Горовцов Виктор Владимирович** – начальник отдела ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина"

Статья содержит результаты исследований детонационной способности новых перспективных энергонасыщенных гетероциклических соединений и их химической совместимости с полимерами. Показана зависимость критических диаметров детонации композиций от содержания высокодисперсных тяжелых неорганических добавок. Проведена корректировка их математической модели с целью учета эффекта сенсibilизации и завершена разработка метода расчета критических диаметров детонации взрывчатых материалов, применяемых для систем разделения летательных аппаратов (ЛА).

A.A. Kotomin, S.A. Dushenok, V.V. Efanov, A.S. Kozlov, M.A. Trapeznikov, V.V. Gorovtsov. New Ways Of Explosive Materials Creation Of Separation Subsystems

Detonation ability of new perspective energy-stored heterocyclic compounds and their chemical compatibility with polymers are investigated. Function of compounds critical detonation diameters of the content of heavy non-organic high-disperse adds is established. Mathematical model correction was done in order to consider sensibilization effect and calculation methodic of explosive materials critical detonation diameters, used for spacecraft separation subsystems, is developed.

В последние десятилетия ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина", Санкт-Петербургским государственным технологическим институтом и ФГУП "СКТБ "Технолог" созданы неразрушаемые устройства и системы детонационной автоматики, в частности системы разделения космических аппаратов (КА), на основе эластичных взрывчатых веществ (ЭВВ), обеспечивающих существенное снижение динамического воздействия на конструкцию КА и аппаратуру при их срабатывании [1]. Применение ЭВВ с высокой детонационной способностью привело к повышению надежности и безопасности систем разделения, снижению их массы и габаритов. Эти системы обеспечивают быстрый синхронный разрыв множества механических связей, исключают попадание продуктов взрыва в космический аппарат и образование осколков. Системы разделения нового поколения на основе ЭВВ подтвердили свою высокую эффективность и надежность в ряде отечественных и международных межпланетных и астрофизических космических проектов [2].

Дальнейшее развитие систем детонационной автоматики летательных аппаратов, в том числе систем разделения, и расширение круга выполняемых ими задач, разработка конструкций герметичных безосколочных взрывных устройств разделения с улучшенными техни-

ческими характеристиками и их миниатюризация предполагают применение новых перспективных взрывчатых веществ, а также различных взрывчатых композиций на их основе. Одним из важных направлений является создание ЭВВ, обладающих не только высокой детонационной способностью и хорошими эксплуатационными свойствами, но и повышенными энергетическими характеристиками и параметрами детонации по сравнению с применяемыми составами. Взрывчатые материалы такого типа требуются также для повышения эффективности систем инициирования различного вида, генераторов ударных и детонационных волн заданной формы и высокой интенсивности.

Решение этой проблемы связано с аналитическими и экспериментальными исследованиями новых энергонасыщенных веществ различных классов как основы ЭВВ, так как возможности использования штатных взрывчатых веществ (ВВ) практически исчерпаны. В последние 30 лет в нескольких странах был синтезирован и изучен ряд бризантных ВВ, имеющих очень высокие плотности энергии и параметры детонации. Из них перспективными для аэрокосмической техники, по нашему мнению, являются известные гетероциклические соединения: CL-20 (ε-форма) – каркасное полинитроаминопроизводное алициклического ряда и DNTF – нитропроизводное

фуразанового ряда. В табл. 1 приведены физико-химические, энергетические и детонационные характеристики этих ВВ [3, 4].

Таблица 1

Физико-химические, энергетические и детонационные характеристики CL-20 и DNTF

Характеристика ВВ	CL-20	DNTF
Плотность монокристалла, г/см ³	2,04	1,92
Кислородный коэффициент	0,80	0,67
Максимальная скорость детонации, м/с	9600	9250
Максимальное детонационное давление, ГПа	50,1	43,8
Энтальпия образования, кДж/моль	422,8	657,2
Теплота взрыва, кДж/кг	6230	6100
Температура начала разложения, °С	216	212

Детонационная способность этих ВВ еще мало изучена. Кроме того, необходима разработка методов регулирования детонационной способности взрывчатых материалов. Одним из способов снижения критических диаметров детонации ВВ является введение в их состав высокодисперсных тяжелых неорганических добавок.

В связи с этим при выполнении научно-исследовательских работ решались следующие задачи:

- исследование детонационной способности новых перспективных ВВ, установление зависимости их критических диаметров детонации от дисперсности ВВ;
- исследование влияния физических свойств, дисперсности и содержания инертных неорганических добавок на детонационную способность взрывчатых композиций;
- исследование химической совместимости выбранных для композиций ЭВВ высокоэнергетических соединений с полимерами различных классов;
- разработка опытных образцов ЭВВ с повышенными параметрами детонации и высокой детонационной способностью.

Исследование детонационной способности новых перспективных ВВ. Главным требованием к взрывчатым материалам, используемым в ракетно-космической технике, в частности в системах пировавтоматики космических аппаратов, является высокая детонационная способность, критерием которой является критический диаметр детонации. Величина критического диаметра определяется совокупностью кинетических, термодинамических и газодинамических факторов при детонации заряда взрывчатого вещества. При разработке систем,

включающих заряды с малым поперечным сечением (средства инициирования, детонирующие шнуры и разводки, элементы взрывной логики, устройства и системы детонационной автоматики летательных аппаратов и др.) необходимы точные сведения о критических диаметрах детонации используемых ВВ с различной дисперсностью и составов на их основе.

Нами исследовались критические диаметры детонации некоторых новых перспективных ВВ, являющиеся важной характеристикой их детонационной способности.

В статье на примере CL-20 приведены результаты исследования зависимости критических диаметров детонации ВВ от их удельной поверхности S_g в ее интервале 0,04...0,8 м²/г. Удельная поверхность определялась по газопроницаемости слоя ВВ с помощью прибора ПСХ-4.

Экспериментально с точностью 0,05 мм определяли критические диаметры детонации сплошных шнуровых зарядов из однородных смесей с различным содержанием исследуемых ВВ (65...80 % массы смеси) в мягкой полимерной матрице – полидиметилсилоксановом каучуке марки СКТ по технологии, исключающей дробление кристаллов ВВ при приготовлении смеси.

В табл. 2 приведены полученные значения критических диаметров детонации исследуемых смесей на основе CL-20.

Таблица 2

Критические диаметры детонации смесей CL-20 с полидиметилсилоксановым каучуком марки СКТ, мм

Удельная поверхность ВВ S_g , м ² /г	Содержание ВВ, % массы			
	65	70	75	80
0,040	8,50	7,00	5,80	4,40
0,100	7,70	5,85	4,95	3,80
0,155	5,25	4,55	3,80	2,70
0,800	3,60	2,70	1,95	—

На рис. 1 приведены соответствующие линейные концентрационные зависимости в логарифмических координатах.

Критические диаметры детонации чистых ВВ рассчитывали из полученных экспериментальных данных для смесей по известной концентрационной зависимости [5]

$$\lg d_k = \lg d_{k0} - n \lg V_{ВВ}, \quad (1)$$

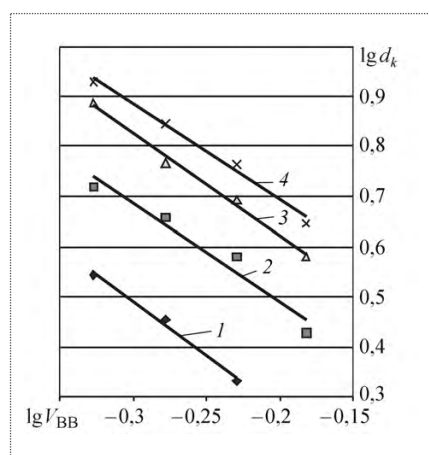


Рис. 1. Зависимость критических диаметров детонации смесей CL-20 с СКТ от содержания ВВ с различной удельной поверхностью (S_g , $\text{м}^2/\text{г}$): 1 — 0,800; 2 — 0,155; 3 — 0,100; 4 — 0,040

где d_k — критический диаметр детонации смеси; d_{k0} — критический диаметр детонации чистого ВВ; $V_{\text{ВВ}}$ — объемная доля ВВ в смеси; n — коэффициент, зависящий от дисперсности ВВ и свойств связующего (в данном случае его значение определяется ударной сжимаемостью полидиметилсилоксанового каучука СКТ).

Приведем результаты этих расчетов.

Критические диаметры детонации CL-20

Удельная поверхность ВВ S_g , $\text{м}^2/\text{г}$	0,040	0,100	0,155	0,800
Критический диаметр детонации чистого ВВ d_{k0} , мм	2,10	1,60	1,20	0,45

Зависимость критического диаметра детонации чистого CL-20 от его удельной поверхности в логарифмических координатах представлена на рис. 2. Как и для штатных (наиболее распространенных) ВВ, эта зависимость описывается уравнением [5]

$$d_{k0} = a S_g^{-b}, \quad (2)$$

где a — критический диаметр детонации ВВ при $S_g = 1 \text{ м}^2/\text{г}$, мм; b — коэффициент, характеризующий темп роста критического диаметра ВВ с уменьшением S_g .

Уравнение (2) действительно для S_g в интервале от 0,01 до $1 \text{ м}^2/\text{г}$.

Для исследовавшихся ВВ определены коэффициенты уравнения (2). Для CL-20 они составили: $a = 0,43 \text{ мм}$, $b = 0,51$. Из штатных ВВ наиболее близкие значения коэффициентов получены ранее для октогена: $a = 0,48 \text{ мм}$, $b = 0,62$.

Для сравнения приведем значения коэффициентов для некоторых штатных ВВ. Для бензотрифуроксана $a = 0,06 \text{ мм}$, $b = 1,23$; ТЭН $a = 0,08 \text{ мм}$, $b = 0,93$; гексогена $a = 0,26 \text{ мм}$, $b = 0,78$; тетрила $a = 0,79 \text{ мм}$, $b = 0,44$.

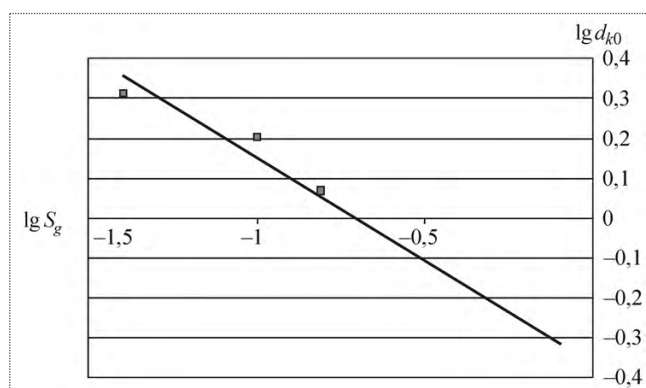


Рис. 2. Зависимость критического диаметра детонации CL-20 от его удельной поверхности

Таким образом, в результате проведенных исследований установлено, что детонационная способность CL-20 находится на уровне детонационной способности октогена.

Детонационная способность взрывчатых композиций с тяжелыми высокодисперсными металлами, солями и оксидами. Кроме ВВ современные композиционные взрывчатые материалы содержат различные по назначению органические и неорганические инертные компоненты. Для формирования физико-механических и реологических свойств в композиции вводятся полимеры, пластификаторы, структурообразователи. Для регулирования детонационной способности и ударно-волновой чувствительности взрывчатых материалов в их состав можно вводить добавки дисперсных металлов, их оксидов и солей. При разработке таких систем необходимы прогнозирование и расчет параметров детонации и критических диаметров детонации взрывчатых композиций. Ранее нами была установлена взаимосвязь параметров детонации и детонационной способности сложных гетерогенных взрывчатых систем, содержащих как органические, так и неорганические инертные компоненты, а также разработаны методы расчета с целью их применения в аэрокосмической технике [5, 6].

Одним из способов снижения критических диаметров детонации взрывчатых материалов является применение высокодисперсных тяжелых неорганических добавок. Однако в настоящее время он изучен недостаточно, и в разработанной ранее математической модели и соответствующем методе расчета не учтен эффект сенсibilизации ВВ [6]. Поэтому нами исследовалась детонационная способность взрывчатых материалов, содержащих различные высокодисперсные металлы, их оксиды и соли, с целью получения экспериментальных зависимостей критических диаметров

детонации композиций от вида и содержания добавок, а также уточнения метода расчета.

Зависимость критических диаметров детонации кристаллических ВВ от степени их разбавления инертными веществами, как органическими, так и неорганическими, описывается уравнением

$$d_k = \frac{d_{k0}}{V_{\text{ВВ}}^n}, \quad (3)$$

где d_k — критический диаметр детонации взрывчатых составов, мм; d_{k0} — критический диаметр детонации чистого ВВ при его реальной дисперсности и малой пористости, равной 1...2 %, мм; $V_{\text{ВВ}}$ — объемная доля ВВ в композиции; n — параметр, определяемый дисперсностью ВВ и физическими свойствами добавок.

Критический диаметр детонации чистого ВВ d_{k0} может быть рассчитан по уравнению (2) с использованием значений удельной поверхности, определяемых по газопроницаемости ВВ.

Влияние добавок — инертных органических компонентов (полимеров, пластификаторов и др.) — на детонационную способность гетерогенных взрывчатых систем определяется их акустической жесткостью, связанной с ударной сжимаемостью [5]. Для неорганических добавок — металлов, оксидов и солей — определяющими физическими характеристиками являются плотность и размер частиц, что связано с характером ускорения частиц продуктами взрыва и изменением скоростей волн разрежения при расширении продуктов. Критический диаметр детонации взрывчатых композиций тем меньше, чем меньше размер частиц добавок и ниже их плотность [6].

Параметр n в формуле (3) для сложных взрывчатых композиций, содержащих органические и неорганические инертные компоненты, вычисляется по следующим уравнениям [6]:

$$n = A(n_{\text{орг}}) + B(n_{\text{неорг}}); \quad (4)$$

$$n_{\text{орг}} = 4,14 + 1,39 \lg S_g - 0,3 \rho_{\text{о.д}} C_0;$$

$$n_{\text{неорг}} = g + 0,114 \rho_{\text{н.д}} + 0,897 \lg r;$$

$$A = \frac{\beta}{\beta + \gamma}; B = \frac{\gamma}{\beta + \gamma},$$

где $\rho_{\text{о.д}}$ — плотность органической добавки, г/см³; $\rho_{\text{н.д}}$ — плотность неорганической добавки, г/см³; C_0 — скорость звука в органической добавке, км/с; r — средний размер частиц неорганической добавки, мм; β , γ — массовые доли органической и неорганической доба-

вок во взрывчатых композициях соответственно; g — коэффициент, для добавок с размером частиц 5...500 мкм составляющий 3,46 для металлов и оксидов и 3,32 для солей.

Критические диаметры детонации индивидуального ВВ или взрывчатой композиции при их максимальных плотностях $d_k(\rho_{\text{max}})$, рассчитанные по формулам (2)...(4), приводятся к реальной плотности заряда $d_k(\rho_0)$ по формуле

$$d_{k(\rho_0)} = d_k \cdot 10^{1,14 \left(1 - \frac{\rho_0}{\rho_{\text{max}}} \right)}. \quad (5)$$

Известно, что введение небольшого количества тяжелых высокодисперсных неорганических добавок несколько повышает детонационную способность взрывчатых композиций (эффект сенсibilизации). В данной статье покажем зависимость критических диаметров детонации взрывчатых смесей на основе штатных ВВ — ТЭН и гексогена — от вида и содержания (γ) тяжелых высокодисперсных неорганических добавок (металлов, оксидов и солей), их дисперсности (r) и плотности ($\rho_{\text{н.д}}$).

В базовые беспористые пластичные взрывчатые композиции: ТЭН ($S_g = 0,5285$ м²/г) / полидиметилсилоксановый каучук марки СКТ (70/30 % массы) и гексоген ($S_g = 0,1000$ м²/г) / СКТ (80/20 % массы) вводили порошкообразные Fe, Ni, Cu, Fe₂O₃, NiO, PbO₂, WO₃, BaSO₄, PbCO₃. Содержание неорганических добавок в смесях варьировалось от 1 до 40 % массы, их плотность составляла 4...19 г/см³, средний размер частиц — 0,1...5,0 мкм.

Критические диаметры детонации взрывчатых смесей определяли экспериментально с точностью 0,05 мм методом подрыва сплошных шнуровых зарядов различного диаметра на свинцовой пластине-свидетеле. Значение критического диаметра детонации для каждой смеси подтверждалось пятью параллельными опытами.

В табл. 3, 4 и 5 приведены критические диаметры детонации смесей, содержащих соответственно тяжелые высокодисперсные металлы, оксиды и соли.

Как видно из табл. 3, 4 и 5, для всех исследованных неорганических добавок с размером частиц менее 5 мкм и плотностью более 4 г/см³ при их содержании до 20 % массы проявляется эффект сенсibilизации. На рис. 3, 4 показаны концентрационные зависимости критического диаметра детонации на примере смесей на основе высокодисперсного ТЭН с добавками Fe₂O₃ и Fe.

Таблица 3

Критические диаметры детонации смесей на основе ТЭН и гексогена с тяжелыми высокодисперсными металлами, мм

ВВ	Добавка	Размер частиц добавки, мкм	Содержание неорганической добавки в смеси, % массы						
			0	1	2,5	5	10	15	20
ТЭН / СКТ	Fe	4,0	0,75	—	—	0,55	0,60	0,65	0,75
	Ni	4,6		0,55	0,50	0,60	0,65	0,70	0,80
	Cu	4,9		—	—	0,60	0,60	0,65	0,75
Гексоген / СКТ	Fe	4,0	5,25	—	—	4,65	4,70	4,75	5,00
	Cu	4,9		—	—	4,40	4,50	4,70	4,75

Таблица 4

Критические диаметры детонации смесей на основе ТЭН и гексогена с тяжелыми высокодисперсными оксидами, мм

ВВ	Добавка	Размер частиц добавки, мкм	Содержание неорганической добавки в смеси, % массы						
			0	1	2,5	5	10	15	20
ТЭН / СКТ	Fe ₂ O ₃	2,4	0,75	0,55	0,50	0,55	0,60	0,65	0,70
	WO ₃	4,2		—	—	0,60	0,65	0,70	0,80
	NiO	4,9		—	—	0,55	0,60	0,70	0,75
	PbO ₂	4,8		—	—	0,55	0,60	0,65	0,75
Гексоген / СКТ	Fe ₂ O ₃	2,4	5,25	4,00	3,80	3,90	4,05	4,10	4,25
	WO ₃	4,2		—	—	4,35	4,45	4,55	4,70
	NiO	4,9		—	—	4,15	4,20	4,20	4,25
	PbO ₂	4,8		4,15	4,00	4,30	4,35	4,45	4,55

Таблица 5

Критические диаметры детонации смесей на основе ТЭН с тяжелыми высокодисперсными солями, мм

ВВ	Добавка	Размер частиц добавки, мкм	Содержание неорганической добавки в смеси, % массы						
			0	1	2,5	5	10	15	20
ТЭН / СКТ	BaSO ₄	2,2	0,75	0,60	0,55	0,60	0,65	0,65	0,70
	PbCO ₃	1,3		0,60	0,55	0,50	0,60	0,65	0,70

Из рис. 3 и 4 видно, что экспериментальная зависимость критического диаметра детонации смесей от содержания добавки до 20 % массы имеет экстремальный характер с минимумом при 2...3 % и находится значительно ниже зависимости, рассчитанной по формулам (2)...(5), не учитывающим эффекта сенсibilизации. При содержании добавки выше 20 % массы расчетная и экспериментальная зависимости совпадают.

Эффект сенсibilизации может быть учтен в значении коэффициента g в формуле (4). Зависимость коэффициента g от массовой доли высокодисперсных тяжелых металлов и их оксидов представлена на рис. 5. Аналогичная зависимость получена для высокодисперсных тяжелых неорганических солей.

Из рис. 5 видно, что зависимость коэффициента g от содержания тяжелых добавок с размером частиц 1...5 мкм до 20 % массы имеет вид кривой насыщения.

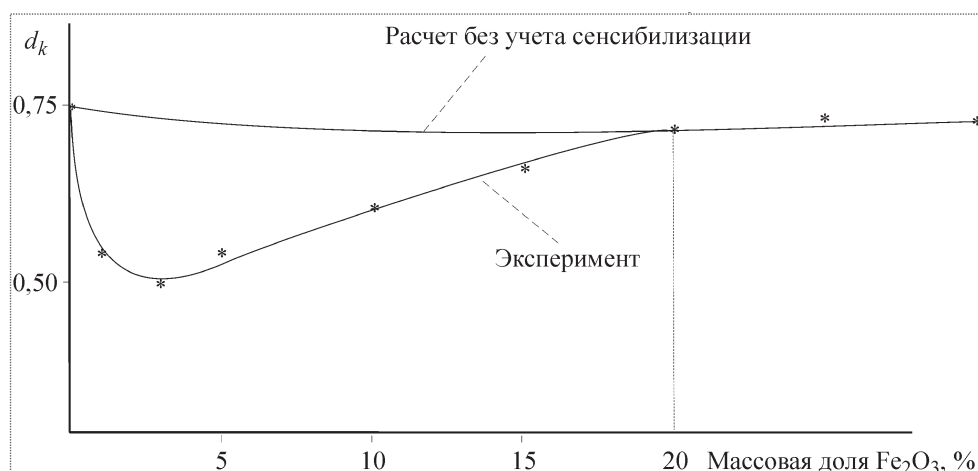


Рис. 3. Зависимость критического диаметра детонации смеси ТЭН ($S_g = 0,5285 \text{ м}^2/\text{г}$) / СКТ / Fe_2O_3 (2,4 мкм) от содержания Fe_2O_3

При содержании добавки выше 20 % массы значения коэффициента g соответствуют полученным ранее для добавок с размером частиц 5...500 мкм: для металлов и оксидов $g = 3,46$, для солей $g = 3,32$.

Путем математической обработки опытных данных получена зависимость

$$g = \frac{4,51\gamma - m}{0,004 + \gamma}; \quad (6)$$

для металлов и оксидов $m = 0,196$, для солей $m = 0,225$.

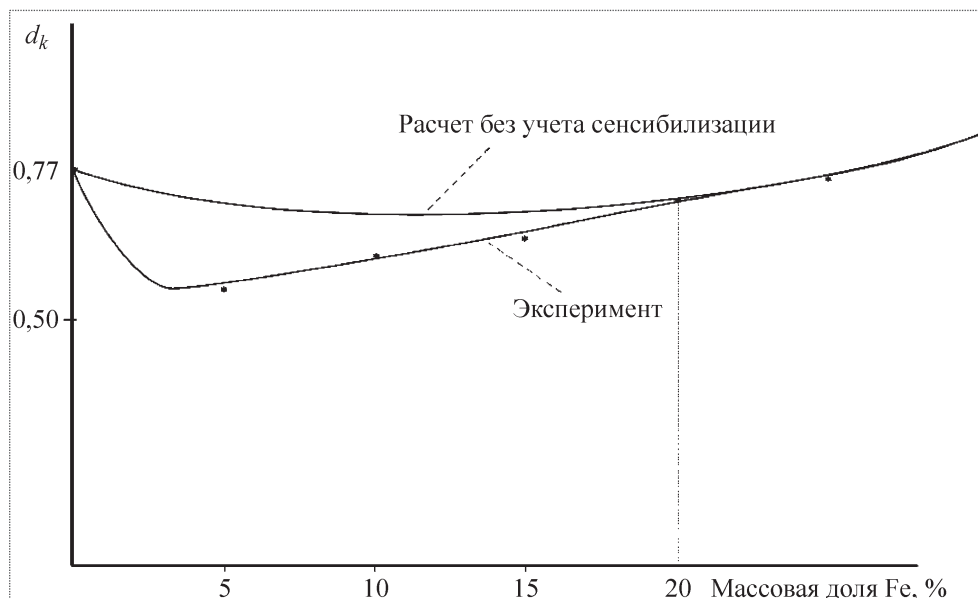


Рис. 4. Зависимость критического диаметра детонации смеси ТЭН ($S_g = 0,5285 \text{ м}^2/\text{г}$) / СКТ / Fe (4,0 мкм) от содержания Fe

Химическая совместимость новых ВВ с полимерами.

Химическая совместимость компонентов и термическая стабильность полученных образцов взрывчатых составов определялись тремя методами: дериватографическим методом с использованием программных комплексов Kinet и Termo для расчета кинетических параметров термораспада; по стандартной инженерной манометрической пробе согласно ОСТ В 84-744-73 и РД 401.3.1-273-80; для наиболее интересных с практической точки зрения составов

исследовалась кинетика термораспада изотермическим манометрическим методом на измерительно-вычислительном комплексе (ИВК) "Вулкан-В". Представим результаты исследований на примере CL-20 (ε-форма).

В зависимости от скорости и условий нагрева CL-20 в диапазоне температур 145...165 °С претерпевает полиморфный переход, поэтому верхним пределом эксплуатации составов на его основе является 120...130 °С. Температура начала разложения $T_{н.р}$ чистого CL-20, по нашим данным, равна 216 °С.

С целью оценки химической совместимости CL-20

с полимерами сначала снималась дериватограмма для чистого CL-20, затем производился дериватографический анализ смеси CL-20 с каждым из полимеров (несколько параллельных опытов), при этом определялась $T_{н.р}$ смеси и сравнивалась с $T_{н.р}$ чистого CL-20. Для доказательства отсутствия влияния растворителей, в которых приготавливались смеси, были также сняты дериватограммы CL-20 с растворителями. На всех дериватограммах был виден полиморфный переход при 164 °С.

Определялась химическая совместимость CL-20 со следующими полимерами: сополимером винилиденфторида с перфторметилвиниловым

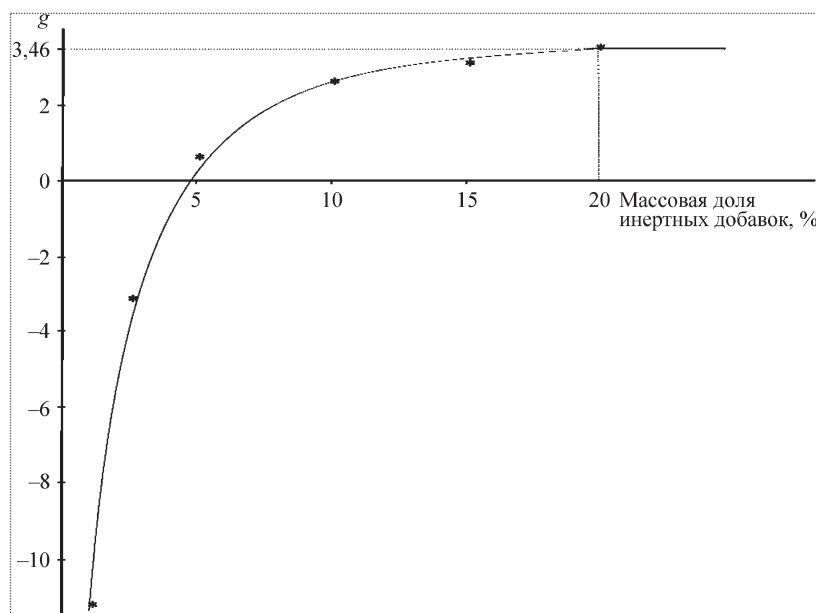


Рис. 5. Зависимость коэффициента g от содержания тяжелых высокодисперсных металлов и их оксидов в смесях на основе ТЭН и гексогена

эфиром (СКФ-260), сополимером винилиденфторида с трифторхлорэтиленом (СКФ-32), политетрафторэтиленом (Ф-4Д), полиизобутиленом (ПИБ-85, ПИБ-200), полиизобутиленом низкомолекулярным модифицированным (ПИБм), бутадиеновым каучуком (СКД-2), бутадиен-нитрильным каучуком (СКН-18, СКН-26), бутадиен-стирольным каучуком (СКС-30), тройным сополимером акрилонитрила с бутадиеном и стиролом (АБС), дивинил-стирольным термоэластопластом (ДСТ-30), полидиметилсилоксановым каучуком (СКТ), тройным этиленпропиленовым каучуком (СКЭПТ-50), ацетобутиратом целлюлозы (АБЦ), уретановым каучуком (УК), сополимером Витан-2М, сополимером винилацетата и этилена (СВЭД-10), поликарбонатом, полидивинилизопреновыми каучуками (ПДИ-0, ПДИ-3А).

Условия проведения испытаний были постоянными как для чистых веществ, так и для смесей: температурный интервал исследования от 20 до 500 °С, цена деления температурной шкалы 10 °С; скорость нагрева 5 °С/мин; время нагрева 100 мин; чувствительность весов 50 мг, цена деления массовой шкалы 0,25 мг; масса навески чистого вещества 20 мг, смесей 25 мг (соответственно 20 мг CL-20 в смеси).

Испытания проводились в кварцевых тиглях. В качестве эталонного образца был использован оксид алюминия (прокаленный), который во всем исследуемом температурном интервале не претерпевает каких-либо превращений, ведущих к изменению его массы и энтальпии.

Для приготовления смесей CL-20 с полимерами необходимо было подобрать растворитель, который химически не взаимодействовал бы с основным продуктом и в то же время растворял выбранные для исследования полимеры. Такими растворителями оказались для СКФ-32 и СКФ-260 этилацетат, для всех остальных полимеров хлороформ.

Смеси CL-20 с полимерами готовились по следующей методике: измельченный полимер помещали в тигель и растворяли в соответствующем растворителе, добавляли CL-20. Для испарения растворителя смесь термостатировалась в течение 1 ч при температуре 80 °С. Соотношение между CL-20 и полимером в смеси составляло 80:20 % массы.

Результаты дериватографического анализа CL-20 и его смесей с полимерами приведены в табл. 6.

По результатам дериватографического анализа смеси на основе CL-20 можно

разбить на две группы. К первой группе относятся смеси, $T_{н.р}$ которых равна $T_{н.р}$ чистого CL-20 (216 °С). Это смеси CL-20 со следующими полимерами: Ф-4Д, СКФ-260, СКФ-32, СКТ, ПИБ-200, ПИБ-85, ПИБм, поликарбонат, ПДИ-0.

Ко второй группе относятся смеси, $T_{н.р}$ которых составляет 175...200 °С. В нее входят смеси CL-20 со следующими полимерами: АБЦ, Витан-2М, АБС, СКЭПТ-50, СКН-18, СКН-26, ДСТ-30, СКС-30, СКД-2, СВЭД-10, ПДИ-3А, УК.

Для всех смесей на основе CL-20 были также проведены исследования их химической стойкости на ИВК "Вулкан-В" в режиме инженерной манометрической пробы при 110 °С за 14 ч. Смесей из первой группы показали небольшой прирост давления: 5...18 мм рт. ст., смеси из второй группы — 21...45 мм рт. ст.

Таким образом, можно заключить, что все исследованные нами полимеры могут быть использованы для создания ЭВВ на основе CL-20. Однако при создании ЭВВ на основе полимеров из второй группы необходимо дополнительное исследование термостабильности составов при повышенных температурах и верхнего температурного порога их применения.

В результате выполненных исследований изучена детонационная способность перспективных энергоемких гетероциклических соединений, в частности CL-20. Впервые установлена зависимость критического диаметра детонации этих ВВ от их удельной поверхности. Показано, что детонационная способность CL-20 несколько выше, чем октогена.

Таблица 6

Обобщенные данные дериватографического анализа CL-20 и его бинарных смесей с рядом полимеров (первая стадия разложения)

Вещество (смесь)	Температура, °C				Убыль массы, %
	Начало эффекта	Начало интенсивного процесса	Максимум эффекта	Конец эффекта	
CL-20	216	230	235	260	95
CL-20 + УК	182	210	220	243	72
CL-20 + ДСТ-30	180	234	240	265	70
CL-20 + поликарбонат	216	232	240	258	68
CL-20 + СКС-30	185	190	200	228	72
CL-20 + СКН-18	175	200	210	226	68
CL-20 + СКН-26	175	200	210	226	68
CL-20 + СКЭПТ-50	198	232	235	264	68
CL-20 + СКГ	216	235	240	260	68
CL-20 + СКД-2	190	194	215	228	66
CL-20 + ПИБ-85	216	235	242	265	72
CL-20 + ПИБ-200	216	235	242	265	72
CL-20 + Ф-4Д	216	230	235	260	72
CL-20 + СКФ-260	216	236	246	276	68
CL-20 + АБС	178	210	220	245	70
CL-20 + АБЦ	200	230	238	275	74
CL-20 + ПИБм	216	235	242	265	76
CL-20 + Витан-2М	200	225	230	247	70
CL-20 + СКФ-32	216	235	248	282	66
CL-20 + СВЭД-10	216	230	241	250	85
CL-20 + ПДИ-0	216	225	238	251	77
CL-20 + ПДИ-3А	198	210	222	235	83

Установлено, что зависимость критических диаметров детонации взрывчатых веществ от степени их разбавления инертными веществами, как органическими, так и неорганическими, имеет единый вид. Для неорганических добавок (металлов, оксидов и солей) определяющими физическими характеристиками, влияющими на критический диаметр детонации взрывчатых композиций, являются плотность и размер частиц, что связано с характером ускорения частиц продуктами взрыва и изменением скоростей волн разрежения при расширении продуктов.

Впервые получена система уравнений, описывающих зависимость критических диаметров детонации гетерогенных полидисперсных композиций, которые содержат кристаллические ВВ и инертные органические и неорганические вещества различных классов, от физических свойств компонентов, их дисперсности и соотношения. В частности, выявлена количественная зависимость критических диаметров детона-

ции составов от содержания тяжелых высокодисперсных металлов, их оксидов и солей, связанная с эффектом сенсibilизации ВВ. Проведена корректировка их математической модели с целью учета эффекта сенсibilизации. Таким образом, завершена разработка метода расчета критических диаметров детонации взрывчатых композиций. Метод дает среднюю погрешность для критических диаметров детонации композиций с органическими добавками 7...10 %, для сложных систем, включающих органические и неорганические добавки, 15...20 %. При этом суммарное содержание добавок — до 50 % массы, дисперсность неорганических добавок — от 0,1 до 500 мкм.

На основе результатов исследований разработаны опытные образцы ЭВВ с повышенными параметрами детонации и высокой детонационной способностью для применения в неразрушаемых устройствах и системах детонационной автоматики аэрокосмических ап-

паратов, а также в генераторах ударных и детонационных волн заданной формы и высокой интенсивности.

Для целенаправленной компоновки взрывчатых составов с заданным комплексом характеристик разработаны методы расчета:

критических диаметров детонации взрывчатых составов, содержащих ВВ, полимерные связующие и инертные неорганические компоненты;

кинетических параметров термического разложения веществ по данным дериватографического (неизотермического) анализа.

Для методов расчета критических диаметров детонации взрывчатых составов и кинетических параметров термического разложения веществ разработано программное обеспечение.

Полученные результаты исследований открывают новые пути создания перспективных взрывчатых материалов для систем разделения летательных аппаратов.

Ñïëñîë èëòäðäðððð

1. Котомин А.А., Ефанов В.В., Душенюк С.А., Тимофеев В.Н. Проблема снижения динамического воздействия на космические аппараты при срабатывании взрывных систем разделения // Фун-

даментальные и прикладные проблемы космонавтики, 2001. № 4. С. 34–39.

2. Ефанов В.В., Горюхов В.В., Подобедов Я.Г., Котомин А.А., Душенюк С.А. Новое поколение детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов (основы проектирования) // Российско-американский научный журнал "Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент". Вып. 3(25). Т. 12. 2007. С. 18–24.

3. Pagoria P.F., Lee G.S., Mitchell A.R., and Schmidt R.D. A Review of Energetic Materials Synthesis // Thermochimica Acta. 2002. Vol. 384. P. 187–204.

4. Zhao Feng-gi, Chen Pei, Hu Rong-zu, Luo-Yang, Zhang Zhi-zhong, Zhou Yan-shui, Yang Xu-wu, Gao Yin, Gao Sheng-li and Shi Qi-zhen. Thermochemical Properties and Non-isothermal the Decomposition Reaction Kinetics of 3, 4-dinitrofurazanfuroxan (DNTF) // Journal of Hazardous Materials. 2004. Vol. A113. P. 67–71.

5. Котомин А.А. Эластичные взрывчатые материалы / Российский химический журнал, 1997. Т. 41. № 4. С. 89–101.

6. Котомин А.А., Козлов А.С., Душенюк С.А., Ефанов В.В. Критические диаметры детонации взрывчатых композиций, применяемых в системах пиротехники космических аппаратов // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов. Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, сб. научн. трудов. Вып. 6. М., 2005. С. 182–191.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

В МОСКВЕ ОТКРЫТ ИННОВАЦИОННЫЙ ИНЖЕНЕРНЫЙ ЦЕНТР ОАО "ВЕРТОЛЕТЫ РОССИИ"

На базе Московского вертолетного завода им. М.Л. Миля открыт инновационный центр ОАО "Вертолеты России", сообщает пресс-служба ОПК "Оборонпром". "На Инновационной инженерный центр (ИИЦ) возлагается разработка принципиально новых конструкций агрегатов, узлов и систем вертолетов и реинжиниринг конструкций и технологий производства агрегатов и систем существующих вертолетов с целью придания им новых потребительских качеств", — говорится в сообщении пресс-службы. В соответствии с новой концепцией развития НИОКР ИИЦ должен стать "структурой на входе", разрабатывающей и осваивающей методы среднесрочного и долгосрочного прогнозирования технических характеристик вертолетов, их агрегатов и систем, создания и поддержания специализированных баз данных. "Главная цель ИИЦ заключается в создании опережающего научно-технического задела для обеспечения реализации на уровне мировых стандартов программ по модернизации существующих и созданию новых образцов модельного ряда вертолетостроительного холдинга", — сказал начальник центра С. Мидзяновский.

ОАО "Вертолеты России" — 100 %-ная дочерняя компания корпорации "Оборонпром", управляющая компания вертолетными активами, создана в 2006 г. Компания осуществляет управление ОАО "Московский вертолетный завод им. М.Л. Миля", ОАО "Камов", ОАО "Улан-Удэнский авиационный завод", ОАО "Казанский вертолетный завод", ОАО "Роствертол", ОАО "Московский машиностроительный завод "Вперед", ОАО "Ступинское машиностроительное производственное предприятие", ОАО "Вертолетная сервисная компания" и рядом других предприятий. В рамках реализации указа Президента РФ и постановления Правительства РФ в вертолетостроительный холдинг будут включены Кумертауское авиационное производственное предприятие и Арсеньевская авиационная компания "Прогресс".

ОАО "ОПК "Оборонпром" — многопрофильная промышленно-инвестиционная группа, создана в 2002 г. Основные направления деятельности корпорации: вертолетостроение (управляющая компания "Вертолеты России"), двигателестроение (создание "Объединенной двигателестроительной корпорации"), системы ПВО и сложные радиоэлектронные комплексы (холдинг "Оборонительные системы").

Вестник Интерфакс — АВН № 36 (363), 2008 г.



РАЩУПКИН
Анатолий Владимирович –
начальник сектора ФГУП
ГНПРКЦ "ЦСКБ–Прог-
ресс"

Технологии обработки видеоинформации, обеспечивающие качество аэрокосмических изображений

А.В. Рашупкин

В статье рассматриваются современные технологии обработки изображений, базирующиеся на использовании алгоритмов сверхразрешения. Представлены результаты, подтверждающие возможности новых технологий в области обработки информации, позволяющие существенно увеличить разрешающую способность изображений без уменьшения размера приемника.

A.V. Raschupkin. Application Of Modern Technologies Of The Video-Information Processing For Increase Of The Aerospace Images Quality

In paper the questions of increase of the aerospace images quality received by remote sensing are considered. To increase of the spatial resolution of the images it is offered to use modern technologies of the images processing basing use of the superresolution algorithms. The results confirming potential opportunities of new technology are submitted in the field of the information processing allowing it is essential to increase resolution of the images without reduction of the sensor size.

Основным требованием при обработке аэрокосмических изображений, полученных в процессе дистанционного зондирования Земли, является получение изображений с высоким разрешением, чтобы обеспечить необходимый уровень дешифрирования, который является критичным для большинства задач анализа видеоинформации. Под высоким разрешением подразумевается высокая плотность пикселей в пределах изображения, обеспечивающая большую детальность изображения. Улучшение этого показателя на этапе разработки или модернизации оптико-электронных систем наблюдения является актуальной задачей. Существует несколько путей ее решения: внедрение новых перспективных приемников изображения, использование оптики с большой апертурой, повышение качества оптики за счет использования новых оптических схем или освоения новых технологий ее изготовления.

Наиболее очевидным решением этой задачи является увеличение пространственной разрешающей способности за счет уменьшения размера фоточувствительного элемента приемника. Однако уменьшение размера пикселя приводит к уменьшению уровня освещенности на пикселе и, как следствие, к падению отношения сигнал/шум, что ухудшает качество получаемого изображения. Существует оптимальный предел уменьшения размера приемника без существенной потери качества изображений, и современная технология практически достигла этого уровня.

Повысить разрешающую способность изображений можно также за счет увеличения апертуры или повышения качества оптики. Но и этот путь решения поставленной задачи ограничен технологическими возможностями, кроме того, он требует существенных финансовых затрат.

Одним из перспективных подходов для повышения разрешающей способности выходных изображений является применение специальных методов обработки информации — методов реконструкции (восстановления) изображений, целью которых является компенсация частотно-шумовых искажений, обусловленных звенья-

ми сквозного тракта. В последнее десятилетие зарубежными специалистами в области обработки изображений разработаны и широко применяются на практике методы сверхразрешения, использующие множество изображений сцены с низким разрешением для синтеза изображения с высоким разрешением (методы MAP (Maximum a-posteriori), POCS (Projection Onto Convex Sets), IBP (Iterative back-projection), гибридные методы). Применение методов сверхразрешения открывает возможность увеличения разрешения выходных изображений выше уровня, обеспечиваемого пикселем приемника оптико-электронной системы наблюдения. В последние годы наметилась тенденция развития космических средств дистанционного зондирования с использованием современных технологий обработки выходных изображений для повышения их разрешающей способности. Например, фирма ImageSat стала применять при съемке процесс oversampling (перевыборка данных, обеспечивающая суперналожение изображений) и специальную обработку полученных изображений в наземных центрах. Другим примером успешного применения современных технологий обработки изображений является проведенная исследовательским центром NASA обработка снимков марсианской поверхности, полученных орбитальным аппаратом "Викинг", с использованием методов сверхразрешения.

Если методы сверхразрешения в классическом понимании обработки изображений относятся к процедурам, стремящимся восстановить информацию от единственного изображения вне предела дифракции оптической системы за счет экстраполяции функции с ограниченной полосой, то современные методы сверхразрешения направлены на увеличение пространственного разрешения за счет объединения информации от набора изображений одной и той же сцены.

В зарубежной технической литературе последних лет термин "сверхразрешение" стали относить к любому алгоритму, направленному на увеличение разрешающей способности выходных изображений.

В методах сверхразрешения основной предпосылкой для увеличения пространственного разрешения является доступность множества изображений с низким разрешением. Множество изображений одной и той же сцены может быть получено одним из следующих способов:

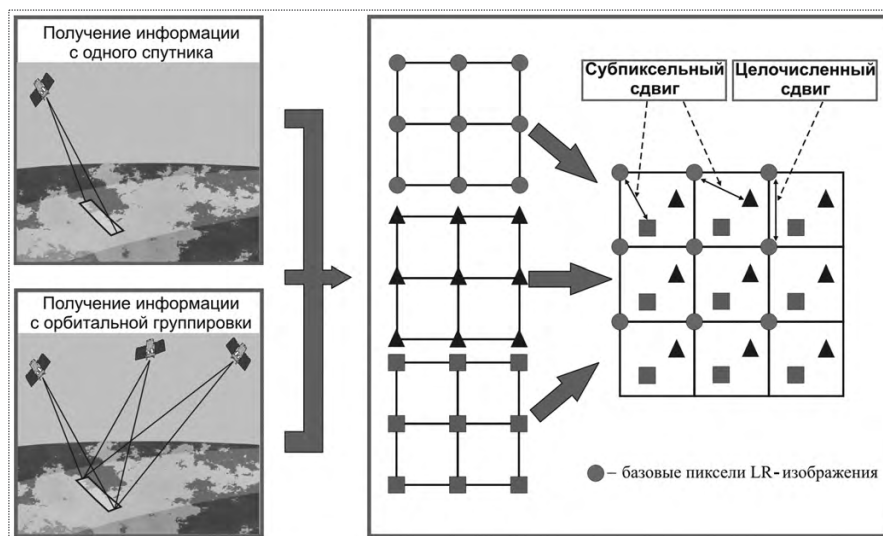


Рис. 1. Основная предпосылка для реализации методов сверхразрешения

использование орбитальной группировки для получения информации в разное время и при различных углах наблюдения;

применение нескольких оптико-электронных преобразователей (ОЭП), расположенных в фокальной плоскости, или цифровых фотоприемников с режимом временной задержки накопления, позволяющих регистрировать изображения на каждом шаге накопления;

использование гибридных матричных фотоприемников с зарядовой связью (ФПЗС) для синтеза апертуры (для этого варианта аппаратуры информационные поля на одном кристалле технологически выполняются таким образом, чтобы центры одноименных фоточувствительных элементов соседних информационных полей были сдвинуты относительно друг друга на некоторое субпиксельное расстояние).

Введем следующие обозначения: SR (super-resolution)-изображение — изображение с высоким разрешением, LR (low-resolution)-изображение — изображение с низким разрешением.

Очевидно, что если LR-изображения из заданного множества являются дубликатами друг друга, то в этом случае дополнительная информация отсутствует и новая информация не может быть получена. Таким образом, для получения дополнительной информации изображения с низким разрешением должны быть зарегистрированы с некоторым субпиксельным смещением относительно друг друга, которое является необходимым условием для построения изображения с высоким разрешением (рис. 1). Смещения LR-изображений относительно друг друга могут быть как априорно известны, так и рассчитаны с помощью методов оценки параметров движения с точностью подпикселя. Знание параметров межкадрово-

го движения сцены позволяет объединить набор LR-изображений в восстанавливаемое SR-изображение.

Цель традиционных методов восстановления изображений состоит в том, чтобы восстановить искаженное изображение, сохраняя при этом его размеры. Методы суперразрешения преследуют несколько иную цель — по набору искаженных LR-изображений реконструировать SR-изображение путем увеличения частоты дискретизации. В процессе получения цифрового изображения имеется естественная потеря пространственной разрешающей способности, вызванная частотно-шумовыми искажениями, вносимыми звеньями сквозного информационного тракта. Однако существует ряд подходов при реализации методов суперразрешения, позволяющих компенсировать частотно-шумовые искажения, обусловленные звеньями сквозного тракта системы формирования изображения. Фактически методы восстановления изображений и методы суперразрешения имеют единую теоретическую базу, и задача восстановления суперразрешения может рассматриваться как подкласс традиционной задачи восстановления изображений.

Для всестороннего анализа проблемы восстановления суперразрешения сформулируем модель наблюдения, которая связывает первоначальное SR-изображение с наблюдаемыми LR-изображениями.

Искажающие факторы в процессе формирования изображения практически никогда не являются линейными и пространственно-инвариантными. Несмотря на это большинство моделей для анализа систем обработки изображений обычно строится на предположении об их линейности. В действительности искажающие факторы также не являются постоянными во времени. Но в случае изменяющегося во времени искажения можно допустить, что отдельные изображения регистрируются довольно быстро и функция рассеивания точки (ФРТ) практически постоянна в интервале экспозиции. Кроме того, в реальных изображениях всегда присутствует шум. При построении модели формирования изображения шум принимается аддитивным. Допущение об аддитивности шума в этом случае требует специальной оговорки. Шум многих видов (например, шум источников паразитной засветки, шум канала и др.) можно считать аддитивным, если все его источники рассматривать независимо друг от друга. Однако практически шумовые источники действуют одновременно как на входе, так и на выходе звена тракта. Тем не менее, допущение об аддитивности шума принято почти во всех работах по восстановлению изображений,

поскольку оно дает возможность представить проблему математически.

Рассмотрим искомое SR-изображение размера $(L_1 \cdot N_1) \times (L_2 \cdot N_2)$, записанное в лексикографической системе обозначений как вектор $z = [z_1, z_2, \dots, z_N]^T$, где z — идеальное неискаженное изображение $N = (L_1 \cdot N_1) \times (L_2 \cdot N_2)$. Параметры L_1 и L_2 представляют собой коэффициенты дискретизации изображения в модели наблюдения для горизонтальных и вертикальных направлений соответственно. Таким образом, каждое наблюдаемое LR-изображение имеет размер $N_1 \times N_2$. Обозначим k -е LR-изображение в лексикографической системе обозначений как вектор $y_k = [y_{k1}, y_{k2}, \dots, y_{kM}]^T$ для $k = 1, 2, \dots, p$ и $M = N_1 \times N_2$. Исходя из того, что LR-изображение зарегистрировано с искажениями, модель наблюдения можно представить следующим образом:

$$y_k = DH_k F_k z + V_k,$$

где D — матрица дискретизации размером $(N_1 \times N_2) \times (L_1 \cdot N_1 \cdot L_2 \cdot N_2)$; H_k и F_k — матрицы размытия и геометрической деформации соответственно размером $(L_1 \cdot N_1 \cdot L_2 \cdot N_2) \times (L_1 \cdot N_1 \cdot L_2 \cdot N_2)$; V_k — суммарный шум тракта.

Матрица деформации F_k , используемая в модели наблюдения, характеризует геометрические преобразования (сдвиг, вращение и т.п.), которые происходят в процессе получения k -го изображения. Так как эта информация, как правило, неизвестна, для восстановления суперразрешения должна быть произведена оценка движения сцены для каждого кадра относительно некоторой базовой системы координат, например координатной сетки первого наблюдаемого LR-кадра.

Без потери общности рассматриваемую модель наблюдения можно представить в простой матрично-векторной форме:

$$y_k = W_k z + V_k, \text{ для } k = 1, \dots, p,$$

где W_k — матрица искажений размера $(N_1 \times N_2)^2 \times (L_1 \cdot N_1 \cdot L_2 \cdot N_2)$, характеризующая геометрические преобразования, размытие, смаз, дискретизацию.

Математически задачу восстановления суперразрешения можно сформулировать следующим образом: найти такую оценку изображения с высоким разрешением $\hat{z}$, чтобы полученные из него на выходе системы изображения с низким разрешением $\hat{y}_k$ были максимально близки к зарегистрированной последовательности изображений y_k .

Современные технологии обработки изображений для достижения суперразрешения включают в себя три

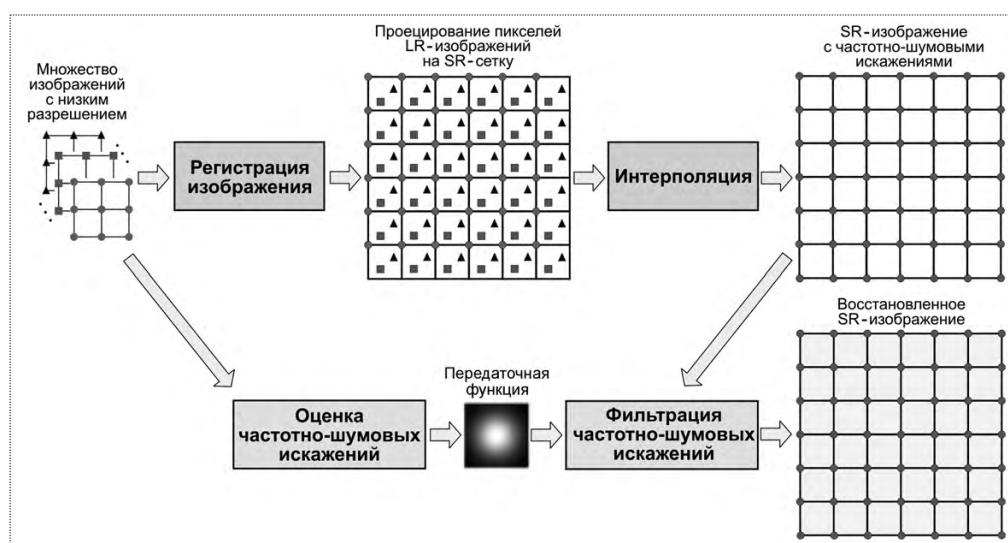


Рис. 2. Обобщенная технологическая схема обработки изображений в задаче получения сверхразрешения

этапа выполнения: регистрация, интерполяция и восстановление. Регистрация изображения подразумевает оценку параметров движения сцены от кадра к кадру. Этот процесс заключается в определении параметров выбранного геометрического преобразования между наблюдаемыми изображениями с низким разрешением и некоторой базовой системой координат. Очевидно, что точная оценка параметров межкадрового движения сцены является важным фактором для успешного восстановления сверхразрешения, поэтому методы регистрации должны обеспечивать субпиксельную точность. На этапе интерполяции производится объединение множества LR-изображений с последующей интерполяцией на координатную сетку SR-изображения. И, наконец, применяются традиционные методы восстановления изображений для устранения частотных и шумовых искажений.

Методы сверхразрешения, как правило, отличаются друг от друга различными подходами в реализации этапов восстановления сверхразрешения. Обобщенная технологическая схема обработки изображений в задаче получения сверхразрешения представлена на рис. 2. Имеется последовательность изображений одной и той же сцены с низким разрешением. Сначала производится оценка параметров межкадрового движения сцены. С помощью полученных оценок неоднородно распределенные пиксели размещаются на координатной сетке изображения с высоким разрешением. Затем одним из методов интерполяции определяются равномерно распределенные пиксели изображения с высоким разрешением. Параллельно производится оценка частотно-шумовых искажений наблюдаемых изображений.

После чего решается традиционная задача восстановления изображения. Для этих целей может быть использован любой метод деконволюции.

Рассмотрим два метода восстановления сверхразрешения.

Гибридный метод Элада

Гибридные методы представляют собой объединение подходов стохастической оценки метода MAP (Maximum a-posteriori) с модификациями метода POCS (Projection Onto Convex Sets). Первыми использовать метод MAP и POCS предложили Шульц и Стивенсон [2]. Элад и др. [3...6] предложили общую схему гибридного метода восстановления сверхразрешения, объединяющую преимущества стохастического подхода и метода POCS. В этом случае задача оптимизации формулируется следующим образом: пусть имеется N зарегистрированных LR-изображений $\{Y_k\}_{k=1}^N$ с низким разрешением одной и той же сцены. Эти изображения должны быть объединены в единственное изображение X с улучшенным разрешением. Каждое из этих LR-изображений связано с искомым SR-изображением соотношением

$$Y_k = D_k H_k F_k X + V_k,$$

где D_k , H_k — операторы дискретизации и размытия соответственно; F_k — оператор геометрического преобразования между изображениями X и Y_k ; V_k — аддитивный шум.

Предполагается, что $\{V_k\}_{k=1}^N$ являются гауссовыми случайными векторами с нулевым средним и матрицей автокорреляции $E\{V_k V_k^T\} = W_k$.

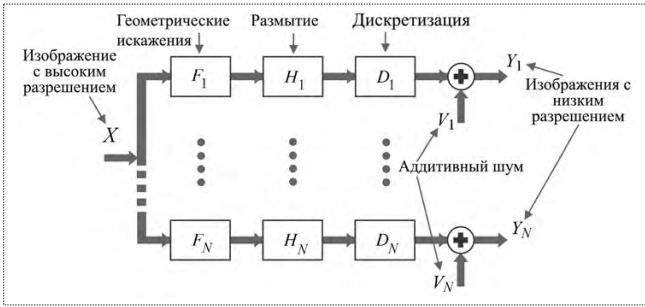


Рис. 3. Модель наблюдения, связывающая LR-изображения с SR-изображением

Последовательным выполнением операций слева направо (рис. 3) формируется набор изображений $\{Y_k\}_{k=1}^N$ с низким разрешением от заданного изображения X .

Задача сверхразрешения является классической обратной задачей. Цель алгоритма сверхразрешения состоит в том, чтобы применить противоположное направление в процессе оценки изображения X при известных изображениях $\{Y_k\}_{k=1}^N$ и звеньев их формирования (D_k , H_k , F_k и W_k).

Наиболее интуитивный способ решения задачи сверхразрешения заключается в нахождении такого изображения $\bar{X}$, чтобы полученные из него на выходе

системы изображения с низким разрешением $\{\bar{Y}_k\}_{k=1}^N$ были максимально приближены к зарегистрированным $\{Y_k\}_{k=1}^N$.

Мерой близости между имитируемыми $\{\bar{Y}_k\}_{k=1}^N$ и оригинальными $\{Y_k\}_{k=1}^N$ изображениями может служить среднеквадратичная ошибка. В этом случае поиск оценки $\bar{X}$ сводится к минимизации среднеквадратичной ошибки:

$$\bar{X} = \arg \min_X \left\{ \sum_{k=1}^N [Y_k - D_k H_k F_k X]^T W_k^{-1} [Y_k - D_k H_k F_k X] \right\},$$

где $D_k H_k F_k X$ — имитируемое изображение $\bar{Y}_k$.

Для уменьшения влияния шума на оценку изображения с высоким разрешением каждое уравнение взвешено инверсией матрицы W_k .

Решая задачу минимизации среднеквадратичной ошибки, получаем выражение для оценки изображения $\bar{X}$:

$$\sum_{k=1}^N [D_k H_k F_k]^T W_k^{-1} [Y_k - D_k H_k F_k X] = 0 \Rightarrow R \bar{X} = P,$$

где

$$R = \sum_{k=1}^N F_k^T H_k^T D_k^T W_k^{-1} D_k H_k F_k;$$

$$P = \sum_{k=1}^N F_k^T H_k^T D_k^T W_k^{-1} Y_k.$$

Однако реализовать решение этой системы линейных уравнений практически невозможно. Так, например, если размер изображения X — 1000×1000 пикселей, то матрица R будет иметь размер $10^6 \times 10^6$, ее очень трудно инвертировать. Инверсия такой матрицы может быть получена только с помощью итерационных алгоритмов. Для данного метода сверхразрешения предлагается применять итерационный подход, использующий алгоритм градиентного спуска для ускорения сходимости. В этом случае итерационная схема алгоритма сверхразрешения имеет следующий вид:

$$\bar{X}_{j+1} = \bar{X}_j + \mu [P - R \bar{X}_j],$$

или

$$\bar{X}_{j+1} = \bar{X}_j + \mu \sum_{k=1}^N F_k^T H_k^T D_k^T W_k^{-1} \times [Y_k - D_k H_k F_k \bar{X}_j],$$

причем $\bar{X}_0$ — вектор инициализации (начальное приближение) — может быть любым. Этот

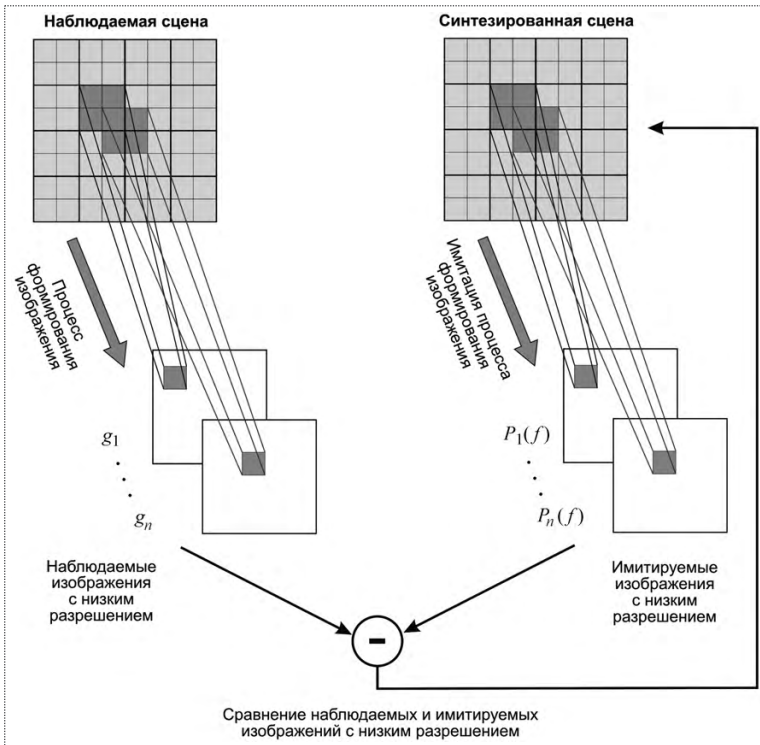


Рис. 4. Итерационный алгоритм ИВР

алгоритм гарантирует сходимость к уникальному решению при условии, что величина $\mu > 0$ достаточно мала.

Итерационный метод IBP (Iterative back-projection)

Irani и Peleg [7] сформулировали итерационную схему восстановления SR-изображений, успешно используемую в томографии.

Имеется последовательность N изображений с низким разрешением $g_1, g_2, \dots, g_N$ формата $m_i \times n_i$, $i \in \{1 \dots N\}$. Необходимо построить такое изображение f формата $l \times r$ ($l > m_i$ и $r > n_i$ для всех i), которое минимизировало функцию ошибки $E(f)$:

$$E(f) = \sum_{i=1}^N \|P_i(f) - g_i\|^2,$$

где $\|\cdot\|$ — любая норма; $P_i(f)$ — проекция изображения f на координатную сетку изображения g_i .

Построение изображения с высоким разрешением основывается на итерационном подходе. Начиная с начального приближения изображения с высокой разрешающей способностью $f^{(0)}$ моделируется процесс формирования изображения для получения набора изображений с низким разрешением $\{g_k^{(0)}\}$. Разность $\{q_k - g_k^{(0)}\}$ используется для уточнения начального приближения, и итерационный процесс продолжается до минимизации функции ошибки. Очевидно, что если на j -й итерации $f^{(j)}$ является правильным решением, то имитируемые изображения $\{g_k^{(j)}\}$ должны быть идентичны изображениям $\{g_k\}$. На рис. 4 представлена схема алгоритма.

Итерационный метод IBP, или, как его еще называют, метод Irani-Peleg, может быть описан следующим образом:

$$f^{(n+1)} = f^{(n)} + \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N T_k^{-1} \times ((g_k - g_k^{(n)}) \uparrow s) * p;$$

где $f^{(n+1)}$ и $f^{(n)}$ — решения на $n+1$ и n итерациях; N — число изображений с низким разрешением; T_k — опе-

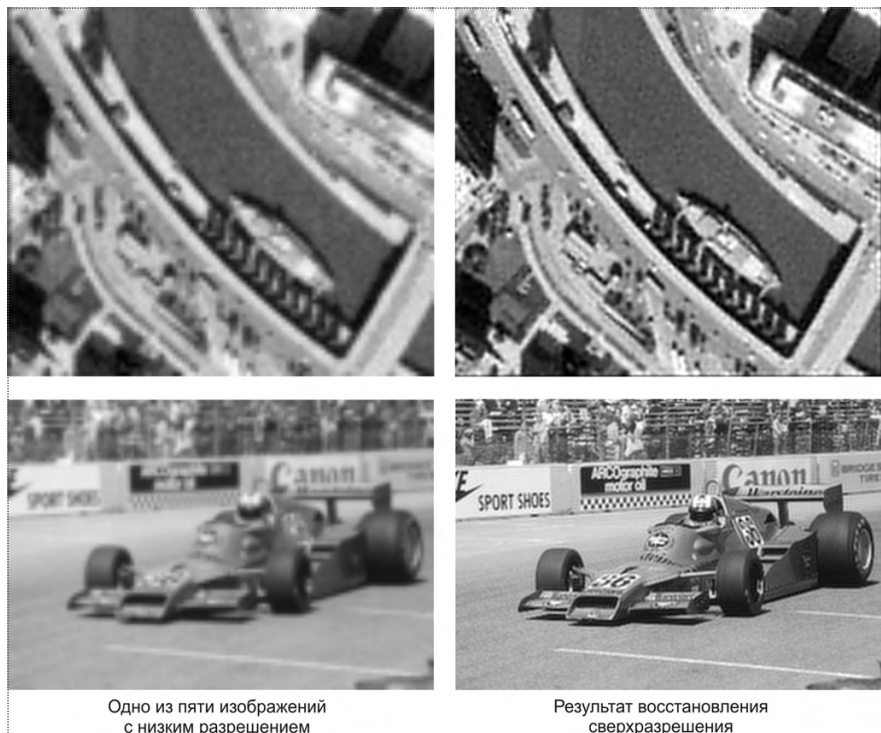


Рис. 5. Результаты восстановления суперразрешения с использованием гибридного метода Элада

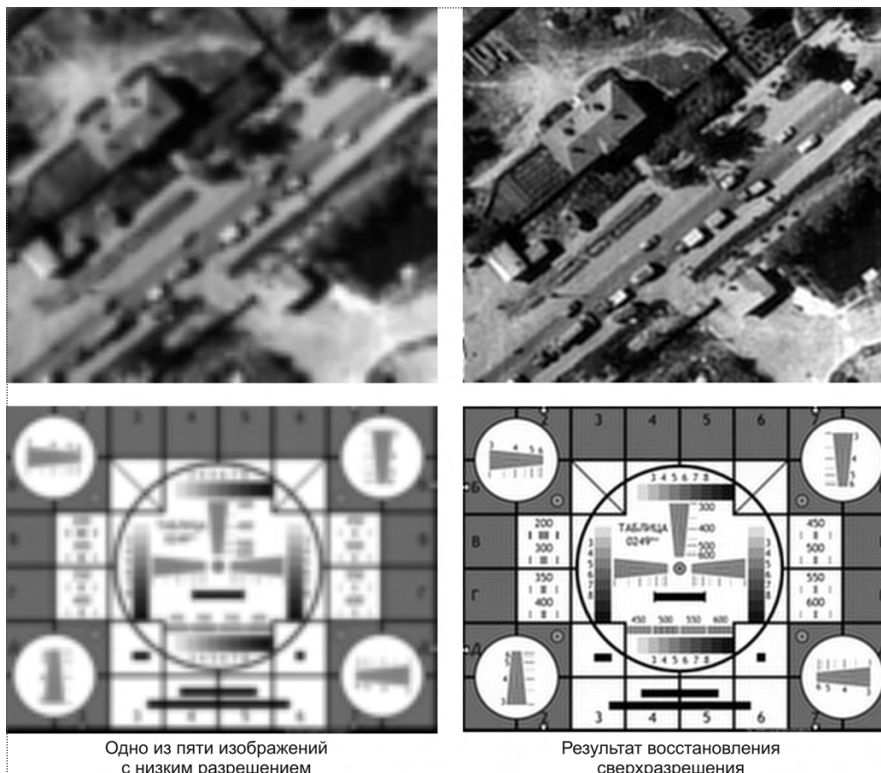


Рис. 6. Результаты восстановления суперразрешения с использованием метода IBP

ратор геометрического преобразования (например, аффинного преобразования) от f до g_k ; g_k — изображе-

ние с низким разрешением; $g_k^{(n)}$ — изображение с низким разрешением, полученное из $f^{(n)}$; $\uparrow s$ — коэффициент увеличения размеров изображения; p — ядро функции рассеивания точки.

Для проверки возможности повышения разрешающей способности выходных изображений оптико-электронных систем наблюдения было разработано программное обеспечение, реализующее представленные выше алгоритмы сверхразрешения. Исследование эффективности алгоритмов проводилось путем имитационного моделирования на ЭВМ процессов формирования изображения в сквозном тракте оптико-электронной системы наблюдения и методов обработки. При моделировании использовались следующие исходные данные: функция рассеивания точки принималась гауссовской с $\sigma = 1,25$; отношение сигнал/шум — на уровне 30 дБ; коэффициент дискретизации — 3; число изображений с низким разрешением — 5.

Результаты моделирования методов сверхразрешения представлены на рис. 5...6.

Рассмотренные методы сверхразрешения подтверждают возможности новых технологий в области обработки информации, позволяющие существенно увеличить разрешающую способность выходных изображений без уменьшения размера приемника. Выигрыш от применения методов сверхразрешения очевиден: на восстановленных изображениях объекты обрели четкие контуры, проявились мелкие детали, появилась возможность прочесть текст на тестовых изображениях и т.д.

Таким образом, среди возможных путей повышения дешифровочных свойств аэрокосмических изо-

бражений применение методов сверхразрешения является наиболее предпочтительным в части минимизации финансовых затрат и в условиях ограниченной возможности модернизации отдельных звеньев сквозного тракта. Применение методов сверхразрешения открывает возможность увеличения разрешения выходных изображений выше уровня, обеспечиваемого пикселем приемника оптико-электронной системы наблюдения.

Литература

1. Borman S., Stevenson R.L. Spatial resolution enhancement of low-resolution image sequences. A comprehensive review with directions for future research. Lab. Image and Signal Analysis, University of Notre Dame, Tech. Rep. 1998.
2. Schulz R.R., Stevenson R.L. Extraction of high-resolution frames from video sequences // IEEE Trans. Image Processing. Vol. 5, June 1996. P. 996–1011.
3. Elad M., Feuer A. Restoration of a single superresolution image from several blurred, noisy, and undersampled measured images // IEEE Trans. Image Processing. Vol. 6. No. 12. Dec. 1997. P. 1646–1658.
4. Elad M., Feuer A. Superresolution restoration of an image sequence: adaptive filtering approach // IEEE Trans. Image Processing. Vol. 8. Mar. 1999. P. 387–395.
5. Elad M., Feuer A. Superresolution reconstruction of image sequences // IEEE Trans. Pattern Anal. Machine Intel. Vol. 21. No. 9. Sept. 1999. P. 817–834.
6. Elad M., Hel-Or Y. A fast superresolution reconstruction algorithm for pure translational motion and common space-invariant blur // IEEE Trans. Image Processing. Vol. 10. No. 8. Aug. 2001. P. 1187–1193.
7. Irani M., Peleg S. Improving resolution by image registration // CVGIP: Graphical Models and Image Proc. Vol. 53. May 1991. P. 231–239.



ЛАЙДЖЕСТ ЛАЙДЖЕСТ ЛАЙДЖЕСТ ЛАЙДЖЕСТ ЛАЙДЖЕСТ ЛАЙДЖЕСТ

О-аі уа ОАЕ даааіаае ііауе ііааі ііуе ііааеа аеу ііааеаіаіеу
ііааіааа еііуаіеа еааааеуіуа ііаааіа

Специалисты отдела вычислительной аэродинамики Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ) разработали новый программный продукт Electronics Wind Tunnel (EWT). Он позволяет моделировать обтекание летательного аппарата как в условиях свободного полета, так и в условиях аэродинамической трубы. Результаты компьютерных расчетов уточняют и дополняют экспериментальные данные.

Electronics Wind Tunnel — полностью российская лицензионная разработка. Это особенно важно в ситуации, когда коммерческие программные продукты иностранного производства вытесняют российские из технологического цикла проектирования самолета.

По информации пресс-службы ЦАГИ, работа над программным продуктом продолжалась пять лет. Выполнен весь комплекс тестовых проверок и пройдена стадия опытной эксплуатации. При помощи EWT проведены практические исследования. Осуществлено моделирование "бегущей дорожки" в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-104, т.е. моментов разгона и торможения самолета с выпущенным шасси на взлетно-посадочной полосе. Также рассчитано влияние пилона для подвода воздуха в устройство реверса тяги гражданского самолета, которое возникает при торможении и может оказать негативное воздействие на двигатель.

Вестник Интерфакс — АВН № 38 (365), 2008 г.

УДК 621.762

Получение мишеней для высококачественных покрытий из интерметаллидов никеля методом металлургии гранул

А.Г. Береснев, А.В. Логунов, А.И. Логачева, С.Г. Кравцов

Обсуждаются вопросы повышения качества защитных покрытий на лопатки газотурбинных двигателей, наносимых методами ионно-плазменного напыления. Решение этой проблемы во многом связано с успехами в области совершенствования мишеней, материал которых переносится на защищаемую поверхность деталей. Изложены результаты исследований по получению мишеней методом металлургии гранул. Показано, что гранульная металлургия в отличие от принятой технологии литья обеспечивает значительное уменьшение ликвации и более высокую равномерность фазового состава.

A.G. Beresnev, A.V. Logunov, A.I. Logacheva, S.G. Kravtsov. Test Target Development For Production Of High-Quality Nickel-Intermetallic Compound Coatings By Pellet Metallurgy Method

The article offers ways to improve the quality of protective coatings of gas-turbine engines' blades by introducing ionic and plasma spraying method, which became possible largely because of the successes reached in the research on test target production by pellet metallurgy. The article demonstrates that the pellet metallurgy unlike the standard casting technology ensures a considerable reduction of liquation on the one hand and increased evenness of the phase composition.

Основной тенденцией развития авиадвигателестроения является непрерывное увеличение температуры газов перед турбиной. Это ведет к дальнейшему усложнению конструкции, увеличению термомеханической напряженности лопаток газовых турбин, надежность которых оказывает большое влияние на надежность и ресурс газотурбинных двигателей в целом и безопасность полетов самолетов.

В этой связи разработка и внедрение высокоэффективных методов нанесения защитных покрытий на ответственные узлы и детали изделий имеют большое значение для повышения долговечности газовых турбин.

Лопатки газовых турбин современных двигателей не могут эксплуатироваться в течение заданного ресурса без надежных высокотемпературных покрытий. Увеличение работоспособности жаропрочных сплавов путем применения эффективных покрытий в условиях воздействия скоростного газового потока и высоких термомеханических нагрузок является одним из основных направлений улучшения эксплуатационных характеристик авиационных газотурбинных двигателей.

Базовой системой жаростойких покрытий является $\text{Me}-\text{Cr}-\text{Al}$, где в качестве Me выступают Fe , Co , Ni . В авиадвигателестроении наиболее широко применяются сплавы на основе системы $\text{Ni}-\text{Cr}-\text{Co}-\text{Al}-\text{Y}$, так как они обладают высокой жаростойкостью.

Для повышения качества покрытий предлагается использовать катоды для напыления, изготовленные методом металлургии гранул.



БЕРЕСНЕВ
Александр Германович —
генеральный директор ОАО
"Композит", доктор техн.
наук



ЛОГУНОВ
Александр Вячеславович —
главный специалист ОАО
"Композит", доктор техн.
наук, профессор



ЛОГАЧЕВА
Алла Игоревна —
начальник отдела
ОАО "Композит"



КРАВЦОВ
Станислав Григорьевич —
начальник департамента
ООО "Комметпром"

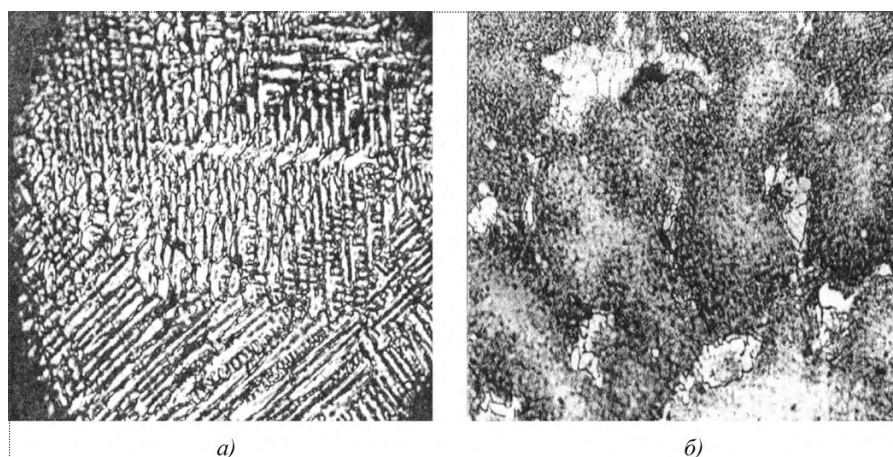


Рис. 1. Жаропрочный Ni сплав ЭП741НП:
а — гранула диаметром 200 мм; б — массивный слиток 60 мм

Получение катодов для напыления методом металлургии гранул вместо традиционной технологии вакуумного литья обеспечивает:

более равномерное распределение легирующих элементов;

равномерную, более мелкозернистую по сравнению с литейной структуру (60...100 мкм вместо 1000...2300 мкм).

Особенности литой дендритной структуры гранулы и слитка представлены на примере жаропрочного сплава ЭП741НП (рис. 1, 2).

Анализ распределения легирующих элементов в дендритной структуре (рис. 2) позволяет сделать следующие выводы:

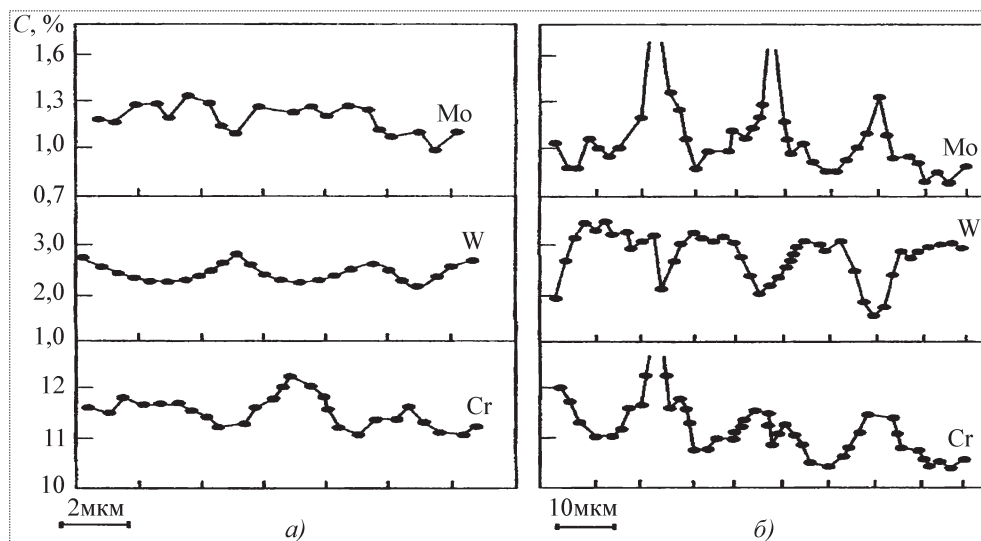


Рис. 2. Распределение легирующих элементов в дендритной структуре:
а — грануле; б — массивном слитке



Рис. 3. Катоды СДП-2, полученные методом металлургии гранул

распределение легирующих элементов в гранулах имеет небольшие отклонения от средних значений, без резких всплесков в отличие от массивного слитка;

уровень ликвации в литом слитке не только значительно выше по абсолютным значениям, но и сама ликвация захватывает гораздо большие пространства, распространяясь на расстояния ~ 10 мкм, в то время как в гранулах ликвационные изменения наблюдаются на расстояниях на порядок меньше (~ 1 мкм);

из-за более высокой ликвационной неоднородности фазовый состав сплава из массивного слитка является более неравномерным, чем в гранулах, а сами фазы значительно крупнее.

Таким образом, катоды, полученные методом металлургии гранул (рис. 3), имеют ряд преимуществ.

Главными из них являются более низкий (более чем в 2 раза) уровень ликвации основных легирующих элементов и более высокая равномерность фазового состава; для гранул размер фаз находится на уровне 1...5 мкм, в то время как в литом слитке их линейные размеры достигают 10...90 мкм.

В целях обеспечения высокого качества материала мишени были разработаны, успешно опробованы и реализованы на практике конструкции капсул и технологии их производства, введенная операция термической обработки слитков перед

распылением с целью повышения пластичности, отработаны режимы центробежного распыления слитков, температурные режимы газостатирования и режимы термообработки, а также методы и виды контроля.

В настоящее время для нанесения защитных покрытий на лопатки используются катоды различных типов (более 10), отличающиеся как составом, так и количеством γ - и γ' -образующих элементов, что в свою очередь определяет различие значений температур ликвидуса, сольвуса, кинетики рекристаллизации и других параметров. Для каждого типа изготовленных катодов были установлены свои особенные режимы распыления, газостатирования и термообработки.

Было исследовано качество нанесенного покрытия путем сравнения с эталонными диаграммами и произведен металлографический контроль толщины, произведена оценка прироста массы по сравнению с допустимым приростом массы в зависимости от толщины покрытия.

Предложенные меры контроля обеспечивают высокое качество покрытия и соответствие его параметров требованиям на деталь с покрытием.

Конденсированное покрытие СДП-2 состоит из двух металлографических зон:

внешней зоны, образованной из β -фазы (NiAl);
внутренней зоны, состоящей из γ' -фазы (Ni₃Al), дополнительно легированной Y в твердом растворе γ -фазы (NiCr), и карбидов.

На ФГУП ММП "Салют" это покрытие наносилось на лопатки из поликристаллического сплава ЖС6У с помощью установки МАП-1 вакуумно-дуговым ионно-плазменным методом.

Исследования покрытий, полученных с применением катодов СДП-2, показали следующие результаты:
повышение точности толщины слоя напыляемого покрытия;

высокую воспроизводимость физико-механических параметров покрытия;

отсутствие капельных фаз в покрытиях.

Несмотря на ограниченность этих результатов, можно говорить о перспективности использования катодов типа СДП-2, полученных методом металлургии гранул, в авиационном двигателестроении для нанесения защитных покрытий на поверхность и повышения уровня эксплуатационных свойств наиболее ответственных деталей ГТД.

Таким образом, была разработана инновационная технология изготовления катодов СДП-2, СДП-1 методом металлургии гранул. Эти катоды имеют равномерное распределение легирующих элементов и, следовательно, обеспечивают более качественное защитное покрытие. В 2006 г. работа ОАО "Композит" совместно с ООО "Комметпром" по созданию технологии и организации производства гранульных мишеней для нанесения покрытий была награждена серебряной медалью "Металл-Экспо".

Литература

1. **Гарибов Г.С. и др.** Перспективы производства авиационно-космических материалов и процессы их обработки в начале 21 века // Технология легких сплавов. 2002. № 4. С. 106.
2. **Мусиенко В.Т.** Некоторые итоги разработки технологии производства гранул жаропрочных никелевых сплавов для изготовления изделий авиакосмической техники // Технология легких сплавов. 2000. № 6. С. 72.
3. **Фаткуллин О.Х. и др.** Разработка перспективных технологий для жаропрочных никелевых сплавов // Технология легких сплавов. 1999. № 3. С. 53.
4. **Голованов В.И., Логачева А.И., Логунов А.В., Разумовский И.М.** Повышение качества жаропрочных сплавов, получаемых методом металлургии гранул: анализ технологических мероприятий // Тр. 4-й Междунар. конференции, МГУ, 2005 г. / Знание. С. 356–359.
5. **Береснев А.Г., Логачева А.И., Логунов А.В.** Проблемы и перспективы применения металлургии гранул для ракетно-космической техники // Двигатель. 2008. № 2. С. 8–10.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

СУММА КОНТРАКТОВ РОСКОСМОСА НА ЗАПУСКИ "Союз-СТ" СОСТАВИЛА ОКОЛО 700 млн дол.

Россия заключила контракты на запуски ракет-носителей "Союз-СТ" на 700 млн дол. Сегодня мы имеем 14 таких контрактов на общую сумму около 700 млн дол. Руководитель Роскосмоса А.Н. Перминов сообщил, что строительство стартового комплекса для запуска ракет "Союз-СТ" с французского космодрома Куру должно завершиться в 2009 г. Данная программа позволит создать в России новые рабочие места и оснастить новым оборудованием ЦСКБ "Прогресс" (Самара). Пуски ракет с французского космодрома не создадут конкуренции российскому космодрому Байконур. А.Н. Перминов также не исключил возможности выведения российских космических аппаратов с помощью "Союз-СТ" с французского космодрома.

Роскосмос и Arianespace подписали контракт на запуск 10 ракет-носителей "Союз-СТ". "Контракт предусматривает закупку у Роскосмоса 10 ракет-носителей, которые будут запускаться с аэродрома во французской Гвиане", — заявил президент — генеральный директор акционерного общества Arianespace Жан-Ив Ле Галь. По его словам, стоимость контракта — порядка 300–400 млн дол. за все 10 ракет. Первый запуск запланирован на конец будущего года. С 2010 г. компания планирует осуществлять с аэродрома во французской Гвиане по три-четыре пуска ракет-носителей "Союз-СТ" в дополнение к ракетам "Ариан".

Вестник Интерфакс — АВН № 38 (365), 2008 г.



СОТНИКОВ
Борис Иванович —
главный научный
сотрудник РКК "Энергия"
им. С.П. Королева

Прерванный полет

Б.И. Сотников

Двадцать лет назад состоялся триумфальный полет орбитального корабля "Буран", выполненный в автоматическом режиме. В статье рассказано о научно-технических и организационных проблемах, решенных при создании корабля. Показаны возможные направления использования в различных областях народного хозяйства созданного при этом научно-технического задела.

Автор статьи был начальником проектного отдела НПО "Энергия" по орбитальному кораблю "Буран".

B.I. Sotnikov. Flight Terminated

Two decades ago the Buran space shuttle lifted on its maiden flight in the automatic mode. The paper highlights the main scientific and technological problems, resolved during the development and production of the spacecraft, attaching special importance to the possible application of the technological backlog in various fields of the national economy.

The author is the former head of the design office of the Energia research and production association, which was assigned Buran development.

15 ноября 1988 г. был произведен запуск орбитального корабля "Буран" отечественной многоразовой космической системы "Энергия"—"Буран". Выполнив орбитальные операции, корабль выдал тормозной импульс и, проделав предпосадочные маневры, совершил в сложнейших метеоусловиях автоматическую посадку на аэродром космодрома "Байконур". Общее время полета составило 203 мин. Полет продемонстрировал высочайший уровень отечественной космонавтики. Впервые в мировой практике была проведена автоматическая посадка космического аппарата такого класса.

Орбитальный корабль "Буран" — это принципиально новый космический аппарат, соединивший в себе опыт создания ракетно-космической и авиационной техники.

Основные цели создания корабля были определены на основе комплексного подхода к задачам обороны и интересам различных направлений развития науки, техники и народного хозяйства страны. Главная задача — выведение космических аппаратов на орбиты, обслуживание этих аппаратов на орбитах и возвращение на Землю космонавтов и грузов.

При стартовой массе 105 т корабль мог выводить на орбиту полезный груз массой до 30 т и возвращать на Землю груз массой до 20 т. В отсеке полезного груза мог разместиться груз длиной до 17 м и диаметром до 4,5 м.

Максимальная численность экипажа — 10 человек.

По аэродинамической схеме корабль "Буран" представляет собой моноплан с низкорасположенным крылом, выполненный по схеме "бесхвостка".

Создание многоразового орбитального корабля стало новым этапом в отечественной космонавтике, подняло на более высокий уровень все направления разработки и создания космических аппаратов начиная от проектирования и кончая подготовкой к запуску и управлением полетом. В основу конструкции и систем корабля были заложены технические решения, многие из которых не имели аналогов в мировой практике. Были разработаны новые системы, конструкционные материалы, оборудование, теплозащитные покрытия и технологические процессы.

Для обеспечения спуска в атмосфере было разработано специальное многоразовое теплозащитное покрытие в виде плиток на основе супертонкого кварцевого волокна

и гибких элементов высокотемпературных органических волокон. Всего на наружную поверхность корабля было установлено свыше 39 тысяч плиток.

Сложнейшей была задача управления движением корабля и работой его систем. В управлении движением нужно было обеспечить как орбитальные режимы, так и автоматические режимы спуска в атмосфере и посадку на аэродром, что диктовало необходимость объединения опыта космической и авиационной отраслей. Задача программно-логического управления бортовыми системами требовала новых подходов, так как программно-математическое обеспечение и аппаратура единого бортового вычислительного комплекса должны были обеспечить управление работой десятков бортовых систем в соответствии с программой полета.

На корабле "Буран" впервые использовалась система контроля и диагностики как централизованная иерархическая система, базирующаяся на встроенных в системы средствах и на реализации алгоритмов контроля и диагностики в бортовом вычислительном комплексе. Для обеспечения постоянной связи корабля с центром управления полетом через спутники-ретрансляторы были разработаны специальные фазированные антенные решетки, с помощью которых осуществлялась связь при любой ориентации корабля.

Система электропитания корабля построена на базе электрохимических генераторов. При ее создании пришлось решить две основные проблемы: разработать принципиально новый источник электроэнергии — электрохимический генератор (ЭХГ) на основе топливных элементов с матричным электролитом, обеспечивающий непосредственное преобразование химической энергии водорода и кислорода в электроэнергию с образованием воды, и разработать, впервые в мире, систему космического криогенного хранения водорода и кислорода без потерь.

Впервые в практике космического двигателестроения была создана объединенная двигательная установка, работающая на экологически чистых компонентах топлива — жидком кислороде и синтетическом углеводородном горючем. В ее составе работали два маршевых жидкостных ракетных двигателя орбитального маневрирования тягой до 9 тс в пустоте, 38 управляющих реактивных двигателей тягой до 400 кгс и восемь двигателей ориентации тягой до 20 кгс.

Орбитальный корабль "Буран" после схода с орбиты и входа в атмосферу должен был выполнять многорежимный планирующий полет. Поэтому были важны исследование и отработка аэродинамических характеристик для всех режимов полета, анализ возможностей компоновки с позиции обеспечения устойчивости и управляемости. Решение проблем аэродинамики потре-



Старт ракетно-космического комплекса "Энергия"—"Буран"

бовало использования существующей научно-технической и экспериментальной базы и поиска совершенно новых методов расчета, создания экспериментальных установок. В результате были отработаны аэродинамические характеристики корабля, отвечающие летно-техническим требованиям во всем диапазоне гиперзвуковых, сверхзвуковых и дозвуковых скоростей полета от момента входа в плотные слои атмосферы со скоростью, соответствующей $M=28$, и до приземления.

Успешному выполнению полета "Бурана" способствовал большой объем наземной экспериментальной отработки. Были изготовлены более ста экспериментальных установок, семь комплексных моделирующих стендов, пять летающих лабораторий и шесть полноразмерных макетов.

При создании орбитального корабля кроме научно-технических проблем стояла задача формирования работоспособной кооперации исполнителей. К уже сложившейся космической кооперации добавилась многочисленная кооперация НИИ и предприятий авиационной промышленности, все это требовало совершенствования схемы организации работ и их контроля. В создании корабля принимали участие около 600 предприятий и организаций многих отраслей промышленности. Главным разработчиком орбитального корабля "Буран" являлась РКК "Энергия" им. С.П. Королёва (в те годы НПО "Энергия"), главным конструктором корабля — Ю.П. Семенов. Главным разработчиком планера корабля было специально созданное



Посадка орбитального корабля "Буран"

НПО "Молния", главным конструктором — Г.Е. Лозинский. Общее руководство работами по системе "Энергия"—"Буран" осуществлял генеральный конструктор академик В.П. Глушко.

Необходимо отметить, что одним из достижений, которому способствовало создание системы "Энергия"—"Буран", явилось продвижение в области переговоров между СССР и США по ограничению вооружений. Тот научно-технический потенциал, который был продемонстрирован при полете "Бурана", подтвердил стратегические возможности нашей страны и явился весомым аргументом для подписания соответствующих международных документов.

Система "Энергия"—"Буран", как и вся отечественная космонавтика, в 1990-х гг. подверглась необоснованной критике. Общий спад и развал промышленности самым непосредственным образом отразился на этом проекте. Резкое сокращение финансирования привело к невозможности продолжения работ по орбитальному кораблю "Буран" и в целом по системе "Энергия"—"Буран". В 1992 г. Российское космическое агентство приняло решение о прекращении работ и консервации созданного задела. К этому времени был полностью собран второй эк-

земпляр орбитального корабля и завершалась сборка третьего корабля с улучшенными техническими характеристиками.

В мае 2002 г. первый орбитальный корабль "Буран", совершивший триумфальный полет, был разрушен в результате обвала крыши монтажно-испытательного корпуса, где он находился в составе сборки с ракетой-носителем "Энергия". Разрушены были и носитель, и пролет корпуса с технологической оснасткой.

После создания орбитального корабля "Буран" были разработаны предложения по внедрению более 600 научно-технических достижений в народное хозяйство. Это перспективные системы, новые технологии и материалы, станки и устройства, программы и методики, экспериментальные установки, измерительная техника и т.п.

Система контроля и диагностики могла быть использована как основа для повышения надежности и безопасности работы сложных комплексов, в том числе атомных электростанций. Ее внедрение позволяло практически исключить непосредственное участие человека из процесса принятия решений в экстремальных быстротекущих ситуациях. Экологически чистые источники электроэнергии на основе электрохимических генераторов предлагалось использовать в различ-

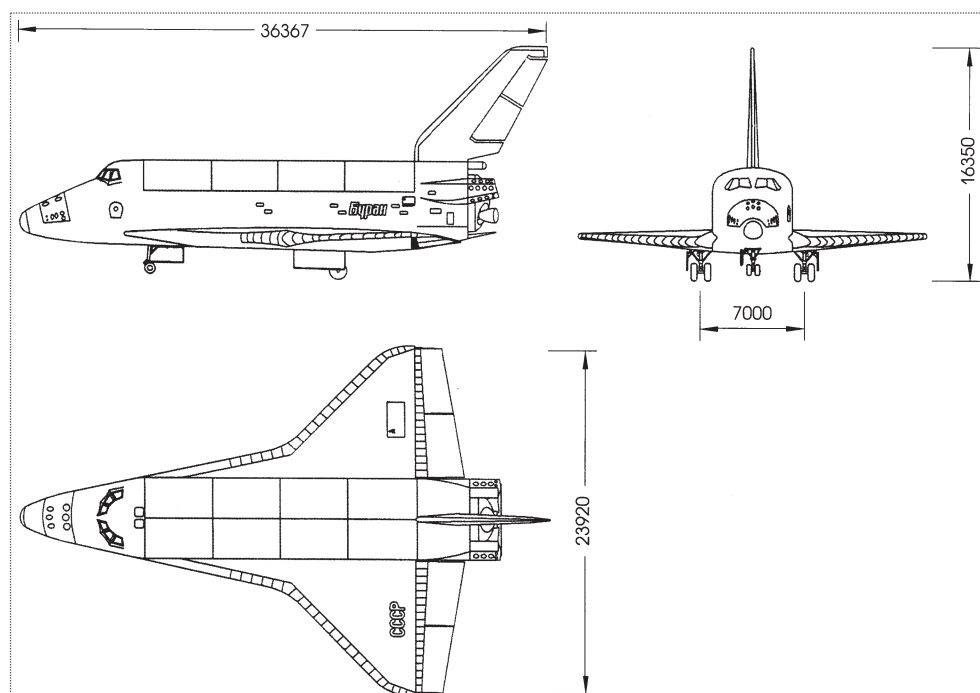


Схема орбитального корабля "Буран"

ных областях народного хозяйства, например в автомобилестроении. Отечественная система автоматического привода и посадки корабля "Буран" на аэродром открыла дорогу к всепогодному использованию аэропортов.

Новые материалы (стали и сплавы, высокоогнеупорная керамика, теплозащитные материалы, смазки, клеи, герметики, резина, тончайшие полимерные пленки) имеют многообразную и порой неожиданную сферу применения. Так, разработанный углерод-углеродный материал оказался почти идеальным для изготовления искусственных суставов в технике протезирования.

Новые технологии могли эффективно использоваться в различных отраслях промышленности. Например, автоматическая сварка с помощью специальных сварочных головок могла применяться в пищевой и нефтехимической промышленности. Пайка с использованием припоев без серебра позволяла экономить его значительное количество.

Созданная современная экспериментальная база должна была использоваться всеми машиностроительными отраслями.

Однако из-за преобразований в 1991 г. предложения по внедрению новых технологий в промышленность не

получили развития. Следует подчеркнуть, что внедрение научно-технического задела могло принести существенный экономический эффект. Американский опыт показывает, что космические программы могут окупаться. Так, при затратах на лунную программу около 23 млрд дол. экономический эффект от использования в промышленности технологий, разработанных по этому проекту, был оценен в 70 млрд дол.

В конце 1990-х гг. РКК "Энергия" совместно с ЦКБ МТ "Рубин" за счет внебюджетных средств разработала на базе ЭХГ "Бурана" технический проект энергоустановки для дизельных подводных лодок. Применение такой энергоустановки позволяло бы подводной лод-

ке находиться непрерывно в подводном положении до 30 суток вместо нескольких суток при использовании аккумуляторных батарей. Проект был одобрен Управлением кораблестроения ВМФ РФ, но вопрос финансирования не был решен, и работы были приостановлены.

В то же время РКК "Энергия" им. С.П. Королева и АвтоВАЗ проводили работы по электромобилю с электрохимическим генератором (ЭХГ) на основе опыта по энергоустановке корабля "Буран". Работы в аналогичном направлении ведутся многими зарубежными производителями автомобилей. Непосредственно с использованием ЭХГ корабля "Буран" был изготовлен демонстрационный автомобиль "НиваЭлектро" ("АНТЭЛ-1"). Электромобиль демонстрировался на V Московском международном автосалоне в 2001 г. и получил высокую оценку. В 2003 г. на VI Московском международном автосалоне уже была представлена более совершенная модель "АНТЭЛ-2" такого автомобиля. Однако из-за финансовых затруднений АвтоВАЗа работы дальнейшего развития не получили.

Хотелось бы верить, что будет найден оптимальный путь использования научно-технических достижений, создаваемых в ракетно-космической промышленности.



САФИУЛЛИН
Булат Тагирович –
аспирант МГТУ "Станкин"



АТРОШЕНКО
Валерий Владимирович –
заведующий кафедрой
УГАТУ, профессор,
доктор техн. наук



ГАНЦЕВ
Рустем Халимович –
заместитель директора
ГУП ИНТЦ "Искра" РБ,
кандидат техн. наук

Построение современного оборудования для электрических методов обработки

Б.Т. Сафиуллин, В.В. Атрошенко, Р.Х. Ганцев

В статье на основе 30-летнего опыта разработки технологического оборудования и знаний, накопленных в процессе проектирования и изготовления более чем 50 образцов станочного оборудования в ГУП ИНТЦ "Искра" РБ, определены подходы к проектированию и изготовлению современного оборудования для реализации электрических методов обработки.

B.T. Safiullin, V.V. Atroshchenko, R.Kh. Gantsev. Production Of Up-To-Date Equipment For Electrical Processing Methods

Based on the 30 years of experience in the development of technological equipment, as well as on the know-how obtained during the development and production more than 50 machines at the Iskra state-owned technical center, the authors of the article determine the main approaches to the development and production of state-of-the-art electrical processing equipment.

Тенденции развития промышленности России сегодня определяют следующие задачи для разработчиков и производителей технологического оборудования [1]:
повышение технологических показателей качества обработки и расширение функциональных возможностей оборудования в целях обеспечения технико-экономических и эксплуатационных характеристик на уровне лучших мировых образцов;
сокращение сроков проектирования и изготовления оборудования (не более одного года на цикл проектирование – изготовление – отработка технологии);
обеспечение интеграции с существующими системами технологической подготовки производства.

Для решения этих задач можно использовать современную элементную базу ведущих мировых производителей, современные технологии проектирования и изготовления нестандартных узлов, при этом существует платежеспособный спрос потребителей на новое оборудование. Вместе с тем предприятиям-потребителям требуются единичные образцы этого оборудования, поскольку оно применяется в подобных, но тем не менее различных технологических процессах обработки широкой номенклатуры деталей, различающихся по массе и габаритным размерам. Из-за отсутствия заказов на серийные партии оборудования невозможно в достаточной мере финансировать работы по перспективным проектам. Выполнение разовых текущих проектов решает только текущие задачи, не позволяя создать научно-технический задел разработчиков и обеспечить устойчивое развитие предприятий.

В ГУП ИНТЦ "Искра" РБ определены следующие подходы к проектированию и изготовлению современного оборудования для реализации электрических методов обработки:

- рациональный выбор рыночного сегмента, обеспечивающего достаточный спрос на производимое оборудование;
- снижение стоимости оборудования и сокращение сроков поставки.

Сегодня рынок оборудования для реализации электрических методов обработки можно разделить на три основных сегмента:

универсальное электрохимическое и электрофизическое оборудование европейских и японских производителей, отличающееся помимо высоких технологических

показателей качества обработки широкими функциональными возможностями, высоким уровнем автоматизации процессов обработки и сервисного технологического сопровождения. Оборудование легко адаптируется к решению широкого круга технологических задач, обеспечивая требуемые показатели качества обработки, и обладает высокой надежностью и ресурсом работы. Все это определяет высокую стоимость оборудования и является результатом проведения большого объема научно-исследовательских и поисковых работ. Конкуренция на этом сегменте рынка для российских производителей и разработчиков на сегодняшний день невозможна;

универсальное оборудование азиатских производителей, предназначенное для решения типовых задач обработки (в основном инструментального производства) и являющееся в целях снижения стоимости переработанным аналогом оборудования ведущих производителей 20–30-летней давности. Оно имеет ограниченные функциональные возможности, требует затрат для адаптации к существующим технологиям. Низкая стоимость подобного оборудования определяет степень его надежности и уровень технологического сопровождения. Это малоперспективный сегмент рынка, так как низкий уровень цен и, значит, низкая рентабельность производства не позволяют обеспечить необходимый для дальнейшего развития уровень инвестиций;

уникальное оборудование, разработанное для решения отдельных технологических задач, связанных с обработкой новых материалов и получением уникальных технологических результатов. Производится всеми мировыми производителями и имеет высокую стоимость. В цене оборудования помимо стоимости изготовления учтена стоимость исследовательских и проектных работ. В большинстве случаев это оборудование недоступно (заказчики не заинтересованы в распространении получаемых технологических результатов среди конкурентов). На этом сегменте рынка сегодня действуют большинство российских производителей оборудования для электрических методов обработки. При этом не обеспечивается уровень спроса, необходимый для развития направления в целом. Низкий уровень спроса обусловлен высокой ценой на оборудование, которая определяется единичным характером производства.

На основе анализа существующих потребностей в оборудовании для электрических методов обработки авторами были сделаны следующие выводы:

из всего множества оборудования, реализующего электрические методы обработки, на сегодняшний день наиболее востребованы станки для электроэрозионной и электрохимической размерной обработки

(годовая потребность на российском рынке составляет 35–40 электроэрозионных станков и 15–20 электрохимических);

основными потребителями являются предприятия авиационной промышленности, использующие оборудование для обработки деталей ГТД;

необходима разработка универсального оборудования с расширенными функциональными возможностями, позволяющего обрабатывать изделия из жаропрочных и титановых сплавов (производимые сегодня станки относятся к сегменту уникального оборудования и имеют высокую стоимость).

Задача *снижения стоимости и сокращения сроков поставки оборудования* решается за счет применения принципов серийного производства при изготовлении единичных образцов оборудования для обработки широкой номенклатуры деталей.

Рассмотрим существующие подходы к ее решению: разработка и изготовление оборудования, позволяющего обрабатывать на одном станке всю номенклатуру деталей. Данный подход неприемлем из-за неоправданно высокой цены на оборудование;

создание гаммы однотипных, но различающихся по габаритным размерам (малого, среднего, крупного и особо крупного габарита) станков. Желаемый результат недостижим из-за увеличения расходов на проектирование и создание необходимых производственных запасов и технологической оснастки;

проектирование и изготовление различных станков с использованием унифицированных узлов и модулей. Этот подход в существующих условиях оптимален, так как позволяет существенно сократить сроки проектирования, использовать принципы серийного производства при изготовлении станочных узлов и модулей и, значит, снизить стоимость станков.

Анализ особенностей процессов размерной электроэрозионной обработки позволил выделить факторы, существенно влияющие на проектирование станочного оборудования:

вид обработки (электрохимическая или электроэрозионная) определяет исполнение рабочей зоны обработки и системы подачи рабочей жидкости (для электрохимической необходимо антикоррозионное исполнение); напряжение холостого хода, внешнюю характеристику и временные параметры силового источника питания; алгоритмы управления процессом обработки (управление приводом подачи, параметрами источника питания и системы подачи рабочей жидкости);

размеры обрабатываемой площади и, следовательно, масса электрода-инструмента обуславливают мощность и жесткость привода подачи, мощность источника питания и насоса подачи рабочей жидкости;

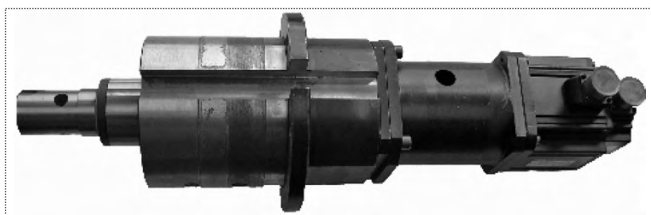


Рис. 1. Унифицированный привод рабочей подачи

размеры и масса обрабатываемой детали задают размеры рабочей камеры и вместимость баков системы подачи рабочей жидкости;

материал обрабатываемой детали определяет параметры источника питания, алгоритм управления процессом и состав рабочей жидкости (электролит, диэлектрик);

конструкция детали определяет схему обработки (односторонняя, двухсторонняя) и схему прокачки рабочей жидкости (центральная, боковая).

Не существует технических решений, позволяющих полностью учесть все эти факторы при изготовлении станков из унифицированных узлов и модулей. В ГУП ИНТЦ "Искра" РБ разработаны унифицированные узлы и модули следующих станочных подсистем:

1. Привод рабочей подачи электрода-инструмента.
2. Привод взаимного позиционирования детали и инструмента.
3. Управление источником питания.
4. Управление перемещениями.
5. Управление подачей рабочей жидкости.
6. Управление автоматикой станка.
7. Управление процессом обработки.
8. Силовые ключи источника питания.

Унифицированный привод рабочей подачи электрода-инструмента (п. 1) (рис. 1) разработан с использованием в качестве направляющего и опорного элемента шарико-шлицевой пары фирмы "ТНК" (Япония), шарико-винтовой пары фирмы "Бош" (Германия) в качестве тягового узла и двигателя фирмы "КЭБ" (Германия) с цифровой системой управления.

Привод рабочей подачи обеспечивает следующие характеристики (масса электрода-инструмента до 80 кг):

жесткость системы, н/мкм	240
точность позиционирования, мкм	1
люфт, мкм	0
диапазон скоростей перемещения, мм/мин.	0,05...120
момент инерции, приведенный к валу	
двигателя, кг/кв.м	0,006
амплитуда вибрации инструмента (при частоте 20 Гц), мм	0,4

Использование прецизионных комплектующих позволило обеспечить сочетание точностных характеристик электромеханических приводов с динамиче-

скими параметрами, присущими гидравлическим приводам.

В ходе испытаний привода в составе электроэрозионного станка было выявлено, что производительность процесса электроэрозионной обработки при перфорации отверстий возрастает в 2–3 раза по сравнению с традиционным электромеханическим приводом. Таким образом, можно отказаться от использования электромеханического вибратора при осуществлении требуемой циклограммы обработки. Габаритные размеры и масса разработанной на базе унифицированного привода подачи электрода-инструмента рабочей головки позволяют использовать ее на электроэрозионных и электрохимических станках малого и среднего габаритов с вертикальной и горизонтальной компоновкой (обеспечивает 95 % потребности рынка в данном оборудовании).

Унифицированный привод взаимного позиционирования детали и инструмента (п. 2) разработан с использованием комплектных цифровых приводов фирмы "КЭБ", имеющих мощность 200...6000 Вт. За счет встроенного цифрового управления при необходимости решается задача контурного управления процессом обработки.

Унифицированная система управления станочными подсистемами и технологическим процессом (пп. 3–8) построена на базе многопроцессорной сетевой структуры, включающей интерфейс оператора, промышленный компьютер, систему PLC и интеллектуальные контроллеры на базе микроЭВМ, цифровые контроллеры приводов подачи, объединенные в сеть по протоколу Modbus (рис. 2).

Интерфейс оператора включает сенсорночувствительный LCD-дисплей и реализует функции индикатора и клавиатуры. Промышленный компьютер наряду с функциями управления дисплеем предназначен для реализации быстродействующих алгоритмов управления скоростью подачи электрода-инструмента и параметрами источника питания в процессе обработки в целях обеспечения требуемых технологических показателей качества (точности формообразования, производительности обработки, шероховатости поверхности).

В состав компьютера входит быстродействующий модуль ввода-вывода аналоговых и дискретных сигналов, на вход которого подаются параметры, характеризующие состояние процесса, а выходом являются параметры, задающие мгновенные значения скорости рабочей подачи, формы силового тока и напряжения.

Блок программируемого логического контроллера PLC содержит модули непрерывного управления, позволяющие задавать согласованные траектории перемещения приводов подачи, управлять приводом насоса рабочей жидкости, задавать несущую частоту источ-

ника питания (число одновременно управляемых каналов — до 6), и модули дискретного ввода-вывода для управления электроавтоматикой станка и задания параметров источника питания.

Микроконтроллеры на базе микроЭВМ служат для управления сервисными устройствами станков (специфическими для конкретного станка и поставляемыми опционально). Такими устройствами являются:

для электроэрозионных станков

модуль управления приставкой для обработки титановых и жаропрочных сталей;

модуль управления режимом выхода из короткого замыкания;

модуль управления вращением электрода-инструмента;

модуль управления температурой рабочей жидкости;

для электрохимических станков

модуль защиты от коротких замыканий;

модуль контроля и управления параметрами рабочей жидкости.

Универсальность системы обусловлена следующими факторами:

единой для всех систем структурой и организацией системы (в зависимости от сложности станка и решаемой технологической задачи меняется число одновременно управляемых контуров в модуле управления PLC, количество используемых каналов ввода-вывода информации и устройств, работающих под управлением микроконтроллеров);

языком программирования высокого уровня, используемом для контроллеров блока PLC, который позволяет сократить сроки программирования и отладки программ;

интеллектуальными алгоритмами управления технологическим процессом, позволяющими решать конкретные задачи обработки за счет встроенных функций самоорганизации и адаптации.

В основу унификации исполнительной части источников питания положен модульный принцип построения блока силовых ключей. Несмотря на существенные различия требований к динамическим и на-

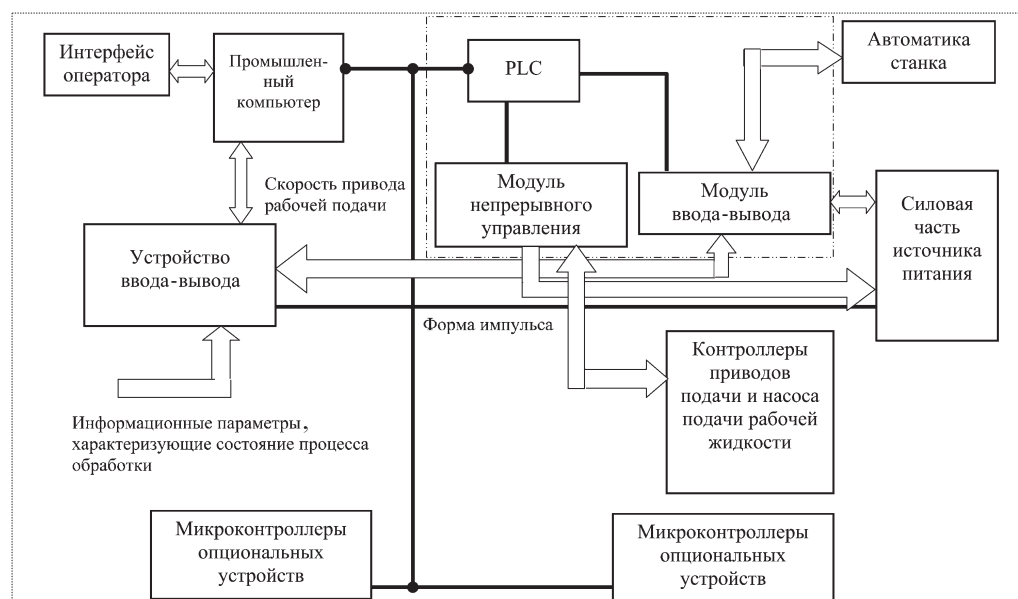


Рис. 2. Структурная схема унифицированной системы управления

грузочным характеристикам силовых ключей для электроэрозионной и электрохимической обработки, возможно их построение на единой конструктивной и элементной базе. Адаптация к конкретному виду обработки достигается изменением номиналов балластных резисторов и параметров обратной связи. Учитывая, что стоимость исполнительной части источников питания составляет около 60 % от общей стоимости источника, целесообразно использовать для электрохимического и электроэрозионного процессов разные силовые ключи.

В настоящее время разработаны два типа силовых модулей. Для электроэрозионной обработки (ЭЭО) модуль силовых ключей (рис. 3) имеет следующие характеристики:

амплитуда рабочего тока, А	0,25...50 с шагом 0,5А
напряжение холостого хода, В	55
амплитуда тока поджига, А	1...5 с шагом 1А
напряжение холостого хода поджига, В	150
длительность импульсов, мкс	0,5...10 000
частота, кГц	0,2...500

Для электрохимической обработки (ЭХО) модуль силовых ключей (рис. 4) имеет следующие характеристики:

амплитуда тока, А	До 50
напряжение, В	6...32
длительность импульсов, мс	1
частота, Гц	До 500

Требуемые параметры источников питания достигаются путем изменения числа используемых модулей.

Использование унифицированных узлов и блоков позволило ГУП ИНТЦ "Искра" РБ за 2005—2007 гг.

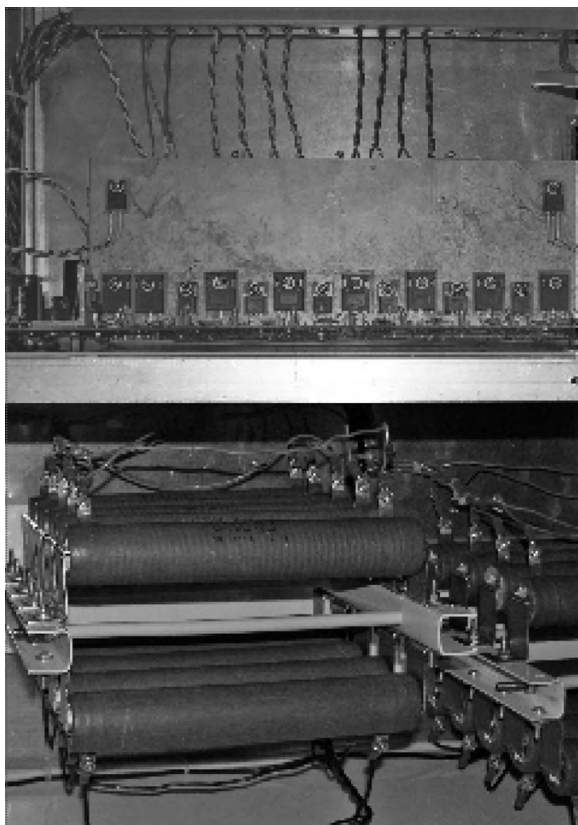


Рис. 3. Силовые модули ЭЭО

спроектировать и изготовить следующее оборудование для электрических методов обработки:

универсальные электроэрозионные станки малого габарита "Искра 5535" (4 шт.);

универсальные электроэрозионные станки среднего габарита "Искра 755" (4 шт.);

специализированные электроэрозионные станки особо крупного габарита "Искра 1127-1128" для обработки титановых панелей (2 шт.);

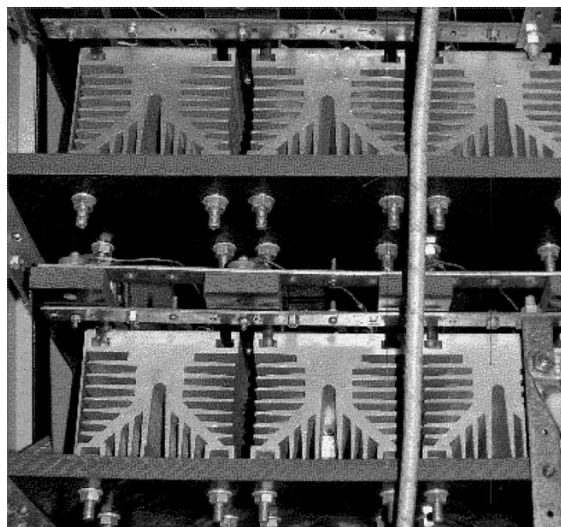


Рис. 4. Силовые модули ЭХО

электрооборудование для установки электроискрового легирования (2 шт.);

электрооборудование и привод рабочей подачи для модернизации станков типа 4Л721, 4Е723, 4Л723 (1 шт.);

электрохимический станок для обработки лопаток ГТД малого габарита "Искра Л1" (1 шт.);

электрохимический станок для обработки титановых лопаток ГТД среднего габарита "Искра ЛТ3" (1 шт.);

установки для снятия заусенцев электрохимическим методом "Искра ЭХ3" (2 шт.).

Библиографический список

1. Физико-химические методы обработки в производстве газотурбинных двигателей: Учеб. пособие / Ю.С. Елисеев, В.В. Крымов, А.А. Митрофанов и др.; под ред. Б.П. Саушкина. М.: Дрофа, 2002. 656 с.

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

**ОАО "Издательство "Машиностроение"/ ООО "Машиностроение-Полет",
107076, Москва, Стромынский пер., 4**

Редакторы номера О.Г. Красильникова, И.Н. Мымрина, Д.Я. Чернис

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

Сдано в набор 29.08.08. Подписано в печать 14.10.08. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,00. Зак. 1114. Свободная цена. Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ОАО "Издательство "Машиностроение".

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