

Àäõñ â èí òãđí ãòã: <http://www.mashin.ru>



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

The journal is issued monthly

Published since August 1998

G.V. NOVOZHILOV –

Editor-in-Chief (Aviation)

A.S. KOROTEYEV –

Editor-in-Chief (Rocket Technology and Cosmonautics)

L.A. GILBERG –

Deputy Editor-in-Chief

Editorial

Board Members

V.V. ALAVERDOV
A.P. ALEKSANDROV
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. BEZYAZYCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
A.N. GERASHCHENKO
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTYAREV
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. MENSHIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
N.A. PIROGOV
K.M. PICHKHADZE
S.S. POZDNYAKOV
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. SOLOV'EV
A.I. TATUEV
V.V. TSYBLIEV
B.E. TCHERTOK
V.V. SHALAY
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

CONTENTS

Bakhvalov Yu.O., Pugachenko S.E., Sobolev I.A., Perfiliev A.V. Specifications Of New-Generation Spacecraft For Manned Flights And Cargo Transport	3
Silvestrov M.M., Chernyshov V.A. Ergatic Control Complex For A Multi-functional Maneuver Aircraft	10
Naumov B.A., Polunina E.V., Sayev V.N., Sinelnikov V.G. Automation Method Of Airborne Systems' Discrete Model Development	18
Titkov O.S. Ground Training Of CP Operator For UAV Control	22
Bukrin V.V., Kureev V.D., Vlasov Yu.V., Gavrilenko S.V. Optimal Organization Of Spacecrafts Tests	28
Zanin K.A., Khailov M.N. Estimation The Dynamic Of Spacevehicles For The Distance Earthexploring	32
Kovalev M.A. Proactive Maintenance Of Hydraulic Systems Flying Devices	38
Ionov D.A., Korotkov V.B. Automated Control Vibrostate Of TRDDF	43
Rodygin V.A. Optimized Observation Time Control During Earth Remote Sensing	47
Selivanov S.G., Poezjalova S.N. Regularities Of The Aviation Technique And Technology Development	52

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

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

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

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

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23
Roscosmos: A.A. VOROBIOV, phone (495) 975-45-86
Ministry of Defence of Russian Federation:
A.V. DROBYSHEVSKIY, phone (495) 696-44-38
Ufa: O.B. SEVERINOVA, phone (3472) 73-07-23
France, Paris: E.L. TCHEHOV, phone (10331) 47-49-28-05

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

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

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

E-mail address: polet@mashin.ru

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

УДК 656.7

Технический облик пилотируемого корабля нового поколения для транспортных операций с экипажем и грузами

Ю.О. Бахвалов, С.Е. Пугаченко, И.А. Соболев, А.В. Перфильев

Разработаны и обоснованы предложения по техническому облику пилотируемого корабля нового поколения для транспортных операций в рамках существующих и перспективных программ, а также его грузопассажирских и грузовых модификаций. Предложены два основных варианта такого корабля — с универсальным служебным блоком и с дополнительным орбитальным модулем, — определены их преимущества. Кроме того, рассмотрены варианты лунных пилотируемых транспортных кораблей, предназначенных для обеспечения полетов экипажа на орбиту искусственного спутника Луны, полета в составе лунной орбитальной станции и возвращения на Землю.

Ключевые слова: пилотируемый транспортный корабль; лунный пилотируемый транспортный корабль; возвращаемый аппарат; универсальный служебный блок; дополнительный орбитальный модуль.

Yu.O. Bakhvalov, S.E. Pugachenko, I.A. Sobolev, A.V. Perfiliev. Specifications Of New-Generation Spacecraft For Manned Flights And Cargo Transport

The article presents specifications of a new generation spaceship intended for transport applications as part of existing and future programs, and its cargo-passenger and cargo modifications. Two baseline variants of the spaceship are in question: one is equipped with a standard service unit and the other features an additional space travel module. Pros and cons of both models are scrutinized. Apart from that, manned moon transports are described, which are designed to deliver space crews to an artificial moon satellite, as well as to ensure space shuttle operations as part of the moon orbital station mission.

Key words: manned transport spaceship; moon manned transport spaceship; recovery capsule; universal service module; additional orbital module.

Изучение и использование космического пространства с помощью пилотируемых космических комплексов и автоматических космических аппаратов в течение 50 лет позволили выявить ряд областей космической деятельности, в которых невозможно обойтись без непосредственного участия человека. В первую очередь к ним относятся следующие работы:

фундаментальные и прикладные научные исследования, связанные с обнаружением, оперативным анализом и передачей информации о неизвестных и малоизученных явлениях;

сложные строительные, сборочно-монтажные, наладочные, профилактические и ремонтно-восстановительные работы;

спасательные операции.

Развитие космической деятельности, нацеленной на использование человеческим космическим пространством, привело к созданию орбитальных станций (ОС) "Салют", "Мир", Международной космической станции. Все более актуальными становятся задачи исследования и освоения Луны и Марса. Это потребует доставки на их поверхность экипажа и обеспечения его жизни и работы.



БАХВАЛОВ
Юрий Олегович —
первый заместитель
генерального конструктора
ГКНПЦ им. М.В. Хруничева —
начальник КБ "Салют",
доктор техн. наук



ПУГАЧЕНКО
Сергей Евгеньевич —
начальник отдела ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева, канди-
дат техн. наук



СОБОЛЕВ
Иван Анатольевич —
начальник сектора ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева, канди-
дат техн. наук



ПЕРФИЛЬЕВ
Алексей Викторович —
ведущий инженер-конст-
руктор ГКНПЦ им.
М.В. Хруничева, аспирант
НИИ КС

За более чем 40-летнюю эксплуатацию КК "Союз" и его модификаций получены практические результаты по созданию и эксплуатации средств, обеспечивающих безопасность человека при космических пилотируемых полетах. В то же время был выявлен и ряд существенных ограничений.

К их числу, прежде всего, относятся стесненные условия для космонавтов в кабине спускаемого аппарата (его диаметр 2,2 м). При этом свободный объем, приходящийся на одного человека, составляет 0,6 м³, а конструкция спускаемого аппарата такова, что не позволяет осуществлять дальнейшее увеличение численности экипажа и длительности автономного полета без ее радикального изменения.

В настоящий момент численность экипажа орбитальных станций составляет 4–6 человек, а в будущем может и увеличиться. Проведенные разными организациями проектные поисковые исследования по пилотируемым экспедициям на Луну и Марс также показали, что численность таких экспедиций составляет 4–6 человек. Из этого следует, что пилотируемый корабль нового поколения должен обладать вдвое большей численностью экипажа по сравнению с той, которая существует в настоящее время. Кроме того, сейчас стали предъявлять требования к повышению комфорта, при этом основным условием является увеличение объема жилой зоны, приходящейся на одного космонавта, до 3 м³ и более.

Другим ограничением КА "Союз" является невозможность обслуживания и ремонта бортовых систем в полете, поскольку значительная часть их элементов расположена в приборно-агрегатном отсеке, доступа в который при нахождении на орбите не существует. Ремонт и замена тех элементов, которые расположены в спускаемом аппарате, также затруднены (а в большинстве случаев невозможны) из-за малого свободного пространства внутри возвращаемого аппарата (ВА).

Аэродинамическая форма спускаемого аппарата КА "Союз" обеспечивает безопасное возвращение с орбиты искусственного спутника Земли (ОИСЗ) и с подлетной траектории от Луны (это было доказано полетами КА "Зонд" в 1960-х гг.). В то же время при увеличении скорости входа в атмосферу, соответствующей траекториям возвращения от Марса и других планет, требуется иметь большее аэродинамическое качество спускаемого аппарата. Это же требование соответствует и стремлению больше снизить действующие перегрузки при возвращении с ОИСЗ.

Существуют и другие факторы, в том числе моральное старение элементной базы технических средств.

Таким образом, становится очевидной необходимость создания пилотируемого космического корабля нового поколения, обладающего улучшенными техническими характеристиками, расширенными эксплуатационными возможностями, а также потенциалом для дальнейшей модернизации в целях его использования в перспективных программах.

ГКНПЦ им. М.В. Хруничева с учетом анализа мирового и собственного опыта по созданию и эксплуатации возвращаемых аппаратов в 2006 г. предложил и представил в Роскосмос на конкурс вариант пилотируемого космического комплекса нового поколения (ПККНП). ПККНП включает пилотируемый корабль с возможными модификациями, расширяющими сферу его использования, и ракету космического назначения "Ангара А-3" на экологически чистых компонентах топлива.

В предлагавшемся варианте пилотируемый корабль состоял из возвращаемого аппарата капсульного типа, имеющего диаметр 4,1 м, общий объем 25 м³ (из которых 18 м³ занимает зона обитания экипажа) и аэродинамическое качество ~0,4, и агрегатно-двигательного отсека, в котором размещался комплекс служебных систем, обеспечивающих функционирование корабля. Некоторые макеты пилотируемого корабля были представлены на аэрокосмическом салоне МАКС–2007.

подавляющее большинство зарубежных проектов в рассматриваемой предметной области также ориентировано на капсульную схему ВА, что косвенно подтверждает правильность и эффективность выработанных ГКНПЦ им. М.В. Хруничева технических решений [1]. Капсульная концепция ВА перспективного пилотируемого космического корабля была принята в качестве основной и специалистами РКК "Энергия" в их последующих разработках.

Можно выделить два основных возможных варианта конструктивно компоновочных схем пилотируемого корабля: пилотируемый транспортный корабль с универсальным служебным блоком (ПТК–УСБ) и пилотируемый транспортный корабль с дополнительным орбитальным модулем (ПТК–ДОМ).

В состав первого варианта корабля входят следующие функционально и конструктивно законченные части: возвращаемый аппарат, предназначенный для размещения экипажа и доставляемого полезного груза на участках выведения, стыковки с орбитальной станцией и возвращения на Землю, и универсальный служебный блок (УСБ), который служит для размещения маршевой двигательной установки, двигательной установки причаливания и стабилизации, панелей сол-

нечных батарей, (СБ), радиаторов СОТР и другого служебного оборудования. Такая схема была реализована на практике в конструкции космического корабля "Аполлон" (полеты в 1960–1970 гг. на ОИСЗ и к Луне). В настоящее время она же реализуется в проекте корабля "Орион".

Эта схема прошла проверку в ходе пилотируемых полетов (в том числе полетов к Луне). Она позволяет использовать одну и ту же геометрию ВА при полетах на ОИСЗ и к Луне, а также при возвращении от Марса. Основным недостатком является жесткая связь свободного располагаемого объема (при заданном аэродинамическом качестве) и диаметра ВА, увеличение которого выше значения 4,1 м приводит к ограничениям на транспортировку. К недостаткам можно отнести и небольшие относительные размеры зоны, отводимой под доставляемый на орбиту полезный груз, и неоптимальное размещение парашютного контейнера вокруг стыковочного узла.

В состав второго варианта корабля входят возвращаемый аппарат и дополнительный орбитальный модуль (ДОМ), предназначенный для увеличения обитаемого объема ПТК, размещения оборудования, обеспечивающего стыковку ПТК с ОС, и образования необходимых интерфейсов с ОС. Данная схема была реализована в конструкции транспортного корабля снабжения (полеты в 1977–1983 гг. "Космос-929, -1267, -1443 и -1686" в автоматическом режиме) [2].

К достоинствам схемы ПТК–ДОМ в первую очередь относятся увеличенный объем общей зоны обитания и более комфортные условия пребывания экипажа, поскольку в ДОМ могут быть размещены доставляемый полезный груз, спальные места, ассенизационное устройство и другое оборудование жизнеобеспечения и поддержания физического состояния экипажа. К преимуществам также можно отнести увеличенную массу доставляемого полезного груза (при этом экипаж обладает возможностью доступа к нему в процессе полета) и благоприятное размещение парашютного контейнера в носовой части ВА.

Кроме того, указанная схема обладает большим потенциалом для модернизации в направлении повышения массы доставляемого на орбиту полезного груза, поскольку ее повышение за счет увеличения объема и габаритов ДОМ не связано с увеличением габаритных размеров ВА. Схема также предоставляет широкие возможности по модификации корабля за счет использования различных типов ДОМ (шлюзовой отсек, отсек научной аппаратуры и др.).

К числу основных недостатков обычно относят размещение переходного люка между ВА и ДОМ в ло-

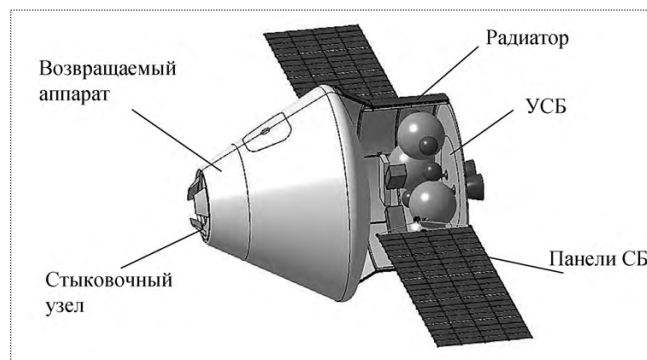


Рис. 1. Пилотируемый транспортный корабль для полетов на НОО. Вариант ПТК–УСБ

бовой части ВА. При этом возникает потенциальная опасность разрушения теплозащиты ВА при входе в атмосферу со второй космической скоростью, затруднено обеспечение балансировки ввиду того, что значительное пространство в лобовой части ВА требуется держать свободным.

Тем не менее известно, что в НПО Машиностроения в 1960–1970 гг. был осуществлен ряд теоретических и экспериментальных работ, в которых детально исследовались тепловые режимы ВА с люком в лобовой части [3], а также анализировалась проблема уноса теплозащиты и обеспечения сохранности конструкции ВА при входе в атмосферу.

По итогам этих работ был сделан вывод о том, что при нанесении поверх основной многоразовой теплозащиты "жертвенного" слоя тефлонового аблирующего покрытия капсула без повреждений осуществляет торможение в атмосфере при подлетной скорости 11,2 км/с. В процессе летных испытаний ВА ТКС, выполненных в 1976–1977 гг., была практически доказана работоспособность данной схемы при возвращении с околоземной орбиты. При определенных доработках (в частности, системы управления спуском) такой возвращаемый аппарат может обеспечить посадку на Землю, в том числе и с траектории возвращения от Луны.

Вместе с тем для ясного и однозначного ответа на вопрос о том, насколько работоспособна такая схема при возвращении от Луны, необходимо проведение летного эксперимента, в котором можно было бы использовать один из двух сохранившихся в НПО Машиностроения и ГКНПЦ экземпляров ВА ТКС.

В качестве базовых вариантов в обеих схемах рассматривался вариант ПТК, предназначенного для полетов к околоземной ОС (рис. 1, 2). Основные характеристики вариантов ПТК, полученные в ходе проработок, приведены в табл. 1.

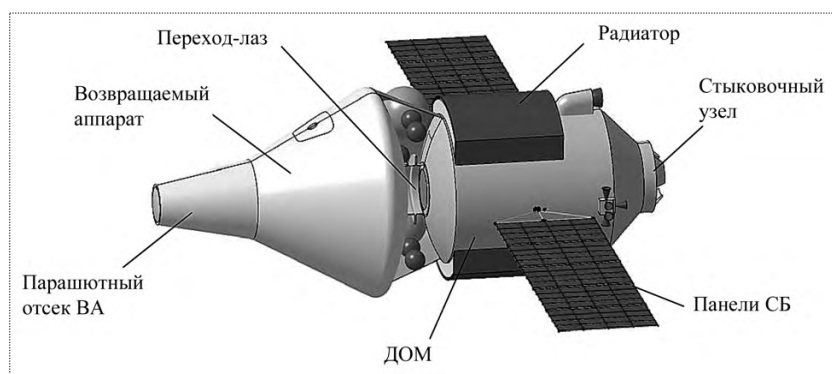


Рис. 2. Пилотируемый транспортный корабль для полетов на НОО. Вариант ПТК–ДОМ

Вариант ПТК с ДОМ имеет расширенные возможности по доставке груза на орбиту. В принципе, возможно его использование в качестве грузопассажирского корабля для полетов на низкую околоземную орбиту (НОО). В процессе развития ПТК возможно создание на его основе модификаций, предназначенных для решения специальных задач (рис. 3).

Основные характеристики модификаций вариантов ПТК–УСБ и ПТК–ДОМ, полученные в ходе проработок, приведены в табл. 2 и 3.

Были рассмотрены также варианты лунных пилотируемых транспортных кораблей (ЛПТК), предназначенных для обеспечения полетов экипажа на орбиту искусственного спутника Луны, полета в составе лунной орбитальной станции и возвращения на Землю. Рассматривались несколько вариантов, отличавшихся между собой конструктивной схемой и применяемыми компонентами топлива (рис. 4, 5).

Дополнительный орбитальный модуль, используемый в составе ЛПТК, конструктивно отличается от ДОМ, используемого в составе околоземных ТПК. Отличие состоит в уменьшении длины, замене конического днища сферическим, переносе стыковочного узла с конического днища на боковую поверхность и соответствующей переконфигурации расположения бортовых систем, размещаемых в ДОМ.

Основные характеристики, полученные в ходе проработок, приведены в табл. 4.

Также проведено исследование вариантов ЛПТК с применением низкокиспых (криогенных) компонентов. Расчеты показали, что их применение дает существенное (до 2 т) снижение стартовой массы ЛПТК. Освоение технологий применения криогенных и смешанных топлив (кислород+водород, кислород+керосин, кислород+метан и т.д.) расширяет маневренные и транспортные возможности космических аппаратов, позволяет создать более эффективную транспортную систему. Развитию таких технологий должно уделяться повышенное внимание.

Кроме того, при прочих равных условиях уменьшение размеров ВА и введение в состав КА дополнительного орбитального модуля дает существенный прирост свободного объема гермоотсеков, приходящегося на одного члена экипажа, в то время как масса КА на НОО изменяется незначительно.

Таблица 1

Характеристики вариантов околоземных ПТК, выводимых с помощью РН "Ангара-А5П"

Характеристика	ПТК с УСБ	ПТК с ДОМ
Масса корабля на НОО, т	12,2	12,9...14,7*
Сухая масса корабля, т	9,1	9,6
Масса полезного груза, кг:		
доставляемого в ВА	500	500
доставляемого в ДОМ	—	0...1800
возвращаемого в ВА	500	500
Масса космической головной части (КГЧ), т	18,7	21,5
Число членов экипажа, чел	6	6
Длительность полета, сут:		
автономного в пилотируемом режиме	5	5
в составе орбитальной станции	365	365
Диаметр, м:		
ВА	4,49	4,1
УСБ	3,6	—
ДОМ	—	2,9
Объем герметичных отсеков на 1 члена экипажа, м ³	Не менее 3	Не менее 4,2
Аэродинамическое качество	0,4	0,4
Скорость входа в атмосферу, км/с	7,8	7,8
Перегрузка на этапе спуска (номинальная)	3	3
Мощность, генерируемая СБ, Вт:		
среднесуточная	2100	2100
установленная	3900	3900
Компоненты топлива	АТИН+НДМГ	АТИН+НДМГ
Запас характеристической скорости, м/с	400	400
Заправляемый запас топлива, кг:		
АТИН	1200	1250
НДМГ	660	700
Точность посадки, км	До 10	До 10

* В зависимости от массы груза, доставляемого в ДОМ.

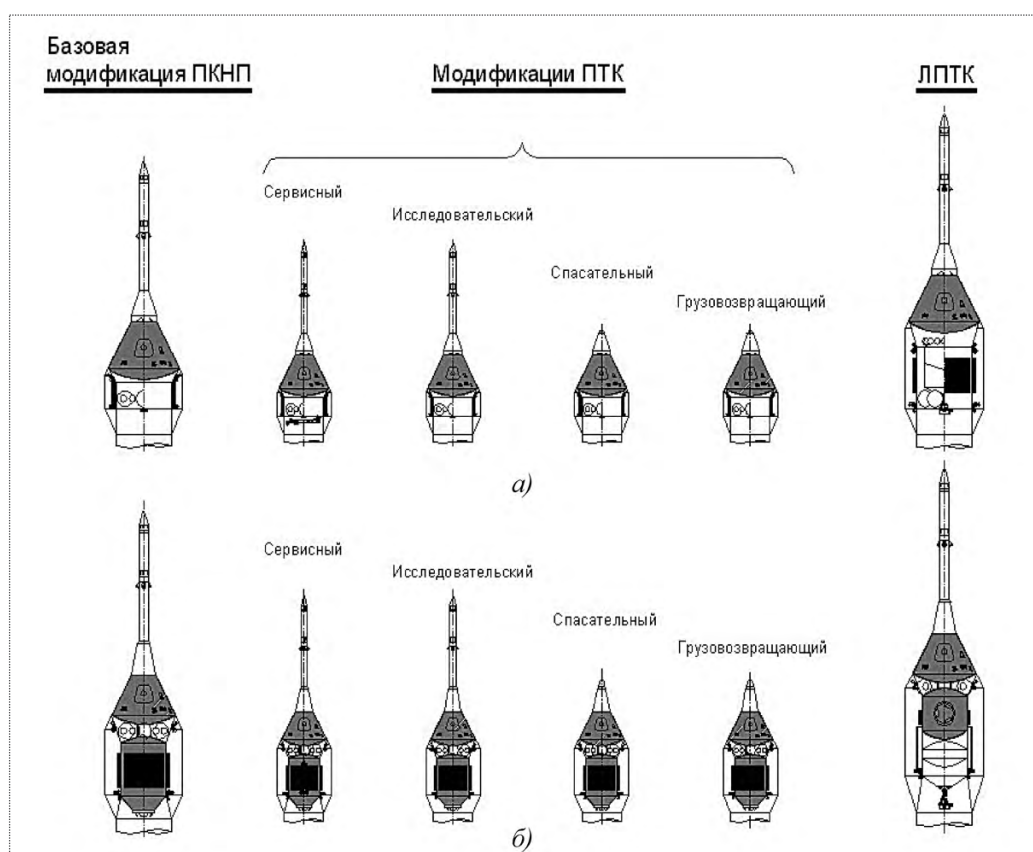


Рис. 3. Схема развития ПТК:
а – вариант с УСБ; б – вариант с ДОМ

Таким образом, в случае подтверждения осуществимости входа в атмосферу со второй космической скоростью при использовании ВА с переходным люком в лобовом щите схема с ДОМ с точки зрения обеспечиваемого комфорта может иметь серьезные преимущества.

Итак, рассмотренные варианты с универсальным служебным блоком и с дополнительным орбитальным модулем показали, что они имеют примерно равные возможности по возвращению экипажей на Землю во всех модификациях как с ОИСЗ, так и с подлетной траектории от Луны.

Преимущества варианта 1:
меньшая орбитальная масса;
более высокая степень унификации кораблей.

Преимущества варианта 2:
расширенные возможности по модификации корабля за счет использования

различных типов ДОМ (шлюзовой отсек, отсек научной аппаратуры, грузопассажирский корабль и др.);

более комфортные условия пребывания экипажа, поскольку в ДОМ могут быть размещены доставляемый полезный груз, спальные места, ассенизационное

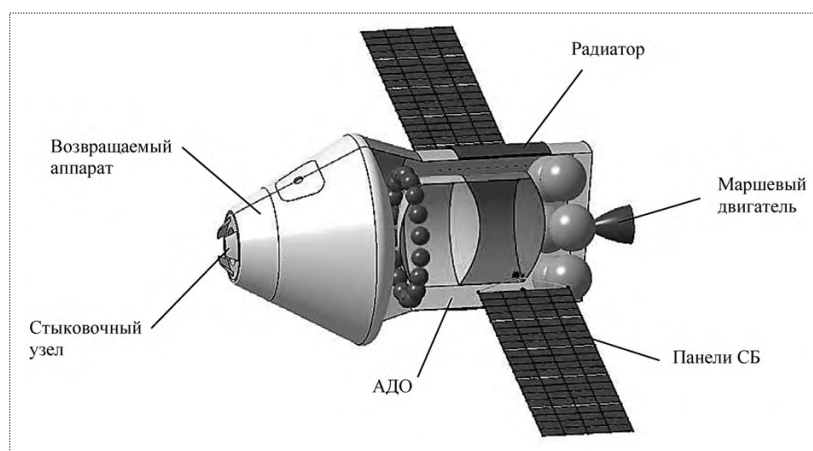


Рис. 4. Лунный пилотируемый транспортный корабль. Вариант ЛПТК с АДО

Таблица 2

Характеристики модификаций околоземных ПТК–УСБ, выводимых с помощью РН "Ангара-А5П"

Характеристика	Базовый корабль для полетов к МКС	Транспортный корабль-спасатель	Корабль для сервисного обслуживания	Корабль с увеличенным сроком автономного полета	Транспортный корабль в беспилотном варианте	Корабль туристический
Масса корабля на НОО, т	12,2	11,5	Штатный выход космонавтов в открытый космос с соблюдением современных требований по безопасности представляется неосуществимым	12,3	14,2	15
Масса КГЧ, т	18,7	18,0		18,8	20,7	21,5
Число членов экипажа, чел	6	0...6		3	—	10
Длительность полета, сут:						
автономного в пилотируемом режиме	5	1		30	—	3
автономного в автоматическом режиме	—	1		—	5	—
в составе орбитальной станции	365	365		365	365	14
Объем гермоотсеков на 1 члена экипажа, м ³	Не менее 3	Не менее 3		~6	—	~1,8
Масса полезного груза, кг:						
доставляемого в ВА	500	—		500	4000	—
в грузовом отсеке	—	—		—	—	2000
возвращаемого в ВА	500	—		500	1500	—
Мощность, генерируемая СБ, Вт:						
среднесуточная	2100	2100		2100	1000	2100
установленная	3900	3900		3900	1850	3900
Запас характеристической скорости, м/с	400	400		400	400	400
Заправляемый запас топлива, кг:						
АТИН	1200	1000		1077	1168	1250
НДМГ	660	548		590	639	680

Таблица 3

Характеристики модификаций околоземных ПТК–ДОМ, выводимых с помощью РН "Ангара-А5П"

Характеристика	Базовый корабль для полетов к МКС	Транспортный корабль-спасатель	Корабль для сервисного обслуживания	Корабль с увеличенным сроком автономного полета	Транспортный корабль в беспилотном варианте	Корабль туристический
Масса корабля на НОО, т	14,6	10,9	12,3	13,9	17,5	14,6
Число членов экипажа, чел	6	0...6	2...3	3	—	10
Длительность полета, сут:						
автономного в пилотируемом режиме	5	1	7	30	—	3
автономного в автоматическом режиме	—	1	—	—	5	—
в составе ОС	365	365	—	365	365	14
Объем гермоотсеков на 1 члена экипажа, м ³	3,5...4,1	Не менее 4	Не менее 8	6...8	—	~2
Масса полезного груза, кг:						
доставляемого в ВА	500	—	300	500	4000	—
в ДОМ	1800	—	—	—	1800	1800
возвращаемого в ВА	500	—	300	500	1500	—
Мощность, генерируемая СБ, Вт:						
среднесуточная	2100	2100	2100	2100	1000	2100
установленная	3900	3900	3900	3900	1850	3900
Запас характеристической скорости, м/с	400	400	400	400	400	400
Заправляемый запас топлива, кг:						
АТИН	1230	960	1220	1610	1410	1230
НДМГ	670	530	670	880	770	670

Таблица 4

Характеристики вариантов лунных пилотируемых транспортных кораблей, выводимых с помощью РН "Ангара-А7П"

Характеристика	Лунный пилотируемый транспортный корабль	Лунный пилотируемый транспортный корабль с ДОМ
Масса корабля на НОО, т	28,8	28,8
Масса КГЧ, т	35,3	35,3
Число членов экипажа, чел	4	4
Длительность полета, сут:		
автономного в пилотируемом режиме	10	10
в составе ОС	180	180
Диаметр, м:		
ВА	4,1	4,1
УСБ	3,6	—
ДОМ	—	2,9
Объем герметичных отсеков на 1 члена экипажа, м ³	Не менее 4,5	Не менее 8
Масса полезного груза, кг:		
доставляемого в ВА	500	500
возвращаемого в ВА	500	500
Мощность, генерируемая СБ, Вт:		
среднесуточная	2100	2100
установленная	3900	3900
Запас характеристической скорости, м/с:		
МДУ	2530	2530
ДУПС	310	310
Заправляемый запас топлива, кг:		
АТИН	11170	11140
НДМГ	6120	6100

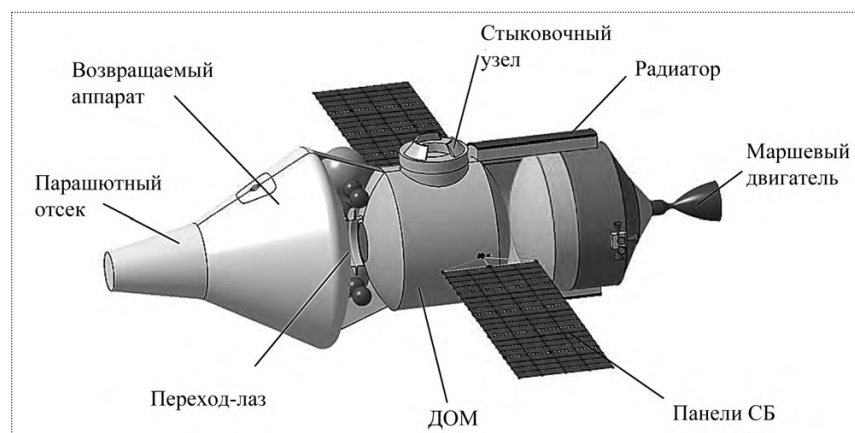


Рис. 5. Лунный пилотируемый транспортный корабль. Вариант ЛПТК с ДОМ

устройство и другое оборудование для жизнеобеспечения и поддержания физического состояния экипажа; соответствие условиям транспортировки по железной дороге;

рациональное расположение парашютного отсека.

Форма возвращаемого аппарата с углом конуса 28° аналогична форме ВА ТКС. При этом имеет место более высокое аэродинамическое качество по сравнению с находящимися сейчас в эксплуатации

КА типа "Союз". Использование прошедшей летные испытания формы ВА обеспечит более высокую степень безопасности полетов на начальном этапе и позволит сократить объем испытаний.

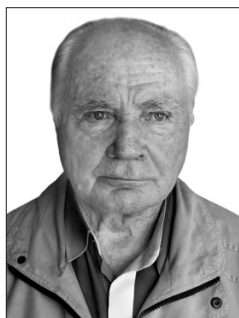
Подтверждение работоспособности варианта ПТК с ДОМ при возвращении с подлетной траектории от Луны можно получить в результате проведения летного эксперимента по входу в атмосферу со второй космической скоростью с использованием имеющихся в НПО Машиностроения и ГКНПЦ им. М.В. Хруничева летных образцов ВА.

Аэродинамические характеристики

1. **Научно-технические** разработки ОКБ-23 – КБ "Салют" / под общ. ред. Ю.О. Бахвалова // Воздушный транспорт, 2006.

2. **Лантратов К.** Первый модуль 77-й серии // Новости Космонавтики. 2000. № 11.

3. **Афанасьев И.** Другой корабль. Ч. 1–3. // Новости Космонавтики. 2002. № 9, 11; 2003. № 5.



СИЛЬВЕСТРОВ
Михаил Михайлович —
главный специалист
ФГУП "РСК "МиГ",
профессор, доктор техн.
наук



ЧЕРНЫШОВ
Вячеслав Анатольевич —
генеральный директор
ФГУП "НИИ авиационно-
го оборудования"

Эргатический комплекс управления многофункциональным маневренным самолетом

М.М. Сильвестров, В.А. Чернышов

Рассматриваются архитектура и принципы построения эргатического комплекса управления перспективным многофункциональным маневренным самолетом с использованием цифровой картографической информации.

Ключевые слова: многофункциональный маневренный самолет; эргатический интегрированный комплекс управления.

M.M. Silvestrov, V.A. Chernyshov. Ergatic Control Complex For A Multi-functional Maneuver Aircraft

Here are considered architecture and principles of building an ergatic control complex for a promising multi-functional maneuver aircraft using digital cartographic information.

Key words: multi-functional maneuver aircraft; ergatic integrated control complex.

Концепция многоцелевого применения боевой авиации предусматривает расширение возможностей перспективного самолета в части применения бортовых средств по высокоскоростным маневренным целям с большой высотой полета, малоскоростным низколетящим малоразмерным беспилотным летательным аппаратам (ЛА), наземным и морским подвижным и неподвижным целям, а также обеспечение высокой безопасности полета на предельно малой высоте над сложным рельефом местности. Эффективность использования летчиком потенциала, закладываемого в самолет и эргатический комплекс управления (ЭКУ), во многом определяется степенью соответствия систем информационного обеспечения, средств интеллектуальной поддержки, систем автоматизации управления и органов управления бортовым оборудованием психофизиологическим возможностям летчика при решении профессиональных задач.

Авторами статьи проведено обоснование направлений развития эргатических комплексов управления летательных аппаратов с учетом появившихся возможностей широкого использования геоинформационных систем и развивающегося перспективного алгоритмического обеспечения интегрированных комплексов.

Направлениями развития комплекса управления являются:

- совершенствование принципов построения, информационного обеспечения и логики функционирования ЭКУ;

- унификация алгоритмического обеспечения функциональных задач ЭКУ;

- формирование рационального информационно-управляющего поля рабочих мест экипажа;

- синтез контуров управления методами современной теории управления;

- обеспечение оптимального распределения функций между летчиком и средствами автоматизации на основе инженерно-психологического обоснования;

обеспечение согласованности технических характеристик с психофизиологическими возможностями летчика, оптимизации деятельности экипажа и повышения эффективности применения ЛА с помощью инженерно-психологических исследований и отработки ЭКУ на моделирующих стендах.

Важнейшим функциональным назначением ЭКУ является информационное и командно-лидерное обеспечение экипажа ЛА на режимах высокоточного маневрирования. Оно позволяет сосредоточить на экранных индикаторах основную пилотажную и управляющую информацию в виде информационного командно-лидерного представления о состоянии процесса управления и заданной (желаемой) цели управления, а также псевдообъемного изображения и сигнализации об опасных состояниях: приближении к рельефу земной поверхности и к объектам "угрозы" в полете в целях:

облегчения летчику определения пространственного положения управляемого ЛА и одновременного формирования управляющих воздействий органами управления по основным каналам;

облегчения формирования у летчика образа цели управления по наблюдаемому изображению лидера;

обеспечения летчика наглядной командно-лидерной информацией о заданных параметрах движения по принципу "делай, как я";

повышения безопасности полета и точности траекторного маневрирования благодаря сосредоточению информации о критических состояниях в лидерном изображении и наличию в нем командной информации об управляющих воздействиях по коррекции параметров процесса управления и о направлении парирования их опасных отклонений;

повышения безопасности полета при сближении с рельефом местности, наземными препятствиями и объектами угрозы столкновения в полете при ограниченной видимости внекабинной обстановки благодаря использованию псевдообъемного представления картографической информации с мажорантой преимущественных высот рельефа местности в окне авиагоризонта и на многофункциональном индикаторе пилотажно-навигационной информации, а также электронной карты при полете над сложным рельефом местности с использованием картографической информации.

Комплексом обеспечивается:

формирование заданной траектории (заданного вектора скорости) для облета препятствий;

формирование и выдача управляющей информации на индикацию и в комплексную систему управления при маловысотном полете и для вывода самолета из опасных состояний, связанных с траекторным управлением;

формирование и выдача команд для предупреждающей визуальной и звуковой сигнализации об опасных состояниях траекторного управления и опасном сближении с рельефом местности;

интеллектуальная поддержка экипажа в особых случаях полета и при выводе ЛА из опасных состояний траекторного управления.

Структура ЭКУ представлена на рис. 1.

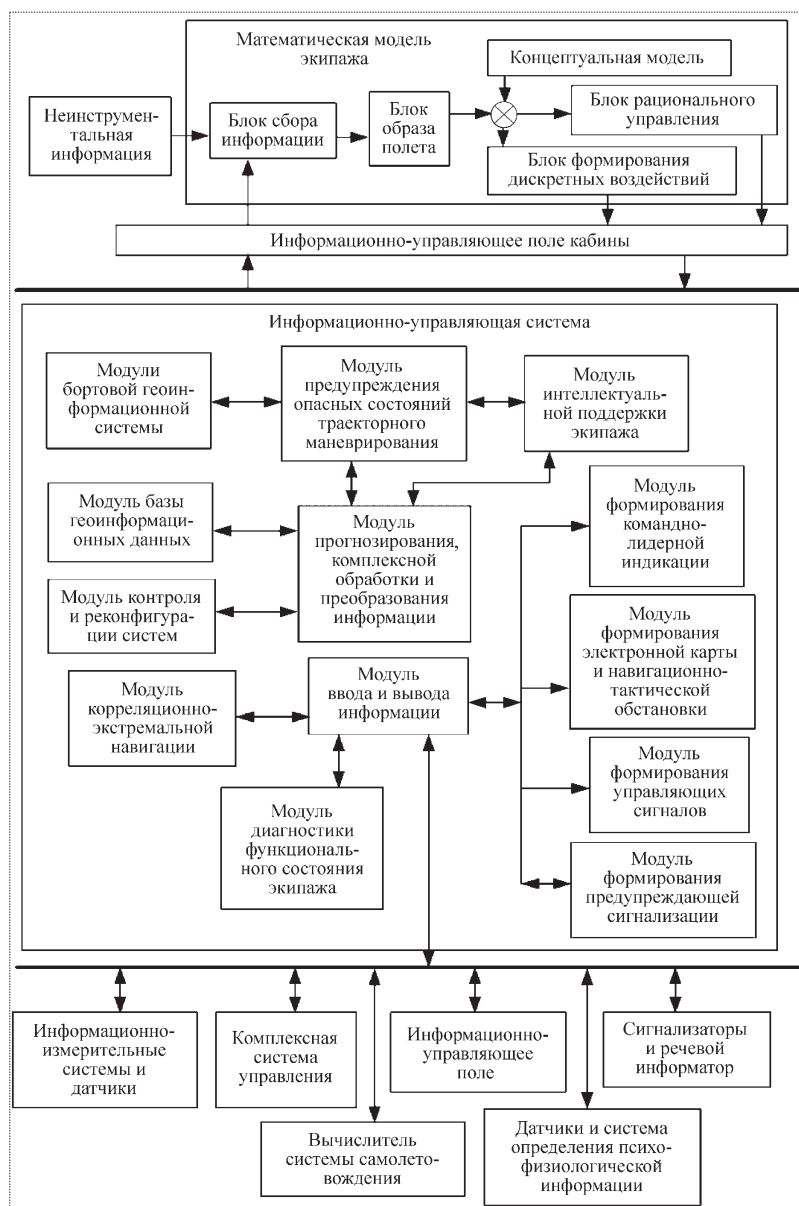


Рис. 1. Структура эргатического комплекса управления ЛА

Верхним иерархическим уровнем ЭКУ является экипаж ЛА, который оценивает информацию, принимает решения и осуществляет воздействие на комплекс в соответствии с принятыми решениями.

Информационно-управляющая система (ИУС) обеспечивается информацией, поступающей от информационно-измерительных систем и датчиков, таких как радиотехнические системы навигации, спутниковая навигационная система, измерители геофизических полей, оптико-визирные устройства, радиовысотомеры, инерциальные датчики и системы, датчики воздушно-скоростных параметров, радиолокационные станции, метеопЛС и др. Бортовая база данных содержит постоянные и обновляемые данные, вводимые в ходе предполетной подготовки перед выполнением очередного полетного задания или в полете по командным радиопередачам.

Модули ИУС соединены между собой через интерфейсные модули и функционируют во взаимодействии с вычислителем системы самолетовождения, информационно-управляющим полем, комплексной системой управления ЛА (системой активного обеспечения безопасности полета и системой активной защиты от "угроз"), речевым информатором и сигнализаторами, функциональными подсистемами комплекса бортового оборудования, оптико-электронных визирных и тепло-радиометрических устройств, радиолокационными системами, командными органами управления.

При формировании командно-лидерной информации используется концепция управления вектором путевой скорости с помощью единой системы управления вектором скорости, содержащей контуры продольного, бокового, путевого управления, управления тягой силовой установки и ограничения нормальной перегрузки, угла атаки и скорости на всех режимах полета, функционирующие в соответствии с эталонными моделями полета ЛА, цели и объекта "угрозы", а также "эталонного летчика", формируемыми вычислителем.

Многофункциональные индикаторы информационно-управляющего поля содержат графические процессоры, цветные жидкокристаллические мониторы. Отображение пилотажной информации на индикаторе обеспечивают программный модуль формирования кадра авиализонта и фрагментов индикации пилотажных параметров, в том числе вектора скорости; модуль формирования псевдообъемного (3D+) изображения опасных состояний траекторного маневрирования и сигналов вывода из опасных состояний, а также мнемокадр пилотажного индикатора для безопасного высокоточного маневрирования. Отображение навигационной обстановки на

индикаторе обеспечивают программный модуль формирования электронной аэронавигационной карты и отображения навигационной обстановки; модуль формирования псевдообъемного (2D+) изображения опасных состояний вблизи поверхности земли, а также мнемокадр аэронавигационной карты с навигационно-тактической обстановкой (НТО).

При разработке концепции построения системы индикации аэронавигационной карты мы исходили из необходимости использования базы данных цифровой картографической информации для обеспечения непрерывности, устойчивости, надежности, безопасности полетов и потребной точности самолетовождения и навигации на всех этапах полета.

В целях обеспечения безопасности траекторного маневрирования текущие ограничения и рекомендации должны быть реализованы на борту и выдаваться летчику в виде соответствующей информации: индикации на многофункциональных индикаторах, текстов информации по запросу экипажа, предупреждающих текстов, выдаваемых в определенных ситуациях, а также в виде управляющих сигналов активного вмешательства в управление самолетом там, где это необходимо.

Для формирования законов управления и информационных кадров ЭКУ целесообразно использовать проблемно-ориентированное математическое обеспечение, базирующееся на методах интегрирования ортонормированных матриц и единичных векторов, векторно-матричных преобразованиях координат и применении блок-схемы преобразования систем координат [1].

Метод векторно-матричных преобразований с использованием единичных векторов и блок-схемы представления систем координат сокращает применение тригонометрических преобразований, что обеспечивает наглядность и существенное увеличение производительности вычислений. Кроме того, алгоритмическое обеспечение системы дает возможность оперативно в диалоговом режиме осуществлять прогнозирование, изменять характеристики моделей ЛА и внешней среды, параметры систем управления и формировать форматы информационных кадров при широком варьировании состава, содержания и формы представления информации.

Каноническая структурная схема замкнутого контура управления высотой имеет вид, приведенный на рис. 2. Выходы интеграторов обозначены X с нижним индексом, заданные значения отмечены звездочкой, ограничения — X_{2min} , X_{2max} и X_{3min} , X_{3max} .

Одной из важнейших составляющих обеспечения безопасности полета ЛА является проведение комплекса мер, исключающих столкновение ЛА с земной

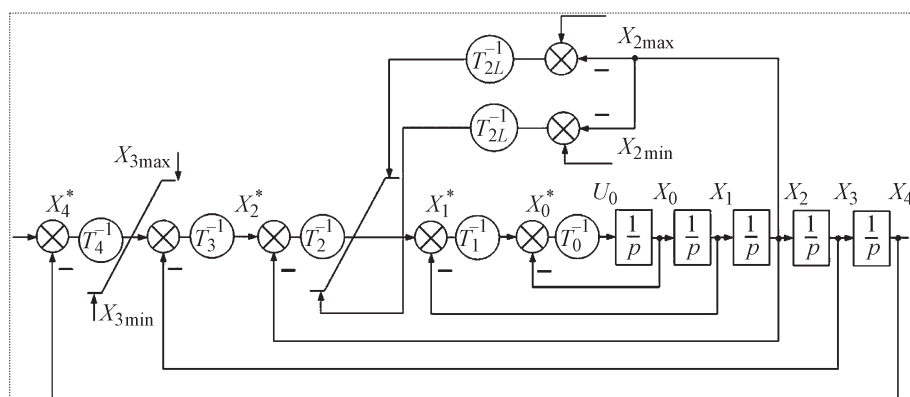


Рис. 2. Каноническая структурная схема замкнутого контура управления высотой с учетом нелинейностей

поверхностью в условиях сохранения работоспособности оборудования ЛА. Можно выделить два уровня обеспечения безопасности полета при решении поставленной задачи: пассивный и активный.

Пассивный уровень состоит в предупреждении экипажа ЛА об угрозе столкновения с земной поверхностью с помощью средств индикации, включающих звуковую сигнализацию. Образуется человек-машинный комплекс, который требует высокого уровня тренировки экипажа, в нем велика роль человеческого фактора и связанных с ним последствий.

Активный, более высокий уровень, состоит в предотвращении столкновения ЛА с земной поверхностью благодаря использованию разработанных для этой цели информационно-управляющих бортовых средств ЛА и соответствующему построению комплекса управления ЛА.

На всех фазах полета система готова к предотвращению столкновения ЛА с земной поверхностью – осуществляются мониторинг рельефа, формирование информации для контура увода от земли, а система предотвращения столкновения работает последовательно в трех режимах:

дежурном (или режиме ожидания), при котором осуществляются анализ цифровой карты рельефа местности в районе полета, сопоставление текущего состояния ЛА с критическим с целью выявления необходимости автоматического увода от земли;

автоматического увода от земли;

автоматического облета рельефа либо завершения увода путем приведения ЛА к горизонтальному полету.

При этом мониторинг рельефа выполняется постоянно, а контроль готовности к автоматическому облету рельефа (уводу) производится на всех режимах, отличных от автоматического облета рельефа.

При определении текущего положения самолета в системе координат цифровой карты и выборе из массива карты значения высоты рельефа под самолетом используются многофункциональные вычислительные модули. Для определения высоты рельефа в каждом узле зоны осуществляется привязка к координатам ЛА, для чего выполняются расчет векторов дальности до узлов сетки в путевой системе координат; перерасчет в переносную систему координат; перерасчет в систему координат цифровой карты рельефа (ЦКР); привязка к координатам ЛА путем суммирования компонент вектора дальности с координатами ЛА в системе координат ЦКР. В результате перебора узлов сетки мониторинга формируются высоты верхней и нижней точек зоны мониторинга и вектор дальности до наивысшей точки в путевой системе координат. Перепад высот в зоне мониторинга используется для формирования коррекции заданной высоты в зависимости от пересеченности рельефа.

Затем формируются мажоранты рельефа и огибающая рельефа. Текущая точка огибающей рельефа формируется с помощью одностороннего фильтра. Входом фильтра является текущая точка мажоранты рельефа. Полученные величины используются для формирования значений опасной и заданной высот в зависимости от характеристик рельефа местности, которые используются для управления.

Для обеспечения безопасного эшелонирования ЛА по высоте применяется система раннего предупреждения приближения земли (СРППЗ). Данная система выдает экипажу информацию об опасных препятствиях и характере рельефа поверхности земли в направлении полета (функция раннего предупреждения приближения земли); преждевременном снижении при заходе на посадку; недопустимо высокой скорости снижения; недопустимо высокой скорости сближения с земной поверхностью; потере высоты после взлета или при уходе на второй круг; недостаточном запасе высоты при полете в непосадочной конфигурации и недопустимом отклонении ниже глissады; достижении заданной высоты при заходе на посадку.

В вычислительно-управляющей системе используются унифицированные методы и алгоритмы, основанные на: унифицированных алгоритмах пересчета составляющих из одной системы координат в другую на основе ортогональных матричных преобразований;

определении положения ЛА путем непосредственного интегрирования матриц вращения;

унифицированном алгоритме аппроксимации аэродинамических характеристик ЛА;

гибкой диспетчеризации информационных потоков в зависимости от частотных характеристик параметров состояния процесса управления для обеспечения работы системы в реальном масштабе времени;

формировании модуля "эталонного летчика" для обеспечения интеллектуальной поддержки экипажа путем представления на индикаторах параметров "эталонного" управления маневрированием и формировании образа цели управления;

синтезе контуров управления методом характеристических частот (характеристических постоянных времен), обеспечивающем заданные запас устойчивости и качество управления, исходя из назначения ЛА и требований к переходным процессам и характеристикам объекта;

организации библиотеки информационных кадров экранных индикаторов и лицевых частей электромеханических приборов, управляемых по сигналам моделей режимов полета и применения ЛА, а также по сигналам пультов управления индикацией;

формировании картографической информации для задач индикации, управления, навигации и предупреждения столкновения ЛА с рельефом местности;

унифицированном алгоритмическом обеспечении предотвращения столкновений с земной поверхностью с использованием цифровой картографической информации.

Фундаментальной проблемой для высокоманевренного полета является пространственная ориентировка. Под пространственной ориентировкой следует понимать постоянную и активно сохраняемую осведомленность летчика о положении и характере перемещения самолета в пространстве относительно поверхности земли, а также о состоянии и динамике отдельных параметров полета, связанных с перемещением в пространстве. Основой при разработке пространственной ориентировки являются теория и практика формирования образа полета. Психический образ всегда возникает в результате предметно-практической, сенсорно-перцептивной и мыслительной деятельности. В нем всегда представлены пространство, время, движение, цвет, форма, фактура и т.п. Главной функцией образа является регуляция деятельности в трехмерном пространстве при управлении подвижным объектом с пятью и более степенями свободы (Н.Д. Завалова, В.А. Пономаренко). Нарушение пространственной ориентировки связано с иллюзорным восприятием пространства.

Возникновение иллюзий происходит, когда осознается противоречие умственных представлений о пространственном положении, основанных на оценке приборной информации, и образа восприятия положения. Форма представления информации о пространственном положении на приборной доске оказывает влияние на устойчивость пространственной ориентировки.

В настоящее время на самолетах и вертолетах установлены системы индикации пространственного положения ЛА двух типов, первый из которых называют "вид с самолета на землю" (авиагоризонт с подвижной линией горизонта), второй — "вид с земли на самолет" (земля используется в качестве системы отсчета и воспринимается неподвижной). Для этих систем существенным является различие знаков крена и линии горизонта: в системах второго типа при правом крене линия горизонта вращается в том же направлении, а в системах первого типа — в противоположном. Основное требование к системе индикации состоит в информировании летчика о положении ЛА в пространстве с целью обеспечения правильных действий как в простых, так и в сложных, в том числе критических, ситуациях.

Для перспективных ЛА предлагается новый (третий) вид авиагоризонта, в котором используется принцип "вид своего самолета и "лидера", наблюдаемых с геоцентрической платформы, находящейся сзади на одной и той же высоте и имеющей ту же путевую скорость". Свой самолет и "лидер" представляются в виде символов "летающее крыло" или их псевдообъемных изображений. Символ своего самолета меняет конфигурацию в зависимости от изменения угла тангажа и угла скольжения и поворачивается в зависимости от фактического угла крена. Символ "лидера" несет информацию о заданных параметрах углового положения, местоположения и скорости в соответствии с принципом "делай, как я" и информацию о критических состояниях путем изменения конфигурации, требующей устранения критических состояний, и мигания соответствующих элементов лидерного изображения.

На рис. 3 показаны три типа индикации пространственного положения ЛА: "вид с самолета на землю" (тип 1), "вид с земли на самолет" (тип 2) и "вид своего самолета и "лидера" с геоцентрической платформы, находящейся сзади на одной и той же высоте и имеющей ту же путевую скорость" (тип 3). Их сравнительная оценка показала, что маломаневренные полеты в штатных условиях обеспечиваются всеми тремя рассмотренными типами индикации. Для сложных высокоманевренных полетов перспективных самолетов предпочтительными видами индикации являются второй и третий типы.

Наиболее перспективным видом индикации пространственного положения ЛА является комплексное представление пилотажной, векторно-директорной и командно-лидерной информации с псевдообъемным отображением рельефа местности и опасных состояний полета на авиагоризонте с геоцентрическим способом ориентации, формируемым на принципах "вид своего самолета и "лидера" с платформы, находящейся сзади на одной и той же высоте и имеющей ту же путевую скорость", и представлением цели управления в виде символа "лидера", формируемого в соответствии с принципом "делай, как я".

Для решения задач авиационной эргономики по обоснованию состава и формы представления информации на бортовых экранных индикаторах, формированию алгоритмического обеспечения информационно-управляющей системы, созданию эргатического интегрированного бортового комплекса (ЭИБК) ЛА, отработке логики управления индикацией и логики взаимодействия экипажа с комплексом бортового оборудования целесообразно использовать технологию исследований и эргономического сопровождения жизненного цикла эргатических комплексов управления ЛА [3], основанную на:

применении антропоцентрического принципа диалогового проектирования человеко-машинных комплексов, когда за основу берется обеспечение наилучших условий для деятельности экипажа на базе выявленной структуры и логики этой деятельности при широком варьировании в диалоговом режиме характеристиками информационно-управляющего поля, вариантами логики взаимодействия экипажа с информационно-управляющим бортовым оборудованием, структурой и характеристиками систем управления ЛА;

разработке унифицированного алгоритмического обеспечения функциональных задач ЭИБК ЛА и гармоничного человеко-машинного взаимодействия;

создании и широком использовании диалоговых моделирующих комплексов для отработки информационно-управляющего бортового оборудования ЛА;

формировании принципов и алгоритмов реконфигурации ЭИБК в соответствии с опасными состояниями полета и результатами диагностики функционального состояния экипажа;

использовании сквозного поэтапного эргономического сопровождения разработки, создания, лабораторных и летно-конструкторских испытаний интегрированного бортового комплекса ЛА с одновременным созданием и развитием специализированного компьютерного тренажера для освоения экипажем летной деятельности с отработанным и принятым для летной экс-

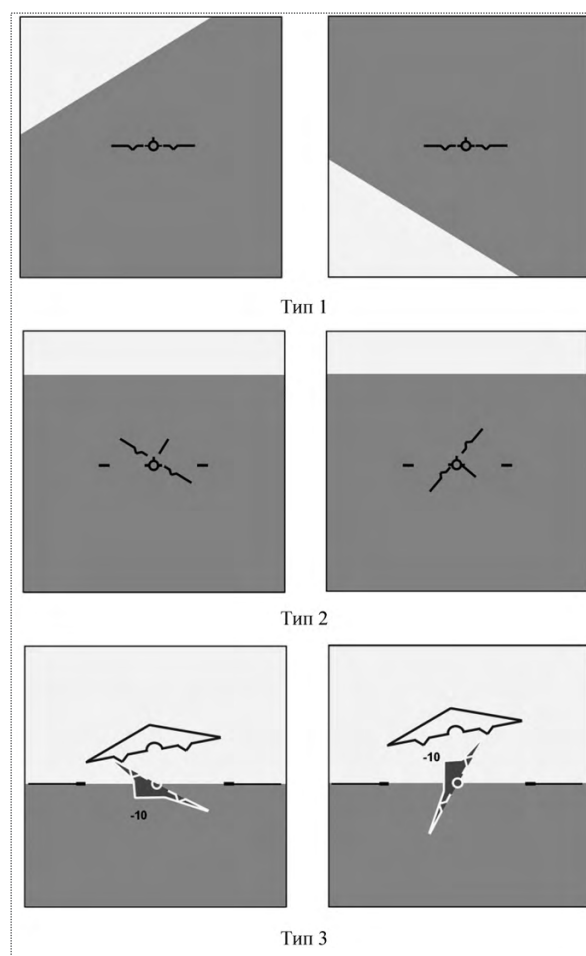


Рис. 3. Индикация пространственного положения ЛА при различных принципах отображения авиагоризонта

плуатации информационно-управляющим бортовым оборудованием ЛА.

В соответствии с разработанной технологией исследований и эргономического сопровождения жизненного цикла эргатических комплексов управления ЛА проведены экспериментальные исследования на диалоговом моделирующем стенде.

Результаты управления выводом маневренного самолета из опасного состояния возможного столкновения с горным рельефом местности, а также высокоточным маневрированием в маловысотном полете с использованием картографической информации подтверждают целесообразность создания и использования предлагаемого комплекса управления. Проведена также сравнительная оценка систем автоматизированного управления ЛА.

Исследования [1, 4] показали, что управление по приборам при отсутствии автоматизации управления траекторным движением в сложных режимах полета

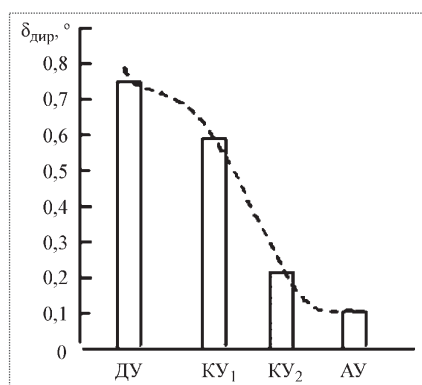


Рис. 4. Показатель точности управления $\delta_{дир}$ при различных вариантах автоматизации управления

возможно, но качество управления по сравнению с автоматическим по обобщенному критерию в 5 раз ниже, расход перегрузок на управление в 1,6 раза больше. Использование полуавтоматического директорного управления улучшает точностные характеристики. Однако в варианте с ограничением перегрузок в директорном сигнале максимальные перегрузки более низкие и меньше флуктуации перегрузок, что обеспечивает более комфортные условия для летчика. Кроме того, в варианте директорного управления, когда отсутствует ограничение перегрузок в директорном сигнале, летчику управлять несколько сложнее, так как он должен при управлении брать на себя задачу ограничения перегрузок. Это свидетельствует о необходимости формирования закона управления с учетом потребного ограничения перегрузок.

Сравнительная оценка [1] системы полуавтоматического директорного управления (ДУ), системы комбинированного управления с режимом автоматической коррекции управляющих действий летчика при выводе фазовых координат из заданной зоны (КУ₁), системы комбинированного управления с режимом совместной

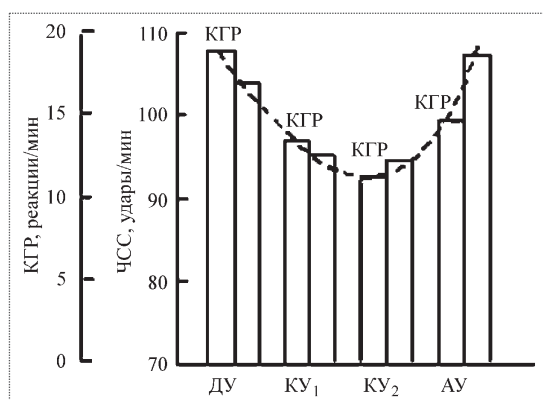


Рис. 5. Характеристики психофизиологической напряженности при различных вариантах автоматизации управления: КГР — кожно-гальванический рефлекс; ЧСС — частота сердечных сокращений

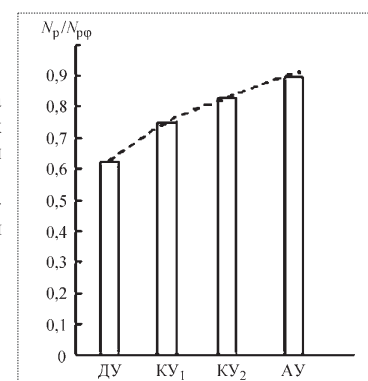


Рис. 6. Показатель резерва внимания при различных вариантах автоматизации управления:

N_p , $N_{рф}$ — эталонный и фоновый резервы внимания соответственно

работы летчика в зоне малых отклонений директорного сигнала (КУ₂) и системы автоматического управления (АУ) показала, что системы по всем показателям отличаются друг от друга (рис. 4...7). По совокупности показателей наилучшей является система комбинированного управления КУ₂. Она обеспечивает высокую точность управления, причем точностные характеристики в этой системе меняются слабо при изменении активности летчика в широком диапазоне. Точность управления мало зависит также от квалификации летчика, уровня его тренированности. Число тренировок (по 30 мин каждая), необходимых для достижения стабильного качества в КУ₂, составляло 4–5 вместо 12–16 в случае использования ДУ. Комбинированная система КУ₂ благодаря рациональному расходу управляющих воздействий обеспечивает управление с меньшими на 25 % перегрузками по сравнению с директорным управлением. По резерву внимания она незначительно уступает системе автоматического управления. Внимание летчика распределяется в соответствии со значимостью поступающей информации, доля времени фиксации взгляда на директорном приборе уменьшена по сравнению с ДУ, а продолжительность перерывов увеличена. Наиболее низкий уровень нервно-эмоционального напряжения летчика в реальном полете наблюдается при

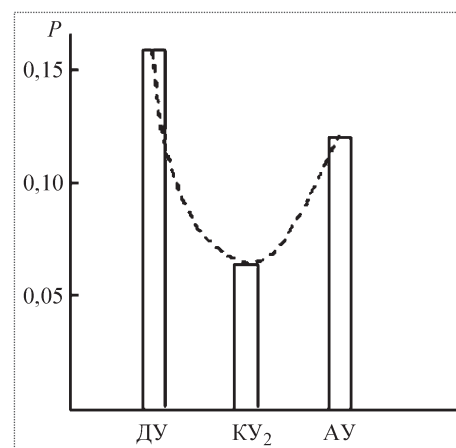


Рис. 7. Вероятность P опасных ситуаций при отказах элементов систем

использовании комбинированной системы КУ₂. Прирост ЧСС по сравнению с фоновым составляет 50 % вместо 74 % в случае ДУ. Загрузка летчика управлением ЛА, по данным анализа кожно-гальванической реакции, возрастает на 35 %, тогда как в ДУ – на 60 %. Биоэлектрическая активность работающей руки меньше, чем в ДУ, на 50 %.

Исследование характеристик управления при различных вариантах включения летчика в управление в условиях воздействия факторов, изменяющих состояние летчика (управление в условиях изменения работоспособности), показало, что менее всего качество управления меняется в системе комбинированного управления КУ₂.

Таким образом, по сравнению с системой полуавтоматического управления система комбинированного управления с режимом совместной работы контуров малых отклонений директорного сигнала КУ₂ обеспечивает повышение точности пилотирования, увеличение резерва внимания для выполнения дополнительной работы, снижение психофизиологического напряжения летчика, уменьшение сложности пилотирования вследствие сужения полосы частот действий летчика, увеличения интервала корреляции между сигналом и отклонением ручки, увеличения среднего значения амплитудно-частотной характеристики оператора, снижения потребной скорости переработки информации. Существенным является также то, что при режиме КУ₂ доверие летчика к контуру управления выше по сравнению с чисто автоматическим режимом.

Можно сделать вывод, что объединение систем и оборудования перспективного маневренного самолета в эргатический интегрированный комплекс управления на базе отработанных информационных связей, многофункциональных экранных индикаторов, интеллектуальных интегрированных пультов управления и индикации, многофункциональных вычислительных модулей информационно-управляющей системы с использованием унифицированного алгоритмического обеспечения позволяет обеспечить повышение эффективности и безопасности полета многофункционального маневренного самолета.

Áèáëèîãđàôè÷ăñêèé ñïèñîê

1. **Эргатические** интегрированные комплексы летательных аппаратов / М.М. Сильвестров, Ю.И. Бегичев, А.Г Варочко и др.; под ред. М.М. Сильвестрова. М.: Филиал Воениздата, 2007. 510 с.
2. **Сильвестров М.М., Чернышов В.А.** Структура эргатических интегрированных бортовых комплексов маневренных ЛА и принципы их алгоритмического и информационного обеспечения // Проблемы психологии и эргономики. Человеческий фактор в авиации и космонавтике. Вып. 1/1 (38). 2007. С. 32–39.
3. **Сильвестров М.М., Чернышов В.А., Луканичев В.Ю.** Разработка принципов эргономического исследования и отработки на диалоговом моделирующем комплексе информационно-управляющей системы маневренных самолетов // Проблемы психологии и эргономики. Человеческий фактор в авиации и космонавтике. Вып. 1/1 (38). 2007. С. 39–46.
4. **Сильвестров М.М., Козиров Л.М., Пономаренко В.А.** Автоматизация управления летательными аппаратами с учетом человеческого фактора. М.: Машиностроение, 1986. 187 с.



ДАЙДЖЕСТ  ДАЙДЖЕСТ  ДАЙДЖЕСТ  ДАЙДЖЕСТ  ДАЙДЖЕСТ  ДАЙДЖЕСТ

A ØÅÆ ÐÀÇÐÅÁÍØÀÍA ÑËÑØÀÌÀ ÈÍØÆÆÆØÓÆÛÍÉ ÍÌÅÅÐÆÈÈ ÍÐÈÍÒÈß ÐÅØÁÍÈÈ
ÆÅ×ÈÈÍÌ ÍÀ ÝÒÀÍÀ ÅÆÅÒÀ

Nĩãòèàèèñòù ìòããèáíèy àèíàì èèè è ñèñòàì óíðããèáíèy èãòàòãèuí ù ì è àííàðàòàì è ÒÃÈ ðàçðãáíòàèè ñèñòàì ò èíðãèèãòòàèuííé ìíãããðæè ìðèíyòèy ðãðáíèè èãò-èèí ìá yòàíá àçèãòà. Áíããðáíèá ðàçðãáí-òàííé ñèñòàì ù ìá áíðò ìíçáíèèò áíáèòùñy ñóùãñòãáíííã ìíãù ðáíèy áãçííãñííòè ìíèãòíã.

[illegible]

Вестник Интерфакс – АВН № 10 (388), 2009 г.



НАУМОВ
Борис Александрович —
заместитель начальника
РГНИИЦПК им. Ю.А. Гага-
рина по научной работе,
академик РАКЦ, кандидат
техн. наук



ПОЛУНИНА
Елена Васильевна —
старший научный сотрудник
РГНИИЦПК им. Ю.А. Гага-
рина, кандидат техн. наук



САЕВ
Владимир Николаевич —
заместитель начальника
управления РГНИИЦПК
им. Ю.А. Гагарина,
член-корреспондент РАКЦ,
кандидат техн. наук



СИНЕЛЬНИКОВ
Валерий Григорьевич —
начальник управления
РГНИИЦПК им. Ю.А. Гага-
рина

Автоматизация разработки дискретных моделей бортовых систем для тренажеров КА

**Б.А. Наумов, Е.В. Полунина, В.Н. Саев,
В.Г. Синельников**

Рассматриваются вопросы автоматизации процесса разработки дискретных моделей бортовых систем для тренажеров ПКА. Модели представлены в виде электронных таблиц. Предложенные средства автоматизации имеют гибкую структуру, состоящую из независимых компонентов, связанных друг с другом только информационно. При неизменном механизме исполнительской оболочки меняются только средства формирования базы данных модели.

Ключевые слова: тренажер; модели бортовых систем; дискретные модели; электронные таблицы.

B.A. Naumov, E.V. Polunina, V.N. Sayev, V.G. Sinelnikov. Automation Method Of Airborne Systems' Discrete Model Development

The article spotlights how automation can be achieved when developing discrete models of airborne systems for manned spacecraft simulators. The models are represented in electronic tables. The article also demonstrates how the automation means under discussion can ensure flexibility, as they consist of independent components, which are interconnected only by data links. It means that only the input factors to form model database are subject to changes, while the executive field mechanism can be left intact.

Key words: simulator; models of onboard systems; discrete models; electronic worksheet.

На современном этапе развития тренажеростроения все фирмы, создающие космические тренажеры, имеют свои средства разработки программного обеспечения тренажеров — так называемые тренажерно-ориентированные оболочки, являющиеся средой разработки и исполнения (имитации функционирования) специального программного обеспечения, к которому относятся и программные модели бортовых систем ПКА.

Часть средств автоматизации создания программных моделей бортовых систем — проектирование, верификация проектных спецификаций, возможность ведения проектной документации, развитые средства автономной и комплексной отладки в реальном времени, средства визуализации процесса имитации разрабатываемых моделей (форматы моделей и технологические форматы) — уже содержатся в современных тренажерных оболочках. Тренажерные оболочки берут на себя функции диспетчеризации программных компонентов и организации программного интерфейса между компонентами. Вместе с тем отсутствуют (или присутствуют в ограниченном составе) средства автоматизации разработки исходных текстов программных моделей бортовых систем (БС).

Остановимся подробнее на технологии разработки и исполнении программных моделей БС в среде тренажерной оболочки ТРИО [1], являющейся базовой для тренажеров российского сегмента (РС) Международной космической станции (МКС).

Кроме задач общего программного обеспечения — службы времени, организации выполнения моделей бортовых систем в реальном времени, обмена данными по сетям и т.д. — исполнительная оболочка включает универсальные части тренажерного программного обеспечения: общее управление тренировкой, регистрацию монитора событий, запись и воспроизведение тренировки и т.д. Таким образом, при использовании ТРИО для создания тренажера разработка программного обеспечения сводится к разработке моделей бортовых систем и форматов для отображения параметров и управления процессом функционирования моделей с пульта инструктора.

На этапе проектирования выполняется структурная декомпозиция моделей бортовых систем на отдельные компоненты и осуществляется привязка к ним переменных. Результаты проектирования накапливаются в базе моделей БС с помощью средств сервера базы, которые работают в интерактивном режиме с разработчиками моделей. В базу данных вносится вся информация, содержащаяся в детальной структурно-функциональной схеме моделей БС, например:

- список компонент;
- список входных и выходных переменных для каждой компоненты;
- информация о каждой компоненте: имя, система, к которой относится модель, комментарий;
- информация о каждом формате пользователя: имя формата, тип формата (начальные условия, команды, отображение), имя формата в меню, список входных переменных формата, комментарий;
- информация о каждой переменной: имя переменной, имя владельца (модели или формата, который формирует значение переменной), тип переменной (символьный, целый, вещественный, указатель, массив), начальное значение и пределы изменения переменной, время обновления переменной, комментарий;
- информация о каждой команде: шифр команды, имя модели, в которой данная команда обрабатывается, тип команды, комментарий.

Этап заканчивается построением шаблонов точек входа моделей и блоков обработки команд. Фактически — это заготовки для формирования исходных текстов программ с описанием переменных (параметров) моделей.

На этапе разработки производится заполнение процедурной части модели на языке среды разработки (С или С++) и транслируются программные модели. При построении *exe*-файлов используются стандартные трансляторы.

Модели в ТРИО могут быть двух типов: непрерывные и дискретные. Шаблон непрерывных моделей состоит из блока, запускаемого при установке начальных условий, блока, работающего в режиме "пуск", и блоков обработки команд модели. Непрерывные модели работают под управлением менеджера непрерывных моделей. Дискретная модель состоит из блоков обработки команд и выполняется под управлением процессора команд.

Дальнейшим развитием средств автоматизации разработки моделей бортовых систем в ТРИО является создание инструментальных средств разработки исходных текстов отдельных блоков на языке среды разработки. При этом средства разработки исходных текстов могут быть как автономными, так и интегрированными в инструментальную среду разработки тренажерной оболочки.

Инструментальные средства разработки моделей БС можно представить как набор средств разработки компонентов в каждой предметной области математического моделирования: дискретных моделей, непрерывных моделей, моделей бортовых вычислительных средств.

Наличие на РС МКС автоматизированных режимов управления бортовыми системами потребовало повышенных уровней глубины и точности (степени подробности) их моделирования на тренажере. В свою очередь, это привело к увеличению объема моделей, сроков разработки, а также к трудностям при отладке и внесении изменений в модели. С такими проблемами столкнулись при разработке модели подсистемы распределения электропитания (ПРЭ) на тренажере служебного модуля РС МКС.

Модель ПРЭ относится к классу дискретных моделей. Как отмечалось, среда разработки моделей ТРИО поддерживает моделирование дискретных систем на событийном уровне.

При использовании схемы событий имитационная модель состоит из описания множества типов событий, происходящих в системе. Под событием понимается изменение состояния системы. События происходят мгновенно. Описание типа событий включает условие возникновения события и действия, производимые в системе при возникновении данного типа события, т.е. реакцию системы на данное событие.

Электрологическая модель ПРЭ состоит из ~ 2500 команд и 2000 переменных. В среде ТРИО это соответствует 2500 блокам обработки команд, представляющих собой логические функции ~ 10 переменных. Объем текстового файла на языке Си составляет около 150 Кбайт (30 000 строк). Для сокращения

сроков создания, а также для исключения ошибок, облегчения отладки и внесения модификаций предлагается описание модели ПРЭ в виде электронных таблиц, являющихся исходными для автоматического заполнения блоков обработки команд, сгенерированных средствами ТРИО.

Модель имеет вид представленных здесь электронных таблиц.

Таблица команд управления (команды системы управления бортовым комплексом, ввод и снятие нештатных ситуаций). Каждой команде соответствует одна строка таблицы, в которой указываются имя команды, код команды (идентификатор) и действия по команде. В приведенном примере действием по команде является установка значения одной логической переменной путем присваивания ей константы. В общем случае значение логической переменной устанавливается в результате вычисления логической функции от многих переменных; кроме того, по одной команде устанавливаются значения ряда логических переменных, при этом каждая функция записывается в отдельный столбец таблицы.

Таблица команд блоков ПРЭ. Число таблиц равно числу входящих в систему блоков (распределительные щитки питания, блоки плавких предохранителей, блоки силовой коммутации и др. — всего около 200 блоков). Таблица содержит названия органов управления, расположенных на данном блоке, их идентификаторы и коды команд включения-выключения.

Таблица переменных — признаков питания блоков и элементов ПРЭ. Каждая строка таблицы содержит имя переменной и логическую функцию, определяющую ее в соответствии с электрологической моделью ПРЭ.

Генерация блока обработки команд для каждой команды, описанной в таблицах команд (управления БС и блоков ПРЭ), осуществляется по шагам.

На первом шаге в блок заносятся действия по команде. Для команд управления они заданы в столбцах, начиная с третьего, а для команд блоков ПРЭ действием по команде является присваивание переменной команде (столбец 2 таблицы) значения 1 для включающей команды и 0 — для выключающей команды.

На втором шаге из таблицы переменных выбираются строки, в которых логические функции содержат

Таблица команд управления БС

Имя команды	Код команды	Действие по команде
Перегорание Пр1 (ППС21)+	NSPR1_21_Sm	NsPr_Pps21_Sm[0]=p2^0x01
Перегорание Пр2 (ППС21)+	NSPR2_21_Sm	NsPr_Pps21_Sm[1]=p2^0x01
Перегорание Пр3 (ППС21)+	NSPR3_21_Sm	NsPr_Pps21_Sm[2]=p2^0x01
Перегорание Пр4 (ППС21)+	NSPR4_21_Sm	NsPr_Pps21_Sm[3]=p2^0x01
Перегорание Пр5 (ППС21)+	NSPR5_21_Sm	NsPr_Pps21_Sm[4]=p2^0x01
Перегорание Пр6 (ППС21)+	NSPR6_21_Sm	NsPr_Pps21_Sm[5]=p2^0x01

Вид электронных
таблиц модели ПРЭ

Таблица переменных — признаков питания блоков и элементов БС

Переменная	Логическая функция
Pit_INPU1_Sm	PS27V && P T1D3V SM && (NsAzs21_Sm[0]) && Tb1_Pps21_Sm[0]
Pit_PUBPS_Sm	PS27V && P T1D3V SM && (NsAzs21_Sm[1]) && Tb1_Pps21_Sm[1]
Pit_RP_Sm	PS27V && P T1D3V SM && (NsAzs21_Sm[2]) && Tb1_Pps21_Sm[2]
Pit_Vpo_Sm[1]	PS27V && P T3D4V SM && BSKN25A765 KQ1_Sm && Tb_Pps21_Sm[0] && Pr_Pps21_Sm[0] && (NsPr_Pps21_Sm[0])
Pit_Vpo_Sm[3]	PS27V && P T3D4V SM && BSKN25A765 KQ1_Sm && Tb_Pps21_Sm[1] && Pr_Pps21_Sm[1] && (NsPr_Pps21_Sm[1])

Таблица команд блока ПРЭ

Название блока, органа	Имя переменной	Код команды управления. Вкл.	Код команды управления. Откл.
ППС21 Fp1	Tb1_Pps21_Sm[0]	VAZS1_21_Sm	OAZS1_21_Sm
ППС21 Fp2	Tb1_Pps21_Sm[1]	VAZS2_21_Sm	OAZS2_21_Sm
ППС21 Fp3	Tb1_Pps21_Sm[2]	VAZS3_21_Sm	OAZS3_21_Sm
ППС21 IFp1	NsAzs21_Sm[0]	NSAZS1_21_Sm	NsAzs21_Sm[0]=p2^0x01
ППС21 IFp2	NsAzs21_Sm[1]	NSAZS2_21_Sm	NsAzs21_Sm[1]=p2^0x01
ППС21 IFp3	NsAzs21_Sm[2]	NSAZS3_21_Sm	NsAzs21_Sm[2]=p2^0x01



ТИТКОВ
Олег Сергеевич —
старший научный сотрудник
ФГУП "ГосНИИАС",
доцент, кандидат техн. наук

Особенности наземной подготовки оператора командного пункта по управлению применением БЛА

О.С. Титков

Рассматриваются особенности подготовки оператора командного пункта по управлению применением беспилотного летательного аппарата (БЛА) с использованием наземных комплексов отработки систем БЛА и тренажеров. Предложена математическая модель оценки степени адекватности сформированного образа полета.

Ключевые слова: оператор управления применением БЛА; наземная подготовка оператора БЛА; психофизиологическое подобие в процессе подготовки оператора; адекватность образа полета; модель оценки адекватности образа полета.

O.S. Titkov. Ground Training Of CP Operator For UAV Control

The article reviews the peculiarities of ground and simulator training provided to a command post operator vested with unmanned aerial vehicle control functions. It presents a mathematical model to evaluate the level of flight image adequacy, formed by the operator.

Key words: UAV operator; UAV operator ground training; psychophysiological analogies in operator training; flight image adequacy; flight image adequacy evaluation model.

Использование наземных комплексов отработки систем БЛА и тренажеров для подготовки операторов командного пункта по управлению применением БЛА

В настоящее время существуют и реализуются два подхода в подготовке оператора командного пункта (КП) по управлению применением БЛА с использованием наземных комплексов отработки систем БЛА и тренажеров [1].

Первый подход основан на традиционном представлении решений задач удаленного управления летательным аппаратом с КП, при котором используются дисплейные графические технологии с диалоговым интерфейсом, обеспечивающим работу с различного вида информацией, получаемой как с борта беспилотника, так и от внешних источников с целью информационной поддержки операции. Подобный подход хорошо отработан применительно к дистанционно пилотируемым летательными аппаратами (ЛА) прежних поколений, и его успешность во многом зависит от уровня автоматизации рабочих процессов и степени совместимости человека с дисплеем КП.

Принципиально комплекс отработки, построенный на основе такого подхода, не содержит особых отличий от традиционных многофункциональных летных тренажеров, характеризуется достаточно простой и доступной технологией реализации исследуемых режимов, но имеет очевидные ограничения, связанные с невозможностью обеспечить психофизиологическую адекватность условий функционирования удаленного оператора.

Второй подход основан на принципе обеспечения максимального подобия действий оператора КП по управлению БЛА действиям "летчика" этого летательного аппарата. Если при первом подходе оператор явно находится вне кабины и управляет БЛА не из кабины, а с КП, то при данном подходе оператор управляет БЛА, находясь на рабочем месте на КП, но при этом как бы присутствуя в его кабине. Последнее обстоятельство требует иных подходов в подготовке и тренировке такого специфич-

чески удаленного оператора. Они связаны с необходимостью формирования адекватного образа полета с применением технологий, которые успешно используются в наземных комплексах отработки и тренажерах с макетами кабин ЛА на подвижном основании. Размещение макета кабины на подвижном основании позволяет воспроизводить в наземных условиях воздействие на оператора непрерывно изменяющихся в полете действующих сил и моментов, вызывающих акселерационные ощущения у человека, которые по интенсивности и времени проявления будут достаточно близкими к ощущениям в реальном полете.

Помимо технологического подобия условий полета и наземного эксперимента, тренажер с помощью подвижной кабины и системы визуализации способен эмулировать психологические аспекты деятельности оператора, способствующие формированию образа полета при подключении механизма преобразования физического содержания воздействующих на оператора физических факторов полета в пусковой стимул целенаправленного двигательного акта, учитывающего в том числе и прогноз ситуации.

Обеспечение подобия по психофизиологическому критерию требует учета закономерностей в функционировании соответствующих анализаторов организма человека, их пороговой чувствительности и различия чувствительности в полете и в условиях наземного эксперимента. Здесь следует обратить внимание на то, что акселерационные воздействия от осевых перегрузок и угловых ускорений воспринимаются с наибольшей скоростью, что определяет их доминирующую роль в формировании представления о текущей ситуации [2].

Очевидно, что от степени адекватности выработанного на земле "чувства БЛА" реальному будет зависеть успешность функционирования оператора в процессе выполнения реального полетного задания.

Можно говорить, что с точки зрения обеспечения психофизиологического подобия второй подход (оператор вместе с кабиной БЛА) имеет явное преимущество и обеспечивает более эффективную подготовку оператора. Однако наличие подвижной кабины удорожает разработку и обслуживание эксперимента.

Комплекс с подвижной кабиной может быть использован также и по прямому назначению при наземной отработке тяжелых БЛА, когда на начальной стадии работы будут использоваться пилотируемые варианты БЛА, как это предполагается в случае БЛА "Скат", разработанного РСК "МиГ" [4]. Кроме того, разработчики предлагают БЛА двойного использова-

ния в беспилотном и пилотируемом вариантах по желанию заказчика. Примером является российский "Иркут-850" [5] и ряд изделий Израиля.

Рабочее место оператора наземного комплекса независимо от его типа по составу и приборному оснащению аналогично рабочему месту оператора КП. Оно включает информационно-управляющее поле (многофункциональные электронные индикаторы (МФИ), многофункциональные экранные пульта управления (МФПУ), рукоятки управления, сервисная аппаратура), систему визуализации закабинного пространства, развитое математическое (программное) обеспечение (МО). Последнее позволяет эмулировать рабочие режимы бортовых датчиков БЛА, его навигационной системы и автопилота, а также работу двигателей, системы энергоснабжения и др.

МО содержит динамические модели БЛА, его двигательной установки, элементов полезной нагрузки и т.п. Оно обеспечивает автоматические режимы полета и полеты при непосредственном участии оператора и позволяет эмулировать особые ситуации и случаи в полете, связанные, например, с воздействиями атмосферной турбулентности и влиянием случайных сдвигов ветра при заходе на посадку и др. Кроме того, МО позволяет обеспечить динамику подвижной кабины, учитывающую особенности реакций организма человека на акселерационные воздействия, что позволяет получать режимы, в которых воспроизводится психофизиологическое подобие наземного эксперимента реальному полету. МО системы визуализации в режиме "синтезированные изображения+виртуальная реальность" обеспечивает высокое качество "картины" закабинного пространства.

Принцип функционирования акселерационного анализатора человека (ампулярного отдела вестибулярного аппарата) позволяет, с определенными допущениями, использовать для его описания классическую математическую модель маятника, правомерность применения которой подтверждается известным фактором: интенсивность сигнала, поступающего на вестибулярную веточку нерва, пропорциональна скорости смещения купулы по сенсорному основанию. Маятниковая модель позволяет "рассчитать" ощущения процесса, если будет задана его характеристика, например угловая скорость $\omega = \omega(t)$. Она позволяет также подобрать процесс $\omega' = \omega'(t)$ в условиях наземного эксперимента, при котором обеспечивается совпадение интенсивностей акселерационных ощущений, характерных для реального полета и эксперимента. Очевидно, когда чувствительность анализатора в полете и чувствительность в условиях



Рабочее место оператора КП

наземного эксперимента одинаковы, при моделировании требуется выполнение условия $\omega'(t) = \omega(t)$, при котором обеспечивается полное совпадение всех параметров движения в полете и на земле.

Сравнение уровней пороговой чувствительности вестибулярного аппарата человека в условиях наземного эксперимента и в полете показала существенное их различие: уровень чувствительности в полете, как правило, в 2–3 раза ниже чувствительности на земле (исчерпывающего объяснения этому феномену еще не получено). Из-за этих различий характер движений кабины $\omega' = \omega'(t)$ будет отличаться от характера движений ЛА $\omega = \omega(t)$. Например, угловые смещения кабины будут меньше смещений ЛА. Это условие обеспечивается при соответствующем синтезе управлений приводами подвижного механизма кабины, основанном на трансформации сигналов управления по угловой скорости, выдаваемых математической моделью динамики движения ЛА [3].

Возможный вариант организации рабочего места оператора КП представлен на рисунке [5], где показаны информационно-управляющее поле, органы управления, широкоугольная система визуализации закабинного пространства.

Наземные комплексы подготовки и тренировки операторов КП по управлению применением БЛА позволяют решать круг проблем, обеспечивающих:

- начальные навыки управления применением БЛА при штатном режиме работы бортовых систем и оборудования как в простых, так и в сложных метеоусловиях;
- выполнение полетов по показаниям приборов кабины БЛА, транслируемым в реальном масштабе времени на мониторах КП;
- ведение визуальной ориентировки;

действия оператора КП по локализации возникших отказов бортовых систем и оборудования БЛА;

навыки по управлению полетом БЛА с решением обзорных и навигационных задач при полетах по маршруту и заходах на посадку по-самолетному;

навыки в работе с обзорными системами БЛА и с системой передачи данных;

выполнение полетного задания;

непосредственную предполетную подготовку;

восстановление утерянных навыков.

Кроме того, в методическом плане может быть обеспечена отработка режимов применения БЛА с разной степенью автоматизации процессов управления и обработки собранной информации.

Модель оценки адекватности образа полета

Ощущение образа реального полета может быть представлено в виде вектора, отображающего состояние летчика, находящегося под действием физических факторов полета (ФФП),

$$Z_0^i = W_{a.n} [W_a(x)], \quad (1)$$

где $W_{a.n}[*]$ — оператор афферентного синтеза образа полета; $W_a(x)$ — оператор чувственного анализатора; $x = (x_1, \dots, x_n)$ — вектор реальных факторов полета x_i ($i = 1, n$), воздействующих на организм человека.

Ощущения образа полета, сформированного на наземном комплексе при эмуляциях ФФП, также представляются в виде аналогичного вектора, отражающего состояние летчика под воздействием эффекта эмуляции ФФП:

$$Z_0^j = W_{a.n} [W_a(x^{(1)})], \quad (2)$$

где $x^{(1)} = (x_1^{(1)}, \dots, x_n^{(1)})$ — вектор факторов "полета" x_j ($j = \overline{1, k}$) при эмуляциях ФФП.

Любая, даже самая эффективная эмуляция имеет принципиальные ограничения, связанные с воспроизведением полного спектра ФФП не только по типу действующих в реальном полете, но и по каналам воздействия на организм человека, из-за чего нельзя обеспечить полную адекватность ощущений реального полета и эмулированных на наземном комплексе. В этом случае имеет смысл задача минимизации нормы разности ощущений Z_0^j и Z_0^i :

$$\min \|Z_0^j - Z_0^i\| = \min \|W_{a.n} [W_a(x^{(1)})] - W_{a.n} [W_a(x)]\|, \quad (3)$$

по результатам решения которой можно судить об эффективности (в смысле формирования образа полета) наземной отработки.

Формализованный синтез представленной задачи, вообще говоря, возможен, если известны операторы ощущений W_a и афферентного синтеза $W_{\hat{a},\bar{n}}$ или общий оператор $W_{\hat{a},\bar{n}}[W_a(*)]$, связывающий ощущения человека с ФФП в качестве раздражителя [2, 3].

В состав ФФП входят факторы непосредственного воздействия на организм человека (неинструментальные воздействия — перегрузки, шум, вибрации и др.) и факторы, поддающиеся "инструментовке" средствами индикации и оказывающие воздействие на летчика через систему обобщающей информации (факторы инструментального воздействия). Между этими факторами существует определенное соотношение, отображающее, во-первых, соответствие фактора его образу в сознании человека и, во-вторых, взаимное влияние факторов, выражаемое степенью изменчивости данного фактора под воздействием других факторов.

В авиационной эргономике имеются достаточно достоверные данные по составу и числу факторов инструментального и неинструментального воздействия, а также по оценкам "затрат" i -го фактора на формирование j -го фактора, например таких, как перегрузка, воздействующая на скелетно-мышечную систему человека, систему кровообращения, зрение и т.д.

Вектор x факторов полета, действующих на организм летчика, может быть представлен как

$$x = Ax + y, \quad (4)$$

где A — матрица коэффициентов $a_{ij} = x_{ij} / x_i$, представляющих собой доли затрат неинструментального фактора i на формирование неинструментального фактора j (за счет перекрестных связей в системе анализаторов человека); $y = (y_1, \dots, y_n)$ — вектор-столбец факторов инструментального воздействия.

Уравнение (4) отображает соотношение факторов инструментального и неинструментального воздействия, соответствующее образу полета, сформированному у летчика. Решением уравнения (4) будет

$$X = (E - A)^{-1} y,$$

где $(E - A)^{-1}$ — обратная матрица; E — единичная матрица. Уравнение (1) преобразуется в форму

$$Z_0^{\hat{}} = W_{\hat{a},\bar{n}}[W_a(x, y)].$$

Эмуляция, по определению, предполагает создание условий, когда производственные факторы "полета" мак-

симально приближены к реальным факторам. Однако из-за очевидных ограничений возможностей наземных комплексов не может быть достигнуто полного соответствия этих факторов. Эти ограничения касаются в основном факторов, оказывающих неинструментальное воздействие, так как инструментальная составляющая воздействия ФФП может быть воспроизведена практически в полном объеме средствами информационно-управляющего поля подвижной кабины в составе наземного комплекса. Данные обстоятельства приводят к определенным сдвигам в структуре факторов воздействия, влияние которых при формировании адекватного образа полета и будет определять степень различия реального и эмулированного образов полета.

Применительно к наземному эксперименту с использованием эмуляции положим, что:

$$x^{(1)} = (x_1^{(1)}, \dots, x_n^{(1)}); i = \overline{1, n}, \text{ — вектор факторов полета, воздействующих на человека;}$$

$$x^{(2)} = (x_1^{(2)}, \dots, x_m^{(2)}); i = \overline{1, m}; n \geq m \text{ — вектор факторов полета, продуцируемых средствами эмуляции;}$$

$y^{(1)}$ — вектор факторов инструментального воздействия;

$y^{(2)}$ — вектор факторов, не воспроизводимых средствами эмуляции наземного комплекса;

$A^{(12)}$ — матрица коэффициентов эффективности средств эмуляции при продуцировании факторов полета $x^{(2)}$ (эффективность эмуляции);

$A^{(21)}$ — матрица коэффициентов интенсивности проявления факторов полета в образе полета при эмуляциях (интенсивность эмуляции).

Тогда модель факторов инструментального и неинструментального воздействий для эмуляций может быть представлена как

$$\begin{aligned} x^{(1)} &= Ax^{(1)} + A^{(12)} x^{(2)} + y^{(1)}; \\ x^{(2)} &= A^{(21)} x^{(1)} - y^{(2)}. \end{aligned} \quad (5)$$

Модель (5) отражает соотношение инструментальных и неинструментальных воздействий при приведении образа полета, сформированного методом эмуляции, в соответствие реальному образу. Решением для нее будет

$$\begin{aligned} x^{(1)} &= x + \Delta x; \\ x^{(2)} &= \frac{1}{\psi} (A^{(21)} x^{(1)} - y^{(2)}), \end{aligned}$$

где x — решение для исходной модели (4); $\Delta x = (E - A)^{-1} A^{(12)} x^{(2)}$; $\psi = 1 - A^{(21)} / ((E - A)^{-1} A^{(12)})$.

Здесь Δx характеризует сдвиги в структуре воздейст-

вующих факторов относительно факторов реального полета, что, как отмечалось выше, определяет не только качественную сторону в различиях образов полета — реального и эмулированного, но и может служить степенью различий ощущений реального полета и "полета" на земле. Тогда уравнение (2) модифицируется в форму

$$Z_0^y = W_{\hat{a},\hat{n}} [W_{\hat{a}}(x^{(1)}, x^{(2)}, y^{(1)}, \Delta x)].$$

Частные случаи модели (5):

1. Число факторов полета, не поддающихся продуцированию при эмуляциях, составляет фиксированную долю от общего числа воздействующих факторов.

2. Интенсивность проявления факторов полета при эмуляциях пропорциональна факторам полета $x^{(1)}, x^{(2)}$.

Случай 1

Этому случаю соответствует условие

$$x^{(2)} = \hat{\gamma}(x^{(2)} + y^{(2)}), \quad (6)$$

где $\hat{\gamma}$ — диагональная матрица коэффициентов γ_{ij} ($0 \leq \gamma_{ij} \leq 1, 0; i, j = \overline{1, m}$), характеризующих эффективность эмуляции.

С учетом (6) модель (5) принимает вид

$$\begin{aligned} x^{(1)} &= Ax^{(1)} + A^{(12)}x^{(2)} + y^{(1)}; \\ x^{(2)} &= \hat{\gamma}A^{(21)}x^{(1)}, \end{aligned} \quad (7)$$

откуда, в частности,

$$x^{(1)} = (E - A^*)^{-1} y^{(1)},$$

где A^* — модифицированная матрица коэффициентов, отражающих влияние факторов неинструментального воздействия: $A^* = A + A^{(12)}\hat{\gamma}A^{(21)}$. Слагаемое $A^{(12)}\hat{\gamma}A^{(21)}$ не только определяет отличие матрицы A^* от исходной матрицы A ($\forall a_{ij}^* \neq \forall a_{ij}$), но и выражает отмеченные выше структурные сдвиги в феномене восприятия человека в результате воздействия неинструментальных факторов при переходе к их эмуляции.

Если все коэффициенты $\gamma_{ij} = \text{const}$, то модель (7) может быть представлена в более простом виде

$$\begin{aligned} x^{(1)} &= (E - \gamma A^{(12)} A^{(21)})^{-1} y^{(1)}; \\ x^{(2)} &= \gamma A^{(21)} (E - \gamma A^{(12)} A^{(21)})^{-1} y^{(2)}. \end{aligned}$$

Случай 2

В этом случае при одинаковой интенсивности v_i проявления факторов полета и одинаковой эффективности u_i средств эмуляции любого продуцируемого фактора полета матрицы $A^{(12)}$ и $A^{(21)}$ вырождаются соответственно в вектор-строку $v = (v_1, \dots, v_n)$ и вектор-столбец $u = (u_1, \dots, u_m)$.

Тогда модель (7) представляется как

$$\begin{aligned} x^{(1)} &= Ax^{(1)} + ux^{(2)} + y^{(1)}; \\ x^{(2)} &= vx^{(1)} - y^{(2)}, \end{aligned}$$

и решением для нее будет

$$\begin{aligned} x^{(1)} &= x + \Delta x; \\ x^{(2)} &= \frac{1}{\psi}(vx^{(1)} - y^{(2)}), \end{aligned}$$

где $\Delta x = (E - A)^{-1} [u(vx^{(1)} - y^{(2)})/\psi]$;

$\psi = 1 - v(E - A)^{-1}u$.

Решение для моделей подобного рода так или иначе связано с определением обратных матриц

$$(E - A)^{-1} = (E - A)_{ij} / \det(E - A),$$

где $(E - A)_{ij}$ — матрица алгебраических дополнений к элементу номера ij ; $\det(E - A)$ — определитель матрицы $(E - A)$.

Решение модели возможно, если матрица $(E - A)$ невырожденная, и необходимым условием получения решения будет условие $\det(E - A) \neq 0$, что, очевидно, зависит от параметров исходной матрицы A .

Разложение обратной матрицы $(E - A)^{-1}$ в виде суммы матричного ряда: $(E - A)^{-1} = E + A^1 + A^2 + \dots + A^n$; $n \rightarrow \infty$, до выполнения условия $A^s = 0$ ($s \leq n$) позволяет провести оценку числа факторов $k = s - 1$, между которыми существуют обратные связи, влияющие на формирование образа полета.

Очевидно, что неучет каких-либо обратных связей или пренебрежение ими приводит к появлению ошибок. В этом случае можно говорить о чувствительности модели к изменению ее исходной матрицы до уровня A^* .

С учетом изложенного задача минимизации нормы разности ощущений (3) запишется в виде

$$\begin{aligned} \min_{x,y} \|Z_0^y - Z_0^o\| &= \\ &= \min \|W_{\hat{a},\hat{n}} [W_{\hat{a}}(x^{(1)}, x^{(2)}, y^{(1)}, \Delta x)] - W_{\hat{a},\hat{n}} [W_{\hat{a}}(x, y)]\|. \end{aligned} \quad (8)$$

Необходимо отметить, что задача минимизации различий ощущений физических факторов полета характерна для наземных комплексов отработки и тренажеров, в которых требуются адекватные системы имитации и (или) эмуляции обстановки и обстоятельств реального полета.

Таким образом, рассмотренная математическая модель позволяет оценивать соотношение факторов инструментального и неинструментального воздействия и их роли в формировании образа полета у оператора. Полезность подобной модели состоит в том, что в ней отражены особенности формирования образа полета с учетом сдвигов в структуре факторов воздействия, возникающих при эмуляции, на основании чего можно получить оценки степени адекватности

образа полета, сформированного на наземном комплексе обработки, образу реального полета.

Абстракт

1. Развитие беспилотной боевой авиации и роль информационных технологий в ее реализации. Аналитический обзор. М., НИЦ ФГУП "ГосНИИАС", 2005. 112 с.

2. Завалова Н.Д., Ломов Б.Ф., Пономаренко В.А. Образ в системе психической регуляции деятельности. М.: Наука, 1986. 344 с.

3. Красовский А.А. Основы теории авиационных тренажеров. М.: Машиностроение, 1995. 304 с.

4. Бюллетень технической информации. ФГУП "РСК "МиГ". 2007. № 3 (№ 44). С. 182–192.

5. "Иркут-850". Авиационный комплекс дистанционного зондирования. Рекламный проспект международной выставки "UVS-TECH-2007", г. Москва. Корпорация ИРКУТ. 2007.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ІІААЕӨЕЕ ДІННЕНЕНЕЕ ЕНӨДААЕӨАЕÜ №35 НІААӨӨЕЕ А ОІАА ЕАОІОӨ ЕНІОӨАІЕЕ НІОӨЕ АУЕАӨ

ІІААЕӨЕЕДІАЕÜІУЕ ЕНӨДААЕӨАЕÜ №35 НІААӨӨЕЕ НІОӨЕ АУЕАӨ, А ОІАА ЕІОІДІАІ ІДІАІАЕЕЕНÜ ÇАААӨЖАР ÜЕА ЕН-ІОӨАІЕУ НЕНӨАІ Ü ОІДААЕАІЕУ ІІЕАӨІІ, НІІАÜААӨ ІДААА-НЕОААА ЕІІІАІЕЕ "НӨОІЕ". "АНА НЕНӨАІ Ü НАІІЕАӨА ДААІДАЕЕ А ЖӨАЕІА", – АІАІДӨӨНҰ А НІІАÜАІЕЕ.

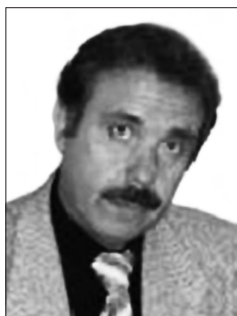
ІІ ЕІОІДІАЕЕ АӨЕ "НӨОІЕ", АІ АӨІДІІ ЕААДӨАЕА 2009 А. ІЕАІЕДӨАӨНҰ ІІАЕЕР-ЕӨÜ Е ЕАӨІÜІ ЕНІОӨАІЕУІ АÜА ІАЕІ НАІІЕАӨ Е АІААӨЕ -ЕНЕІ ІІЕАӨІА ІА ДААӨ ЕНӨДААЕӨАЕУӨ АІ 150–160. АҰОІІ АІАӨ ІДААІІЕАААӨНҰ ÇАААӨЖӨÜ НӨАӨЕ-АНЕЕА ЕНІОӨАІЕУ Е ІА-АӨÜ ІДААІДӨӨ ДЖӨЕІА НААДӨІАІААДАІІНӨЕ.

Е ЕАӨІÜІ ЕНІОӨАІЕУІ ЕНӨДААЕӨАЕУ №35 ЕІІІАІЕУ "НӨОІЕ" ІДЕНӨОІЕЕА А ОААДӨАЕА 2008 А. ІАДАÜЕ АУЕАӨ НІНӨІУЕНҰ ІА АҰОІАДІІА ЕАӨІІ-ЕННЕААІААДӨАЕУНЕНІАІ ЕІНӨЕДӨА ЕІ. І.І. АӨІІІАА А ІІАІІНЕНІАІІІ АӨЕІАНЕНІІ. А ІЕДҰАДӨА 2008 А. А ЕІІНІІІЕУНЕНІА-ІА-АІОДІА ІІАІУЕНҰ А АІÇАӨӨ АӨІДІЕ НАІІЕАӨ. А ОА-АІЕА АІАА АУЕЕ ÇАААӨЖАІÜ НӨАӨЕ-АНЕЕА ЕНІОӨАІЕУ ІІОІІАІ ІАДАÇОА А -АНӨЕ АІНӨЕЖАІЕУ ІДАААЕÜІÜО ДЖӨЕІА ІДӨ ІІАДААДЖААІЕЕ ЕАӨІÜО ДАДАӨӨАДӨНӨЕ. АІ АДАІҰ ЕНІО-ОАІЕЕ АУЕЕ ДАЕЖА ІІАДААДЖААІÜ ДАДАӨӨАДӨНӨЕЕ НӨНІЕ-ЕАНӨӨЕ, ІДІААААІА ІДААІДӨА ЕІІІЕАНІІЕ НЕНӨАІ Ü ОІДААЕА-ІЕУ, НАІІЕАӨІÜО НЕНӨАІ Е ІААЕАДӨЕІІІАІ ІАІДӨАІААІЕУ. "ОІА АУІІЕІАІЕУ ІДІАДАІ Ü ЕНІОӨАІЕЕ №35 ІІАДААДЖАААӨ ДАІАА ІАҰҰАЕАІІÜА НДІЕЕ ІА-АЕА ААІ НАДӨЕІÜО ІІНӨААІЕ ДІННЕНЕНЕЕ І ÇАДӨААЖІÜІ ÇАЕАÇ-ЕЕАІ – А 2011 А.", – АІАІДӨӨНҰ А НІІАÜАІЕЕ.

ІІ ІОАІЕА ҰЕНІАДӨІА, ІІНӨОІЕАІЕА ЕНӨДААЕӨАЕУ №35 ІА АІІДӨАІЕА ДІННЕНЕНЕЕ ААН АОААӨ НІІНІАНӨАІААӨÜ ОЕДАІ-ЕАІЕР ІАІДІІНІІНІАІІНӨЕ НӨДАІÜ, А ДАЕЖА ІІÇАІЕӨӨ ЕІІІАІЕЕ "НӨОІЕ" НІОДАІЕӨÜ ЕІІЕОДАІОІНІІНІАІІНӨÜ АІ АÜОІАА ІА ДÜІІЕ ЕНӨДААЕӨАЕУ ІҰОІАІ ІІЕІЕАІЕУ. №35 ІЕАІЕДӨАӨНҰ ІІНӨААЕУӨÜ А НӨДАІÜ БАІ-АІНӨІ-ІІЕ АÇЕЕ, АӨДӨЕЕ, АЕЕАІААІ АІНӨІЕА Е БЖІЕ АІАДӨЕЕ.

№35 – АЕОАІЕІ ІІААДІЕÇЕДІААІІÜЕ НААДӨІАІААДАІІÜЕ ІІААЕӨЕІІАЕÜІУЕ ЕНӨДААЕӨАЕУ ІІЕІЕАІЕУ "4+.". А ІАІ ЕНІІЕУÇІААІÜ ОАӨІІЕІАЕЕ ІҰОІАІ ІІЕІЕАІЕУ, ІААНІА-ЕААР ÜЕА ІДААІНІАНӨАІ ІАА ЕНӨДААЕӨАЕУІЕ АІАЕІАЕ-ІІАІ ЕЕАННА. ІӨЕЕ-ЕОАЕУІÜЕ НІІААІІНӨҰІЕ НАІІЕАӨА ҰАЕҰРӨНҰ ІІАÜЕ ЕІІІЕАЕН ААЕІЕЕЕ ІА НІІІАА ОЕОДІАІЕ ЕІОІДІАДӨЕІІ-ІІ-ОІДААЕҰР ÜАЕ НЕНӨАІ Ü, ЕІОААДӨӨР ÜАЕ НЕНӨАІ Ü АІДӨІАІАІ ІАІДӨАІААІЕУ, ІІААҰААЕІЕІАӨЕІІІАҰ НӨАІОЕҰ Н ОАÇЕ-ДІААІІЕ АІОАІІЕ ДАДӨЕІЕ Н АІЕУӨІЕ ААЕУІНӨҰР ІАІДӨАІЕУ АІÇАӨӨІÜО ОАЕАЕ Н ОААЕЕ-АІІÜІ -ЕНЕНІІ ІАІІАДА-ІАІІІ НІІДІАІЖАААІ ÜОЕ ІАНОДАЕЕАААІ ÜО ОАЕАЕ, ІІАÜА ААЕААДӨЕЕ Н ОААЕЕ-АІІІЕ ДҰАІЕ ІІАІДІДІÜІ ААЕОІДІІ ДҰАЕ.

Вестник Интерфакс – АВН № 10 (388), 2009 г.



БУКРИН
Валерий Васильевич — заместитель директора НИИ космических систем — филиала ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, доктор воен. наук, профессор



КУРЕЕВ
Виктор Дмитриевич — заместитель начальника комплекса НИИ космических систем — филиала ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, доктор техн. наук



ВЛАСОВ
Юрий Вениаминович — заместитель начальника Управления заказов и поставок космических систем и средств ракетно-космической обороны Минобороны России



ГАВРИЛЕНКО
Сергей Владимирович — начальник отдела Управления заказов и поставок космических систем и средств ракетно-космической обороны Минобороны России

Оптимальная организация процесса экспериментальной отработки летательных аппаратов

В.В. Букрин, В.Д. Куреев, Ю.В. Власов, С.В. Гавриленко

Рассматриваются вопросы оценки экономичности системы испытаний летательных аппаратов и оптимизации процесса их испытаний.

Ключевые слова: летательные аппараты; экспериментальная отработка; экономичность; оптимальная организация испытаний.

V.V. Bukrin, V.D. Kureev, Yu.V. Vlasov, S.V. Gavrilenko. Optimal Organization Of Spacecrafts Tests

Issues concerning evaluation of economy for spacecrafts tests system optimization of tests process are reviewed.

Key words: spacecrafts; tests; economy; optimal organization of test.

В целях подтверждения характеристик перспективных летательных аппаратов (ЛА) в соответствии с требованиями руководящих документов [2] создается система их экспериментальной отработки (СЭО).

В процессе испытаний СЭО ЛА может находиться в одном из состояний S_i , представленных на рисунке, или в процессе перехода из одного состояния в другое, определяемое дугами q_{ij} (см. таблицу).

При этом S_1 — работоспособное состояние СЭО ЛА, позволяющее применять ее по целевому назначению; S_2 — диагностирование СЭО ЛА; S_3 — неработоспособное состояние СЭО ЛА, не позволяющее применять ее по целевому назначению; S_4 — восстановление готовности СЭО к проведению испытаний ЛА.

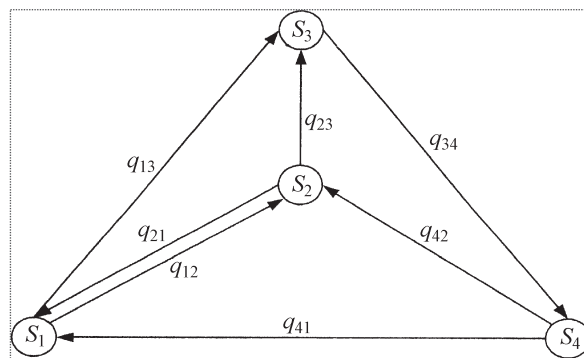
Очевидно, что без принятия специальных организационно-технических мер СЭО ЛА функционирует не в оптимальном режиме.

Выберем в качестве критерия оптимальности функционирования СЭО ЛА минимум затрат при обеспечении требуемого уровня готовности системы к целевому применению.

Полные затраты C_Σ на функционирование СЭО ЛА могут быть определены как сумма затрат на пребывание СЭО ЛА во всех состояниях S_i :

$$C_\Sigma = \sum_{i=1}^4 C_i, \quad (1)$$

где C_i — средние затраты на пребывание СЭО ЛА в i -м состоянии.



Граф состояний системы экспериментальной отработки ЛА

Физический смысл дуг графа состояний СЭО ЛА

Индекс	Состояние СЭО ЛА
q_{12}	Переход из состояния готовности к проведению испытаний ЛА в состояние диагностики СЭО
q_{13}	Переход из состояния готовности к проведению испытаний ЛА в неработоспособное состояние СЭО
q_{21}	Переход из состояния диагностики СЭО в ее работоспособное состояние
q_{23}	Переход из состояния диагностики СЭО в ее неработоспособное состояние
q_{34}	Переход из неработоспособного состояния СЭО в состояние восстановления ее готовности к проведению испытаний ЛА
q_{41}	Переход из состояния восстановления СЭО в состояние ее готовности к проведению испытаний ЛА
q_{42}	Переход из состояния восстановления СЭО в состояние ее диагностирования

В работе [1] показано, что средние затраты на пребывание СЭО ЛА в i -м состоянии пропорциональны времени ее нахождения в этом состоянии:

$$C_i = C_{0i} t_i, \quad (2)$$

где C_{0i} — средние расходы в единицу времени нахождения СЭО ЛА в i -м состоянии.

В соответствие с графом состояний СЭО ЛА определим средние затраты на пребывание СЭО ЛА в i -м состоянии:

$$C_1 = C_{01} t_1; C_2 = C_{02} x t_1; C_3 = C_{03} y t_1; C_4 = C_{04} z t_1, \quad (3)$$

где C_{0i} — средние нормативные затраты в единицу времени нахождения СЭО ЛА в i -м состоянии; x, y, z — коэффициенты пропорциональности, характеризующие время пребывания СЭО ЛА в i -м состоянии в долях от t_1 — времени пребывания СЭО ЛА в исправном состоянии.

Средние нормативные расходы в единицу времени нахождения СЭО ЛА в i -м состоянии C_{0i} определим следующим образом:

$$C_{02} = C_{01} + \Delta C_{02}; C_{03} = C_{01} + \Delta C_{03}; C_{04} = C_{01} + \Delta C_{04}, \quad (4)$$

где $\Delta C_{02}, \Delta C_{03}, \Delta C_{04}$ — превышения средних расходов при нахождении СЭО ЛА в i -м состоянии по сравнению с ее исправным состоянием.

Диапазоны изменения коэффициентов пропорциональности x, y, z определяются выражениями

$$\begin{aligned} x_i &\leq x \leq x_{\bar{a}}; \\ y_i &\leq y \leq y_{\bar{a}}; \\ z_i &\leq z \leq z_{\bar{a}}. \end{aligned} \quad (5)$$

В выражениях (5) индексы коэффициентов пропорциональности означают их нижние и верхние пределы изменения.

Диапазоны изменения коэффициентов пропорциональности определяются полученными при отработке ЛА статистическими данными.

В работе [1] предложено для определения полных затрат на функционирование СЭО ЛА использовать модифицированное выражение (1):

$$\begin{aligned} C_{\Sigma} &= \sum_{i=1}^4 (\pi_i C_i) / \sum_{i=1}^4 (\pi_i t_i) = \\ &= \frac{\pi_1 C_1 + \pi_2 C_2 + \pi_3 C_3 + \pi_4 C_4}{\pi_1 t_1 + \pi_2 t_2 + \pi_3 t_3 + \pi_4 t_4}, \end{aligned} \quad (6)$$

где π_i — вероятность пребывания СЭО ЛА в i -м состоянии; t_i — среднее время пребывания СЭО ЛА в i -м состоянии.

С учетом выражений (3) выражение (6) может быть записано в виде

$$\begin{aligned} C_{\Sigma} &= \frac{(\pi_1 C_{01} + \pi_2 x C_{02} + \pi_3 y C_{03} + \pi_4 z C_{04}) t_1}{(\pi_1 + \pi_2 x + \pi_3 y + \pi_4 z) t_1} = \\ &= \frac{C_{01} (\pi_1 + \pi_2 x \Delta C_{02} + \pi_3 y \Delta C_{03} + \pi_4 z \Delta C_{04})}{\pi_1 + \pi_2 x + \pi_3 y + \pi_4 z}. \end{aligned} \quad (7)$$

Для определения неизвестных параметров в выражении (7) применим аппарат теории полумарковских процессов [1]. При этом вероятность π_i пребывания СЭО ЛА в i -м состоянии определяется путем решения системы уравнений:

$$\begin{aligned} \pi_i &= \sum_{j \in E} \pi_j p_{ji}; \\ \sum_{i=1}^n \pi_i &= 1, \end{aligned} \quad (8)$$

где p_{ij} — вероятность перехода СЭО ЛА из i -го состояния в j -е.

Система (8) состоит из $n+1$ уравнений и содержит n неизвестных. Поэтому для определения всех π_i одно из

уравнений (кроме последнего) из рассмотрения исключается.

С учетом (8) получим зависимости для определения значений π_i :

$$\begin{aligned}\pi_1 &= \pi_2 p_{21} + \pi_4 p_{41}; \\ \pi_2 &= \pi_1 p_{12} + \pi_4 p_{42}; \\ \pi_3 &= \pi_1 p_{13} + \pi_2 p_{23}; \\ \pi_4 &= \pi_3 p_{34}; \\ \pi_1 + \pi_2 + \pi_3 &= 1.\end{aligned}\quad (9)$$

Исключим из рассмотрения второе уравнение системы (9). Заметим, что $p_{34} = 1$ в силу единственности перехода. Путем несложных преобразований получим выражения для определения значений π_i :

$$\begin{aligned}\pi_i &= \frac{1}{H}(A p_{21} + p_{41}); \\ \pi_2 &= \frac{1}{H} A; \\ \pi_3 &= \frac{1}{H}; \quad \pi_4 = \frac{1}{H},\end{aligned}\quad (10)$$

где

$$A = \frac{1 - p_{41} p_{13}}{p_{21} p_{13} + p_{23}}; \quad (11)$$

$$H = (p_{21} + 1)A + (p_{41} + 2). \quad (12)$$

Вероятность перехода СЭО ЛА из i -го состояния в j -е определяются выражением [1]

$$p_{ij} = \int_0^t \prod_{k \neq j} [1 - Q_{ik}(t)] dQ_{ij}(t), \quad (13)$$

где $Q_{ik}(Q_{ij})$ – функции распределения времени пребывания СЭО ЛА в i -м состоянии до перехода в k -е (j -е) состояние.

Для СЭО ЛА распределение времени ее пребывания в i -м состоянии до перехода в k -е (j -е) состояние осуществляется:

для дуг q_{12} , q_{13} , q_{21} и q_{23} – по экспоненциальному закону

$$Q_{ij}(t) = 1 - e^{-\omega_{ji}t}; \quad (14)$$

для дуг q_{34} , q_{41} и q_{42} – по закону Эрланга

$$Q_{\mu\nu}(t) = 1 - (1 + \omega_{\mu\nu}t)e^{-\omega_{\mu\nu}t}. \quad (15)$$

Используя (14) и (15), по выражению (13) определим значения вероятностей перехода СЭО ЛА из i -го состояния в j -е:

$$\begin{aligned}p_{12} &= \int_0^\infty [1 - Q_{13}(t)] dQ_{12}(t) = \int_0^\infty e^{-\omega_{13}t} \omega_{12} e^{-\omega_{12}t} dt = \frac{\omega_{12}}{\omega_{12} + \omega_{13}}; \\ p_{13} &= \int_0^\infty [1 - Q_{12}(t)] dQ_{13}(t) = \int_0^\infty e^{-\omega_{12}t} \omega_{13} e^{-\omega_{13}t} dt = \frac{\omega_{13}}{\omega_{12} + \omega_{13}}; \\ p_{21} &= \int_0^\infty [1 - Q_{23}(t)] dQ_{21}(t) = \int_0^\infty e^{-\omega_{23}t} \omega_{21} e^{-\omega_{21}t} dt = \frac{\omega_{21}}{\omega_{21} + \omega_{23}}; \\ p_{23} &= \int_0^\infty [1 - Q_{21}(t)] dQ_{23}(t) = \int_0^\infty e^{-\omega_{21}t} \omega_{23} e^{-\omega_{23}t} dt = \frac{\omega_{23}}{\omega_{21} + \omega_{23}}; \\ p_{34} &= 1 \text{ (â ñèëó ääè í ñðääí í îñðè ï äðäõîäâ);} \quad (16) \\ p_{41} &= \int_0^\infty [1 - Q_{42}(t)] dQ_{41}(t) = \int_0^\infty (1 + \omega_{42}t) e^{-\omega_{42}t} \omega_{41}^2 t e^{-\omega_{41}t} dt = \\ &= \left(\frac{\omega_{41}}{\omega_{41} + \omega_{42}} \right)^2 \left(1 + \frac{2\omega_{42}}{\omega_{41} + \omega_{42}} \right); \\ p_{42} &= \int_0^\infty [1 - Q_{41}(t)] dQ_{42}(t) = \int_0^\infty (1 + \omega_{41}t) e^{-\omega_{41}t} \omega_{42}^2 t e^{-\omega_{42}t} dt = \\ &= \left(\frac{\omega_{42}}{\omega_{41} + \omega_{42}} \right)^2 \left(1 + \frac{2\omega_{41}}{\omega_{41} + \omega_{42}} \right).\end{aligned}$$

Среднее время пребывания СЭО ЛА в i -м состоянии определяется выражением [1]

$$t_i = \int_0^\infty \prod_{j \in T} [1 - Q_{ij}(t)] dt. \quad (17)$$

С учетом (14) и (15) получим

$$\begin{aligned}t_1 &= \int_0^\infty [1 - Q_{12}(t)] [1 - Q_{13}(t)] dt = \int_0^\infty e^{-\omega_{12}t} e^{-\omega_{13}t} dt = \frac{1}{\omega_{12} + \omega_{13}}; \\ t_2 &= \int_0^\infty [1 - Q_{21}(t)] [1 - Q_{23}(t)] dt = \int_0^\infty e^{-\omega_{21}t} e^{-\omega_{23}t} dt = \frac{1}{\omega_{21} + \omega_{23}}; \\ t_3 &= \int_0^\infty [1 - Q_{34}(t)] dt = \int_0^\infty (1 + \omega_{34}t) e^{-\omega_{34}t} dt = \\ &= \int_0^\infty e^{-\omega_{34}t} dt + \omega_{34} \int_0^\infty t e^{-\omega_{34}t} dt = \frac{1}{\omega_{34}} + \omega_{34} \frac{1}{\omega_{34}^2} = \frac{2}{\omega_{34}}; \quad (18)\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
t_4 &= \int_0^{\infty} [1 - Q_{41}(t)][1 - Q_{42}(t)] dt = \\
&= \int_0^{\infty} (1 + \omega_{41})e^{-\omega_{41}t} (1 + \omega_{42})e^{-\omega_{42}t} dt = \\
&= \int_0^{\infty} e^{-(\omega_{41} + \omega_{42})t} dt + (\omega_{41} + \omega_{42}) \times \\
&\times \int_0^{\infty} t e^{-(\omega_{41} + \omega_{42})t} dt + \omega_{41} \omega_{42} \int_0^{\infty} t^2 e^{-(\omega_{41} + \omega_{42})t} dt = \\
&= \frac{1}{\omega_{41} + \omega_{42}} + \frac{1}{\omega_{41} + \omega_{42}} + \frac{2\omega_{41}\omega_{42}}{(\omega_{41} + \omega_{42})^3} = \\
&= \frac{2}{\omega_{41} + \omega_{42}} \left[1 + \frac{\omega_{41}\omega_{42}}{(\omega_{41} + \omega_{42})^2} \right]. \quad (18)
\end{aligned}$$

Зависимости (7) – (18) используем для решения задачи оптимизации процесса функционирования СЭО ЛА, которая заключается в определении таких значений его параметров, при которых полные затраты на функционирование СЭО ЛА будут минимальными, но при этом коэффициент готовности СЭО ЛА к проведению испытаний будет не меньше директивно установленного.

В качестве коэффициента готовности СЭО ЛА к проведению испытаний может быть использована вероятность нахождения СЭО ЛА в работоспособном состоянии P_1 , определяемая в соответствии с [1] выражением

$$P_1 = \pi_1 t_1 / \left(\sum_{i=1}^4 \pi_i t_i \right). \quad (19)$$

Другими словами, задача оптимизации процесса функционирования СЭО ЛА формулируется следующим образом: определить значения параметров x, y, z , доставляющие минимум функционалу

$$C_{\Sigma} = \frac{C_{01}(\pi_1 + \pi_2 x \Delta C_{02} + \pi_3 y \Delta C_{03} + \pi_4 z \Delta C_{04})}{\pi_1 + \pi_2 x + \pi_3 y + \pi_4 z} = \min \quad (20)$$

при ограничениях

$$\begin{aligned}
P_1 &= \frac{\pi_1}{\pi_1 + \pi_2 x + \pi_3 y + \pi_4 z} \geq P_1^{\text{доп}}; \\
x_i &\leq x \leq x_{\hat{a}}; \\
y_i &\leq y \leq y_{\hat{a}}; \\
z_i &\leq z \leq z_{\hat{a}}.
\end{aligned} \quad (21)$$

Величины π_i определяются через параметры процесса функционирования СЭО ЛА ω_i выражениями (10)...(12) и (16).

Значительно реже на практике требуется решение обратной задачи оптимизации, когда нужно определить такие значения параметров x, y, z , которые при располагаемых финансовых ресурсах позволяют достичь максимальной готовности СЭО ЛА к применению по целевому назначению.

Математическая запись этой задачи представлена выражениями

$$P_1 = \frac{\pi_1}{\pi_1 + \pi_2 x + \pi_3 y + \pi_4 z} = P_{1\text{max}} \quad (22)$$

при условии

$$\begin{aligned}
C_{\Sigma} &= \frac{C_{01}(\pi_1 + \pi_2 x \Delta C_{02} + \pi_3 y \Delta C_{03} + \pi_4 z \Delta C_{04})}{\pi_1 + \pi_2 x + \pi_3 y + \pi_4 z} \leq C_{\text{доп}}; \\
x_i &\leq x \leq x_{\hat{a}}; \\
y_i &\leq y \leq y_{\hat{a}}; \\
z_i &\leq z \leq z_{\hat{a}}.
\end{aligned} \quad (23)$$

Для решения прямой и обратной задач оптимизации процесса функционирования СЭО ЛА по формулам (20), (21) и (22), (23) разработаны компьютерные программы, написанные на языке Фортран.

Абстракт

1. Волков Л.И. Безопасность и надежность систем. М.: Изд. СИП РИА, 2003. 267 с.

2. Положение о порядке создания и серийного производства ракетных и космических комплексов (РК-98). М.: Изд. МО, 1998. 118 с.



ЗАНИН
Кирилл Анатольевич —
ведущий научный сотрудник
ФГУП "НПО
им. С.А. Лавочкина",
кандидат техн. наук



ХАЙЛОВ
Михаил Николаевич —
заместитель начальника
управления Федерального
космического агентства

Формирование требований к динамике космических аппаратов дистанционного зондирования Земли

К.А. Занин, М.Н. Хайлов

Изложены требования к точности отработки угловой скорости и динамическому диапазону системы стабилизации космических аппаратов дистанционного зондирования Земли во время съемки. Рассмотрена зависимость требований от высоты орбиты, углового разрешения оптической системы и времени накопления сигнала в приемнике изображения.

Ключевые слова: динамика космического аппарата; угловое движение; определение высоты орбиты; угловое разрешение; элемент приемника изображения; выбор параметров; оптико-электронная космическая система наблюдения; зондирование Земли; время накопления сигнала; линейное разрешение; качество изображения; функция передачи модуляции; случайные отклонения бега изображения.

K.A. Zanin, M.N. Khailov. Estimation The Dynamic Of Spacevehicles For The Distance Earthexploring

In this article is given how to form the demands of the angular movement dynamic of spacevehicles for the distance Earthexploring during a survey. It is examined how the demands depend on the orbital altitude, angular resolution of the optical system and signal accumulation time in a picture receiver.

Key words: dynamic of spacevehicles; angular movement; depend on the orbital altitude; angular resolution; picture receiver element; parameters choosing; optical-electronic space system; Earth sounding; signal accumulation time; linear resolution; picture quality; modulate transfer function; irregulation picture running.

В настоящее время большинство космических систем дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ), в том числе и перспективных (таких как Ikonos, QuickBird, OrbView-3, Eros, GeoEye-1), имеют высокий уровень пространственного разрешения получаемой ими информации (до 1 м) и высокую точность картографической привязки видеоданных (до 10...25 м) (рис. 1).

Совершенствование КС ДЗЗ идет в направлении улучшения пространственной разрешающей способности до 0,5...0,7 м (GeoEye-1, Quick Bird-2).

Одним из показателей технического совершенства КС ДЗЗ является угловая разрешающая способность оптической системы (ОС) γ_{OC} . В первую очередь она зависит от диаметра ОС D_{OC} . Детальное пространственное разрешение современных КС ДЗЗ достигается за счет увеличения диаметра и совершенствования схемы ОС (см. таблицу).

Анализируя современное состояние развития КС ДЗЗ, можно выделить следующие типы систем:

- низкого разрешения (Спот, Лэндсат, ALOS и т.д.): $\gamma_{OC} > 0,5''$; $D_{OC} < 0,2$ м;
- среднего разрешения (Eros-A, Eros-B, Orb-View): $0,5'' > \gamma_{OC} > 0,3''$; $0,2$ м $< D_{OC} < 0,5$ м;
- высокого разрешения (Ikonos, Pleiades, Quick-Bird): $0,3'' > \gamma_{OC} > 0,2''$; $0,5$ м $< D_{OC} < 1$ м;
- сверхвысокого разрешения (GeoEye-1): $\gamma_{OC} < 0,2''$; $D_{OC} > 1$ м.

КС ДЗЗ с ОС большого диаметра имеют лучшее линейное разрешение на местности с большей высоты полета и, соответственно, более высокую периодичность

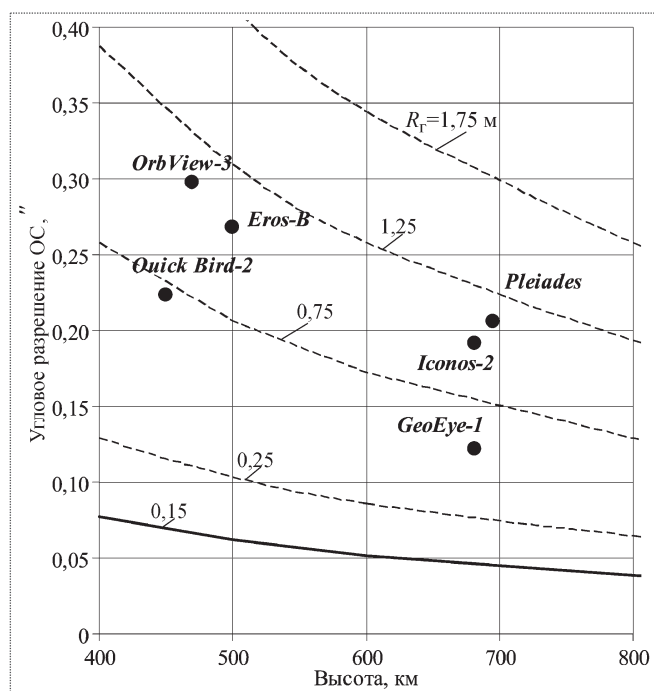


Рис. 1. Диаграмма распределения КС ДЗЗ по разрешающей способности и высоте орбиты

наблюдения и оперативность доставки информации. Вместе с тем применение крупногабаритных ОС требует усовершенствованных методов проектирования и технологий изготовления прецизионных КА.

Прежде всего для реализации возможностей ОС по угловому разрешению необходимо обеспечить требования к точностным характеристикам системы стабилизации (СС) КА. В зависимости от высоты орбиты меняются и требуемые программные значения угловой скорости КА. Поэтому для формирования качественного изображения СС должна обеспечивать необ-

ходимый диапазон программных значений угловой скорости с заданной точностью стабилизации угловой скорости КА.

Рассмотрим методику формирования требований к динамическим и точностным характеристикам системы стабилизации КА ДЗЗ во время съемки.

Метод анализа требований к динамическим характеристикам системы стабилизации КА. Угловые скорости движения КА ДЗЗ во время съемки определяются орбитальным построением и требованиями к времени накопления сигнала в приемнике изображения совместно с параметрами ОС.

Исходя из требуемого соотношения сигнал-шум и времени накопления, определяются значения номинальной скорости бега V_n в фокальной плоскости и скорости движения следа приемника по поверхности Земли $V_{ск}$, м/с:

$$V_i = \frac{\delta_i}{t_i}; \quad (1)$$

$$V_{нб} = \frac{\delta_i}{t_i} \frac{D_{\text{ЭА}}}{F}, \quad (2)$$

где t_n — время экспонирования одного пикселя; δ_n — размер пикселя приемника изображения; $D_{\text{КА}}$ — дальность от объекта до КА в момент съемки; F — фокусное расстояние оптической системы; V_n — номинальная скорость бега изображения в фокальной плоскости; $V_{ск}$ — номинальная скорость движения фокальной плоскости по поверхности Земли.

Для систем с приборами зарядовой связи временной задержки с накоплением (ПЗС ВЗН) время экспонирования одного пикселя меньше, чем всего элемента разрешения на количество шагов накопления в матрице:

Оценка линейного разрешения на местности различных КА

КА	Диаметр объектива, м	Размер пикселя ПЗС, мкм	Высота полета, км	Предельное угловое разрешение ОС по критерию Марешаля, "	Разрешение на местности, м	
					Геометрическое разрешение (проекция пикселя)	Линейное разрешение (оценка)
Iconos-2	0,70	12	680	0,19	0,63	0,94
Quick Bird-2	0,60	12	450	0,22	0,49	0,73
OrbView-3	0,45	6	470	0,30	0,68	1,28
Eros-B	0,50	7	500	0,27	0,65	1,23
Pleiades	0,65	13	685	0,21	0,69	1,02
GeoEye-1	1,10	9	680	0,12	0,40	0,59

$$t_i = \frac{t_i}{n_o}, \quad (3)$$

где t_n — время накопления сигнала, характерное для одного элемента разрешения;

$n_{ш}$ — количество шагов накопления в матрице ПЗС ВЗН.

Заметим, что геометрическое разрешение определяется выражением

$$R_a = \frac{\delta_i D_{\text{ЭЛ}}}{F}. \quad (4)$$

Тогда скорость сканирования следа приемника по поверхности Земли

$$V_{\text{нб}} = \frac{R_a}{t_i}. \quad (5)$$

Выражение (5) имеет простой физический смысл: за время накопления сигнала след пикселя не должен проходить более одного элемента разрешения.

Время накопления сигнала в пикселе ПЗС, требуемое для достижения соотношения сигнал-шум $\psi_{\text{н/ш}}$, определяется выражением [3]

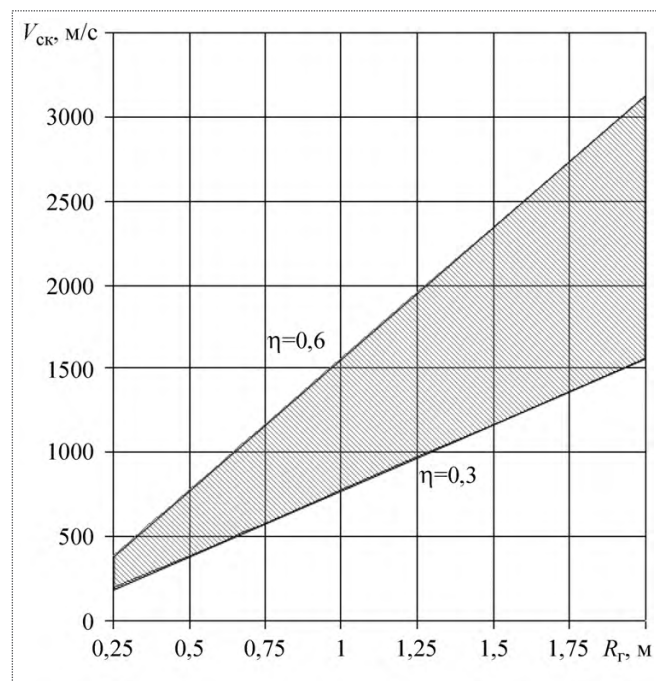


Рис. 2. Диапазон скоростей сканирования следа приемника по поверхности Земли в зависимости от геометрического разрешения для объекта средней контрастности $K_{об} = 0,2$ и соотношения сигнал-шум 100

$$t_i = \frac{4}{\pi} \frac{\psi_{\text{н/ш}}^2}{\tau_{\text{иА}}} \frac{hc}{\eta K_{\text{иА}} B_{\text{иА}} \delta_i^2 \lambda} N^2, \quad (6)$$

где N — относительное фокусное расстояние оптической системы; $\psi_{\text{н/ш}}$ — отношение сигнала к шуму; η — квантовая эффективность ПЗС ячейки; λ — рабочая длина волны, м; $B_{об}$ — яркость объекта наблюдения, Вт·м⁻²·ср⁻¹; $K_{об}$ — контраст объекта; $\delta_{п}$ — размер пикселя, м; $\tau_{об}$ — светопропускание оптической системы и фильтра; $h = 6,626 \cdot 10^{-34}$ Дж·с — постоянная Планка; $c = 2,9979 \cdot 10^8$ м/с — скорость распространения электромагнитного излучения.

В согласованной оптико-электронной регистрирующей системе наилучшее относительное фокусное расстояние однозначно связано с размером кружка рассеивания [1]. Для оптической системы дифракционного качества наилучшее относительное отверстие зависит от рабочей длины волны и размера пикселя и определяется выражением [2]

$$N = \frac{\delta_i}{\lambda}. \quad (7)$$

Таким образом, размер пикселя можно исключить из формулы для времени накопления (6). В результате время накопления для одного элемента разрешения в согласованной оптико-электронной системе в первом приближении зависит только от соотношения сигнал-шум, длины волны и квантового выхода ПЗС:

$$t_i = \frac{4}{\pi} \frac{\psi_{\text{н/ш}}^2}{\tau_{\text{иА}}} \frac{hc}{\eta K_{\text{иА}} B_{\text{иА}} \lambda^3}. \quad (8)$$

Этот факт позволяет при синтезе КС ДЗЗ в первом приближении не учитывать зависимость времени накопления от размера пикселя приемника, относительного фокусного расстояния и других конструктивных параметров ОЭК, которые на предварительных этапах синтеза известны только приблизительно.

Определим физические величины скоростей сканирования следа приемника по поверхности Земли. Яркость объекта среднего контраста $K_{об} = 0,2$ для высоты Солнца над горизонтом, равной 10° , составляет 1,5...4,9 Вт·м⁻²·ср⁻¹. Диапазон возможных скоростей сканирования для квантовой эффективности приемника, равной 0,3...0,6, показан на рис. 2.

Скорость бега изображения должна обрабатываться системой стабилизации КА с требуемой точностью. Величина ее отклонения от номинальной должна удовлетворять следующим условиям:

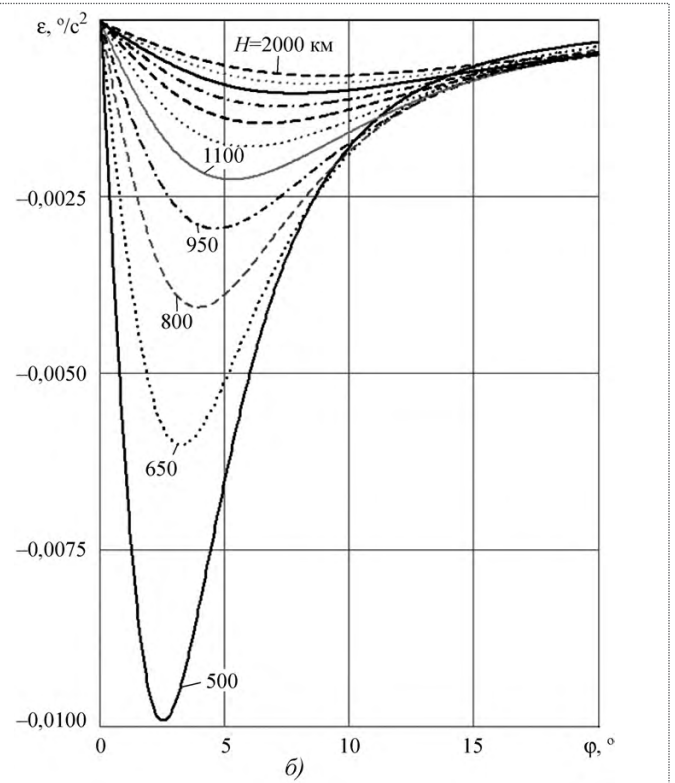
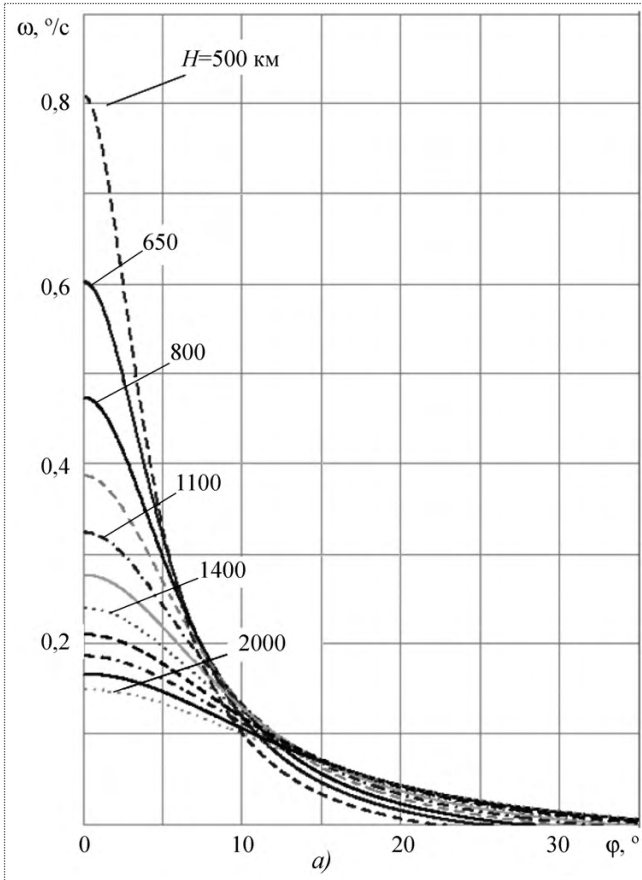


Рис. 4. Максимальная угловая скорость (а) и угловое ускорение (б) при сканировании объекта в зависимости от высоты орбиты

$k_\varepsilon = \varepsilon_{\hat{E}\hat{A}} / (\Delta\omega)$ — отношение углового ускорения к точности отработки угловой скорости, определяющее требования к динамическому диапазону СС по угловому ускорению.

Максимум угловой скорости будет наблюдаться при нулевом угле перенацеливания, когда КА при наблюдении объекта находится в зените. Максимальная угловая скорость определяется выражением

$$\omega_{\hat{E}\hat{A}} = \left(\frac{d\alpha}{dt} \right)_{\max} = \frac{R_{\hat{C}}}{H_{\hat{E}\hat{A}}} \left(\frac{V_{\hat{E}\hat{A}}}{R_{\hat{E}\hat{A}}} + \frac{V_{\hat{n}\hat{e}}}{R_{\hat{C}}} \right). \quad (18)$$

С учетом необходимой скорости сканирования формула для угловой скорости КА имеет вид

$$k_\omega = \frac{n_\sigma}{k_{\hat{n}\hat{i}}} \left(1 + \frac{t_i V_{\hat{E}\hat{A}}}{\delta_i} \frac{F}{H_{\hat{E}\hat{A}}} \right). \quad (19)$$

Учитывая выражение (4) для геометрического разрешения, получим требования к точности отработки угловой скорости и динамическому диапазону по угловой скорости КА:

$$\Delta\omega \leq \frac{k_{\hat{n}\hat{i}} \delta_i}{t_i F} \leq \frac{k_{\hat{n}\hat{i}}}{t_i} \gamma_{\hat{n}\hat{i}}; \quad (20)$$

$$k_\omega = \frac{n_\sigma}{k_{\hat{n}\hat{i}}} + \frac{n_\sigma t_i V_{\hat{E}\hat{A}}}{k_{\hat{n}\hat{i}} R_{\hat{a}}}. \quad (21)$$

Заметим, что $t_i V_{\hat{E}\hat{A}}$ — это путь, который проходит след пикселя по орбите КА за время накопления сигнала. Для большинства КС ДЗЗ высокого разрешения выполняется неравенство $\frac{n_\sigma}{k_{\hat{n}\hat{i}}} \ll \frac{n_\sigma t_i V_{\hat{E}\hat{A}}}{k_{\hat{n}\hat{i}} R_{\hat{a}}}$, и в выражении (21) можно пренебречь слагаемым $n_\sigma / k_{\hat{n}\hat{i}}$. Тогда приближенное выражение для динамического диапазона по угловой скорости будет иметь вид

$$k_\omega \approx \frac{t_i V_{\hat{E}\hat{A}}}{k_{\hat{n}\hat{i}} R_{\hat{a}}}. \quad (22)$$

В соответствии с формулой (22) требования к динамическому диапазону СС зависят только от требований к относительному смазу изображения и отношения пути, пройденного следом пикселя по орбите к

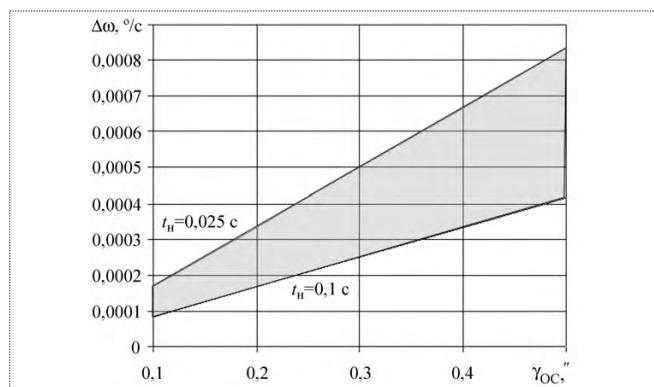


Рис. 5. Требования к точности стабилизации угловой скорости КА

геометрическому разрешению (проекция пикселя на местность).

Путь, который проходит след пикселя по орбите КА за время накопления, не очень сильно зависит от высоты орбиты, поскольку в диапазоне высот работы космической системы наблюдения изменение орбитальной скорости невелико. Также невелик и диапазон изменения времени накопления. Для согласованной оптико-электронной системы он определяется яркостью наблюдаемого объекта и квантовым выходом приемника.

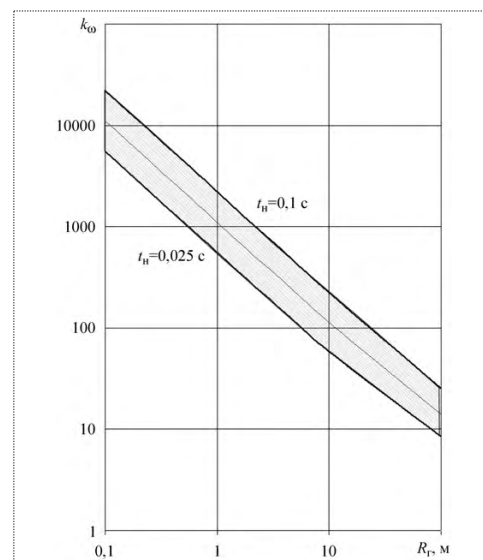
Требования к динамическому диапазону СС прямо пропорционально зависят от пройденного следом пикселя пути и обратно пропорционально — от геометрического разрешения, т.е. чем медленнее идет процесс накопления сигнала или выше разрешение, тем большую точность должна обеспечивать система стабилизации КА.

На рис. 5 приводятся требования к точности стабилизации угловой скорости КА в типовых условиях наблюдения. На рис. 6 показан требуемый динамический диапазон по угловой скорости в зависимости от геометрической разрешающей способности.

Так как проекция пикселя равна произведению дальности наблюдения (при наблюдении в нади́р — высоты орбиты) на угловое разрешение, требуемый динамический диапазон СС возрастает при улучшении геометрического разрешения независимо от высоты орбиты КА.

Таким образом, анализ тенденций развития КС ДЗЗ показал, что совершенствование идет в направлении улучшения пространственной разрешающей способности до 0,5...0,7 м. Оно осуществляется двумя способами: понижением высоты орбиты КА и увеличением диаметра и совершенствования ОС. Причем понижение орбиты КС ДЗЗ снижает ее производительность и оперативность доставки информации, поэтому второй способ улучшения пространственного разрешения предпочтителен.

Рис. 6. Требования к динамическому диапазону по угловой скорости КА ДЗЗ



Оба способа предъявляют повышенные требования к точностным и динамическим характеристикам системы стабилизации КА. При понижении орбиты КА возрастают угловые скорости и угловые ускорения при сканировании изображения. В случае увеличения диаметра ОС повышаются требования к точности стабилизации угловой скорости КА.

Показано, что основное влияние на требования к точности стабилизации оказывает угловая разрешающая способность ОС. Для современных КА ДЗЗ высокого разрешения точность стабилизации угловой скорости должна быть лучше 0,0001 °/с, а динамический диапазон по угловой скорости должен составлять не менее 1000 раз (см. формулу (22)).

Более подробный анализ требований к динамическим характеристикам системы стабилизации КА ДЗЗ должен проводиться с учетом конкретного алгоритма съемки и требований к динамике КА во время перенацеливания.

Список литературы

1. Занин К.А. Выбор параметров оптико-электронной космической системы наблюдения по качеству изображения // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2007. № 11. С. 30–37.
2. Валентюк А.Н., Предко К.Г. Оптическое изображение при дистанционном наблюдении. Минск: Наука и техника, 1991. 421 с.
3. Цицулин А.К. Телевидение и космос. СПб.: Изд. СПбГЭТУ, 2003.
4. Балиев А.В., Макаров В.П., Москатиньев И.В., Самойлов С.Ю., Хайлов М.Н. Методы обработки цифровых массивов видеоданных дистанционного зондирования Земли, обеспечивающие оценку и корректировку неравномерности скорости бега изображения в фокальной плоскости // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов. Сб. науч. трудов НПО им. С.А. Лавочкина. Вып. 6. М.: Блок-Информ-Экспресс, 2005.



КОВАЛЕВ
Михаил Анатольевич — профессор Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва, кандидат техн. наук

Упреждающее обслуживание гидравлических систем воздушных судов

М.А. Ковалев

Рассматривается возможность повышения надежности гидросистем воздушных судов за счет применения упреждающих технологий. Выделен комплексный диагностический признак упреждающего обслуживания гидросистем — дисперсный состав частиц загрязнения рабочей жидкости. Показана необходимость изменения метода контроля и методики оценивания этого параметра.

Ключевые слова: стратегии технического обслуживания; надежность гидравлических систем воздушных судов; упреждающее обслуживание; факторы упреждающего обслуживания гидравлических систем; параметры частиц загрязнения рабочей жидкости гидравлических систем; контроль загрязнения рабочей жидкости гидравлических систем.

M.A. Kovalev. Proactive Maintenance Of Hydraulic Systems Flying Devices

The problem of increase reliability hydrosystems flying devices is considered due to application of proactive maintenance technologies. The complex diagnostic attribute of proactive maintenance hydrosystems — particle size distribution of contamination a working liquid is allocated. It is specified on necessity of change a quality monitoring and a technique a rating this parameter.

Key words: strategy of maintenance service; reliability of aircraft hydraulic systems; proactive maintenance; proactive maintenance factors of hydraulic systems; parameters of contamination particles of a hydraulic fluid; contamination control of a hydraulic fluid.

Авиационные катастрофы, произошедшие за последнее время, с новой силой обозначили остроту проблемы повышения надежности бортовых систем воздушных судов (ВС). Одним из основных направлений ее решения является совершенствование системы технической эксплуатации ВС.

Важной частью этой системы являются стратегии технического обслуживания (ТО). Различают стратегии ТО по наработке и ТО по состоянию.

Повысить эффективность ТО, а также надежность бортовых систем ВС можно за счет разработки и внедрения нового вида стратегии ТО — стратегии, ориентированной на упреждающее обслуживание. Это одно из наиболее перспективных, но в то же время малоисследованных направлений в области ТО. В последнее время ему все большее внимание уделяют специалисты в самых разных отраслях народного хозяйства.

Упреждающее обслуживание — это деятельность по обнаружению и коррекции глубинных причин деградации параметров системы, которые приводят к отказу. Если такие причины существуют в системе достаточно долго, то можно сказать, что обратный отсчет срока службы ее агрегатов уже начат. Поэтому за счет поддержания параметров глубинных причин отказа в приемлемых границах может быть значительно увеличен срок службы компонент системы.

Упреждающее обслуживание какой-либо системы возможно только в том случае, когда решены следующие задачи:

определены факторы стабильности в работе этой системы, нарушения которых являются глубинными причинами деградации ее параметров и приводят к отказу;

разработаны методы выявления нарушения этих факторов, т.е. определены доступные для наблюдения диагностические признаки, позволяющие контролировать эти факторы;

сформированы способы их коррекции.

Сложность решения этих задач является главной причиной слабого внедрения упреждающих технологий в ТО на практике.

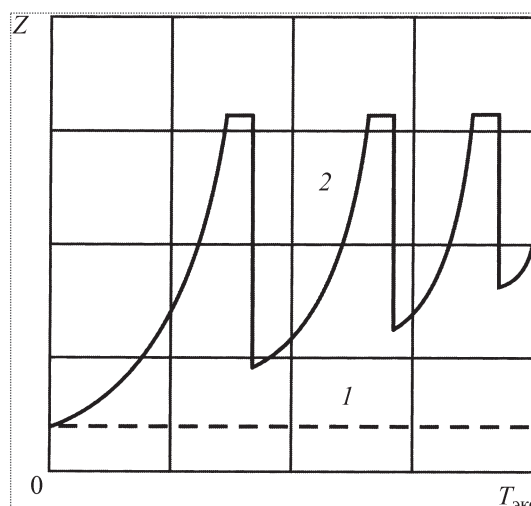
В настоящее время наиболее совершенной является стратегия ТО, предполагающая реагирующий подход (ТО по состоянию). Этот подход предполагает определение факта наличия деградации параметров системы и устранение этой деградации посредством ремонта.

Идея применения упреждающего обслуживания заключается не в реагировании на деградацию рабочих параметров системы, а в ее предупреждении за счет выявления глубинных причин условий, в которых в конечном итоге может произойти эта деградация. Необходимо выявлять такие симптомы в целях их дальнейшей коррекции.

Отличие упреждающего подхода к ТО от реагирующего проиллюстрировано на рисунке. Пунктирная линия 1 характеризует зависимость степени развития отказа Z от времени эксплуатации $T_{\text{экс}}$ для упреждающего обслуживания, а линия 2 — для реагирующего. Из графиков следует, что для упреждающего обслуживания уровень развития отказа не зависит от времени эксплуатации (фактически получаем вечную эксплуатацию), что, безусловно, является некоторой идеализацией. Кривая 2 состоит из двух чередующихся характерных участков: горизонтального (отражает время ремонта) и наклонного (время, в течение которого деградация параметров развивается до достижения ими предельных значений). При этом время развития последующих отказов до ремонта в среднем уменьшается, а после проведения ремонта начальный уровень развития отказа уже не достигается, так как отказы одних агрегатов системы оказывают отрицательное влияние на работоспособность остальных. Видно преимущество упреждающего подхода к ТО перед реагирующим: в частности, отсутствуют периоды вынужденного простоя объектов ТО, обусловленного ремонтом.

Таким образом, упреждающее обслуживание позволяет значительно увеличить прибыль за счет снижения простоев техники, количества деталей для ремонта, числа обслуживающего персонала и т.д. Коррекция глубинных причин отказа обычно не требует временного вывода объекта из эксплуатации.

Вопросы упреждающего обслуживания актуальны во всех отраслях промышленности. Благодаря хорошей окупаемости технологии и методы упреждающего об-



Зависимости уровня развития отказа Z от времени эксплуатации для упреждающего (1) и реагирующего (2) подходов к ТО

служивания стали новой ступенью развития в сфере технической поддержки. Об этом свидетельствуют данные независимых опросов, согласно которым средние показатели экономии в производственной сфере, достигнутые благодаря применению упреждающего подхода, составляют:

- рентабельность инвестиций — десятикратная;
- сокращение расходов на обслуживание — 25...30 %;
- сокращение числа аварий — 70...75 %;
- уменьшение времени простоя — 35...45 %;
- увеличение производительности — 20...25 %.

В связи с этим можно ожидать значительного эффекта от внедрения упреждающего подхода к ТО бортовых систем ВС, в том числе повышения их надежности.

Согласно статистике, 12,7 % авиационных происшествий связано с отказом гидравлических систем (ГС) ВС [1]. Причинами являются сложные условия функционирования бортовых ГС (высокое рабочее давление, большой расход жидкости и др.), а также большое число силовых механизмов, приводимых ими в действие. Отказы многих из функциональных подсистем ГС ВС (например, электрогидравлических систем управления рулевыми поверхностями) могут создавать предпосылки к катастрофам и авариям.

Актуальной является задача повышения надежности ГС ВС. Один из вариантов решения этой проблемы связан с разработкой и внедрением на практике методов их упреждающего обслуживания.

К сожалению, в настоящий момент область возможного использования упреждающих технологий в ТО бортовых систем ВС слабо исследована. Среди

немногочисленных работ, посвященных этой тематике, наибольший интерес представляют исследования Е.С. Фитча (США), в которых в качестве объекта ТО рассмотрены гидравлические системы [2].

Как было отмечено выше, одной из трех задач, возникающих при реализации упреждающего подхода к ТО какой-либо системы, является определение факторов стабильности в работе этой системы. В качестве таковых для ГС Е.С. Фитч выделяет следующие факторы:

стабильность загрязнения рабочей жидкости (РЖ) ГС;

стабильность химических и физических свойств жидкости;

отсутствие кавитации РЖ;

стабильность температуры жидкости;

стабильность внутренних и внешних утечек жидкости;

стабильность износа компонент ГС;

стабильность прикладываемых к ним механических нагрузок, значения которых не должны превышать прочности материала компонент.

Из перечисленных факторов упреждающего обслуживания ГС только нарушения стабильности механического нагружения компонент и стабильности внешних утечек РЖ могут привести к внезапным функциональным отказам, которые сложно прогнозировать. Нарушения остальных факторов стабильности приводят к постепенным параметрическим прогнозируемым отказам, которые можно распознать на ранней стадии их развития (вовремя вносятся корректировка и не допускается их дальнейшее развитие). Это обстоятельство является главной предпосылкой для использования упреждающих технологий при ТО гидравлических систем ВС.

Следующей задачей на пути реализации упреждающего подхода к ТО ГС является определение диагностических признаков, позволяющих контролировать перечисленные факторы. В качестве таких признаков предлагается использовать параметры частиц загрязнения РЖ ГС. Покажем связь между ними и факторами стабильности в работе ГС.

Для фактора стабильности загрязнения РЖ ГС такая связь очевидна, поскольку на практике в качестве основного показателя уровня загрязнения жидкости используется класс чистоты РЖ, определяемый в соответствии с ГОСТ 17216–2001 на основе анализа дисперсного (гранулометрического) состава частиц загрязнения (количества частиц и их размера). Можно считать, что стабильность по загрязнению в ГС обеспечена, если дисперсный состав частиц загряз-

нения РЖ в процессе эксплуатации не превышает уровня, соответствующего профилю допустимого загрязнения [4], наиболее чувствительного к загрязнениям компонента ГС.

Деградация химических и физических свойств жидкости приводит к тому, что РЖ теряет способность выполнять в должной мере возложенные на нее функции. В свою очередь это приводит к повышенному износу компонент ГС, который сопровождается ростом скорости генерирования частиц материала компонент в жидкость. Кроме того, процесс дегградации химического состава жидкости приводит к увеличению в ней числа частиц загрязнений в виде продуктов химических реакций (растворимых и нерастворимых соединений — осадок, ил, кислотные материалы).

Кавитация в ГС сопровождается сильными пульсациями давления, которые приводят к значительному увеличению износа и, как следствие, росту количества частиц загрязнения в РЖ (особенно мелкого размера). Так, в зависимости от жесткости кавитации число частиц размером менее 10 мкм увеличивается в 10 раз и более [2].

Одним из важнейших физических свойств РЖ ГС является ее вязкость, значение которой в значительной степени зависит от температуры.

Низкая вязкость жидкости при высоких температурах вызывает повышенную утечку (как внутреннюю, так и внешнюю). При высоких температурах ускоряется износ, нарушаются гидродинамические режимы смазки, возникает тепловая блокировка, повышается скорость окисления, а следовательно, концентрация частиц загрязнения — продуктов окисления в РЖ и др.

При низкой температуре вязкость жидкости высокая. Поэтому при попытках всасывания (затягивания) жидкости во входное отверстие насоса резко падает статическое давление жидкости, что приводит к возникновению кавитации и, как следствие, к повышенному износу внутренних частей насоса ГС.

Таким образом, одним из проявлений нарушения температурной стабильности РЖ и стабильности ее физических свойств в системе является повышенный износ и, значит, увеличение числа частиц износа, генерируемых компонентами ГС в РЖ.

Рост внутренних утечек является результатом разрушения пар трения трибомеханических агрегатов ГС, которое сопровождается генерированием частиц износа в РЖ. Так, в работе [4] приводятся данные по изменению зазоров в плунжерной паре аксиально-поршневого насоса НП-25. За 2000 ч эксплуатации они увеличиваются в среднем на 10...15 мкм. Это означает, что за это время вследствие износа только одной такой пары в

жидкость может генерироваться свыше 800 млн частиц загрязнений диаметром около 5 мкм. Здесь не учитывается износ в других деталях насоса — распределительном золотнике, шаровой опоре толкателей, подшипниках и т.д.

Стабильность по износу в системе существует до тех пор, пока уровень износа не превышает допустимых значений. Чрезмерное увеличение износа является симптомом зарождающегося отказа. Оно становится причиной увеличения внутренних утечек в системе и сопровождается повышенным уровнем генерирования частиц износа в РЖ.

Различным видам износа присуще свое максимальное значение размера частиц, генерируемых в жидкость [3]. Для износа подшипников качения оно составляет 5 мкм, для контактно-усталостного износа — 15 мкм, для абразивного износа — 25 мкм, для износа вследствие кавитации — 100 мкм, для адгезии и коррозии — 150 мкм, для задира — 1000 мкм.

Кроме того, вид износа определяет форму генерируемых частиц. Поэтому стабильность по износу может быть проконтролирована посредством анализа параметров частиц загрязнения РЖ.

Таким образом, потеря стабильности большинства из перечисленных выше факторов упреждающего обслуживания ГС приводит к разрушению материала, из которого изготовлены ее компоненты, и, следовательно, к повышению скорости генерации частиц загрязнения в РЖ. Поэтому параметры этих частиц могут служить искомыми диагностическими признаками, при помощи которых можно выявить нарушения факторов стабильности в работе ГС.

Основными параметрами частиц загрязнения являются размер, концентрация, материал, форма, дисперсный (гранулометрический) состав и массовая концентрация (отношение массы загрязнителя к массе РЖ). Они в разной степени отражают состояние факторов упреждающего обслуживания. Поэтому из всей совокупности параметров частиц целесообразно выбрать один — комплексный признак, в наибольшей степени отражающий состояние факторов стабильности в работе ГС.

На целесообразность выделения единого комплексного признака указывает и сложность решения задачи контроля параметров частиц загрязнения РЖ ГС.

Среди параметров частиц загрязнения своими диагностическими возможностями выделяется дисперсный состав [1, 3, 4], что и позволяет выбрать его в качестве искомого признака.

На практике для оценивания параметров частиц загрязнения РЖ ГС используют метод анализа по ото-

бранным пробам. Дисперсный состав частиц, содержащихся в пробе жидкости, наиболее часто определяется на основе применения седиментационного и микроскопического методов, а также автоматических счетчиков (серии ФС) и приборов (ПКЖ, АЗЖ) [6].

Однако даже использование автоматических счетчиков и приборов, обладающих малой погрешностью измерения, не позволяет преодолеть недостатков, характерных для метода отобранных проб. Прежде всего, это высокая (30...50 %) методическая погрешность измерения [2], обусловленная сложностью обеспечения требуемой степени чистоты пробоотборной посуды, несоблюдением правил отбора пробы, субъективностью проводимого анализа (для неавтоматических методов анализа) и другими факторами. Дополнительно увеличивает методическую погрешность и фактор "фильтрующего эффекта" малого зазора в пробоотборном кране, особенно при отборе проб жидкости из магистралей высокого давления, характерных для авиационной техники.

Кроме того, метод контроля по отобранным пробам не позволяет получать информацию в реальном масштабе времени. Для реализации же упреждающего подхода к ТО ГС ВС очень важно получать оперативную информацию о техническом состоянии ГС.

Использование метода контроля по отобранным пробам было обусловлено отсутствием датчиков встроенного контроля (ДВК), способных оперативно определять дисперсный состав частиц загрязнения в условиях эксплуатации, свойственных ГС ВС. В настоящий момент такие ДВК разработаны [8]. Они обладают малой погрешностью и могут устанавливаться непосредственно в потоке РЖ ГС. Это и определяет целесообразность их использования.

Однако для реализации упреждающего подхода к ТО ГС необходимо изменить не только метод контроля дисперсного состава частиц загрязнения РЖ ГС, но и методику его оценивания.

В настоящее время используется оценка дисперсного состава частиц загрязнения в виде класса чистоты РЖ. ГОСТ 17216–2001 каждому классу чистоты РЖ ставит в соответствие определенное распределение дисперсного состава частиц, который регламентируется как количество частиц загрязнения в каждой из девяти размерных фракций в 100 мл жидкости. Всего этот стандарт устанавливает 19 классов. Причем каждый последующий класс чистоты получен путем удвоения числа частиц, соответствующего предыдущему классу, в каждой размерной фракции.

Выбор такой методики определения класса чистоты (переход от уровня к уровню посредством геометрической прогрессии с показателем 2) обусловлен, прежде

всего, возможностями метода контроля по отобранным пробам (его методической погрешностью).

Для решения задачи упреждающего обслуживания ГС оценка в виде класса чистоты РЖ неприемлема, поскольку она может скрыть процесс развития отказа. В данном случае необходимо использовать более точную оценку дисперсного состава частиц, которая реализовывала бы возможности, предоставляемые ДВК, — высокая точность, оперативность во времени. Поэтому очевидно, что вместо классов чистоты необходимо определять конкретное число частиц загрязнения в каждой размерной фракции в заданном объеме РЖ. Возможно, необходимо увеличить и число размерных фракций. В целом же методику оценивания целесообразно определять в соответствии с требованиями конкретной решаемой задачи.

Метод встроенного контроля и описанная методика оценивания дисперсного состава частиц загрязнения РЖ позволят фиксировать даже незначительные изменения этого параметра, что и необходимо для реализации упреждающего подхода к ТО ГС ВС.

В случае, когда зафиксировано недопустимое изменение дисперсного состава частиц загрязнения в ГС, возникает необходимость решения обратной задачи — отыскания причины этого изменения (т.е. нарушенного фактора стабильности) в целях своевременной коррекции.

Решить эту задачу можно путем анализа данных о техническом состоянии ГС, полученных от всех возможных источников, при периодическом и оперативном обслуживании ГС ВС: оценки состояния жидкости; уровней внешних и внутренних утечек РЖ в компонентах ГС; значений давления, расхода и температуры РЖ; уровней шума и вибрации; значений скорости вращения насосов и моторов и др. Для обработки этих данных необходимо разработать алгоритмы и модели, учитывающие взаимную зависимость контролируемых параметров и динамику их изменения.

Методика синтеза таких алгоритмов и моделей предложена в [8].

Таким образом, эффективным способом повышения надежности ГС ВС может стать реализация упреждающего подхода к их ТО. Для этого на основе анализа факторов стабильности работы ГС ВС выделен комплексный диагностический признак — дисперсный состав частиц загрязнения РЖ. Однако для реализации метода упреждающего ТО ГС необходимо изменить используемые на практике метод контроля и методику оценивания этого параметра. В частности, необходимо вместо метода анализа по отобранным пробам использовать метод встроенного контроля, а вместо оценки в виде класса чистоты РЖ определять точное количество частиц загрязнения в размерных фракциях в заданном объеме жидкости.

Абстракт

1. Тимиркеев Р.Г., Сапожников В.М. Промышленная чистота и тонкая фильтрация рабочих жидкостей летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 152 с.

2. Fitch E.C. Extending Component Service Life Through Proactive Maintenance / BarDyne Technology Transfer Publication № 2. Tribolics, FES, Inc. 1998.

3. Fitch E.C. Fluid contamination control // Technology transfer Series № 4. Oklahome, FFS, Inc. 1988.

4. Никитин Г.А., Чирков С.В. Влияние загрязнения жидкости на надежность работы гидросистем летательных аппаратов. М.: Транспорт, 1969. 184 с.

5. Рыбаков К.В., Коваленко В.П. Фильтрация авиационных масел и специальных жидкостей. М.: Транспорт, 1977. 192 с.

6. Логвинов Л.М., Кудрявцев И.А., Поминов Е.И. и др. Функциональная диагностика гидравлических систем с помощью датчиков встроенного контроля // Техника машиностроения. 2001. № 5. С. 36—39.

7. Ковалев М.А. Статистическая модель контроля работоспособности сложных гидравлических систем на основе анализа параметров рабочей жидкости // Контроль. Диагностика. 2008. № 6. С. 54—59.

Автоматизированный контроль вибросостояния ТРДДФ

Д.А. Ионов, В.Б. Коротков

В статье рассмотрены методы контроля вибросостояния ТРДДФ и условия их применения (на примере двигателя АЛ-31Ф), внедряемые в настоящее время в систему диагностирования двигателя. Методы включают допускной контроль, краткосрочный и долгосрочный тренд-анализы, выделение зон работы двигателя, в которых возможно возникновение неисправности.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель; параметры; регрессия; виброскорость; базовая характеристика; проточная часть; техническое состояние; контроль; диагностирование.

D.A. Ionov, V.B. Korotkov. Automated Control Vibrostate Of TRDDF

In the present paper examined vibrostate control methods turbo – jet bypass engine with afterburning chamber and conditions of applying these methods on the AL-31F example, which are realized (methods) at the present time in engine diagnostic system. These methods include access control, short-term and long-term trend analysis, selection engine suspicious operating zones where faultiness could appear.

Key words: gas turbine engine; parameters; regression; vibrospeed; base characteristics; flowing part; technical state; control; diagnostics.

Аварийная ситуация, возникшая в полете самолета с двигателем АЛ-31ФН в апреле 2007 г. из-за разрушения межвального подшипника, показала, что применяющийся способ контроля виброскорости недостаточно. В полете и при наземных испытаниях контролировалось превышение предельного значения виброскорости. При достижении этого значения летчику подавалась команда на уменьшение режима работы двигателя. Но в рассматриваемом случае рост виброскорости продолжался и после уменьшения режима и, как видно на рис. 1, на котором приведено изменение виброскорости двигателя (кривая 1) перед его выключением, эту операцию следовало выполнить значительно раньше.

На рисунке видно быстрое увеличение виброскорости в последние две минуты полета. Штатный сигнал на уменьшение режима работы двигателя был дан после того,

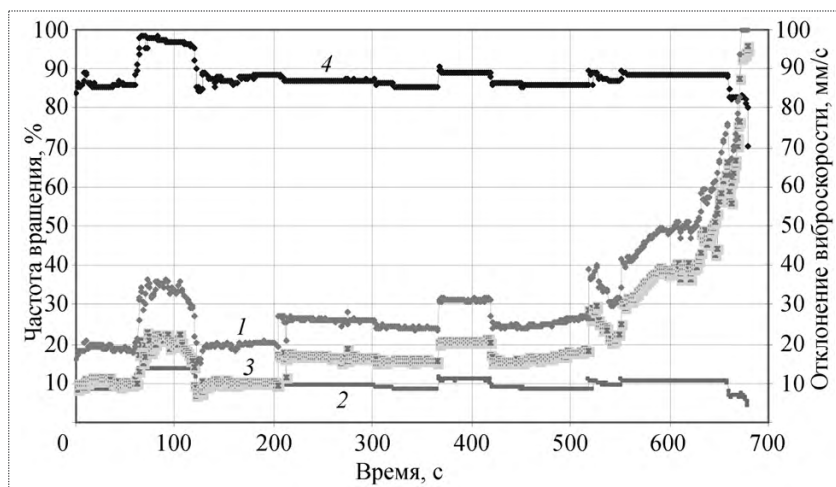


Рис. 1. Изменение виброскорости в полете (отклонения от ее базового значения 24.04.07)



ИОНОВ
Денис Александрович —
инженер-конструктор
ФГУП "ММП "Салют"



КОРОТКОВ
Владимир Борисович —
начальник группы ФГУП
"ММП "Салют"

как виброскорость достигла 70 мм/с, и уже не мог поправить ситуацию. Следовательно, существующий метод контроля вибросостояния двигателя нуждается в корректировке, которая позволила бы существенно повысить надежность эксплуатации двигателей.

Известно, что для повышения эффективности эксплуатации авиационных двигателей и безопасности полетов используются автоматизированные системы контроля и диагностирования, одной из задач которых является контроль вибросостояния [1]. В России успешно эксплуатируется целый ряд таких систем, предназначенных для двигателей, установленных на больших гражданских самолетах. Но для двигателей маневренных самолетов нет систем, которые бы в таком объеме, как системы гражданских самолетов, оценивали текущее техническое состояние двигателей.

В настоящее время в опытном агрегатном конструкторском бюро "Темп" ММП "Салют" для ТРДДФ разрабатывается система контроля и диагностирования технического состояния, функции которой осуществляет цифровой регулятор двигателя совместно с наземным устройством обработки и хранения информации. Система определяет техническое состояние двигателя в режиме его работы и вырабатывает рекомендации в минимальном объеме для летчика и в полном объеме для обслуживающего персонала.

Разрабатываемая система предусматривает как уже обычный набор функций контроля (допусковый контроль, тренд-анализ, прогнозирование поведения параметров всех систем и узлов двигателя), так и по данным измерений рассчитывает текущие характеристики основных узлов двигателя с целью обеспечения его эксплуатации по фактическому техническому состоянию.

Составной частью этой системы, во многом определяющей безопасность полета, является блок контроля вибросостояния двигателя, описанию которого посвящена настоящая работа.

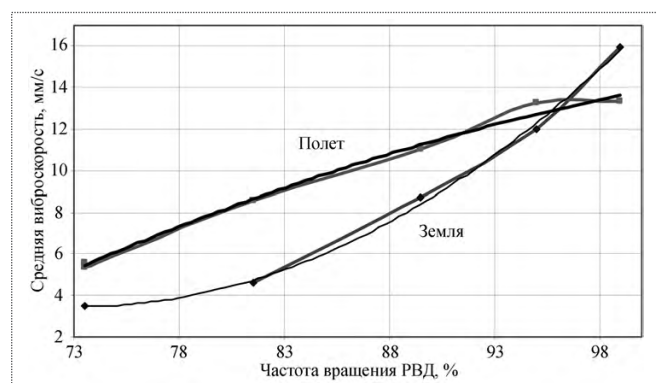


Рис. 2. Изменение средней виброскорости по режимам работы двигателя

Методическое обеспечение контроля вибросостояния двигателя разрабатывалось с учетом достижений уже работающих отечественных систем контроля и диагностирования авиационных двигателей, опыта, накопленного на предприятии "Салют", и характерной особенности эксплуатации двигателя в полете — частой смены режимов его работы (почти непрерывной) в довольно широких пределах (от малого газа до форсажного).

Основное назначение блока контроля вибросостояния — распознавание неисправностей, вызывающих изменение этого состояния, на ранней стадии их развития, и своевременная выдача рекомендаций летчику в случае, если текущее вибросостояние требует принятия мер по изменению режима работы двигателя, а также формирование информации для обслуживающего персонала.

Как показал опыт эксплуатации двигателей АЛ-31Ф, исходными данными для сравнения должны быть две базовые зависимости виброскорости от частоты вращения ротора высокого давления двигателя. Первая базовая зависимость снимается на земле после установки двигателя в самолет, для построения второй используются данные, зарегистрированные в первых трех полетах. Использование двух базовых зависимостей обуславливается существенными различиями в нагрузках на самолет и двигатель на земле и в полете, что сказывается и на вибросостоянии двигателя. На рис. 2 приведены зависимости осредненных значений виброскоростей от режимов работы двигателя, построенные по фактическим данным, полученным в процессе эксплуатации одного из двигателей АЛ-31Ф и подтверждающим эту необходимость. В последующем изложении используются данные по эксплуатации этого двигателя.

Накопление данных и построение базовых зависимостей виброскоростей (аппроксимация) выполняются автоматически регулятором на борту после поступления двигателя в эксплуатацию. Данные измерений аппроксимируются параболической регрессией третьего и четвертого порядков [2]. Степень регрессии определяется индивидуальными особенностями двигателей, причем более высокая степень регрессии выбирается, если эта регрессия существенно понижает остаточную дисперсию аппроксимации:

$$s^2 = \frac{1}{c-l} \sum_{i=1}^m [B_i - (B = f(n_{2i}))^2].$$

Здесь B_i — i -е измеренное значение виброскорости; B — значение виброскорости, вычисленное по базовой характеристике для той же частоты вращения ротора

высокого давления n_{2i} , которая была при измерении B_i ; c – число измерений; l – степень регрессии.

Сравнение дисперсий регрессий выполнялось с помощью критерия Фишера.

В процессе работы двигателя в полете и на земле с базовыми зависимостями ежесекундно сравниваются скользящие средние значения виброскорости. Для уменьшения влияния случайности осреднение ведется по трем секундам работы двигателя. На рис. 1 значения базовой виброскорости показаны кривой 2, отклонения виброскоростей от базового значения – кривой 3, измеренные значения виброскоростей – кривой 1, значения частоты вращения ротора высокого давления – кривой 4. Допустимая величина для отклонений не более 15 мм/с. Из рис. 1 видно, что допустимая величина была превышена за 500 с до разрушения подшипника, в течение этого времени шло интенсивное развитие неисправности.

Для детального анализа каждого случая отклонения вибрации от базовых значений система формирует необходимую информацию о параметрах двигателя за 10 с до этого события и в течение существования события.

Система включает и уже используемый в настоящее время метод контроля превышения предельно допустимой величины виброскорости на всех режимах работы двигателя. Как и в случае повышенного отклонения виброскорости от базовой характеристики, здесь формируется вся необходимая информация для анализа на земле и рекомендация летчику по изменению режима работы двигателя.

Помимо контроля отклонений виброскорости от базовых зависимостей блок контроля вибросостояния двигателя анализирует краткосрочные (внутри полета) и долгосрочные (за серию полетов) тренды отклонений виброскоростей от базовых зависимостей. Изучение вибросостояния двигателя АЛ-31Ф как в отдельных полетах, так и в серии полетов показывает необходимость такого анализа. На рис. 3 заметен тренд отклонения виброскорости от базовой характеристики, на рис. 4 прослеживается тренд самой виброскорости.

Краткосрочные тренды виброскорости в процессе полета контролируются только на установившихся режимах работы двигателя, поскольку существует строгая зависимость между виброскоростью и режимом работы двигателя.

Для определения установившихся режимов работы двигателя разработана специальная методика [2]. В скользящих временных интервалах z рассчитывается коэффициент a линейной регрессии:

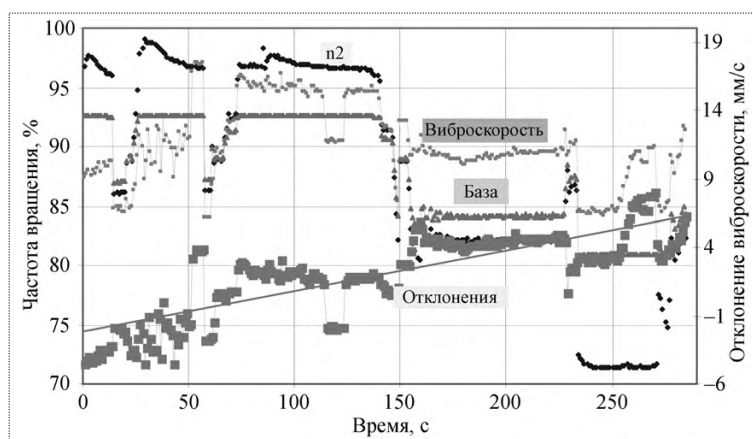


Рис. 3. Отклонение виброскорости в полете от базового значения в первом полете 23.04.07

$$a = \frac{\sum_{k=1}^{k+z} (\tau_k - \bar{\tau}) n_{2k}}{\sum_{k=1}^{k+z} (\tau_k - \bar{\tau})^2}; \quad k = r; \quad r = 1, 2, \dots, N - z + 1;$$

$$\bar{\tau} = \frac{\sum_{k=1}^{k+z} \tau_k}{z}; \quad k = r; \quad r = 1, 2, \dots, N - z + 1.$$

При нахождении коэффициента a в пределах некоего значения $\pm w$ режим в предыдущих $z + 1$ секундах следует считать установившимся. В настоящее время для режимов малого газа на земле и малого газа в полете $z = 9$, для остальных режимов $z = 4$. Для $z = 9$ $w = \pm 0,08 \%$, для $z = 4$ $w = \pm 0,04 \%$.

На установившихся режимах работы двигателя ряд значений виброскорости аппроксимируется линейной зависимостью [2]. В случае значительной величины линейного коэффициента регрессии его значение укажет

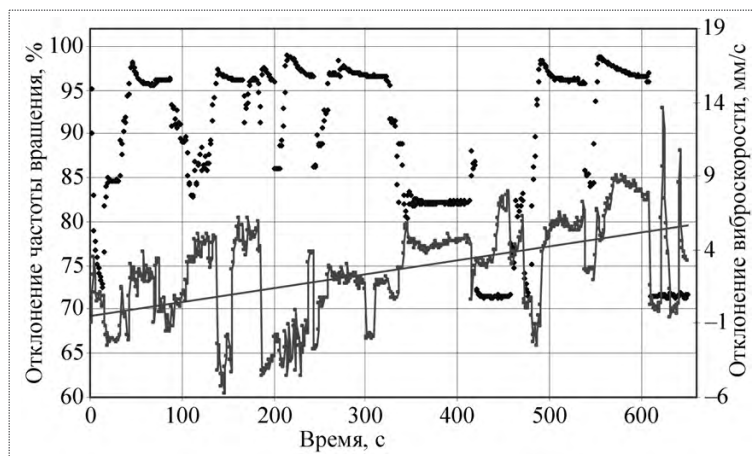


Рис. 4. Изменение виброскорости за серию полетов (без летного происшествя)

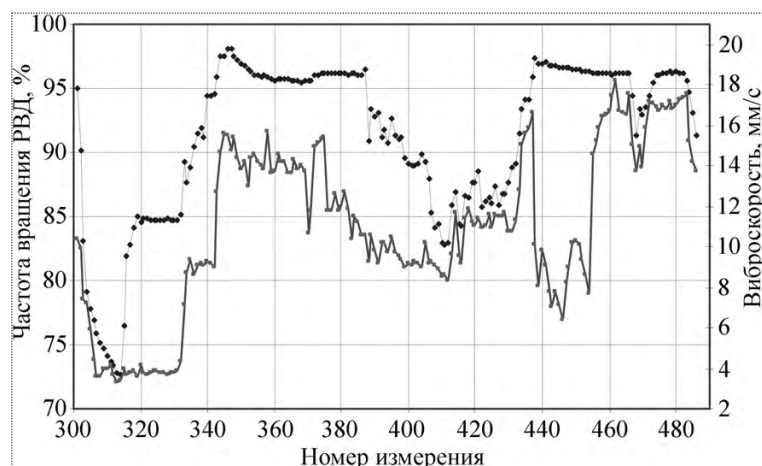


Рис. 5. Изменение частоты вращения ротора высокого давления (РВД) и виброскорости в третьем полете 07.04.07

на скорость изменения виброскорости с хорошей нивелировкой случайно выпавших значений.

Среднесрочный тренд (проверяется по завершению полета) и долгосрочный тренд за серию полетов используются при анализе отклонений виброскорости от базовой характеристики. Метод определения аналогичен методу тренд-анализа виброскорости в процессе полета.

Иногда уже в процессе развития неисправности может возникнуть ситуация, когда изменение вибросостояния двигателя началось, но применяемая система допустимых значений еще не позволяет установить этот факт. При автоматизированной обработке информации для выделения временных зон, в которых возможно появление неисправностей, в систему введен новый метод непрерывного отслеживания скользящего коэффициента корреляции между частотой вращения ротора высокого давления и виброскоростью.

В целом изменение коэффициента корреляции от полета к полету несет мало информации. Полеты со слабо изменяемыми режимами работы двигателя дадут малое значение коэффициента корреляции. Так же незначительно отразится на коэффициенте корреляции, вычисленном за весь полет, неисправность, проявившаяся в небольшом промежутке времени. Чтобы не пропустить эту неисправность, необходимо подобрать такую величину выборок виброскорости и частоты вращения ротора высокого давления, чтобы изменение коэффициента корреляции между этими выборками при возникновении неисправности достаточно надежно указывало на ее наличие и время появления. Тогда участки полета с большим отрицательным коэффициентом корреляции между виброскоростью и частотой вращения ротора высокого давления (режимным параметром) укажут на промежутки времени, в которых могла возникнуть неисправность.

Алгоритм определения зон возможной неисправности с отрицательными коэффициентами корреляции ниже критического уровня описан ниже.

После набора n измерений каждого из двух параметров (виброскорости и частоты вращения ротора высокого давления) формируется первая выборка параметров $1, 2, \dots, n$, после набора $n + 1$ измерений формируется вторая выборка $2, 3, \dots, n + 1$, после набора $n + 2$ — третья выборка $3, 4, 5, \dots, n + 2$ и т.д. В каждой выборке определяется коэффициент корреляции между параметрами. При отрицательном коэффициенте корреляции проводится сравнение его с критическим уровнем. При выполнении неравенства

$$r > r_{1-\frac{p}{2}}$$

(где p — доверительная вероятность) три и более раз подряд формируется диагностическое сообщение "Зона возможной неисправности" с указанием времени (начала и конца) существования события.

Величина n определяется опытным путем для каждого типа двигателя. С целью предварительной оценки возможной величины n для одного из двигателей АЛ-31Ф, находящихся в эксплуатации, вычислены коэффициенты корреляции в выборках по 100, 50 и 30 измерений, следующих одна за другой. Наиболее чувствительным к изменению вибросостояния оказался коэффициент корреляции, вычисленный по выборке из 30 измерений.

На графике, построенном по реальным полетным данным одного из серийных двигателей (рис. 5), отмечается зона (в правой части графика), в которой виброскорость резко уменьшается с 17 до 6 мм/с при увеличении режима работы двигателя (с 85 до 97 %). В этой зоне коэффициент корреляции принимает отрицательное значение.

В заключение следует отметить, что представленные алгоритмы оценки текущего вибросостояния двигателя ориентированы на существующую систему измерений параметров этого двигателя. Увеличение числа датчиков измерения виброскорости позволит расширить возможности системы, в частности, использовать корреляционный анализ между виброскоростями, измеряемыми этими датчиками.

Абзац с заголовком

1. Егоров И.В., Карасев В.А., Максимов В.П. Технические средства диагностирования газотурбинных двигателей летательных аппаратов // Технические средства диагностирования. Справочник. М.: Машиностроение, 1989. С. 407–460.

2. Пустыльник Е.И. Статистические методы анализа и обработки наблюдений. М., Наука, 1968. 288 с.

Метод оптимального управления временем наблюдения за объектами из космоса при мониторинге земной поверхности

В.А. Родыгин



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

На основе принципа оптимальности Беллмана синтезированы аналитические выражения по оптимальному управлению наблюдениями для выполнения требований к системотехническим и ресурсным параметрам космической системы мониторинга. Исследован установившийся режим работы системы, получены зависимости, связывающие вероятностные и временные характеристики.

Ключевые слова: космическая система мониторинга; управление временем наблюдения; строб наблюдения; плотность выхода сигнала от объекта; зона обзора средств наблюдения; принцип оптимальности Беллмана.

V.A. Rodygin. Optimized Observation Time Control During Earth Remote Sensing

Based on the Bellman optimum principles, the author has synthesized analytical expressions to ensure optimal observation control parameters meeting the system integration and resource consumption requirements for a space-based monitoring system. Furthermore, he describes the standard operating conditions of the system, and reviews correlations between its probabilistic and temporal characteristics.

Key words: space-based monitoring system; observation time control; observation gate; object signal emission density; field of view of observation assets; Bellman optimum principle.

Механизм выполнения требований к системотехническим и ресурсным параметрам космической системы мониторинга (КСМ) связан с процессами оптимального управления работой средств наблюдения орбитальной группировки космических аппаратов (ОГ КА). Знание такого рода аналитических зависимостей позволило бы рационально рассматривать процесс функционирования КСМ в общей структуре управления конкретного ведомства.

Возможности космической системы мониторинга по обеспечению наблюдений объектов зависят от значительного числа факторов, к которым можно отнести системотехнические параметры (число КА, высота и наклонение орбиты, зона обзора средств наблюдения, дальность наблюдения объекта) и ресурсные параметры (время работы средств наблюдения). При этом следует учитывать довольно высокие требования по вероятностным и точностным характеристикам КСМ, определяющие ее эффективность.

Возможности повышения эффективности КСМ за счет увеличения численного состава орбитальной группировки достаточно жестко ограничены экономическими рамками. Нарращивание поисковой производительности единичных КА за счет расширения зоны обзора их средств наблюдения ограничено современными техническими и технологическими уровнями. При этом для увеличения времени наблюдения за наземным объектом высота орбиты КА выбирается таким образом, чтобы обеспечивалась доступность энергетического поля данного объекта. Повышение дальности

наблюдения объекта радиолокационным каналом может обеспечиваться сосредоточением энергетического потенциала в ограниченном пространственном кадре ("стробе") и увеличением времени наблюдения.

Вопросы выбора дальности интервала наблюдения при ограниченности ресурса бортовой аппаратуры и числа КА в орбитальной группировке являются до сих пор актуальными и требуют учета вероятностных, точностных и временных характеристик КСМ.

Можно, конечно, задать достаточно большую длительность интервала наблюдения, при котором обеспечиваются заданные вероятностные и точностные характеристики. Но тогда будет быстро расходоваться ресурс работы средств наблюдения.

Другой крайний случай — это задание минимально возможного времени работы средств наблюдения на каждом витке КА с целью экономии энергетического ресурса. В этом случае будут низкие вероятностные и точностные характеристики.

Поэтому необходимо в каждом отдельном случае производить оптимальный выбор времени работы средств наблюдения с учетом как вероятностных (или точностных) характеристик, так и энергетического ресурса.

В указанных выше условиях в основу формирования процесса управления временем наблюдения за объектами могут быть положены принципы автоматических систем управления. Задачи такого класса близки к известным задачам оценивания и управления работой бортовых средств КА, например [1–3]. В настоящей статье синтезируются аналитические выражения по оптимальному управлению временем наблюдения за объектами из космоса при мониторинге земной поверхности для выполнения требований к системотехническим и ресурсным параметрам КСМ.

Дифференциальное уравнение для вероятности попадания сигнала от объекта в строб. Определим понятие строб наблюдения как площадь на поверхности Земли от полосы обзора КА, полученную за единичное время $\tau_{\text{стр}}$ работы средств наблюдения.

Рассмотрим два состояния (X_0 и X_1) взаимного расположения сигнала C от объекта и строба наблюдения, представленные на рис. 1.

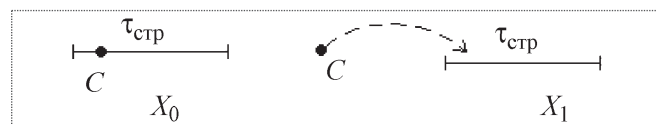


Рис. 1. Взаимное расположение сигнала C от объекта и строба наблюдения:
состояние X_0 — сигнал C находится в стробе; состояние X_1 — сигнал C находится вне строба

Пусть $P_c(t + \Delta t)$ — вероятность того, что в момент $t + \Delta t$ сигнал находится в состоянии X_0 .

Это может иметь место в двух случаях: A — в момент t сигнал находился в состоянии X_0 и за время Δt остался в состоянии X_0 ; B — в момент t сигнал находился в состоянии X_1 , а за время Δt перешел в состояние X_0 .

Тогда в соответствии с теоремой о сложении вероятностей

$$P_c(t + \Delta t) = P(A) + P(B). \quad (1)$$

Найдем вероятность $P(A)$. Примем за вероятность наличия сигнала от объекта в стробе в момент времени t величину $P_c(t)$, а вероятность того, что за время Δt он не выйдет за $\tau_{\text{стр}}$ (с точностью до величин высшего порядка малости), определим как $1 - \alpha^* \Delta t$, где

$$\alpha^* = \frac{1}{M[\tau_{\text{сод}}]} - \text{плотность выхода сигнала от объекта из}$$

строба; $M[\tau_{\text{сод}}]$ — математическое ожидание (среднее значение) величины $\tau_{\text{сод}}$.

Поэтому

$$P(A) = P_c(t)(1 - \alpha^* \Delta t). \quad (2)$$

Найдем вероятность $P(B)$. Примем за вероятность отсутствия сигнала от объекта в стробе в момент времени t величину $1 - P_c(t)$, а вероятность того, что за время Δt сигнал от объекта попал в строб (с точностью до величин высшего порядка малости), определим как $\beta^* \Delta t$, где $\beta^* = \frac{1}{M|t_\gamma| - M|t_\mu|}$ — плотность попадания сиг-

нала в строб; t_γ, t_μ — допустимое и потребное время наблюдения соответственно; $M|t_\gamma|, M|t_\mu|$ — математические ожидания (среднее значение) величин t_γ, t_μ соответственно.

Тогда

$$P(B) = [(1 - P_c(t))\beta(t_\gamma, t_\mu)] \Delta t. \quad (3)$$

В соответствии с теоремой о сложении вероятностей двух рассмотренных выше событий в пределе при $\Delta t \rightarrow 0$ получим дифференциальное уравнение для вероятности попадания сигнала от объекта в строб

$$\frac{dP_c(t)}{dt} = -[\alpha^* + \beta^*(t_\gamma, t_\mu)]P_c(t) + \beta^*(t_\gamma, t_\mu). \quad (4)$$

Определение времени наблюдения на основе принципа оптимальности Беллмана по дифференциальному уравнению относительно вероятностей попадания сигнала от объекта в строб (управление временем работы средств на-

блюдения). Для использования принципа оптимальности Беллмана необходимо, по крайней мере, иметь разностное уравнение управляемого процесса и критерий качества, пошаговая оптимизация которого приводит к получению оптимального управления.

При преобразовании дифференциального уравнения (4) в разностное будем полагать, что $t = nT$ ($n = 1, 2, \dots$; T – период дискретности), а $d/dt \equiv (1 - Z^{-1})/T$, где Z^{-1} – оператор задержки.

Тогда выражение (4) примет вид

$$P_c(nT + T) = [1 - (\alpha^* + \beta^*(t_\gamma, t_\mu))T]P_c(nT) + \beta^*(t_\gamma, t_\mu)T. \quad (5)$$

Компоненты критерия качества должны быть подобраны таким образом, чтобы в процессе пошаговой оптимизации они уменьшились [4]. Тогда в критерий качества необходимо вместо вероятности P_c включать вероятность q непопадания сигнала в строб, т.е.

$$q(nT + T) = 1 - P_c(nT + T). \quad (6)$$

С учетом (6) выражение (5) примет вид

$$q(nT + T) = [1 - (\alpha + \beta(t_\gamma, t_\mu))T]q(nT) + \beta(t_\gamma, t_\mu)T, \quad (7)$$

где $\alpha = \alpha^*T$, $\beta(t_\gamma, t_\mu) = \beta^*(t_\gamma, t_\mu)T$.

Следует заметить, что разностное уравнение (7) является нелинейным, так как управляемый параметр α входит в коэффициент при переменной $q(nT)$.

Мгновенный критерий качества зададим в следующем виде:

$$J_k = \sum_{k=0}^N Fq^2(k) + G[1 - \alpha(k-1)]^2, \quad (8)$$

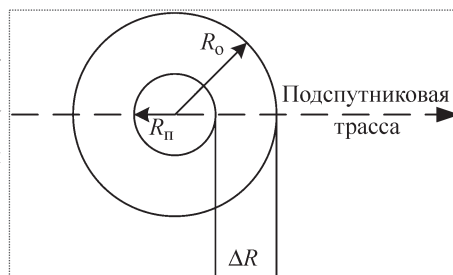
где F и G – весовые коэффициенты по вероятности непопадания сигнала от объекта в строб q и управления α соответственно, $k = \overline{0, K}$ – дискретные моменты времени работы средств наблюдения.

Минимизация правой части (8) обеспечивает уменьшение вероятности непопадания сигнала от объекта в строб q и увеличение плотности выхода сигнала от объекта из строга α , т.е. в конечном итоге ведет к уменьшению параметра $\tau_{\text{ср}}$, а значит, к выбору средства наблюдения КА, имеющего более узкий строб (т.е. к оптимизации времени работы средств наблюдения КА).

В связи с появлением времени t_γ и t_μ уместно ввести два понятия: нечувствительность зоны обзора средств наблюдения и временной интервал нечувствительности зоны обзора средств наблюдения (рис. 2).

Рис. 2. Схема нечувствительности зоны обзора средств наблюдения:

R_Π – радиус обзора средств наблюдения; R_o – радиус области возможного положения объекта; ΔR – нечувствительность зоны обзора средств наблюдения



За пределами радиуса зоны обзора средств наблюдения R_Π сигнал от объекта не обнаруживается, поэтому расстояние $\Delta R = R_o - R_\Pi$ косвенным образом характеризует нечувствительность зоны обзора средств наблюдения. Поэтому временной интервал $\Delta\tau = M[t_\gamma] - M[t_\mu]$ будет характеризовать время нечувствительности зоны обзора средств наблюдения.

Задача решается с конца и в обратном времени. Шаг 1:

$$V_1 = Fq^2(n) + G[1 - \alpha(N-1)]^2. \quad (9)$$

Подставляя (7) в (9), получим

$$V_1 = F[1 - \alpha(N-1) - \beta(t_\gamma, t_\mu) + \alpha(N-1)]^2 + G[1 - \alpha(N-1)]^2, \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \frac{dV_1}{d\alpha(N-1)} &= 0 \Rightarrow \alpha(N-1) = \\ &= \frac{G_1 - F_1[1 - \beta(t_\gamma, t_\mu)]P_c(N-1)}{G_1 + F_1P_c^2(N-1)} q(N-1). \end{aligned}$$

Далее определяется критерий качества V_1^* при оптимальном управлении $\alpha(N-1)$, которое соответствует (10).

Производится следующий шаг 2:

$$V_2 = Fq^2(n-1) + G[1 - \alpha(N-2)]^2 + V_1^*,$$

учитывается уравнение (7) и вновь вычисляется частная производная, т.е.

$$\begin{aligned} \frac{dV_2}{d\alpha(N-2)} &= 0 \Rightarrow \alpha(N-2) = \\ &= \frac{G_2 - A(2)[1 - \beta(t_\gamma, t_\mu)]P_c(N-2)}{G_2 + A(2)P_c^2(N-2)} q(N-2). \end{aligned} \quad (11)$$

После проведения третьего шага оптимизации алгоритм вычисления оптимальной плотности выхода сигнала от объекта из строга α примет следующий вид:

$$\alpha(N-k) = \frac{G_j - A(k)[1 - \beta(t_\gamma, t_\mu)] P_c(N-k)}{G_j + A(k) P_c^2(N-k)} q(N-k). \quad (12)$$

$$\left. \begin{aligned} A(1) &= F_j, \\ A(k) &= F_j + \frac{A(k-1)l_1^2 + G_j l_2^2}{[G_j + A(k-1) P_c^2(N-k+1)]^2} \end{aligned} \right\}. \quad (13)$$

$$\begin{aligned} l_1(G, \beta, q) &= G_j [1 - \beta + P_c(N-K)], \\ l_2(G, \beta, A, q) &= G_q(N-K) - G_j + A(K)(1 - \beta) P_c(N-K), \\ G_q(N-K) &= \frac{G_j + A(K) P_c^2(N-K)}{q(N-K)}, \end{aligned} \quad (14)$$

где $K = \overline{1, N}$ – дискретное время, $j = \overline{1, J}$ – порядковый номер средства наблюдения.

Алгоритм, определяемый выражениями (12), (13) и (14), позволяет при заданных весовых коэффициентах F_j, G_j , а также известных значениях t_γ, t_μ , заданной вероятности нахождения сигнала в строге P_c определить оптимальную плотность α выхода сигнала от объекта из строга. Длительность строга $\tau_{\text{стр}}$ является обратной величиной плотности α , что и позволяет определить оптимальное время наблюдения.

Отличительной особенностью полученного алгоритма (например, по отношению к [3] и [4]) является учет дополнительных переменных l_1 и l_2 , обусловленных нелинейностью разностного уравнения (7).

Определение вероятности попадания сигнала от объекта в строг и длительности строга при решении дифференциальных уравнений в установившемся режиме. Исследуем нелинейное дифференциальное уравнение (4) и алгебраическое уравнение, связывающее времена – t_γ, t_μ :

$$\left. \begin{aligned} \frac{dP_c(t)}{dt} &= -[\alpha + \beta(t_\gamma, t_\mu)] P_c(t) + \beta^*(t_\gamma, t_\mu), \quad P_c(0) = P_{c0}, \\ \beta^*(t_\gamma, t_\mu) &= \frac{1}{M[t_\gamma] - M[t_\mu]}. \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

Для установившегося режима получим

$$-[\alpha^* + \beta^*(t_\gamma, t_\mu)] P_c + \beta^*(t_\gamma, t_\mu) = 0, \quad (16)$$

$$\beta^*(t_\gamma, t_\mu) = \frac{1}{M[t_\gamma] - M[t_\mu]}. \quad (17)$$

Из (16) имеем

$$P_c = \frac{\beta^*(t_\gamma, t_\mu)}{\alpha^* + \beta^*(t_\gamma, t_\mu)}. \quad (18)$$

Выражение для $\beta^*(t_\gamma, t_\mu)$ можно записать в виде

$$\beta^*(t_\gamma, t_\mu) = \frac{1}{M[t_\gamma] - M[t_\mu]} = \frac{1}{\Delta\tau}, \quad (19)$$

где средние значения t_γ и t_μ могут быть выражены через радиус зоны обзора R_Π средства наблюдения КА, скорость $V_{\text{КА}}$ и радиус R_0 области возможного положения объекта следующим образом:

$$M[t_\gamma] = \frac{R_\Pi}{V_{\text{КА}}}, \quad M[t_\mu] = \frac{R_0}{V_{\text{КА}}}. \quad (20)$$

С учетом того, что $\alpha^* = 1/\tau_{\text{н\ddot{o}д}}$, из (18) и (19) получим

$$P_{\text{н}} = \frac{\tau_{\text{н\ddot{o}д}}}{\Delta\tau + \tau_{\text{н\ddot{o}д}}}. \quad (21)$$

Из (21), с учетом (20), (19), получим следующую связь интервала наблюдения $\tau_{\text{стр}}$ с вероятностью P_c , скоростью $V_{\text{КА}}$ и параметрами R_Π, R_0 :

$$\tau_{\text{н\ddot{o}д}} = \frac{P_{\text{н}}(R_\Pi - R_0)}{(1 - P_c)V_{\text{КА}}}. \quad (22)$$

На рис. 3 и 4 приведены полученные по формулам (21) и (22) графики зависимостей времени наблюдения $\tau_{\text{стр}}$ (в минутах) от вероятности попадания сигнала от объекта в строг P_c при различных значениях времени нечувствительности $\Delta\tau$ обзора и самой вероятности попадания от времени нечувствительности соответственно.

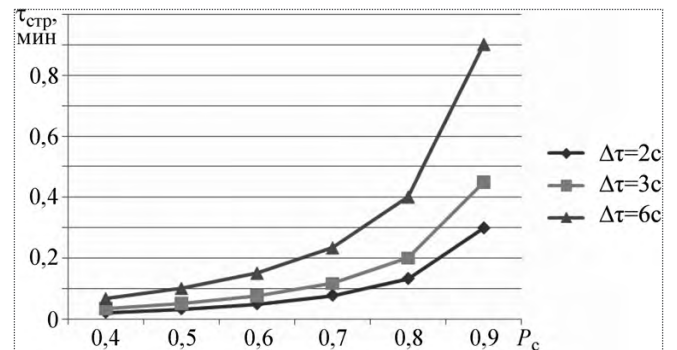


Рис. 3. Графики зависимостей времени наблюдения $\tau_{\text{стр}}$ от вероятности P_c и времени нечувствительности $\Delta\tau$



СЕЛИВАНОВ
Сергей Григорьевич —
профессор Уфимского государственного
авиационного университета, доктор техн.
наук



ПОЕЗЖАЛОВА
Светлана Николаевна —
магистрант УГАТУ

Закономерности развития авиационной техники и технологий

С.Г. Селиванов, С.Н. Поезжалова

Приведено аналитическое объяснение закона смены поколений авиационной техники и технологий. Выделены и описаны участки (периоды) S-образной логистической кривой, характеризующие стадии развития поколения самолетов-истребителей. На основе проведенного анализа сформулированы тенденции развития летательных аппаратов и двигателей, выявлены наиболее перспективные направления развития анализируемой техники, даны рекомендации по внедрению новых технологий.

Ключевые слова: закон смены поколений авиационной техники и технологий; этапы (стадии) S-образных закономерностей развития поколений самолетов-истребителей; критические точки; квазиинновации; базовые, высокие и критические технологии; тенденции развития летательных аппаратов и двигателей.

S. G. Selivanov, S. N. Poezjalova. Regularities Of The Aviation Technique And Technology Development

The method of analysis and special regularities of the aviation technique and technologies development were prepared, explaining the law of aviation technique and technologies generations change from the analytical standpoint.

The sectors (periods) of S-type (logistic) curve were selected and described, defining the stages of development of generation of fighters. According to the carried out analysis the tendencies of development of aviation technique and engines were formulated; the most perspective areas of development of technique were revealed and the new technologies introduction recommendations were suggested.

Key words: the law of aviation technique and technologies generation change; the phases (stages) of the S-type regularities of the development of the fighters' generations; the critical points; the quasiinnovations; the basic, high and critical technologies; the tendencies of the development of aviation technique and engines.

Закон инноватики и закономерности развития авиационной техники. Принято считать, что инноватика — это наука (научная теория) о формировании и распространении новшеств на основе целенаправленной организации инновационной деятельности.

Один из основных научных законов инноватики — закон смены поколений техники и технологий [1, 2] — следует из общих законов онтогенеза и гомеостазиса, характеризующих развитие инновационной экономики, смену технологических укладов, распространение инноваций. Приведенная на рис. 1 иллюстрация общих законов инновационного развития основывается на теоретическом обобщении локальных научных закономерностей.

Рассмотрим такие закономерности на примере развития и смены поколений авиационной техники и технологий.

На любой S-образной кривой развития технической системы, характеризующей начальные стадии ее жизненного цикла, можно выделить пять участков (рис. 2). Каждый из них характеризует ту или иную стадию развития поколения самолетов-истребителей.

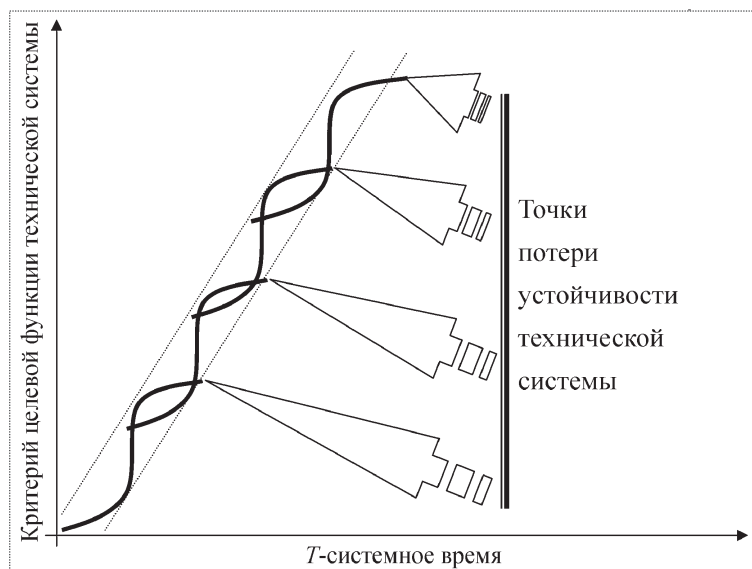


Рис. 1. Трубка траекторий устойчивого развития системы

На первом участке происходит зарождение S-образной кривой*. Второй участок — это период интенсивного развития авиационной техники, характеризующийся быстрым ростом тактико-технических характеристик самолетов. Эта стадия завершается при достижении S-образной кривой развития точки перегиба.

На третьем участке S-образной кривой происходит этап дефлирующего развития рассматриваемой авиационной техники. Эта стадия характеризуется падением темпов роста главного параметра технического уровня при появлении новых моделей самолетов-истребителей.

Четвертый участок кривой является переходным к стадии застоя развития техники анализируемого назначения. Он характеризуется малосущественным улучшением тактико-технических характеристик (параметров технического уровня и качества изделия). Принцип действия такой техники себя исчерпывает, а сами изделия начинают переходить в стадию морального старения.

Пятый участок S-образной кривой — стадия застоя в развитии техники. Как правило, здесь не происходит коренного улучшения параметров технического уров-

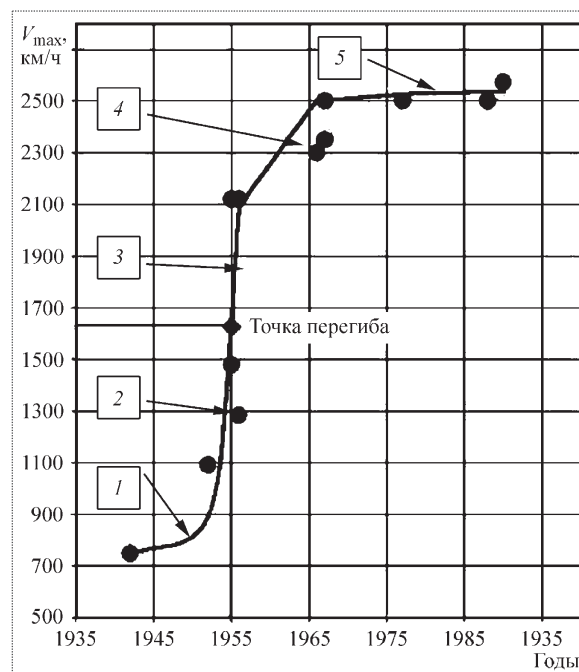


Рис. 2. S-образная кривая развития реактивной авиационной техники

ня или повышения качества техники. Этот участок иногда называют стадией квазиинноваций.

Закон смены поколений техники и технологий можно объяснить, описывая отличия нескольких волн развития. Точки пересечения смежных S-образных кривых в границах одной технологии применения (назначения) техники называют критическими. При этом следует иметь в виду, что кризис — это не фатальное деструктивное явление, приводящее к разрушению старой технологии (от гр. *crisis* — решение, решительный исход, приговор). Дословный перевод термина "кризис" означает только то, что изменение принципиальной основы технологического способа (метода) позволяет решительно перейти к более конкурентоспособной технологии, которая приходит на смену стареющей технологии того же назначения.

Например, точки замены (рис. 3) истребителей-бипланов на истребители-монопланы с поршневыми двигателями, самолетов-монопланов с поршневыми двигателями на реактивные дозвуковые самолеты-истребители и дозвуковых самолетов-истребителей на сверхзвуковые самолеты-истребители — это основные критические точки смены поколений авиационной техники и технологий.

Кроме критических точек на каждой S-образной кривой развития необходимо рассматривать пять эта-

* Она характеризуется появлением переходных самолетов-истребителей, например, моделей БИ, Су-5, И-250, Су-7 (образца 1945 года) [3], которые можно рассматривать в качестве первых прототипов, использованных для перехода от самолетов с поршневыми двигателями к реактивным самолетам-истребителям.

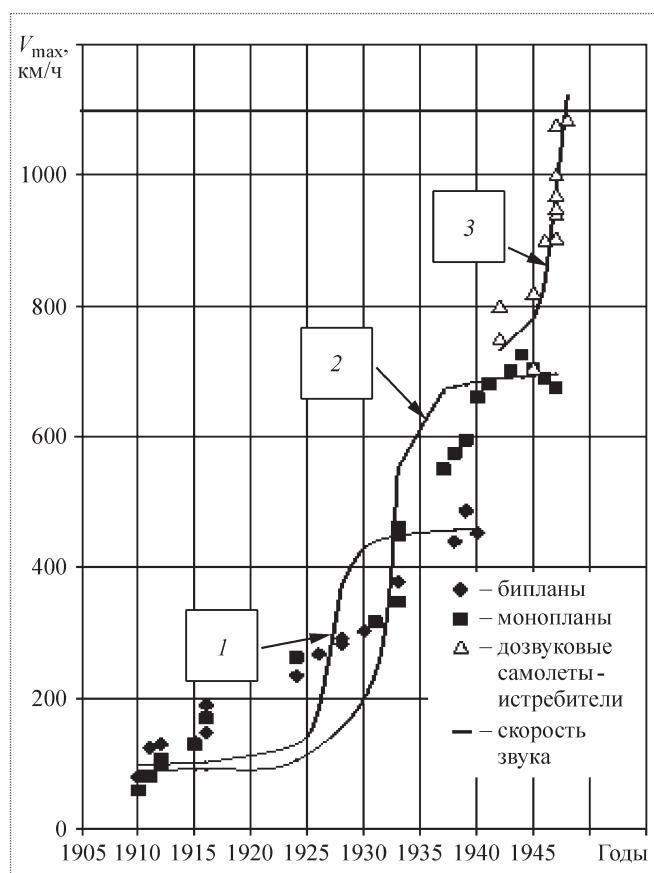


Рис. 3. Закономерности смены поколений дозвуковых самолетов-истребителей:

1 — самолеты-бипланы с поршневыми двигателями; 2 — самолеты-монопланы с поршневыми двигателями; 3 — реактивные дозвуковые самолеты-истребители

пов (стадий) смены поколений техники в рамках той или иной технологии ее применения.

Анализ критических точек, точек перегиба и точек перехода к "застою" в развитии техники позволяет определить основные направления инновационной деятельности на каждом рассматриваемом этапе развития.

Знание рассмотренных закономерностей позволяет заранее принять профилактические меры во избежание фатального перехода технической системы к стадиям ее деградации и гибели. Такие ситуации нередко наблюдаются на практике, если разработчики новой техники и технологии упрямо придерживаются в своих действиях только решения задачи эволюционного развития технологической системы даже в условиях перехода технологии в стадию застоя. При этом важно иметь в виду, что в инноватике такие мероприятия по улучшению или обновлению серийно производимой продукции (изделий) в фазе ее зрелости называют квазиинновациями.

На основе изложенных теоретических предпосылок инноватики рассмотрим закономерности развития отечественной истребительной авиации, начиная с первых самолетов-истребителей с поршневыми двигателями. Далее проанализируем дозвуковые реактивные самолеты-истребители и затем современные модели самолетов-истребителей 5-го поколения. Анализ выполнен по главному параметру технического уровня — максимальной скорости полета — и функциональному назначению (технологии применения) самолетов-истребителей.

Закономерности развития сверхзвуковых реактивных самолетов. На рис. 4 приведена первая локальная S-образная кривая развития. На первом участке этой кривой представлены переходные модели самолетов-истребителей (Су-5, И-250, Су-7 (образца 1945 г.)), имеющих поршневой двигатель и реактивный ускоритель [3]. Эти отечественные самолеты, а также первые зарубежные образцы (например, Me-262) являются родоначальниками первого поколения реактивных самолетов истребительной авиации.

Это поколение авиационной техники прошло стадию застоя (участок 4 на рис. 4), когда наблюдались малозначимые улучшения главного параметра технического уровня (V_{max}) и возможности развития таких самолетов себя исчерпали. К данному участку можно отнести только учебно-боевые самолеты МиГ-АТ (1996 г.), Як-130 (1996 г.) [3], скорость которых не превышает 1000...1060 км/ч.

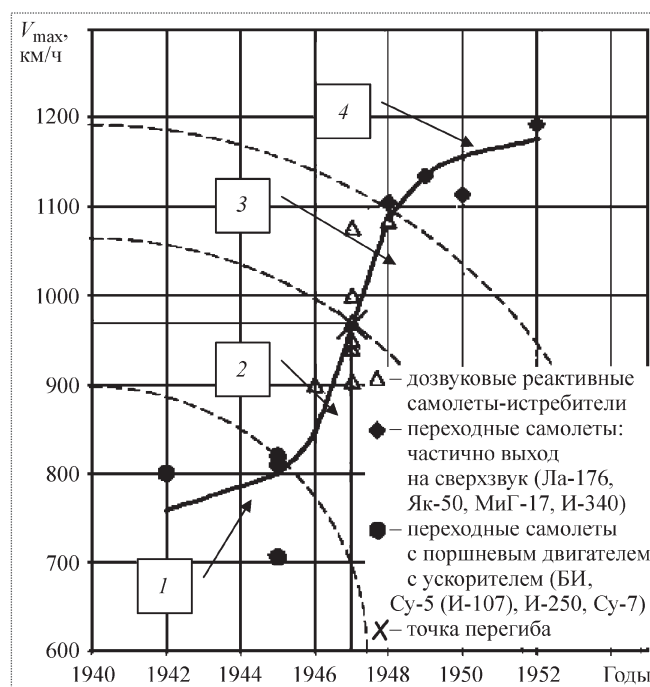


Рис. 4. Исходная S-образная кривая развития дозвуковых реактивных самолетов-истребителей

На рис. 5 приведена локальная S-образная кривая для сверхзвуковых истребителей-перехватчиков следующего поколения техники и технологии истребительной авиации, описываемая уравнением

$$y(t) = 655 \arctg(t - 1956) + 2050. \quad (1)$$

Первый участок кривой содержит переходные модели самолетов-истребителей, некоторые полеты которых являлись примером выхода на сверхзвуковые скорости полета. На заключительной стадии развития наибольшей скорости полета (участок 3) достиг истребитель Е-152А (1959 г., $V_{\max} = 3030$ км/ч). В 1960-е гг. данное поколение летательных аппаратов истощало себя, войдя в стадию застоя на участке 4.

Рассмотрим математическое обоснование названных участков S-образной кривой (см. рис. 5) на примере сверхзвуковых истребителей-перехватчиков, быстрое развитие которых начинается с самолета МиГ-19 (1954 г.) [3]. Он считается первым серийным сверхзвуковым самолетом-перехватчиком (максимальная скорость на высоте 1452 км/ч, у земли — 1150 км/ч).

Для анализа данной кривой развития сверхзвуковых истребителей-перехватчиков (1) и определения точки перегиба найдем вторую производную определенного для данной S-образной кривой уравнения регрессии и приравняем ее нулю.

Первая производная уравнения (1)

$$y'(t) = (\arctg(t))' = \frac{1}{1+t^2}. \quad (2)$$

Отсюда

$$y'(t) = \frac{655}{1+(t-1956)^2} = \frac{655}{t^2 - 3912t + 3825937}.$$

Для расчета точки перегиба вычислим вторую производную функции:

$$y''(t) = \left(\frac{1}{1+t^2} \right)' = - \frac{2t}{(1+t^2)^2}; \quad (3)$$

$$y''(t) = \left(\frac{655}{t^2 - 3912t + 3825937} \right)' = \frac{2562360 - 1310t}{(t^2 - 3912t + 3825937)^2}. \quad (4)$$

В точке перегиба $y''(t) = 0$. Решив полученное уравнение

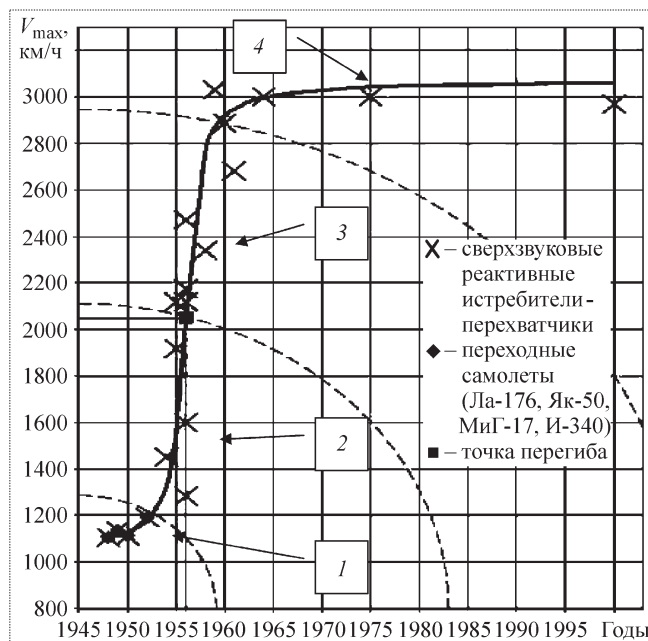


Рис. 5. Кривая развития сверхзвуковых истребителей-перехватчиков

$$\frac{2562360 - 1310t}{(t^2 - 3912t + 3825937)^2} = 0, \quad (5)$$

рассмотрим два варианта:

$$1) 2562360 - 1310t = 0; \quad t = 1956;$$

$$2) t^2 - 3912t + 3825937 = 0; \quad D = 1956^2 - 3825937 = -1.$$

Корней в данном случае нет.

Таким образом, точка перегиба t попадает на 1956 г. При этом максимальная прогнозируемая по линии регрессии скорость полета $V_{\max}$ должна составлять

$$V(1956) = 655 \arctg(1956 - 1956) + 2050 = 2050 \text{ км/ч}.$$

Итак, точка перегиба имеет координаты (1956 г.; 2050 км/ч). Эти расчетные данные подходят для самолета МиГ-21 (первый полет 1956 г., максимальная скорость на высоте 2175 км/ч [3]).

Математическое моделирование позволяет утверждать, что в точке перегиба S-образной кривой (см. рис. 5) при переходе от интенсивного развития (участок 2) в стадию дефлирующего развития (участок 3) данного типа техники желательно приступить к началу научно-исследовательских работ по переходу к новой S-образной кривой развития, основанной на применении в анализируемой технической системе нового принципа действия. Данное решение позволяет осуществить профилактические меры, которые не допус-

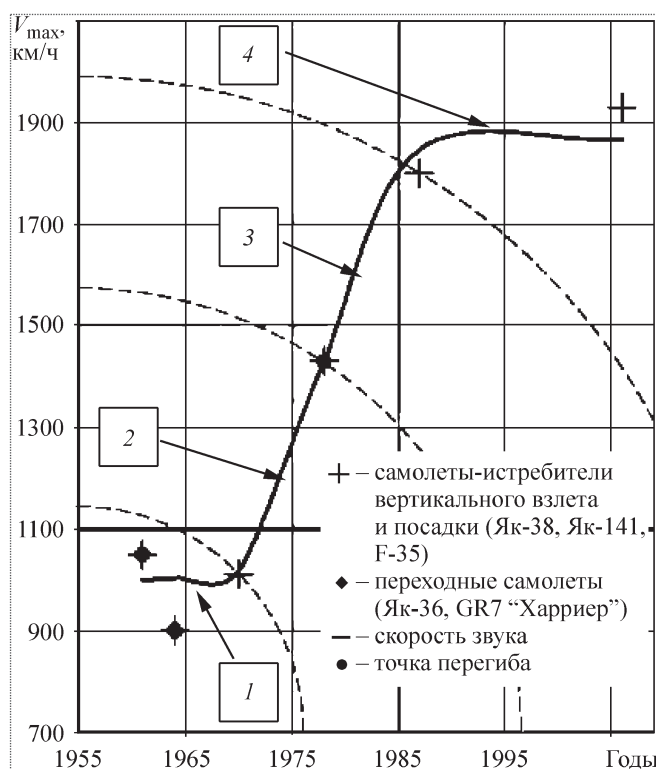


Рис. 6. Кривая развития самолетов-истребителей вертикального взлета и посадки

кают перехода технической системы в стадии застоя и деградации [1, 2].

В нашей стране за точку перегиба S-кривой (эта точка характеризует переход к разработке принципиально новой техники, отличающейся принципом действия или технологией ее применения) можно принять следующие моменты:

появление в 1956 г. истребителя-перехватчика Як-27. На этом самолете кроме дополнительного ЖРД (С-155 в качестве ускорителя) впервые были проведены эксперименты по отклонению вектора тяги двигателей. Впоследствии это стало нормой для многофункциональных высокоманевренных самолетов-истребителей (истребителей-бомбардировщиков);

испытания в 1956 г. принципиально нового летательного аппарата "Турболет". Он послужил основой для проектирования самолетов вертикального взлета и посадки, т.е. была начата отработка принципиально новой технологии применения летательных аппаратов, которые не требовали громоздкого аэродрома;

поиск других (неавиационных) областей применения авиационных реактивных двигателей на кораблях, экранопланах, в составе газоперекачивающих станций, электростанций и т.д.

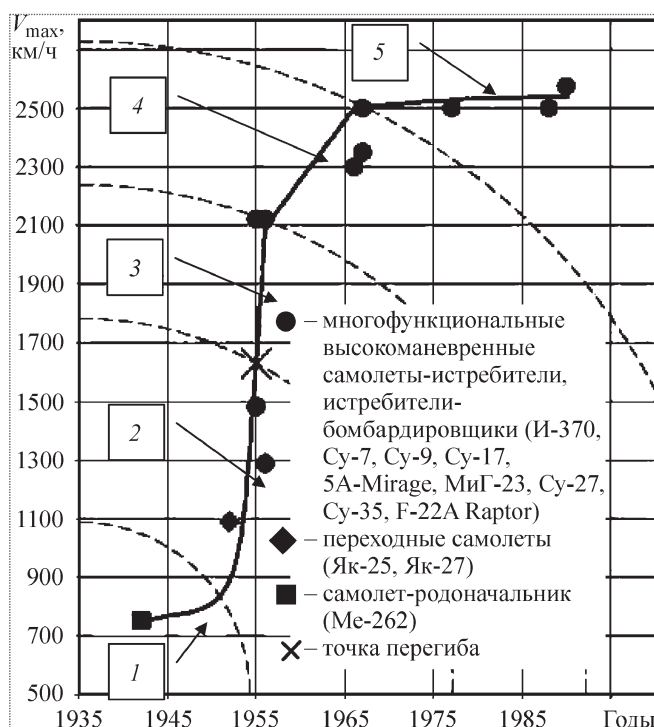


Рис. 7. Кривая развития многофункциональных высокоманевренных самолетов-истребителей (истребителей-бомбардировщиков)

S-образная кривая развития технологии вертикального взлета и посадки приведена на рис. 6. На этой кривой имеются четыре участка, начиная от стадии зарождения и заканчивая четвертой стадией перехода к "застою" развития летательных аппаратов данного назначения.

Первый участок S-кривой содержит переходные модели самолетов-истребителей, на которых впервые была применена функция вертикального взлета и посадки (отечественный истребитель Як-36 и зарубежный "Harrier", работающий на турбовентиляторном двигателе). Далее следуют периоды интенсивного развития 2 данного типа самолетов (до достижения точки перегиба, см. рис. 6) и дефлирующего развития 3 (завершение в 1987 г., создан сверхзвуковой самолет Як-141). Участку 4 S-кривой соответствует период перехода к "застою" развития данной техники.

Наилучшим по техническому уровню среди самолетов данного типа (технологии применения) в настоящее время считается самолет-истребитель вертикального взлета F-35 (США), который положил начало пятому поколению данного типа машин (первый полет в 2006 г., максимальная скорость 1930 км/ч).

Началом развития многофункциональных самолетов-истребителей (истребителей-бомбардиров-

щиков) можно считать либо немецкий самолет Me-262, либо отечественный Як-27, на котором впервые было применено управление направлением вектора тяги (рис. 7).

Таким образом, на S-образной кривой многофункциональных и высокоманевренных самолетов-истребителей (истребителей-бомбардировщиков) можно показать также пять участков (периодов) их развития с учетом переходных моделей многофункциональных реактивных самолетов-истребителей (см. рис. 7).

Первый участок S-кривой содержит точку, характеризующую появление первого многофункционального самолета Me-262. К переходным самолетам данного типа можно отнести также отечественные истребители Як-25 и Як-27.

Период интенсивного развития данного поколения имел место до середины 1950-х гг. (см. рис. 7). Затем наблюдалось дефлирующее развитие, заканчивающееся созданием Су-17 (1966 г.) и МиГ-23 (1967 г.) и их модификаций с изменяемой геометрией крыла* для улучшения взлетно-посадочных характеристик.

По окончании этого периода на вооружение были поставлены многие современные многофункциональные и высокоманевренные самолеты четвертого поколения (Су-27, МиГ-29ОВТ, Су-35 и др.), появился первый образец самолета пятого поколения F-22 (*Raptor*, США).

В настоящее время отмечается переход к периоду застоя в развитии данного типа авиационной техники, что характерно при переходе к 5-му поколению развития техники на данной S-образной закономерности.

Истребители-перехватчики параллельно с новыми S-образными кривыми для самолетов вертикального взлета и посадки и для высокоманевренных многофункциональных самолетов-истребителей (истребителей-бомбардировщиков) продолжали развиваться по своей S-образной закономерности от точки перегиба (самолет МиГ-21) путем повышения скорости, дальности и предельного потолка полета. В этом ряду появились такие машины, как Су-15, МиГ-25, МиГ-31, достигшие потолка свыше 20 км (рекорд 37650 м для МиГ-25 в 1977 г.) и максимальной скорости на высоте до 3000 км/ч.

В настоящее время, как и для других S-образных кривых, в данном случае также наблюдается период

*Самолеты третьего поколения.

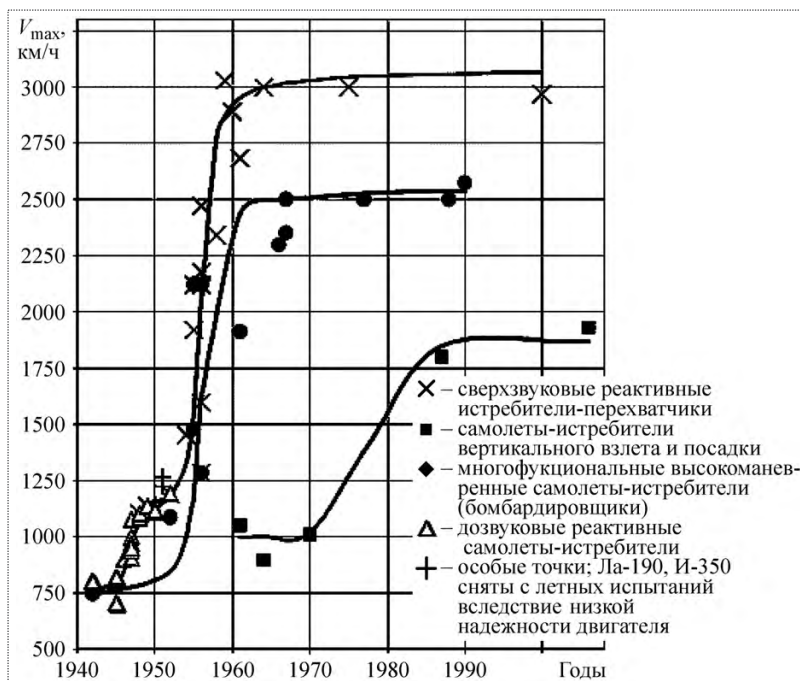


Рис. 8. Обобщенные S-образные закономерности смены поколений реактивных самолетов-истребителей

застоя в развитии данной техники. По результатам аналитического обзора авиационной техники, одним из лучших на сегодняшний день в данном типе истребителей-перехватчиков по параметру технического уровня является высотный истребитель МиГ-35, имеющий максимальную скорость полета 2970 км/ч.

Приведенные на рис. 8 S-образные кривые развития объединяют множество точек. Каждая точка соответствует той или иной модели самолета-истребителя конкретного поколения и определенной технологии применения. За рубежом это могут быть следующие технологии:

Stealth technology — технология производства военных самолетов, обеспечивающая пониженную радиолокационную, инфракрасную, оптическую и акустическую заметность летательных аппаратов;

STOVL (Short Take-Off Vertical Landing) — самолет может взлетать (садиться) вертикально или с укороченной взлетно-посадочной полосы.

Критические технологии смены поколений авиационной техники и технологий. Из анализа S-образных кривых смены поколений авиационной техники можно сделать выводы о необходимости выполнения НИОКР для разработки новейших конструкций авиационной техники рассматриваемого назначения, так как научно-технический потенциал ее принципиального совершенствования исчерпан.

В авиации наиболее перспективным в настоящее время направлением НИОКР, обеспечивающим дальнейший прогресс, является создание новых не только самолетов (двигателей), но и систем управления самолетами (двигателями) с помощью средств искусственного интеллекта. Это связано с тем, что развитие пилотируемых самолетов-истребителей только за счет совершенствования аэродинамики и энергетики двигателей достигло своего предела, как в нашей стране, так и за рубежом.

На основании статистического анализа результатов испытаний самолетов и авиационных двигателей второго поколения для сверхзвуковых самолетов-истребителей получены закономерности распределения частот временных лагов (интервалов) летных испытаний самолетов и двигателей. Установлено, что для самолетов и двигателей второго поколения выборка по самолетам и двигателям, летные испытания по которым прекращены, существенно превышает значения выборки по самолетам и двигателям, принятым в серийное производство.

Этот факт позволяет сделать вывод о решающем значении этапа НИР по обоснованию «технологической готовности к созданию» новой техники, без которого следующий этап инновационного проектирования, связанный с НИОКР по технической разработке и вводу в эксплуатацию изделий, становится высококорисковым.

Для снижения инновационных рисков создания самолетов и авиационных двигателей нового поколения, уменьшения финансовых затрат, сроков проектирования принципиально важны работы по созданию базовых авиационных технологий на основе использования критических и высоких технологий машиностроительного назначения.

Базовые технологии изготовления изделий авиационной техники отличает от других важных технологий (высоких, критических, проектных, перспективных, директивных, типовых и групповых, стандартных, рабочих технологических процессов) комплексная увязка технологических процессов не только основного, но и вспомогательного производства.

Так, известно, что базовые технологии постановки на производство новой авиационной техники на основе бесплазовой увязки деталей и технологической оснастки летательных аппаратов обеспечивают на основе разработки автоматизированных систем технологической подготовки производства и математического моделирования объектов и процессов производства не только многократное по сравнению с плазово-шаблонным методом снижение погрешностей изготовления (формблоков с 0,8 до 0,26 мм; пу-

ансонов с 2,2 до 0,26 мм; рубильников с 2,0 до 0,7 мм), но и широкое применение мехатронных станков путем разработки оригинальных управляющих программ, использования координатографов и других высокоавтоматизированных средств технологической подготовки производства.

В авиадвигателестроении такими базовыми технологическими процессами являются технологии изготовления лопаток газотурбинного двигателя.

В технологических процессах изготовления лопаток авиационных двигателей наряду с обеспечением жаропрочности в целях обеспечения роста тяги двигателя за счет применения специальных легирующих элементов, охлаждения лопаток, применения жаропрочных покрытий предусматривается использование критических технологий производства авиационной техники:

- нано технологий и наноматериалов, нанометрических и прецизионных технологий обработки;

- мехатронных технологий;

- лазерных и электронно-ионно-плазменных технологий;

- технологий создания керамических материалов, композитов, металлов и сплавов со специальными свойствами, синтетических сверхтвердых материалов;

- технологических совмещаемых модулей для металлургических мини-производств;

- технологий термодиффузионного сращивания деталей, изготовления углерод-углеродных композиционных материалов, биметаллов;

- высоких технологий литейного производства;

- высоких технологий высокоскоростной обработки, которые обеспечивают многократное увеличение производственных мощностей предприятий.

Для развития двигателей нового поколения, которые устанавливаются на новейшие самолеты-истребители (высотные и дальние истребители-перехватчики, высокоманевренные и многофункциональные фронтовые истребители и истребители-бомбардировщики, самолеты палубной авиации, укороченного и вертикального взлета), необходимо предусматривать широкое применение новейших (высоких и критических) технологий их производства в следующих направлениях [5]:

- изготовление корпусов вентиляторов из композиционных материалов, выполненных в виде одной детали, которая не требует механической обработки;

- изготовление конструкций типа "блиск" с регулируемым положением лопаток вентилятора и компрессора высокого давления;

- применение щеточных уплотнений;

Âíëìàíèð ÷èðàðàëëáë æóðíàëà «Íîëò»!

**Î Î Î «Ëçààðàëüíðàâ Ìàøåííðððíàíëà» ïðíàíëæààð ïðåíëàòó ïíàíëñó
íà æóðíàë 2-ãí ïîëóãíå 2009 ä.**

Íîëò÷èòåëüñòâó â Ëçààðàëüíðàâ, è Âó

- ◆ ïîëó÷èòü æóðíàë ñ ïðåäïàí ïíàðà;
- ◆ çûéííèòåëü íà ïðèíèìàíèå ïðèíàäëåæíîñòåé;
- ◆ ñ÷èòàòü ïíàó÷íûå èññëåäîâàíèå æóðíàëà Ëçààðàëüíðàâ

**Обращаем Ваше внимание на то, что в 2009 году подписка
на журнал «Полет» на 2-е полугодие (6 номеров) стоит 6000 руб.**

Ëçààðàëüíðàâ «Ìàøåííðððíàíëà» ïðåäïàíàëüíàð æóðíàë ïíàíëæààð ïðåíëàòó ïíàíëñó (3%) è ñóãëàñîâàíî ðàçðåøèòü ïðèíàäëåæíîñòåé. Àæàíàíþ÷àé ïðèíàäëåæíîñòåé ñóãëàñîâàíî ïðèíàäëåæíîñòåé ñóãëàñîâàíî ïðèíàäëåæíîñòåé.

Ïðèíàäëåæíîñòåé ñóãëàñîâàíî ïðèíàäëåæíîñòåé ñóãëàñîâàíî ïðèíàäëåæíîñòåé ñóãëàñîâàíî ïðèíàäëåæíîñòåé ñóãëàñîâàíî ïðèíàäëåæíîñòåé.

Адрес Издательства: 107076, г. Москва, Стромынский пер., д. 4

Тел. редакции: (499) 269-4896, e-mail: polet@mashin.ru.

Тел. отдела продаж, маркетинга и рекламы (499) 269-6600, 269-5298;

e-mail: realiz@mashin.ru;

факс: (499)269-4897

http: [//www.mashin.ru](http://www.mashin.ru)

Íàðàòàëèà âíëèàíèà íà èà÷íðàâ æóðíàë, ïîëó÷àâ ïíàíëñó ïíàíëñó!

В последнее время участились случаи контрафактного издания журналов нашего издательства с нарушением технических стандартов полиграфии. Нередко покупателями некачественных изданий становятся бюджетные организации, заключившие договор с недобросовестными поставщиками в результате тендера.

ООО «Издательство Машиностроение» обладает исключительными правами на выпуск и реализацию своих периодических изданий, поэтому для оформления подписки у нас не требуется участия в тендерах. Издательство предоставляет все документы, которые необходимы государственным учреждениям. Издательство не несет ответственности за низкое качество журналов, приобретенных у недобросовестных поставщиков, и не принимает их к обмену.

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

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

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

**ООО «Издательство Машиностроение»/ ООО «Машиностроение—Полет»,
107076, Москва, Стромынский пер., 4**

Редакторы номера О.Г. Красильникова, И.Н. Мырина, Д.Я.Чернис

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

Сдано в набор 12.02.09. Подписано в печать 22.04.09. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,17. Зак.303. Свободная цена. Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ООО «Издательство Машиностроение».

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