



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

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

The journal is issued monthly
Published since August 1998

G.V. NOVOZHILOV –

Editor-in-Chief (Aviation)

A.S. KOROTEYEV –

Editor-in-Chief (Rocket Technology
and Cosmonautics)

L.A. GILBERG –

Deputy Editor-in-Chief

Editorial

Board Members

V.V. ALAVERDOV
A.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
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
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. BEZYAZCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
A.N. GERASHCHENKO
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKOV
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOMAROV
V.V. KRYMOV
A.N. KURYLENKO
L.N. LYSSENKO
A.P. MANIN
V.A. MENSNIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
K.M. PICHKHADZE
S.S. POZDNYAKOV
V.A. POLETAYEV
P.R. POPOVICH
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERVOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLOGUB
V.A. SOLOVEV
A.I. TATUEV
B.E. TCHERTOK
V.V. SHALAY
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

CONTENTS

Zelin A.N. "Saving On Combat Service Support Is A Crime" . . .	3
Efanov V.V., Gorovtsov V.V., Kotomin A.A., Dushe- nok S.A. Detonation Devices And Separation Systems Of Universal Space Accelerating Block "Fregate"	8
Menshikov V.A., Rudakov V.B., Sychev V.N. Optimal Hierarchical Control Of Spacecraft Technical Charac- teristics	15
Kosyanchuk V.V., Konstantinov S.V., Kolodyazhnaya T.A., Redko P.G., Kuznetsov I.P. Advanced Aspect Of Fail-safe Digitally-based Control Systems Of Maneuverable Vehicles	20
Surzhik V.V. Determination Of Bands Of Stability Design Concepts Ekranoplanes	28
Birfeld À.À., Volgin À.V. The Analysis Of Limit Condition Criteria Applicability Of Power Estimation Durability Of GTE Compressor Disks	33
Safronov V.S. Analytical Designing Of Restored Designs Of Flying Machines Taking Into Account Requirements Of Survivability Of The Design	42
Mikhailov V.S. Deriving Carrier Rockets From Heavy ICBM RS-20: The Dnepr Program	51

*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 629.7

"Экономия на обеспечении боевых задач – это преступление"

А.Н. Зелин

E-mail: vvs-press@yandex.ru



ЗЕЛИН
Александр Николаевич —
Главнокомандующий Во-
енно-воздушными силами
Российской Федерации,
генерал-полковник,
кандидат воен. наук

Главнокомандующий ВВС А.Н. Зелин дал интервью работникам средств массовой информации, в котором подвел итоги деятельности Военно-воздушных сил в 2009 г. и обозначил перспективы их дальнейшего развития. Предлагаем нашим читателям это интервью.

Ключевые слова: перспективный облик Вооруженных сил; Военно-воздушные силы; противовоздушная оборона; военно-космическая оборона; модернизация авиатехники; зенитные ракетные системы; беспилотные летательные аппараты.

A.N. Zelin. "Saving On Combat Service Support Is A Crime"

The article puts forward a media interview with the Russian Air Force Commander, A.N. Zelin, who sums up the results of Air Force activities in 2009 and sets priorities for its future development.

Key words: future Armed Forces; Air Force; Air Defense; Space Defense; aircraft upgrade; surface-to-air missile systems; unmanned aerial vehicles.

Александр Николаевич, какие организационно-штатные мероприятия произошли в Военно-воздушных силах в контексте перехода на перспективный облик Вооруженных сил? Что уже сделано в рамках формирования командований и авиационных баз?

Основные организационные мероприятия по выходу на перспективный облик осуществлялись в ВВС в два этапа. Первый из них был завершен 1 июня 2009 г., именно к этому сроку были закончены все запланированные изменения в органах военного управления, соединениях и воинских частях ВВС, не требующие их передислокации в новый район, перемещения вооружения и военной техники, перевозок материальных средств, а также существенных затрат на капитальное строительство. К этому сроку также были переформированы управления объединений ВВС, а именно: управления корпусов и дивизий ПВО — в управления бригад воздушно-космической обороны (ВКО), управления радиотехнических бригад — в управления радиотехнических полков; созданы авиационные базы второго разряда. Все запланированные на этом этапе организационные мероприятия выполнены в установленные сроки, срывов в выполнении поставленных задач не было. Во втором полугодии завершались мероприятия в остальных соединениях и воинских частях ВВС. Основу перспективного боевого состава ВВС составят авиационные базы, зенитные ракетные и радиотехнические полки.

В силу закрытости информации, связанной с мобилизационной готовностью, могу привести лишь крайне приблизительные цифры. Так, если до модернизации ВВС штат офицерского состава составлял около 65 тыс. человек, то в новом обличии число офицеров сократится в 1,7 раза и составит порядка 38 тысяч. Число летно-подъемного состава в новом обличии сократится в той же пропорции и составит около 7 тыс. человек.

Процентное соотношение офицеров в авиации и в ЗРВ составит 60:40, т.е. 60 % — это офицеры, непосредственно связанные с летной работой, и 40 % — офицеры, отвечающие за противовоздушную оборону.

В целом на сегодняшний день все органы военного управления ВВС, боевые соединения и воинские части содержатся в новых организационно-штатных структурах и при этом соответствуют требованиям, предъявляемым частям постоянной готовности.

Какие качественные изменения произошли в ВВС за прошедший год и каковы отличительные особенности вновь сформированной структуры ВВС?

Во исполнение решения Президента Российской Федерации в 2009 г. Военно-воздушные силы выполняли мероприятия по выходу на перспективный облик. Работа проводилась по целому ряду направлений, первым из которых стал переход на новую организационно-штатную структуру с сокращением численности управленческого аппарата. Параллельно с этим проводилась работа по переводу всех соединений и воинских частей ВВС сокращенного состава в категорию частей постоянной готовности, оснащению новыми и модернизированными образцами вооружения и военной техники (ВВТ), совершенствованию системы высших учебных заведений, а также оптимизации системы базирования войск.

Несмотря на возросший объем работы, в указанный период основные усилия, как и прежде, были сосредоточены на поддержании боевой и мобилизационной готовности войск (сил) и выполнении задач боевого дежурства по ПВО Российской Федерации. Все мероприятия, запланированные на 2009 г., выполнены в установленные сроки, срывов в выполнении поставленных задач нет.

По завершении организационных мероприятий основу боевого состава ВВС составят семь оперативных командований, состоящих из авиационных баз и бригад ВКО. Все боевые соединения и воинские части по штатной структуре должны соответствовать критериям постоянной готовности, с одинаковой численностью мирного и военного времени.

Переход на систему оперативных командований был обусловлен необходимостью создания более гибкой и адаптируемой под условия быстро изменяющейся обстановки организационной структуры объединений ВВС, обеспечивающей оперативное планирование, руководство подготовкой и непосредственное управление подчиненными войсками и силами при выполнении ими задач мирного и военного времени (ведении военных действий).

Новая организационная структура будет более полно соответствовать объему и содержанию решаемых объединениями ВВС задач, формам и способам их оперативного применения, спектр которых в последние десятилетия значительно расширился.

Как реализуется программа планового обновления и пополнения самолетного парка новой авиационной техникой, а также модернизированными машинами в рамках Государственной программы вооружения?

Применительно к авиации, составляющей ядро группировки ВВС, следует отметить, что в ее составе сохранятся все основные составные части, в том числе дальняя, фронтовая, армейская, специальная, военно-транспортная авиация, транспортная авиация объединений, формирования, вооруженные комплексами с беспилотными летательными аппаратами.

Военно-воздушные силы сохранили ремонтную сеть в своем составе (до принятия решения о создании холдинга "Авиаремонт"). В данный момент нас беспокоит цена ремонта, качество и сроки его исполнения. Так, например, на предприятиях промышленности капитальный ремонт Су-27 стоит порядка 200 млн руб., в то время как на своих заводах ремонт, хотя и в несколько усеченном виде, обходится всего в 17 млн руб.

Переооружение ВВС осуществляется по двум направлениям: закупка новой техники и одновременная модернизация уже имеющейся на вооружении.

ВВС уже получили четыре эскадрильи модернизированных Су-27СМ, удачно прошла модернизация многоцелевого Су-25СМ, завершаются работы по Су-25УБТ. Выпущена небольшая серия модернизированных вертолетов Ми-24ПМ. Проводится модернизация МиГ-31 в варианте МиГ-31БМ, это качественно новый комплекс, с боевыми возможностями, улучшенными более чем в два раза.

Очевидно, что от качества и количества поставляемой в войска авиационной техники и вооружения во многом зависит способность ВВС выполнять задачи по предназначению. Для придания авиации ВВС России к 2020 г. нового облика необходимо ускоренное перевооружение на авиационную технику, обладающую новыми боевыми свойствами и кардинальное обновление авиационного парка с доведением доли современной техники в ее составе до уровня не менее 70 %.

Каковы перспективы развития отечественной беспилотной авиации и какова ситуация с закупками беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) израильского производства?

Беспилотные летательные аппараты — это очень нужное средство воздушного противодействия, но только тогда, когда полностью завоевано господство в воздухе, поэтому не стоит переоценивать их возможности. Беспилотная авиация сегодня такая же пилотируемая, как и вся остальная, с той лишь разницей, что управление ею ведется с земли. Чисто беспилотная авиация, которая летает исключительно по за-

данной ей программе, пока имеет слишком много уязвимых мест, это признают и наши коллеги из других государств, в том числе и США. Нужно четко понимать, что лучше: когда пилот находится непосредственно в кабине самолета или же осуществляет удаленное управление с земли. Поэтому применение каждого варианта должно производиться исходя из конкретной поставленной задачи.

Относительно поставки на вооружение образцов БПЛА могу сказать лишь следующее. Возможности нашего ОПК на сегодняшний день весьма ограничены. Мы так и не получили тех летных тактико-технических характеристик, которые изначально предъявлялись к перспективным образцам БПЛА отечественного производства. Поэтому никакие акты не будут подписаны до тех пор, пока представленные образцы не будут соответствовать всем тем требованиям, которые заложены в ТТХ.

Теперь о БПЛА израильского производства. Конечно, едва ли израильские разработчики предложат нам что-то ультрасовременное, но, по крайней мере, это будет соответствовать всем требованиям, которые предъявляют ВВС к летательным аппаратам данного класса, а экономить и занижать показатели в вопросах, связанных с выполнением боевых задач, я считаю просто преступлением.

Как сегодня проходит работа по укомплектованию войск зенитной ракетной системой С-400 "Триумф"?

В 2009 г. на полигоне "Ашулук" прошли учения, в которых принимали участия и расчеты полка, имеющего на вооружении зенитную ракетную систему средней дальности — дальнего действия (СД-ДД). Несмотря на имевшиеся сложности, система успешно показала свои высокие возможности по уничтожению различных типов мишеней, в том числе имитирующих оперативно-тактические и тактические баллистические ракеты, а также крылатые ракеты. Поставленные в ходе учения задачи были данным полком успешно выполнены.

Недавний пуск новой ракеты для комплекса С-400 был успешным, и поставленную перед ним задачу в рамках учения он решил. В настоящее время в боевом составе ЗРВ ВВС имеются два дивизиона, оснащенных зенитной ракетной системой средней дальности — дальнего действия С-400. С переходом на новую организационно-штатную структуру мы, по сути дела, получили полк С-400 и в 2010 г. должны получить еще пять дивизионов.

Поставки комплексов С-400 в 2009 г. осуществлялись без срывов, сроки поставок ограничиваются не объемом финансирования, а производственными мощностями самих предприятий. По указаниям ми-

нистра обороны РФ и начальника Генерального штаба ВС РФ мною были подготовлены обращения о создании дополнительных мощностей для производства С-400 и ряда других перспективных комплексов. Такой подход с нашей стороны обусловлен в первую очередь высокими техническими характеристиками ЗРС С-400 и необходимостью в этой системе для защиты воздушного пространства нашей страны.

Недавно генеральный директор ГСКБ "Алмаз-Антей" заявил о создании в обозримом будущем новой ЗРС С-500. Какие требования Вы к ней предъявляете, в чем она должна превзойти ЗРС С-400?

В обозримом будущем планируется создание универсальной зенитной ракетной системы дальнего действия и высотного перехвата с повышенным потенциалом ПРО (ЗРС С-500).

Основные требования, предъявляемые к данной системе, прежде всего заключаются в реализации повышенных возможностей по поражению баллистических целей (БРСД, тактических и оперативно-тактических баллистических ракет) с высотой перехвата до 200 км и скоростью полета до 7 км/с, а также возможностью поражения боевых блоков гиперзвуковых крылатых ракет.

Каков уровень подготовки молодых офицеров, которые приходят в ВВС после окончания вузов? Каким образом сказалось сокращение числа вузов ВВС на качестве офицерского и кадрового ресурса и укомплектованности офицерских должностей?

Уровень подготовки офицеров-выпускников военно-учебных заведений Министерства обороны Российской Федерации позволяет им своевременно приступить к исполнению служебных обязанностей в полном объеме по воинским должностям согласно полученному образованию и военной специальности. Проведение плановых стажировок курсантов на выпускных курсах в воинских частях обеспечивает формирование начальных практических навыков специалистов тактического звена на основе полученных теоретических знаний.

Проведение мероприятий по выходу Военно-воздушных сил на штатную численность офицерского состава в новом облике позволило обеспечить укомплектование воинских частей боевого состава до установленных нормативов, при этом первоочередному назначению на вакантные воинские должности офицеров-выпускников вузов в 2009 г. было уделено повышенное внимание.

Сокращение вузов ВВС проводилось за счет укрупнения однопрофильных военно-учебных заведений без сокращения численности переменного состава, при этом штатная численность преподавательского состава

в укрупненных вузах соответствует требованиям, предъявляемым к организации учебного процесса. Вопросы организации учебных занятий, материально-бытового обеспечения в указанных учебных заведениях решаются в плановом порядке. При этом из бюджета Министерства обороны Российской Федерации, в соответствии с постановлением Правительства Российской Федерации, для этих целей выделяются дополнительные финансовые средства. Качество подготовки будущих офицеров остается на уровне, позволяющем им решать задачи в соответствии с предназначением по полученной военной специальности.

Какие меры предпринимаются в Военно-воздушных силах сегодня по обеспечению безопасности полетов?

В 2009 г. Верховным Главнокомандующим была поставлена задача по переходу на новый облик Вооруженных сил без снижения требуемого уровня боевой готовности. Исходя из этого основные усилия в подготовке авиации Военно-воздушных сил были направлены на поддержание воздушной выучки на уровне, необходимом для выполнения боевых задач в соответствии с предназначением.

Налет на одно авиационное происшествие в 2009 г. составил около 33 тыс. часов, уровень аварийности (количество АП на 100 тыс. часов налета) — около 3 (налет на одно авиационное происшествие в 2008 г. составил чуть более 30 тыс. часов, уровень аварийности — около 3,3). При улучшении относительных показателей аварийности в 2009 г., уровень аварийности, обусловленной человеческим фактором, возрос.

Проводятся летно-методические сборы, в ходе которых кроме обучения проверяется знание документов, регламентирующих летную работу.

Для подготовки специалистов органов безопасности полетов ежегодно организуются академические курсы в Военном учебно-научном центре Военно-воздушных сил "Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина".

Ужесточен спрос за нарушения в организации, руководстве и обеспечении полетов. К должностным лицам, причастным к авиационным событиям (поломкам, авиационным происшествиям и т.д.), принимаются меры дисциплинарного и материального воздействия.

Офицеры управлений и служб Главного командования ВВС включаются в состав комиссий по расследованию авиационных событий, что позволяет всесторонне и в деталях изучить опасные факторы, выявляемые в процессе расследования, оперативно отрабатывать первоочередные профилактические мероприятия и направлять в войска необходимые указания.

По результатам инспектирования войск отрабатываются планы устранения недостатков, выполнение которых строго контролируется. Переучивание авиационного персонала на новую авиационную технику осуществляется на базе авиационных центров, что позволяет качественно повысить уровень подготовки авиационных специалистов всех категорий.

С 2000 г. разрабатываются и внедряются технические системы, позволяющие совершенствовать процесс руководства полетами. Идет переоснащение командно-диспетчерских пунктов аэродромов комплексом средств руководства полетами "КСРП-А", ожидается получение опытного образца диспетчерского радиолокатора с принципиально новым способом отображения радиолокационной информации, что значительно облегчит процесс руководства полетами и будет способствовать повышению безопасности полетов.

Проведены испытания информационно-аналитической системы реального времени "Журавль", внедрение которой позволит повысить уровень безопасности полетов и эффективность боевого применения авиационных комплексов благодаря оперативному (в реальном масштабе времени) доведению до группы руководства полетами информации о действиях экипажа при выполнении полетного задания и техническом состоянии контролируемых систем и оборудования авиационного комплекса в полете.

В авиационных полках широко используются авиационные тренажеры, позволяющие летному составу качественно отрабатывать элементы полета и действия в особых случаях в полете.

В 2009 г. Военно-воздушные силы участвовали в различных крупных учениях: "Мирная миссия-2009", "Кавказ-2009" и "Запад-2009". Какие особенности применения ВВС имели место в ходе учений, какова Ваша оценка уровня взаимодействия авиации с сухопутными частями и подразделениями?

Характерными особенностями проведенных в 2009 учебном году учений являлись их масштабность и международный характер.

В конце июня — начале июля Военно-воздушные силы приняли участие в оперативно-стратегическом учении "Кавказ-2009" на Юго-Западном стратегическом направлении в составе межвидовой группировки войск (сил). В этом учении участвовало около 30 самолетов и вертолетов, части зенитных ракетных и радиотехнических войск, более 400 человек личного состава ВВС. Основные усилия были направлены на подготовку и слаженную работу органов управления в новой организационно-штатной структуре, выработку оптимальных алгоритмов работы по руководству подчинен-

ными войсками и совершенствование вопросов взаимодействия.

В сентябре в соответствии с совместным планом подготовки вооруженных сил Российской Федерации и Республики Беларусь под руководством начальников Генеральных штабов ВС РФ и РБ было проведено оперативно-стратегическое учение "Запад-2009", в котором участвовало до 75 самолетов и вертолетов, более 600 человек личного состава ВВС. Основные усилия на данном учении были сосредоточены на оценке способности планировать и управлять созданными группировками авиации и войск ПВО, в том числе коалиционного состава, в новой организационно-штатной структуре. Практические действия охватывали территорию Республики Беларусь, Московского военного округа и Калининградской области. По составу привлекаемых сил и средств его можно сравнить только с учениями советского периода. Необходимо также отметить, что на территории союзного государства применялась в основном новейшая авиационная техника.

В этот же период авиация Военно-воздушных сил принимала участие в оперативно-стратегическом учении с ЛенВО "Ладога-2009" составом около 60 самолетов и вертолетов и до 300 человек личного состава. Учение позволило обучить руководящий и оперативный состав объединений ВВС работе по руководству соединениями и воинскими частями при подготовке и ведении военных действий в локальных и региональных войнах совместно с другими войсками, воинскими формированиями и органами, дислоцирующимися на стратегическом направлении.

В ходе учений проводилась апробация новых программ и курсов боевой подготовки, проверялись новые формы и способы применения объединений, соединений и воинских частей с учетом опыта современных войн и вооруженных конфликтов.

Учения позволили адекватно отреагировать на проводимые в этот же период мероприятия подготовки объединенных вооруженных сил НАТО в Европе.

В области международного военного сотрудничества с армиями зарубежных государств, в том числе в рамках объединенной системы противовоздушной обороны государств-участников СНГ были проведены совместные учения с Народной Освободительной армией Китая "Мирная миссия-2009", Республикой Казахстан "Воздушные силы-2009" и коллективными силами оперативного реагирования Договора о коллективной безопасности "Взаимодействие-2009" на территории Казахстана. От Военно-воздушных сил РФ участвовало порядка 60 самолетов и вертолетов, более 350 человек личного состава.

В течение 2009 г. нами решался большой объем важнейших задач по подготовке Военно-воздушных

сил в целом и каждого объединения в отдельности в новом облике. Указанные мероприятия позволили провести целенаправленную подготовку объединений ВВС к выполнению задач по предназначению и оказали положительное влияние на результаты реформирования. Этот опыт мы планируем использовать и приумножать в дальнейшей практической работе.

Помимо того, что Военно-воздушные силы России находятся внутри страны, они также представлены и за рубежом: авиабаза Кант в Киргизии, база Эрбунги в Армении, российская авиационная группа в Судане при миссии ООН. Планируется ли дальнейшее расширение присутствия ВВС в других регионах мира на постоянной или временной основе?

Действительно, Военно-воздушные силы успешно выполняют задачи и на территории других государств. Кроме перечисленных государств с 15 марта 2009 г. в соответствии с Указом Президента Российской Федерации от 1 сентября 2008 г. о направлении воинского формирования ВС РФ для участия в операции Европейского союза в поддержку присутствия ООН в Республике Чад там находится российская авиационная группа.

Расширение присутствия ВВС за рубежом находится в компетенции Правительства Российской Федерации. Военно-воздушные силы готовы к выполнению поставленных задач в любых условиях и регионах мира.

Какие социальные проблемы удалось решить в рамках ВВС в минувшем году?

Наиболее остро в Военно-воздушных силах стоит проблема обеспечения военнослужащих жильем. До 2012 г. планируется полностью обеспечить служебными жилыми помещениями порядка 11 тыс. военнослужащих, признанных нуждающимися в получении служебных жилых помещений, а также около 8,5 тыс. военнослужащих, которые приобретут право на получение указанных помещений до 2012 г.

Всего до 2012 г. для обеспечения военнослужащих, признанных нуждающимися в получении служебного жилья, планируется сформировать 19,5 тыс. служебных жилых помещений.

В среднем ежегодно в Военно-воздушных силах возникают основания для участия в накопительно-ипотечной системе более чем у 3800 военнослужащих, и до конца 2020 г. подлежит включению в реестр более 50 тыс. военнослужащих.

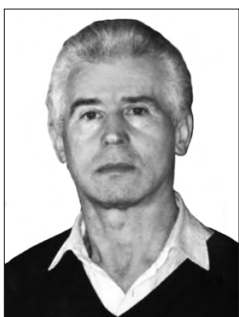
В связи с предстоящим массовым увольнением в запас военнослужащих ожидается резкое увеличение потребности в жилых помещениях. Это вызвано необходимостью обеспечения жильем увольняемых в запас военнослужащих по избранному ими месту жительства.



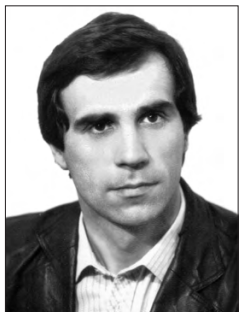
ЕФАНОВ
Владимир Владимирович —
заместитель руководителя
ОКБ по науке ФГУП "НПО
им. С.А. Лавочкина", про-
фессор, доктор техн. наук



ГОРОВЦОВ
Виктор Владимирович —
начальник отдела ФГУП
"НПО им. С.А. Лавочкина"



КОТОМИН
Александр Алексеевич —
начальник отдела ФГУП
"СКТБ "Технолог", профес-
сор, доктор техн. наук



ДУШЕНОК
Сергей Адамович —
заместитель главного кон-
структора ФГУП "СКТБ
"Технолог", доктор техн.
наук

Детонационные устройства и системы разделения универсального космического разгонного блока "Фрегат"

**В.В. Ефанов, В.В. Горовцов, А.А. Котомин,
С.А. Душенок**

E-mail: npol@laspace.ru

В статье представлены результаты работ по созданию неразрушаемых детонационных устройств и систем разделения универсального космического разгонного блока "Фрегат" (детонационные замки и ножи, механизмы расчеховки, размножители детонации, неразрушаемые трансляторы детонации — транеры, узлы инициирования и др.). Предложены методики расчета их работоспособности (эффективности действия), позволяющие существенно ускорить проектирование детонационных устройств разделения и снизить объем их отработки.

Ключевые слова: системы разделения КА; универсальный космический разгонный блок "Фрегат"; детонационные замки и ножи; неразрушаемые трансляторы детонации; работоспособность детонационных устройств.

V.V. Efanov, V.V. Gorovtsov, A.A. Kotomin, S.A. Dushenok. Detonation Devices And Separation Systems Of Universal Space Accelerating Block "Fregate"

In article results of works on creation of not destroyed detonation devices and systems of separation universal space accelerating block "Fregate" (locks and knives detonation, will multiply-whether detonations, non-destructive translator of detonation (traner) etc.) are presented. Design procedures of their working capacity (efficiency of action) are offered, allowing essentially to accelerate designing of detonation devices of separation and to lower volume of their working off.

Key words: separation systems of SC; universal space accelerating block "Fregate"; locks and knives detonation; non-destructive translator of detonation; the working capacity of detonation devices.

Все современные летательные аппараты имеют в своем составе устройства и системы для разделения и трансформации различных элементов конструкции. В авиации они обеспечивают катапультирование кресел с членами экипажа (или кабины пилота в целом), ввод тормозных парашютов и т.д. Но особо заметную роль эти системы и устройства играют в ракетно-космической технике. Они используются для разделения ступеней ракет-носителей (РН), отделения разгонных блоков и космических аппаратов (КА) после вывода на заданную орбиту полета, отделения от КА в процессе полета отработавших крупногабаритных частей или специальных агрегатов, предназначенных для автономной работы в космосе — субспутников, десантных аппаратов, посадочных капсул, исследовательских зондов и др. Развертывание панелей фотопреобразователей, антенн, штанг с оборудованием, разрезание электрических кабелей, отстрел парашютов, пробой мембран, запуск приборов и т.д. также осуществляются с помощью рассматриваемых устройств.

ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина", Санкт-Петербургским государственным технологическим институтом (техническим университетом) и ФГУП "СКТБ "Техно-

лог" созданы неразрушаемые устройства и системы разделения КА на основе эластичных взрывчатых веществ (ЭВВ), обеспечивающие существенное снижение динамического воздействия на конструкцию КА и аппаратуру при их срабатывании [1]. Применение ЭВВ с высокой детонационной способностью привело к повышению надежности и безопасности систем разделения, снижению их массы и габаритов. Эти системы обеспечивают быстрый синхронный разрыв множества механических связей, исключают выпуск продуктов взрыва в космический аппарат и образование осколков. Системы разделения нового поколения на основе ЭВВ подтвердили свою высокую эффективность и надежность в ряде отечественных и международных межпланетных и астрофизических космических проектов [2].

При проектировании систем разделения универсального космического разгонного блока "Фрегат" (РБФ) со сбрасываемым топливным баком в виде тора было необходимо решить ряд новых технических задач:

- разделения топливных магистралей, связывающих отделяемый топливный бак с камерой сгорания двигательной установки (ДУ), и обеспечения их герметичности после разделения;

- разделения трубопроводов пневмосистемы автоматики ДУ;

- разделения электрических связей между РБФ и блоками электроавтоматики, установленными на сбрасываемом баке;

- обеспечения экологической безопасности РБФ.

Принятые технические решения

Ранее задачи, аналогичные первой и второй из указанных выше, были решены на ДУ со сбрасываемыми баками КА серии "Луна" с помощью разделяемых гидроколодок, стянутых пирозамком. Уплотнение стыков трубопроводов и топливных магистралей осуществлялось с помощью прокладок и накидных гаек.

Разделение колодки производилось усилием четырех пиротолкателей системы отделения сбрасываемых баков. Каждый толкатель развивал среднее усилие 1500 кгс, поэтому половины гидроколодок надежно разделялись несмотря на зажим наконечников трубопроводов деформированными прокладками. Основными недостатками этой конструкции являются значительное усилие разделения пиротолкателей, относительно большие масса и габариты.

В конструкции РБФ, плотная компоновка которого не позволяет установить замки-пиротолкатели, от-

деление бака происходит с помощью пружинных толкателей. Каждый из них имеет максимальное усилие 45 кгс. Использование гидроколодки с 7–10 стыкуемыми трубопроводами требует применения дополнительных толкателей, работающих синхронно с пружинными. Кроме того, один из трубопроводов находится под давлением 200 кгс/см². Его герметизация в стыке гидроколодки требует определенных усилий.

Для решения данной проблемы были разработаны отдельные конструкции колодок.

Для магистралей окислителя "О" и горючего "Г" разработана моноблочная конструкция, включающая в себя два обратных клапана, обеспечивающих герметизацию магистралей при их разделении как со стороны камеры сгорания двигательной установки, так и со стороны сбрасываемого бака. Стык между клапанами стянут двумя быстродействующими детонационными замками. Герметизация стыка производится с помощью резиновой и фторопластовой прокладок с минимальным зацеплением стыкуемых частей – 2 мм.

Для пневмотрубопроводов разработана конструкция специального детонационного ножа, который осуществляет одновременную резку пяти трубок: двух Ø10×0,5 мм, двух Ø6×0,5 мм и одной Ø8×1 мм. Трубопроводы выполнены из нержавеющей стали 12ХН10Т. Использование детонации заряда ЭВВ при действии ножа позволило отказаться от дополнительных стыков в пневмотрубопроводах и повысить в целом герметичность пневмосистемы двигательной установки.

Решение поставленных задач стало возможным благодаря использованию в конструкции детонационных устройств разделения эластичных взрывчатых веществ с высокой детонационной способностью [3].

Состав и назначение детонационных устройств разделения сбрасываемых баков РБФ

Проектирование зарядов ЭВВ и конструкций детонационных устройств разделения РБФ осуществлялось с использованием основных правил конструирования и опыта предыдущих аналогичных разработок ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина", Санкт-Петербургского государственного технологического института и ФГУП "СКТБ "Технолог".

Разработанные устройства включают в себя детонационные и разрывные замки, детонационные ножи, механизмы расчеховки, размножители детонации, узлы инициирования, неразрушаемые трансляторы детонации (транеры), соединенные между собой в определенном порядке согласно требованиям конструкторской документации.

Детонационные устройства разделения входят в следующие системы и узлы РБФ:

РБФ-4321-0 — систему отделения сбрасываемого блока баков (СББ) от РБФ;

РБФ-4325-20 — ножи резки газовых магистралей;

РБФ-4327-0 — систему разделения топливных магистралей;

РБФЗТ-4314-0 — систему отделения КА от РН;

РБФМ-4395-0 — систему пассивации.

Система отделения сбрасываемого блока баков (СББ) от РБФ включает в себя 4 узла иницирования РБФ-4321-150 с электродетонаторами, 8 детонационных замков РБФ-4321-20 и 12 неразрушаемых трансляторов (транеров) РБФ-4321-100; ножи резки газовых магистралей — электродетонаторы; система разделения топливных магистралей — детонационную чеку РБФ-4327-200, разрывные замки РБФ-4327-500, электродетонаторы; система отделения КА от РН — 8 детонационных замков РБФ-4321-20, 4 транера РБФ-4314-40, 8 транеров РБФ-4314-40-01, 4 узла иницирования РБФ-4314-100, 8 толкателей, 2 телеметрических датчика; система пассивации — 4 узла разгерметизации РБФМ-4395-20, 2 узла иницирования РБФМ-4395-60, 5 транеров РБФМ-4395-100, детонационный клапан РБФМ-4395-200.

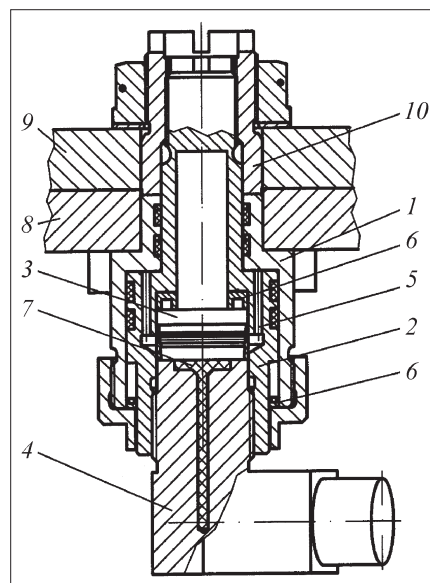
Разрабатываемые детонационные устройства разделения предназначены для:

жесткого соединения (фиксации) разделяемых частей конструкции (при взаимном соединении элементов устройства в определенной последовательности) на этапах хранения, транспортирования, выведения в составе изделия до момента срабатывания;

надежного разделения элементов конструкции в составе изделия в заданный момент времени путем передачи детонационного импульса от одних элементов устройства другим.

Описание типов выбранных конструкций

Детонационные разрывные замки. В разработанных системах разделения использованы детонационные разрывные замки поршневого типа ("тянущие") с разрываемой шейкой (усилие до 17 000 кгс), снаряженные эластичным взрывчатым веществом ЭВВ-75В. Сформированный рабочий заряд взрывчатого вещества (ВВ) в этих устройствах является монолитным и фигурным (в виде кольца). Изготавливается заряд методом литья под давлением с последующим отверждением. Конструкция детонационных разрывных замков является герметичной и обеспечивает запираание продуктов взрыва в устройстве. Иницирование заряда в



Конструкция детонационного замка нового типа на основе ЭВВ:

1 — корпус; 2 — гильза со штоком; 3 — поршень; 4 — штуцер снаряженный; 5 — каналы дросселирующие; 6 — демпферы; 7 — заряд ЭВВ; 8 — шпангоут замка; 9 — шпангоут космического аппарата; 10 — втулка

замке обеспечивается либо электродетонатором, либо неразрушаемым транслятором детонации (транером).

Особый интерес представляет показанная на рисунке конструкция детонационного замка нового типа [4], объединяющего достоинства разработанных ранее разрывных болтов ("толкающих") и детонационных замков ("тянущих") [5]. Под действием продуктов детонации заряда ЭВВ происходят перемещение поршня и разрыв шейки замка. При перемещении поршня происходят смятие демпфера и перетекание газа из рабочей полости в полость стыка поршня с корпусом. Эта конструкция замка позволяет снизить уровень ударных нагрузок при его срабатывании.

Детонационная чека представляет собой конструкцию поршневого типа (аналог углового "толкающего" разрывного болта). Рабочий заряд, сформированный из ЭВВ-75В, включает в себя следующие элементы: диск, усеченный конус, цилиндр. Заряд иницируется электродетонатором.

Детонационный нож предназначен для резки газопроводов и представляет собой конструкцию поршневого типа (аналог прямого "толкающего" разрывного болта). Сплошной фигурный заряд из ЭВВ-75В содержит те же элементы, что и заряд детонационной чеки. Заряд иницируется электродетонатором или транслятором детонации.

Неразрушаемые трансляторы детонации (транеры) используются во всех применяемых и разрабатываемых

мых аналогичных детонационных системах разделения. Проведена их оптимизация применительно к условиям функционирования данных систем. В транерах используются шнуровой заряд из ЭВВ "Транелит" и усилители, снаряженные ЭВВ-75В и составом ПК-92В.

Узлы инициирования. Для инициирования детонации в системах разделения, соединения транеров между собой, размножения детонационных импульсов спроектированы конструкции узлов инициирования (размножителей детонации), представляющих собой трубчатые устройства, снаряженные ВВ, в которые вставляются и фиксируются транеры и электродетонаторы. При необходимости узлы имеют встроенные ножи для автоматической резки бортовой кабельной сети.

Узлы разгерметизации по конструкции, комплектующим и материалам являются аналогом находящихся в штатной эксплуатации взрывных устройств разделения поршневого типа на основе ЭВВ. Основным элементом узла является нож трубчатого вида. В основе конструкции лежит принцип действия "толкающих" разрывных болтов. Заряд ЭВВ-75В в узле разгерметизации является сплошным и имеет вид кольца. Так как выброс во внешнюю среду продуктов детонации через стыки внутри узла недопустим, его конструкция является герметичной, чтобы обеспечивать запирание продуктов взрыва в корпусе. Герметичность замка необходима также для сохранения его работоспособности на орбите в вакууме в течение полугода.

Узлы разгерметизации предназначены для вскрытия четырех баков маршевой двигательной установки РБФ (двух баков горючего и двух баков окислителя, по одному узлу на каждом баке) после приема детонационного импульса от транеров с образованием в каждом баке отверстия диаметром $d \geq 12,5$ мм.

Детонационный клапан предназначен для вскрытия магистрали подачи гелия бака системы обеспечения запуска ДУ после приема детонационного импульса от транслятора детонации.

Принципы расчета детонационных устройств разделения

При проектировании детонационных устройств разделения РБФ использовались разработанные авторами методики, предназначенные для расчета безосколочных устройств поршневого типа ("толкающих" и "тянущих"), при действии которых разрывается шейка болта или штока (разрывные болты и детонационные замки) либо осуществляется втягивание штока в кор-

пус (детонационные механизмы расчеховки), либо происходит резка трубопровода или кабеля ножом устройства (детонационные ножи). Методики предусматривают расчет указанных устройств по эффективности и надежности.

Поскольку наиболее ответственными элементами детонационных устройств являются сплошные заряды эластичного ВВ сложной конфигурации, имеющие малые размеры и массу, методики включают в себя также расчеты внутрибаллистических характеристик, надежности и полноты детонации указанных нетрадиционных зарядов. Методики содержат расчеты основных энергетических и детонационных характеристик эластичного взрывчатого вещества ЭВВ-75В, которым снаряжаются разработанные детонационные устройства.

Расчет эффективности проектируемых детонационных устройств разделения проводится по двум критериям: развиваемому усилию и совершаемой работе.

По первому критерию заряд ВВ должен создавать давление продуктов взрыва в зарядной камере устройства и развиваемую им силу, соответствующую заданному в техническом задании усилию с учетом коэффициента запаса.

По второму критерию продукты взрыва при своем расширении должны производить работу большую, чем механическая работа разрыва шейки болта или штока либо втягивания штока в корпус, либо резки трубопровода или кабеля.

Для подтверждения достоверности разработанных методик проводились расчеты давления продуктов взрыва в зарядной камере детонационных замков, находящихся в штатной эксплуатации, развиваемых ими усилий, а также работы, совершаемой продуктами взрыва при малых степенях расширения. При этом сравнивались характеристики спроектированных по данной методике и реальных зарядов в этих детонационных замках.

Методика расчета зарядов ВВ по заданному усилию. Расчет характеристик зарядов эластичных ВВ в детонационных устройствах проводится по следующей схеме:

1. Расчет силы, развиваемой детонационным устройством, $F_{\text{расч}}$, кгс:

$$F_{\text{расч}} = F k, \quad (1)$$

где F — заданное усилие для совершения устройством требуемого механического действия, кгс; k — коэффициент запаса.

2. Определение давления в зарядной камере детонационного устройства в момент начала совершения

требуемого механического действия P_2 , кгс/см² (например, для детонационных и разрывных замков – в момент начала разрыва шейки штока):

$$P_2 = F_{\text{давл}} / S. \quad (2)$$

Здесь S , см² – площадь основания поршня для устройств "толкающего" типа: $S = 0,785 d_{\text{п}}^2$, где $d_{\text{п}}$ – диаметр основания поршня, см, или площадь торцевой кольцевой поверхности штока, прилегающей к заряду, для устройств "тянущего" типа: $S = 0,785 (d_{\text{н}}^2 - d_{\text{в}}^2)$, где $d_{\text{н}}$ – наружный диаметр штока, см; $d_{\text{в}}$ – внутренний диаметр штока, см.

3. Расчет степени расширения продуктов взрыва к моменту начала совершения требуемого механического действия ϕ .

При решении задач, связанных с расширением продуктов взрыва, необходимо знание экспериментально полученной изоэнтропы для конкретного ВВ. При отсутствии реальной изоэнтропы она обычно заменяется политропой и адиабатой. При расширении продуктов взрыва до критических параметров, соответствующих точке сопряжения политропы и адиабаты (давление продуктов взрыва $P_{\text{к}}$, их удельный объем $v_{\text{к}}$ и плотность $\rho_{\text{к}}$), давление падает по политропическому закону с показателем степени $n \approx 3$, а далее – по адиабате с показателем степени $\gamma = 1,3$.

Для ЭВВ-75В расчетные значения критических параметров составляют: $P_{\text{к}} = 4470$ кгс/см², $v_{\text{к}} = 1,43$ см³/г; $\rho_{\text{к}} = 0,70$ г/см³.

При $P_2 > P_{\text{к}}$ величина ϕ ($\phi = V_2/V_1$) определяется из уравнения политропы

$$P_{\text{взр}} V_1^n = P_2 V_2^n, \quad (3)$$

где $P_{\text{взр}}$ – давление продуктов взрыва ВВ в зарядной камере детонационного устройства в момент взрыва, кгс/см²; V_1 – начальный объем зарядной камеры (объем рабочей части заряда ВВ), см³; V_2 – объем зарядной камеры к моменту начала совершения устройством требуемого механического действия, см³; n – показатель политропы продуктов взрыва.

Величину $P_{\text{взр}}$ для зарядов ЭВВ-75В рассчитаем по известному уравнению Абеля–Нобля

$$P_{\text{взр}} = (P_0 V_0) \left(\frac{T_{\text{взр}}}{T_0} \right) \left(\frac{\rho_{\text{взр}}}{1 - \alpha \rho_{\text{взр}}} \right), \quad (4)$$

где P_0 – атмосферное давление, кгс/см²; V_0 – удельный объем продуктов взрыва при давлении P_0 и температуре $T_0 = 283$ К, равный $0,7755$ м³/кг; $T_{\text{взр}}$ – темпера-

тура взрыва, соответствующая моменту образования продуктов взрыва в объеме исходного ВВ (3180 К); $\rho_{\text{взр}}$ – плотность заряжения (отношение массы заряда ВВ к объему зарядной камеры), равная 1620 кг/м³; α – коэфф. (несжимаемая часть объема продуктов взрыва), равный $5,01 \cdot 10^{-4}$ м³/кг:

$$P_{\text{взр}} = (1,0 \cdot 0,7755) (3180 / 283) \times [1620 / (1 - 5,01 \cdot 10^{-4} \cdot 1620)] = 74\,950 \text{ кгс/см}^2.$$

Таким образом, давление в зарядных камерах детонационных устройств в момент взрыва составляет $74\,950$ кгс/см².

Показатель политропы продуктов взрыва взрывчатых композиций зависит от их состава. Взрывчатые композиции помимо основы – взрывчатого вещества – содержат также инертные компоненты различного вида. Известно, что при разбавлении ВВ инертными добавками эффективный показатель политропы системы n увеличивается. Это связано с обогащением газообразных продуктов детонации ВВ конденсированной фазой, содержащей твердые и жидкие частицы добавок и обладающей меньшей сжимаемостью. Упругость системы в целом при этом возрастает. В связи с изложенным значение показателя политропы ЭВВ-75В вычисляется по формуле [3]

$$n = n_{\text{ВВ}} + 2,85\beta, \quad (5)$$

где $n_{\text{ВВ}}$ – показатель политропы ТЭН (основного компонента ЭВВ-75В), равный $2,80$; β – суммарная массовая доля инертных добавок (в составе ЭВВ-75В содержится 20% масс. добавок).

Отсюда значение n для ЭВВ-75В составляет $3,37$.

При $P_2 < P_{\text{к}}$ из адиабаты расширения продуктов взрыва

$$P_{\text{взр}} v_{\text{взр}}^{\gamma} = P_2 v_2^{\gamma} \quad (6)$$

определяем v_2 и соотношение удельных объемов продуктов взрыва: $\phi = v_2/v_0$, где v_0 – начальный удельный объем продуктов взрыва ЭВВ-75В ($0,62$ см³/г).

4. Расчет начального объема зарядной камеры детонационного устройства и массы рабочей части заряда ВВ.

Из соотношений

$$V_2 / V_1 = \phi, \quad (7)$$

$$V_1 + \Delta V_1 = V_2, \quad (8)$$

$$\Delta V_1 = \delta_1 S, \quad (9)$$

где ΔV_1 — увеличение объема зарядной камеры при расширении продуктов взрыва до давления P_2 , см³; S — площадь основания поршня или торцевой кольцевой поверхности штока (см²), которая вычисляется по п. 2; δ_1 — перемещение основания поршня (штока), см.

Задавая величину δ_1 , находят значения V_1 и V_2 , а также массу рабочей части заряда m , г:

$$m = \rho_0 V_1,$$

где ρ_0 — плотность заряда ЭВВ-75В (1,62 г/см³).

Величина δ_1 корректно определяется из расчета высокоскоростной деформации поршня (штока) под действием продуктов взрыва.

Предлагается следующая оценка величины δ_1 для двух видов детонационных замков, полученная расчетно-экспериментальным способом в результате анализа характеристик зарядов ЭВВ и конструкций детонационных устройств, находящихся в штатной эксплуатации:

0,8...1,2 мм для устройств "толкающего" типа;

1,3...1,6 мм для устройств "тянущего" типа.

5. Зная конструкции зарядов ЭВВ-75В и их элементов в конкретных детонационных устройствах, по найденным значениям V_1 и m определяют размеры зарядов.

Методика расчета зарядов ВВ по работе, необходимой для совершения устройством требуемого механического действия. Расчет характеристик зарядов ЭВВ в детонационных устройствах проводится по следующей схеме:

1. Расчет механической работы, необходимой для совершения устройством требуемого механического действия A_p , кДж (рассматривается на примере детонационных замков, разрывных болтов):

$$A_p = F(\delta_1 + \delta_2), \quad (10)$$

где F — усилие разрыва, кгс; δ_2 — перемещение основания поршня или штока в процессе разрыва шейки устройства (0,5 мм); δ_1 — определяется по п. 2 схемы расчета зарядов по усилию разрыва.

2. Расчет плотности продуктов взрыва в момент окончания требуемого механического действия ρ_3 , г/см³ (рассматривается на примере детонационных замков, разрывных болтов):

$$\Delta V_2 = S \delta_2, \quad (11)$$

$$V_3 = V_2 + \Delta V_2, \quad (12)$$

$$\rho_3 = m / V_3, \quad (13)$$

где ΔV_2 — увеличение объема зарядной камеры при совершении устройством требуемого механического действия, см³; V_3 — объем зарядной камеры в момент окончания разрыва шейки, см³; V_2 , S , m — определяются из схемы расчета зарядов ВВ по усилию разрыва.

3. Расчет работы продуктов взрыва в детонационном устройстве (A_3):

Удельная работа продуктов взрыва ЭВВ-75В при малых степенях расширения A (кДж/г) вычисляется по следующей формуле [6]:

$$A = u_j^2 \left(\frac{n}{n-1} \right) \left[1 - \left(\frac{\rho_3}{\rho_j} \right)^{n-1} \right], \quad (14)$$

где u_j , ρ_j — скорость (1,67 км/с) и плотность (2,10 г/см³) продуктов взрыва ЭВВ-75В в точке Жуге; u_j^2 — полная энергия единицы массы продуктов взрыва; n — показатель политропы (3,37).

Расчеты показывают, что при двукратном расширении продуктов взрыва ($v_2/v_0 = 2$) работа $A_{0,5}$ составляет 60...70 % полной работы расширения. При этом давление продуктов взрыва падает в 6...7 раз, а показатель политропы n уменьшается на 0,2...0,3, что позволяет без большой погрешности принимать его постоянным.

В таблице сопоставлены значения $A_{0,5}$ для некоторых промышленных ВВ и состава ЭВВ-75В. Видно, что ЭВВ-75В имеет высокую работоспособность при двукратном расширении продуктов взрыва.

Работа продуктов взрыва заряда ВВ в детонационном устройстве A_3 (кДж) вычисляется по формуле

$$A_3 = A m, \quad (15)$$

где m — масса рабочей части заряда ВВ, г.

Рассчитанная работа продуктов взрыва заряда ВВ в детонационном устройстве A_3 сравнивается с механической работой, необходимой для совершения устройством требуемого механического действия A_p . Величина A_3 должна быть больше A_p .

Таким образом, в результате выполненных работ на основе эластичных взрывчатых веществ разработаны неразрушаемые детонационные безосколочные герметичные устройства и системы разделения для универсального космического разгонного блока "Фрегат" (детонационные и разрывные замки, детонационные ножи, механизмы расчеховки, узлы разгерметизации, размножители детонации, неразрушаемые трансляторы детонации — транеры). Разработаны методики рас-

Параметры продуктов взрыва при их двукратном расширении для некоторых промышленных ВВ и состава ЭВВ-75В

ВВ	Плотность заряда, г/см ³	Теплота взрыва $Q_{\text{взр}}$, кДж/г	Показатель политропы	$A_{0,5}$, кДж/г	$A_{0,5} / Q_{\text{взр}}$, %
Гексоген	1,0	5,78	2,5	3,28	57
Аммонит 6ЖВ	1,0	4,32	1,9	2,82	65
Аммонит скальный № 1	0,95	5,41	1,8	3,08	57
Тротил порошкообразный	1,0	4,19	2,6	2,12	51
Аммонит ПЖВ-20	1,0	3,41	2,3	2,12	62
ТЭН	1,70	5,65	2,80	4,90	86
ЭВВ-75В	1,62	4,77	3,37	3,20	67

чета работоспособности (эффективности действия) безосколочных детонационных устройств разделения по двум критериям: развиваемому усилию и совершаемой работе, а также методика расчета надежности зарядов ВВ с учетом режима их детонации. Использование указанных методик при проектировании зарядов ВВ и конструкций устройств обеспечило существенное ускорение проектирования и снижение объема отработки детонационных устройств разделения РБФ.

Разработанные устройства и системы разделения успешно прошли наземные и летные испытания, которые подтвердили правильность принятых технических решений.

Абстракт

1. **Проблема** снижения динамического воздействия на космические аппараты при срабатывании взрывных систем разделения / А.А. Котомин, В.В. Ефанов, С.А. Душенок, В.Н. Тимофеев // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2001. № 4. С. 34–39.

2. **Новое** поколение детонационных устройств разделения конструкции космических аппаратов (основы про-

ектирования) / В.В. Ефанов, В.В. Горовцов, Я.Г. Подобедов, А.А. Котомин, С.А. Душенок // Российско-американский научный журнал "Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент". Вып. 3(25). Т. 12. 2007. С. 18–24.

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

4. **Патент РФ RU 2321 527 C1.** Устройство для быстрого разделения частей космического аппарата или ракетного блока. Авторы: В.В. Горовцов, В.В. Ефанов, Т.В. Королева и др. Бюл. № 10, 10.04.2008.

5. **Разработка** безосколочных разрывных болтов и детонационных замков систем разделения космических аппаратов / В.В. Горовцов, В.В. Ефанов, С.А. Душенок, А.А. Котомин, А.А. Моишеев // Сб. научн. трудов НПО им. С.А. Лавочкина. М., Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2000. Вып. 2. С. 144–147.

6. **Дубнов Л.В., Бахареви́ч Н.С., Романов А.И.** Промышленные взрывчатые вещества. М.: Недра, 1988. 360 с.

Оптимальный иерархический контроль технических параметров космических аппаратов

В.А. Меньшиков, В.Б. Рудаков, В.Н. Сычев

E-mail: niiks@khrunichev.com

Предлагается подход к оптимальному планированию контроля технических параметров космических аппаратов (КА) по уровням иерархии на основе минимизации совокупности целевых функций затрат на контроль и потерь, связанных с принятием ошибочных решений на каждом уровне КА при их экспериментальной отработке и производстве. Приводятся выражения для рисков 1-го и 2-го рода в иерархии КА, которые определяют взаимосвязь планов иерархического контроля технических параметров и позволяют учесть результаты контроля низших уровней при оптимальном планировании контроля более высоких несмотря на различие совокупности контролируемых параметров на каждом уровне КА.

Ключевые слова: иерархия; контроль; космический аппарат (КА); оптимизация; параметры; планирование; потери; риски 1-го и 2-го рода; техническое задание (ТЗ); технические условия (ТУ); требования; целевая функция; экономические затраты.

V.A. Menshikov, V.B. Rudakov, V.N. Sychev. Optimal Hierarchical Control Of Spacecraft Technical Characteristics

The authors offer an approach to optimize the planning of hierarchical control of spacecraft technical parameters, based on the minimal set of target functions to control costs and losses, arising from error decisions at each phase of spacecraft experimental development and production. The paper carries formulae to assess the risks of 1st and 2nd categories in spacecraft control hierarchy, which determine the relations between all control levels and, moreover, help assess the results of control at subordinate levels when planning control procedures for upper levels, despite the differences in the set of monitored parameters in each stage of the controlled spacecraft.

Key words: hierarchy; control; spacecraft; optimization; parameters; planning; losses risks of 1st and 2nd category; technical specification; technical conditions; requirements; target function; costs.

Результаты исследования свойств целевых функций для случая контроля технических параметров, изложенные в [1], позволяют перейти к решению более сложной задачи — задачи оптимального иерархического контроля параметров КА. Для того чтобы пояснить существо этой задачи, напомним некоторые основные понятия, введенные в [1]:

годным считается параметр, находящийся в пределах заданного допуска, дефектным — параметр, вышедший за пределы допуска;

годным является изделие, у которого годны (находятся в пределах допусков) все параметры, и дефектным — изделие, у которого дефектен хотя бы один параметр;

партия изделий является годной, если каждое изделие партии годное, и дефектной, если дефектно хотя бы одно изделие партии.

В целях конкретизации рассмотрим КА, состоящий из k независимых систем, в виде двухуровневой иерархической структуры, где первый уровень соответствует уровню систем КА, а высший уровень — КА в целом.

Предположим, что показатель качества КА в целом полностью определяется совокупностью $N_{\text{КА}}$ независимых между собой параметров (физических или определяю-



МЕНШИКОВ

Валерий Александрович — генеральный конструктор МФКС Союзного государства, директор — научный руководитель НИИ КС им. А.А. Максимова, профессор, доктор техн. наук



РУДАКОВ

Валерий Борисович — заместитель начальника научно-технического центра НИИ КС им. А.А. Максимова, профессор, доктор техн. наук



СЫЧЕВ

Василий Николаевич — первый заместитель генерального директора ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, кандидат техн. наук

ших) $\{x_j\}, j = 1, \dots, N_{\text{пКА}}$, а показатель качества r -й системы КА — совокупностью $\{x_{ri}\}$ параметров систем, $i = 1, \dots, N_{\text{пр}}; r = \overline{1, k}$. Предположим также, что каждая система КА изготавливается партией размером N_r ($r = \overline{1, k}$), а КА в целом — партией размером $N_{\text{КА}}$.

При принятых определениях и допущениях общая схема контроля технических параметров двухуровневой иерархической структуры "системы КА — КА в целом" заключается в следующем.

От партии каждой r -й системы КА ($r = \overline{1, k}$) после ее изготовления отбирается случайная выборка систем $n_r \leq N_r$ (принцип случайного выбора без возвращения). При этом объем выборки n_r неизвестен и его оптимальное значение подлежит определению. В каждой r -й системе этой выборки проводится контроль некоторой неизвестной выборки $n_{\text{пр}} \leq N_{\text{пр}}$ наиболее важных параметров r -й системы из общей совокупности $N_{\text{пр}}$ параметров (как будет показано ниже, случай $n_{\text{пр}} = N_{\text{пр}}$ является частным случаем), определенных документацией (например, техническим заданием (ТЗ) или техническими условиями (ТУ) на изготовление).

В аналогичной последовательности проводится и контроль технических параметров КА в целом после изготовления партии КА $N_{\text{КА}}$ из принятых партий N_r ($r = \overline{1, k}$) его систем. То есть от партии КА в целом после ее изготовления также отбирается случайная выборка $n_{\text{КА}} \leq N_{\text{КА}}$ и в каждом изделии выборки проводится контроль некоторой выборки $n_{\text{пКА}} \leq N_{\text{пКА}}$ наиболее важных параметров КА из общей совокупности $N_{\text{пКА}}$. При этом случаи изготовления только одного КА ($N_{\text{КА}} = 1$) и только одной r -й системы ($N_r = 1$) являются частными случаями и поглощаются решением задачи оптимального иерархического контроля.

Все изложенное определяет специфику иерархического контроля параметров КА и по аналогии с предыдущим [1] дает возможность сформулировать ряд исходных положений:

1. Совокупность $N_{\text{п}}$ всех параметров конкретного изделия (систем и КА в целом) и допуски на них определены и закреплены в документации.

2. При контроле каждого параметра (систем и КА в целом) возникают ошибки 1-го и 2-го рода, в результате которых годный параметр можно принять за дефектный, а дефектный — за годный. Эти ошибки характеризуются рисками 1-го рода α_{ij} и 2-го рода β_{ij} , относящимися к каждому i -му или j -му параметру. Например, для j -го параметра

$$\alpha_{ij} = P(A_j) P(\bar{B}_j / A_j) = P(A_j) \alpha_{yj}, \quad (1)$$

$$\beta_{ij} = P(\bar{A}_j) P(B_j / \bar{A}_j) = P(\bar{A}_j) \beta_{yj}, \quad (2)$$

где $P(A_j) = 1 - P(\bar{A}_j)$ — вероятность того, что j -й параметр годный (событие A_j);

$\alpha_{yj} = P(\bar{B}_j / A_j)$ — условная вероятность того, что по результатам контроля j -й параметр признан дефектным (событие $\bar{B}_j$), хотя на самом деле он является годным (событие A_j);

$\beta_{yj} = P(B_j / \bar{A}_j)$ — условная вероятность того, что по результатам контроля j -й параметр признан годным (событие B_j), хотя на самом деле он является дефектным (событие $\bar{A}_j$).

3. При контроле выборки $n_{\text{п}}$ параметров каждого изделия (системы или КА в целом) из общей совокупности параметров $N_{\text{п}}$ возникают ошибки 1-го и 2-го рода, которые уже относятся к изделию в целом (системе или КА в целом) и характеризуются рисками 1-го и 2-го рода. Очевидно, что эти риски зависят от общего числа параметров изделия $N_{\text{п}}$, объема контролируемой выборки $n_{\text{п}}$ и от рисков 1-го и 2-го рода α_{ij} , β_{ij} , возникающих при контроле каждого параметра. То есть можно записать следующие функционалы:

для r -й системы КА:

$$\alpha_{\bar{e}r} = \alpha_{\bar{e}r}(N_{ir}, n_{ir}, \alpha_{ii}, \beta_{ii});$$

$$\beta_{\bar{e}r} = \beta_{\bar{e}r}(N_{ir}, n_{ir}, \alpha_{ii}, \beta_{ii}); \quad r = \overline{1, k}; \quad i = \overline{1, N_{ir}};$$

для КА в целом:

$$\alpha_{\bar{e}\bar{e}\bar{A}} = \alpha_{\bar{e}\bar{e}\bar{A}}(N_{i\bar{e}\bar{A}}, n_{i\bar{e}\bar{A}}, \alpha_{\bar{e}r}, \beta_{\bar{e}r}, \alpha_{ij}, \beta_{ij});$$

$$\beta_{\bar{e}\bar{e}\bar{A}} = \beta_{\bar{e}\bar{e}\bar{A}}(N_{i\bar{e}\bar{A}}, n_{i\bar{e}\bar{A}}, \alpha_{\bar{e}r}, \beta_{\bar{e}r}, \alpha_{ij}, \beta_{ij});$$

$$j = \overline{1, N_{i\bar{e}\bar{A}}}.$$

4. При контроле выборок n изделий (систем или КА в целом) от соответствующих партий также возникают ошибки 1-го и 2-го рода, которые характеризуются рисками α и β . Эти риски связаны со всеми предыдущими, а также с тем, что проводится контроль не всей партии, а только выборки. То есть можно записать:

для партии r -й системы КА:

$$\alpha_r = \alpha_r(N_r, n_r, \alpha_{\bar{e}r}, \beta_{\bar{e}r}); \quad \beta_r = \beta_r(N_r, n_r, \alpha_{\bar{e}r}, \beta_{\bar{e}r});$$

для партии КА в целом:

$$\alpha_{\bar{e}\bar{A}} = \alpha_{\bar{e}\bar{A}}[N_{\bar{e}\bar{A}}, n_{\bar{e}\bar{A}}; \alpha_{\bar{e}\bar{e}\bar{A}}(N_{i\bar{e}\bar{A}}, n_{i\bar{e}\bar{A}}, \alpha_{\bar{e}r}, \beta_{\bar{e}r}, \alpha_{ij}, \beta_{ij});$$

$$\beta_{\bar{e}\bar{A}}(N_{i\bar{e}\bar{A}}, n_{i\bar{e}\bar{A}}, \alpha_{\bar{e}r}, \beta_{\bar{e}r}, \alpha_{ij}, \beta_{ij})];$$

$$\beta_{\hat{E}\hat{A}} = \beta_{\hat{E}\hat{A}} [N_{\hat{E}\hat{A}}, n_{\hat{E}\hat{A}}; \alpha_{\hat{E}\hat{A}} (N_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, n_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, \alpha_{\hat{E}r}, \beta_{\hat{E}r}, \alpha_{\hat{I}j}, \beta_{\hat{I}j}); \beta_{\hat{E}\hat{A}} (N_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, n_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, \alpha_{\hat{E}r}, \beta_{\hat{E}r}, \alpha_{\hat{I}j}, \beta_{\hat{I}j})].$$

Наблюдается следующая взаимосвязанная иерархия рисков 1-го и 2-го рода: риски при контроле каждого параметра (системы или КА в целом), риски при контроле изделия в целом (системы или КА) и риски при контроле выборок изделий и КА от соответствующих партий.

Таким образом, возникает задача: на основе минимизации совокупности целевых функций затрат на контроль и потерь, имеющих ту же природу, что и в [1], найти одновременно следующие оптимальные характеристики:

оптимальные планы контроля партии изделий (систем и КА в целом);

оптимальные планы контроля каждого изделия выборки, т.е. оптимальное число и номенклатуру параметров, подлежащих обязательному контролю на уровне систем КА и КА в целом, и оптимальные значения соответствующих рисков 1-го и 2-го рода.

Используя результаты анализа составляющих целевых функций потерь, проведенного в [1], в формализованном виде постановку задачи оптимального иерархического контроля технических параметров КА можно записать в следующем виде:

найти

$$\bar{Y} = \left\{ \min_{(n_{\hat{E}\hat{A}}, \alpha_{\hat{E}\hat{A}}, \beta_{\hat{E}\hat{A}})} C_{\Sigma \hat{E}\hat{A}}, \min_{(n_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, \alpha_{\hat{E}\hat{A}}, \beta_{\hat{E}\hat{A}})} C_{\Sigma \hat{E}\hat{A}}, \min_{(n_r, \alpha_r, \beta_r)} C_{\Sigma r}, \min_{(n_{ir}, \alpha_{ir}, \beta_{ir})} C_{\Sigma \hat{E}r} \right\}, \quad (3)$$

где

$$C_{\Sigma \hat{E}\hat{A}} = C_{1 \alpha \hat{E}\hat{A}} N_{\hat{E}\hat{A}} \alpha_{\hat{E}\hat{A}} + C_{1 \beta \hat{E}\hat{A}} \beta_{\hat{E}\hat{A}} N_{\hat{E}\hat{A}} + n_{\hat{E}\hat{A}} C_{1 \hat{E} \hat{E}\hat{A}}, \quad (4)$$

$$C_{\Sigma \hat{E}\hat{A}} = C_{1 \alpha \hat{E}\hat{A}} \alpha_{\hat{E}\hat{A}} N_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}} + C_{1 \beta \hat{E}\hat{A}} \beta_{\hat{E}\hat{A}} N_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}} + \sum_{j=1}^{n_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}} C_{1 \hat{E} \hat{E}\hat{A} j}, \quad (5)$$

$$C_{\Sigma r} = C_{1 \alpha r} N_r \alpha_r + C_{1 \beta r} \beta_r N_r + n_r C_{1 \hat{E} r}, \quad (6)$$

$$C_{\Sigma \hat{E}r} = C_{1 \alpha \hat{E}r} N_{ir} \alpha_{\hat{E}r} + C_{1 \beta \hat{E}r} \beta_{\hat{E}r} N_{ir} + \sum_{i=1}^{n_{ir}} C_{1 \hat{E} r i}, \quad (7)$$

$$\alpha_{\hat{E}\hat{A}} = \alpha_{\hat{E}\hat{A}} [N_{\hat{E}\hat{A}}, n_{\hat{E}\hat{A}}; \alpha_{\hat{E}\hat{A}} (N_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, n_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, \alpha_{\hat{E}r}, \beta_{\hat{E}r}, \alpha_{\hat{I}j}, \beta_{\hat{I}j}); \beta_{\hat{E}\hat{A}} (N_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, n_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, \alpha_{\hat{E}r}, \beta_{\hat{E}r}, \alpha_{\hat{I}j}, \beta_{\hat{I}j})], \quad (8)$$

$$\beta_{\hat{E}\hat{A}} = \beta_{\hat{E}\hat{A}} [N_{\hat{E}\hat{A}}, n_{\hat{E}\hat{A}}; \alpha_{\hat{E}\hat{A}} (N_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, n_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, \alpha_{\hat{E}r}, \beta_{\hat{E}r}, \alpha_{\hat{I}j}, \beta_{\hat{I}j}); \beta_{\hat{E}\hat{A}} (N_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, n_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, \alpha_{\hat{E}r}, \beta_{\hat{E}r}, \alpha_{\hat{I}j}, \beta_{\hat{I}j})], \quad (9)$$

$$\alpha_{\hat{E}\hat{A}} = \alpha_{\hat{E}\hat{A}} (N_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, n_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, \alpha_{\hat{E}r}, \beta_{\hat{E}r}, \alpha_{\hat{I}j}, \beta_{\hat{I}j}), \quad (10)$$

$$\beta_{\hat{E}\hat{A}} = \beta_{\hat{E}\hat{A}} (N_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, n_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}, \alpha_{\hat{E}r}, \beta_{\hat{E}r}, \alpha_{\hat{I}j}, \beta_{\hat{I}j}), \quad (11)$$

$$\alpha_r = \alpha_r (N_r, n_r, \alpha_{\hat{E}r}, \beta_{\hat{E}r}), \quad (12)$$

$$\beta_r = \beta_r (N_r, n_r, \alpha_{\hat{E}r}, \beta_{\hat{E}r}), \quad (13)$$

$$\alpha_{\hat{E}r} = \alpha_{\hat{E}r} (N_{ir}, n_{ir}, \alpha_{ii}, \beta_{ii}), \quad (14)$$

$$\beta_{\hat{E}r} = \beta_{\hat{E}r} (N_{ir}, n_{ir}, \alpha_{ii}, \beta_{ii}), \quad (15)$$

в области, определяемой неравенствами

$$\beta_{\hat{E}\hat{A}} > 0; \alpha_{\hat{E}\hat{A}} \geq 0; \beta_{\hat{E}\hat{A}} > 0; \alpha_{\hat{E}\hat{A}} \geq 0; \beta_r > 0; \alpha_r \geq 0; \beta_{\hat{E}r} > 0; \alpha_{\hat{E}r} \geq 0; \alpha_{ij} \geq 0; \beta_{ij} > 0; \alpha_{ii} \geq 0; \beta_{ii} > 0, \quad (16)$$

$$0 < n_{\hat{E}\hat{A}} \leq N_{\hat{E}\hat{A}}; \quad 0 < n_r \leq N_r; \quad 0 < n_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}} \leq N_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}; \quad 0 < n_{ir} \leq N_{ir}, \quad (17)$$

$$r = \overline{1, k}; \quad i = \overline{1, N_{ir}}; \quad j = \overline{1, N_{\hat{I}\hat{E}\hat{A}}}. \quad (18)$$

При этом объемы контролируемых выборок изделий (систем КА и КА в целом) от соответствующих партий так же, как и в [1], можно рассматривать как глубину контроля партий; число контролируемых параметров конкретного изделия (систем КА и КА в целом) — как глубину контроля изделия; а соответствующие риски 1-го и 2-го рода — как характеристики достоверности контроля соответствующих партий и изделий. Поэтому изложенную задачу можно также интерпретировать как задачу комплексной оптимизации глубины и достоверности иерархического контроля КА.

Отметим, что случай $\alpha = 0$ соответствует приемке партии изделий без контроля. При этом риск 2-го рода β совпадает с вероятностью того, что партия изделий является дефектной.

Решение задачи оптимального иерархического контроля технических параметров КА в постановке (3)...(18) с учетом результатов исследований свойств целевых функций и алгоритма поэтапной минимизации, приведенных в [1], позволяет найти оптимальные планы контроля для каждого иерархического уровня КА начиная с самого низшего и до КА в целом. Однако найденные планы контроля не будут связаны между собой, т.е. задача в данной постановке относится к классу задач априорного планирования иерархического контроля технических параметров. Вместе с тем, в соответствии со структурно-иерархическим принципом контроль изделий низших уровней иерархии предшествует контролю изделий более высоких уровней и несет информацию не только о состоянии тех-

нических параметров данного уровня, но и определенную часть информации о состоянии изделий КА более высокого уровня и КА в целом. То есть, как и при структурно-иерархическом контроле надежности КА [2, 3], совокупность планов контроля технических параметров изделий КА различных иерархических уровней должна быть взаимосвязанной.

Чтобы решить эту задачу проведем следующие рассуждения. Выше КА рассматривался в виде двухуровневой иерархической структуры, где первый уровень соответствовал уровню систем КА, а высший уровень – КА в целом. Предположим, что задача оптимального планирования контроля r -й системы КА решена, получены оптимальные планы контроля технических параметров каждой системы и партий таких систем и проведен контроль по этим планам. При этом какие-то системы и их партии возвращались поставщикам на доработку, повторный контроль, замену дефектных систем и т.д. Но в конечном итоге для изготовления КА (опытных или штатных) имеются принятые партии N_r ($r = \overline{1, k}$) систем, из которых комплектуется партия готовых КА.

Поскольку для партий систем проводился контроль их технических параметров и партии приняты, то они будут приняты с определенными рисками. При этом риски 1-го рода α_r будут равны нулю ($\alpha_r = 0$), а риски 2-го рода $\beta_r = \text{const}$, $r = \overline{1, k}$, совпадают с вероятностью того, что принятая партия N_r систем является дефектной. Это свидетельствует о том, что контроль не является абсолютно достоверным.

Таким образом, риски 1-го и 2-го рода α и β для планирования контроля КА в целом оказываются связанными с рисками β_r , с которыми приняты партии систем КА. Поэтому при планировании контроля совокупности технических параметров высшего иерархического уровня, т.е. КА в целом, имеем

для отдельного КА:

$$\alpha_{\hat{e}\hat{A}} = \alpha_{\hat{e}\hat{A}}(N_{\hat{e}\hat{A}}, n_{\hat{e}\hat{A}}, \beta_r, \alpha_{ij}, \beta_{ij}), \quad (19)$$

$$\beta_{\hat{e}\hat{A}} = \beta_{\hat{e}\hat{A}}(N_{\hat{e}\hat{A}}, n_{\hat{e}\hat{A}}, \beta_r, \alpha_{ij}, \beta_{ij}), \quad (20)$$

т.е. *риски $\alpha_{\text{иКА}}$ и $\beta_{\text{иКА}}$, возникающие при контроле параметров КА в целом, уже являются функциями только рисков β_r , с которыми приняты партии N_r систем КА, из которых комплектуется один КА;*

для партии КА:

$$\alpha_{\hat{e}\hat{A}} = \alpha_{\hat{e}\hat{A}}[N_{\hat{e}\hat{A}}, n_{\hat{e}\hat{A}}; \alpha_{\hat{e}\hat{A}}(N_{\hat{e}\hat{A}}, n_{\hat{e}\hat{A}}, \beta_r, \alpha_{ij}, \beta_{ij}); \beta_{\hat{e}\hat{A}}(N_{\hat{e}\hat{A}}, n_{\hat{e}\hat{A}}, \beta_r, \alpha_{ij}, \beta_{ij})], \quad (21)$$

$$\beta_{\hat{e}\hat{A}} = \beta_{\hat{e}\hat{A}}[N_{\hat{e}\hat{A}}, n_{\hat{e}\hat{A}}; \alpha_{\hat{e}\hat{A}}(N_{\hat{e}\hat{A}}, n_{\hat{e}\hat{A}}, \beta_r, \alpha_{ij}, \beta_{ij}); \beta_{\hat{e}\hat{A}}(N_{\hat{e}\hat{A}}, n_{\hat{e}\hat{A}}, \beta_r, \alpha_{ij}, \beta_{ij})], \quad (22)$$

т.е. *риски $\alpha_{\text{КА}}$ и $\beta_{\text{КА}}$, возникающие при контроле партии КА в целом, также являются функциями только рисков β_r , с которыми приняты партии N_r систем КА, из которых комплектуется партия КА.*

Окончательное решение задачи оптимального иерархического контроля технических параметров КА связано с разработкой математических зависимостей для определения рисков 1-го и 2-го рода при апостериорном контроле.

Конкретизируем задачу. Пусть по-прежнему проводится выборочный контроль параметров каждой партии N_r систем КА, т.е. от каждой партии N_r отбирается в соответствии с принципом случайного отбора выборка n_r систем и в каждом изделии выборки контролируются $n_{pr} \leq N_{pr}$ параметров. При этом некоторые партии возвращаются поставщику на доработку, повторный контроль, замену дефектных изделий и т.д. Но в конечном итоге для изготовления КА имеются принятые партии N_r , $r = \overline{1, k}$, систем, из которых комплектуется партия $N_{\text{КА}}$ готовых КА. Поскольку для партий систем проводился контроль технических параметров и партии приняты (риски $\alpha_r = 0$, $r = \overline{1, k}$), то они будут приняты с определенными рисками 2-го рода $\beta_r = \text{const}$, $r = \overline{1, k}$. Возникает вопрос: каким образом риски α и β для планирования контроля технических параметров КА в целом связаны с рисками β_r , с которыми приняты партии систем КА? Для ответа на этот вопрос использовались определения годных и дефектных изделий и партий и аппарат алгебры событий. Поскольку считалось, что предшествующий контроль параметров систем КА проведен по оптимальным планам в смысле постановки обобщенной задачи минимизации целевых функций, получены математические зависимости для определения рисков 1-го и 2-го рода, имеющие следующий вид:

для r -й системы (изделия) риск $\alpha_{nr} = 0$ по определению, а оптимальный риск 2-го рода (числовое значение) будет [1]

$$\beta_{\hat{e}r}^* = \prod_{i=1}^{n_{ir}^*} A_{1i} - A_r \prod_{i=1}^{n_{ir}^*} A_{3i}, \quad (23)$$

где A_{1i} , A_r , A_{3i} введены для упрощения и определяются выражениями

$$A_{1i} = \beta_{\hat{e}i} + \frac{\alpha_{\hat{e}i}}{\alpha_{yi}} (1 - \alpha_{yi}); \quad (24)$$

$$A_r = \prod_{i=1}^{N_{ir}} \frac{\alpha_{\hat{e}i}}{\alpha_{oi}}; \quad A_{3i} = 1 - \alpha_{yi};$$

для партии N_r , r -й системы риск 1-го рода $\alpha_r = 0$ по определению, а оптимальный риск 2-го рода β_r^* (числовое значение) будет

$$\beta_r^* = \prod_{i=1}^{n_{1r}^*} A_{1i}^* - A_r^{N_r} \left\{ \prod_{i=1}^{n_{1r}^*} A_{3i} \right\}^{n_r^*}, \quad (25)$$

где n_{1r}^* и n_r^* — соответственно оптимальное число и номенклатура параметров r -й системы, подлежащих обязательному контролю, и оптимальный объем выборки контролируемых систем от партии N_r , $r = \overline{1, k}$.

Кроме того, получены выражения для оптимального планирования контроля (априорного) КА в целом с учетом предшествующего контроля технических параметров входящих в него систем, которые имеют следующий вид:

для отдельного КА:

$$\alpha_{\hat{e}\hat{A}} = A_{\hat{e}\hat{A}} [1 - \prod_{j=1}^{n_{1\hat{e}\hat{A}}} A_{3j}] \prod_{r=1}^k (1 - \beta_r^*), \quad (26)$$

$$\beta_{\hat{e}\hat{A}} = [\prod_{j=1}^{n_{1\hat{e}\hat{A}}} A_{1j} - A_{\hat{e}\hat{A}} \prod_{j=1}^{n_{1\hat{e}\hat{A}}} A_{3j}] [1 - \prod_{r=1}^k (1 - \beta_r^*)]; \quad (27)$$

для партии КА:

$$\alpha_{\hat{e}\hat{A}} = A_{\hat{e}\hat{A}}^{N_{\hat{e}\hat{A}}} [1 - (\prod_{j=1}^{n_{1\hat{e}\hat{A}}} A_{3j})^{n_{\hat{e}\hat{A}}}] \prod_{r=1}^k (1 - \beta_r^*), \quad (28)$$

$$\beta_{\hat{e}\hat{A}} = \{ [\prod_{j=1}^{n_{1\hat{e}\hat{A}}} A_{1j}]^{n_{\hat{e}\hat{A}}} - A_{\hat{e}\hat{A}}^{N_{\hat{e}\hat{A}}} [\prod_{j=1}^{n_{1\hat{e}\hat{A}}} A_{3j}]^{n_{\hat{e}\hat{A}}} \} [1 - \prod_{r=1}^k (1 - \beta_r^*)], \quad (29)$$

где величина β_r^* определяется по формуле (25) в случае предшествующего контроля систем КА по оптимальным планам, а величины A_{1j} , $A_{\hat{e}\hat{A}}$, A_{3j} введены для упрощения и определяются для КА в целом по формулам, аналогичным (24):

$$A_{1j} = \beta_{ij} + \frac{\alpha_{ij}}{\alpha_{yj}} (1 - \alpha_{yj}); \quad (30)$$

$$A_{\hat{e}\hat{A}} = \prod_{j=1}^{N_{\hat{e}\hat{A}}} \frac{\alpha_{ij}}{\alpha_{yj}}; \quad A_{3j} = 1 - \alpha_{yj}.$$

Таким образом, для решения обобщенной задачи оптимального иерархического контроля технических параметров КА с учетом предшествующего контроля технических параметров входящих в него систем необходимо выполнить последовательно этапы 1...3 алгоритма, изложенного в [1], при реализовавшихся числовых значениях оптимальных характеристик планов

контроля систем КА, для которых контроль проведен, т.е. с использованием формул (23), (25).

Полученные результаты позволяют сделать ряд важных выводов, состоящих в том, что именно за счет учета накопленной предварительной информации и информации, полученной при предшествующем контроле технических параметров низших иерархических уровней КА, в большинстве случаев удастся значительно сократить объемы контроля более высоких иерархических уровней при выполнении требований к техническим параметрам, заданным в соответствующей документации. Кроме того, решение задачи оптимального планирования иерархического контроля технических параметров КА в постановке (3)...(18) позволяет найти оптимальные планы контроля для каждого иерархического уровня КА начиная с самого низшего и до КА в целом. Более того, эти планы контроля будут взаимосвязаны между собою благодаря найденным соотношениям (26)...(29) для определения апостериорных рисков, которые позволяют учесть результаты контроля изделий низших уровней иерархии при планировании контроля технических параметров изделий более высоких уровней. То есть совокупность планов контроля технических параметров изделий КА различных иерархических уровней является взаимосвязанной и эта взаимосвязь достаточно просто учитывается на вероятностном уровне, т.е. на уровне рисков, в то время как физическая взаимосвязь между параметрами чрезвычайно сложна. А поскольку риски входят в соответствующие целевые функции потерь, то и планы иерархического контроля технических параметров оказываются взаимосвязанными, несмотря на различие совокупностей контролируемых параметров на каждом уровне. Это отражает важнейшее свойство разработанного подхода оптимального иерархического контроля технических параметров КА.

Для решения различных прикладных задач разработана "Программа оптимального иерархического контроля технических параметров изделий КА" в математической среде MathCAD [4].

АВТОРЕМАНУСКРАДАННЕ

1. Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н. Комплексная оптимизация глубины и достоверности контроля изделий космических аппаратов // Полет. 2009. № 12. С. 3–8.

2. Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н. Оптимальный контроль надежности изделий космических аппаратов // Полет. 2009. № 11. С. 12–17.

3. Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н. Структурно-иерархический контроль надежности космических аппаратов при отработке и производстве // Полет. 2010. № 1. С. 3–7.

4. Программа оптимального иерархического контроля технических параметров изделий КА. М., НИИ КС им. А.А. Максимова, 2008. 10 с.

Перспективный облик отказоустойчивых цифровых систем управления маневренных ЛА

Косьянчук Владислав Викторович – начальник кафедры Военно-воздушной академии имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, профессор, доктор техн. наук; **Константинов Сергей Валентинович** – заместитель главного конструктора ОАО "ОКБ Сухого", профессор, доктор техн. наук; **Колодяжная Татьяна Александровна** – доцент Ставропольского высшего военного авиационного инженерного училища имени маршала авиации В.А. Судца; **Редько Павел Григорьевич** – главный конструктор ОАО "ПМЗ "Восход", доктор техн. наук; **Кузнецов Иван Павлович** – инженер-конструктор ОАО "ПМЗ "Восход"

E-mail: kos.vl.v@g.mail.com

Рассматриваются особенности построения цифровых систем управления полетом перспективных маневренных самолетов с позиции обеспечения отказоустойчивости. Основное внимание уделяется методическим и схематическим подходам к обеспечению отказоустойчивости, реализуемым в системах управления нового поколения.

Ключевые слова: система управления полетом; система дистанционного управления; мультиплексный канал информационно-го обмена; рулевая машина; вычислитель привода.

V.V. Kosyanchuk, S.V. Konstantinov, T.A. Kolodyazhnaya, P.G. Redko, I.P. Kuznetsov. Advanced Aspect Of Fail-safe Digitally-based Control Systems Of Maneuverable Vehicles

Considers the architecture features of digital flight control systems of advanced maneuverable aircraft on the basis of fail-safety. The main consideration is given to procedural and schematic approaches to ensure the fail-safety which are realized in new generation control systems.

Key words: flight control system; remote-control system; multiplex information exchange channel; servo unit; actuator computer.

К надежности систем управления полетом (СУП) перспективных маневренных летательных аппаратов (ЛА) предъявляются достаточно высокие требования. Вероятность отказа СУП должна быть не выше чем $10^{-7} \dots 10^{-8}$ на один час полета самолета. Такие жесткие требования обусловлены прежде всего неустойчивой аэродинамической компоновкой ЛА, применяемой для реализации высокоманевренных характеристик на всех режимах полета самолета, включая и околонулевые скорости полета (режим сверхманевренности).

Очевидно, что для ЛА, выполненных по неустойчивой аэродинамической схеме, СУП должна позволять сохранять управление и возможность выполнения целевой задачи ЛА даже при наличии отказов и нарушений в работе различных ее элементов.

Решение задачи разработки высокоэффективной отказоустойчивой СУП возможно лишь при комплексном подходе на всех стадиях ее создания — от выбора рациональной аэродинамической компоновки самолета, архитектуры СУП до отработки, сертификации и летных испытаний ЛА.

В ОАО "ОКБ Сухого", ЦАГИ, ВВА им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, ФГУП НИИ "Субмикрон" и

ОАО "ПМЗ "Восход" был выполнен большой объем научно-исследовательских и поисковых работ, позволяющих обосновать оптимальный облик высокоэффективной СУП перспективного маневренного самолета, реализация которого может быть проведена с минимальным техническим риском, ориентированным на возможности научно-технического задела отечественной промышленности.

Аэродинамическая компоновка ЛА в полной мере определяет характеристики управляемости самолета. Перспективный маневренный самолет обладает продольной статической неустойчивостью на дозвуковых скоростях полета на уровне 12...15 % САХ и уменьшенной устойчивостью на сверхзвуковых скоростях.

На самолетах разработки ОАО "ОКБ Сухого" в последнее время используется аэродинамическая схема, представленная на рис. 1 со следующими поверхностями управления: передним горизонтальным оперением (ПГО), рулями направления, флаперонами, передней и задней механизациями крыла, а также задним горизонтальным оперением (ГО), дополненным отклоняемым вектором тяги (ОВТ) двигателей в продольном и боковом каналах.

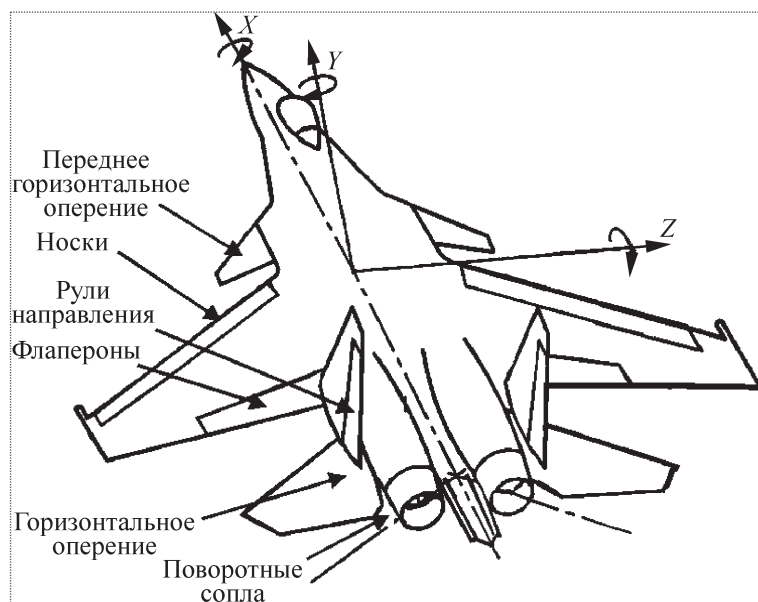


Рис. 1. Аэродинамическая схема маневренного самолета со статической неустойчивостью на дозвуковых и уменьшенной устойчивостью на сверхзвуковых скоростях полета

Введение ОВТ в контур управления позволяет реализовать режим сверхманеврирования на околонулевых скоростях полета и компенсацию недостаточной эффективности аэродинамических органов управления на дозвуковых режимах полета самолета. Эта схема позволяет обеспечить оптимизацию аэродинамической конфигурации самолета для улучшения его летно-технических характеристик (ЛТХ) и маневренности.

Тем не менее, требование обеспечения требуемого уровня управляемости самолета на всех режимах полета при отсутствии отказов для перспективных ЛА уже не является исчерпывающим. Перспективные компоновки должны позволять сохранять устойчивость и управляемость ЛА в случае выхода из строя отдельных органов управления (рулевых поверхностей). Обеспечение отказоустойчивости в этом случае возможно за счет функциональной избыточности поверхностей управления. При этом на исправные поверхности возлагаются дополнительные, не свойственные им в штатном режиме функции (например, функции ГО можно переложить на флапероны) [1–3].

Увеличение функциональной избыточности органов управления возможно либо за счет введения новых органов управления в аэродинамическую компоновку, либо за счет использования независимых приводов для каждой из консолей управляющих поверхностей. Последний способ наиболее привлекателен с экономической точки зрения.

Для управления самолетом могут использоваться:

- две консоли ПГО;
- две консоли ГО (стабилизатора);
- две секции флаперонов (ФЛ);
- две секции рулей направления (РН);
- две секции поворотных носков крыла (Н).

Дополнительно используются два отклоняемых сопла (левое и правое) управляемого вектора тяги двигателей, оси поворота которых повернуты на угол $\sim 30^\circ$ для создания управляющих моментов по тангажу (синфазное отклонение сопел), крену и рысканью (дифференциальное отклонение сопел).

Введение независимых приводов позволяет использовать 10 независимых аэродинамических рулевых поверхностей. Такая конфигурация в принципе гарантирует сохранение управляемости самолетом при различных отказах рулей и даже при уходе одной из рулевых поверхностей в крайнее положение.

Алгоритмы системы управления. Одним из наиболее сложных и ответственных технических решений с точки зрения обеспечения безопасности и ЛТХ самолета является разработка алгоритмов СУП для ручного управления полетом – реализация функции системы дистанционного управления (СДУ).

СДУ должна обеспечивать:

- характеристики устойчивости и управляемости 1-го уровня во всей области целевого применения самолета;
- снижение загрузки летчика при пилотировании;
- максимальное повышение летно-технических и пилотажных характеристик самолета за счет оптимального отклонения рулевых поверхностей (реализация максимальных уровней эффективности рулевых поверхностей на всех режимах полета);
- обеспечение высокой надежности и безопасности управления за счет реконфигурации системы при отказах, потере части информации о параметрах полета, повреждениях рулевых поверхностей;
- ограничение предельно допустимых нормальной перегрузки и угла атаки.

Общая структура алгоритмов системы управления представлена на рис. 2. Особенностью построения алгоритмов является последовательный принцип вычислений, а также отсутствие программной взаимосвязи между блоками.

Алгоритмы управления условно можно разделить на следующие функциональные блоки:



Рис. 2. Структура алгоритмов КСУ (задачи СДУ)

блок обработки входных сигналов комплексной системы управления;

блок функционала основного алгоритма управления;

блок обеспечения основного алгоритма управления;

блок специальных режимов управления;

блок распределения сигналов между органами управления;

блок алгоритмов управления рулевыми приводами;

блок функционала резервного алгоритма управления;

блок алгоритма резервного управления рулевыми приводами.

Блок функционала основного алгоритма управления представляет собой основной контур управления, включающий продольный и боковой каналы управления. Функционалы основного контура управления определяют динамические и статические характеристики в некотором диапазоне относительно нейтрального положения ручки управления до включения в работу сигналов ограничителя предельных режимов (ОПР).

Регулировка передаточных чисел и параметров функционала основного контура управления производится программно по воздушно-скоростным параметрам полета самолета и корректируется блоком самонастройки.

В блок обеспечения основного алгоритма управления входят программные блоки, изменяющие параметры основного контура управления и необходимые для обеспечения его работоспособности. Выделим неко-

торые новые специальные функции блока обеспечения основного алгоритма управления — это самонастройка параметров СУП и реконфигурация при отказах и повреждениях.

Самонастройка параметров системы управления необходима прежде всего для улучшения динамических свойств ЛА. В алгоритмах адаптации использован идентификационный принцип самонастройки, в соответствии с которым оценивается "чистый" объект (без системы управления). Полученные данные изменяют передаточные числа в управляющем алгоритме для сохранения оптимальных характеристик устойчивости и управляемости. Применение адаптивной настройки параметров снижает требования к точности исходных данных о самолете и точности получения измерительной информации о параметрах полета, используемой в системе управления (высотно-скоростные данные, угол атаки и т.д.).

Реконфигурация при отказах и повреждениях предназначена для обеспечения отказоустойчивости СУП в случае повреждений или отказов органов управления. В основу реконфигурации положена функциональная избыточность органов управления, которая позволяет перераспределять управляющие сигналы по работоспособным органам управления.

В продольном движении взаимозаменяемыми органами управления являются: горизонтальное оперение, ПГО и поворотные сопла; кроме того, могут использоваться флапероны и рули направления. В боковом канале — флапероны, ГО, РН, носки крыла и поворотные сопла.

В зависимости от степени нарушения штатной схемы работы возможны следующие ситуации:

продолжение выполнения задания с некоторыми ограничениями;

прекращение выполнения задания, возврат и посадка;

продолжение полета с последующим катапультированием;

невозможность продолжения полета (немедленное катапультирование).

Блок специальных режимов управления включает набор режимов, требующих изменения характеристик устойчивости и управляемости или изменения штатной аэродинамической конфигурации: дозаправка, сверхманевренность, укороченная посадка, режим торможения скорости, режим малой заметности, подавление турбулентных возмущений и снижение нагрузок на конструкцию.

Блок распределения сигналов между органами управления включает каналы по всем используемым органам управления. В каждый из каналов (ПГО, ГО, флапероны, носки крыла, рули направления и ОВТ) поступают управляющие сигналы продольного и бокового каналов управления. Заложенные алгоритмы обеспечивают распределение этих сигналов для создания координированных моментов и реализуют заданную оптимальную схему аэродинамической конфигурации и балансировки.

Функционал резервного алгоритма управления. Алгоритмы резервного управления включаются при полном отказе функции управления от основного функционала управления и обеспечивают как минимум третий уровень управляемости самолета с обеспечением посадки (в ограниченной области режимов полета самолета, углов атаки и перегрузок). Предусматривается возможность реконфигурации при отказе функции формирования сигнала заданного положения одной из консолей ГО (при этом данная консоль ГО устанавливается в нейтральное или отказобезопасное положение) с сокращением функции управления второй консолью ГО.

Таким образом, закладываемые в СДУ алгоритмы реконфигурации позволяют обеспечивать отказоустойчивость ЛА в случаях, катастрофических для традиционных СУП — повреждениях органов управления. В этом существенное отличие перспективных СУП от известных.

Архитектура СУП обеспечивает реализацию алгоритмов управления с требуемым качеством, минимальный технический риск при проектировании, надежность, безопасность, удобство технического обслуживания и возможность дальнейшей модернизации.

Основу СУП составляет многоканальная цифровая комплексная система управления (КСУ), в которой интегрированы подсистемы, равно влияющие на безопасность полета и обеспечивающие управление самолетом на всех режимах от взлета до посадки.

Основными функциями КСУ являются следующие:

ручное управление самолетом — функция СДУ (основная и резервная подсистемы);

автоматическое управление самолетом — функция САУ;

режим совмещенного управления (ручное и автоматическое);

прием и обработка высотно-скоростных параметров (для выполнения функций СДУ и САУ);

отработка ограничительных сигналов, поступающих из комплекса бортового оборудования самолета (КБО);

управление рулевыми приводами аэродинамических поверхностей и отклоняемого вектора тяги;

управление поворотом колес и торможением;

выработка сигналов для управления центровкой самолета;

контроль процессов управления и выработка рекомендаций экипажу.

Архитектура вычислительной части КСУ представляет собой децентрализованную вычислительную систему, разделенную на подсистемы, каждая из которых выполняет собственную задачу по отработке информации и выработки командных (выходных) сигналов, реализуя принцип "конвейера".

Структурная схема КСУ представлена на рис. 3.

Каждый резервный канал КСУ включает три основные микровычислительные системы (МВС) со своим аппаратно-программным обеспечением. Они выполняют следующие функции:

МВС обработки входной информации (МВС № 1)

обеспечивает прием информации, поступающей с датчиков КСУ (с ручки управления, педалей, датчиков углов атаки и скольжения, угловых скоростей ω_z , ω_x , ω_y , перегрузок N_y , N_z , N_x), ее обработку и фильтрацию;

обмен информацией по цифровым линиям связи (ARINC, MIL-1553) с КБО самолета;

формирование выходных сигналов для расчета алгоритмов управления в МВС № 2;

МВС алгоритмов управления (МВС № 2) — центральный вычислитель КСУ

расчет выходных сигналов управления в соответствии с заданными алгоритмами по входной информации, поступающей с МВС № 1;

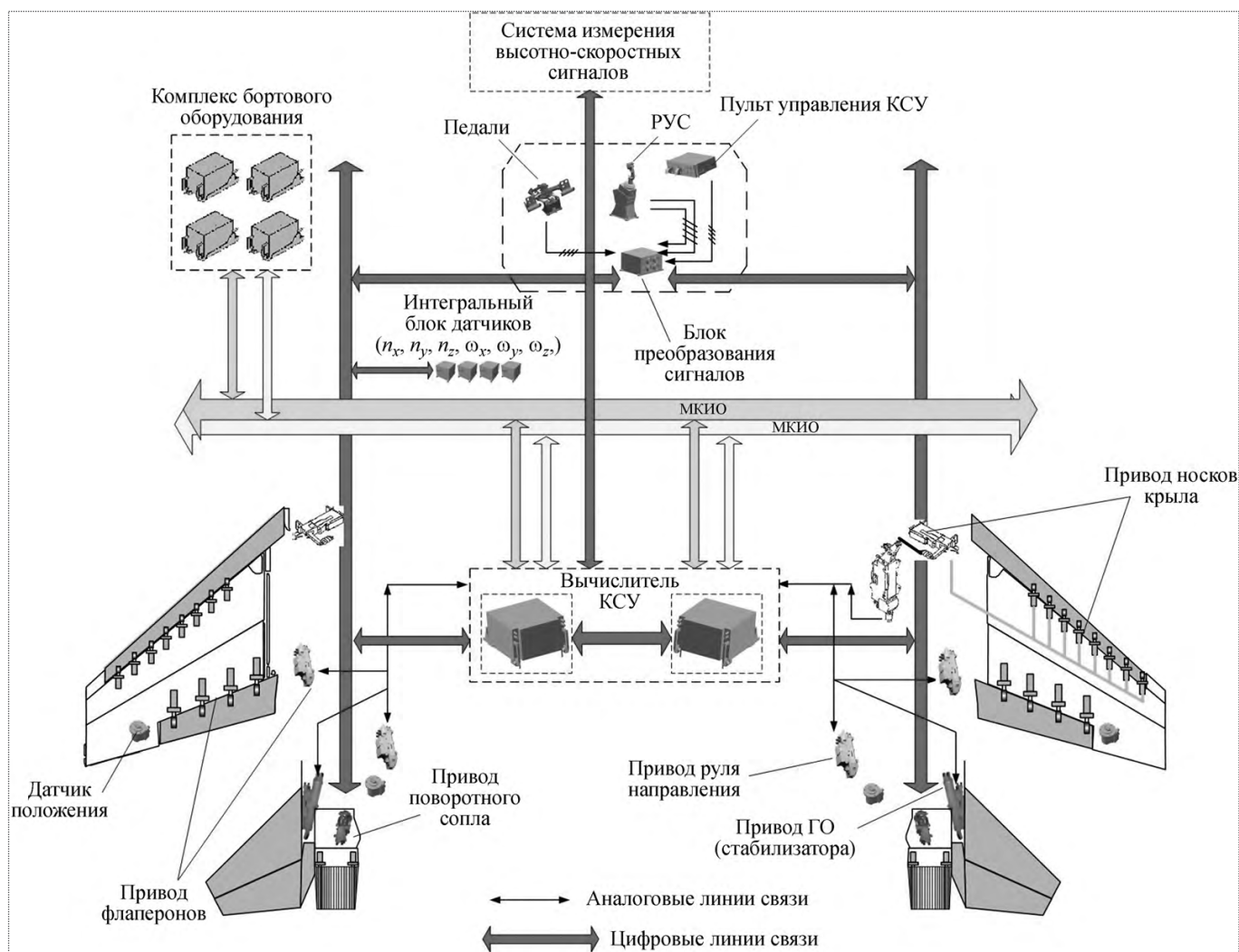


Рис. 3. Структурная схема децентрализованной КСУ перспективного маневренного самолета

формирование выходных сигналов управления и передача их в МВС № 3 для отработки рулевыми приводами;

управление реконфигурацией при появлении отказов датчиков параметров движения самолета;

формирование тест-контроля КСУ;

МВС управления рулевыми приводами (МВС № 3)

цифровое управление рулевыми приводами по заданным алгоритмам;

контроль работоспособности рулевых приводов;

управление реконфигурацией рулевых приводов при отказах его отдельных каналов и по командам МВС № 2;

обмен информацией с МВС № 2 (центральным вычислителем КСУ) в части функционирования рулевых

приводов ("приема – передачи" командных сигналов управления, перемещения выходных звеньев приводов), отказов, реконфигурации, тест-контроля и т.д.;

реализация резервных алгоритмов КСУ (функция СДУ) при отказе программного обеспечения или аппаратуры МВС № 2;

реализация резервных алгоритмов управления приводами ГО.

Для обеспечения отказобезопасности КСУ предусмотрено выполнение следующих мероприятий:

синхронизация резервных каналов КСУ между соответствующими МВС;

поперечный обмен информацией между соответствующими МВС резервных каналов КСУ с выявлением неисправного подканала и его локализации;

отказоустойчивость по отношению к «сбоям» с последующим автоматическим восстановлением работоспособности;

взаимообмен информацией с центральным вычислителем КСУ (с МВС № 2).

Для повышения надежности отказобезопасности процесс вычисления управляющих сигналов в МВС № 2 и 3 осуществляется по принципу "канал—модель".

Учитывая, что в МВС № 1 реализуются достаточно простые алгоритмы управления, допустимо использование в МВС № 2 только одного или двух различных вариантов программного обеспечения (ПО). При ошибке ПО система аппаратно переключается на выполнение резервного управления — при этом выходной сигнал с МВС № 1 сразу поступает в МВС № 3, от которой отключается входной сигнал с центрального вычислителя КСУ (МВС № 2).

Такое построение КСУ позволяет обеспечить независимость разработки и отработки программного обеспечения каждой МВС, что повышает надежность ПО и значительно сокращает цикл разработки КСУ. При этом могут быть реализованы следующие характеристики.

1. Масса электронной части системы — менее 30 кг.
2. Количество отказов до выключения резервного управления:
 - по вычислительной части центрального вычислителя КСУ — 3;
 - по отказам одноименной входной информации — 3;
 - вероятность полного отказа (прекращение выполнения функции СДУ) — менее 10^{-9} ч⁻¹;
 - вероятность полного отказа при наличии программной ошибки — менее 10^{-10} ч⁻¹.
3. Частота обновления информации:
 - по входной информации с датчиков КСУ и рулевых приводов — не менее 2 кГц;
 - по выходному сигналу центрального вычислителя КСУ — не менее 250 Гц.
4. Временная задержка вычислительного тракта основного функционала управления КСУ — менее 12 мс.
5. Эксплуатационные характеристики:
 - регулировка и проверка исправности подканалов с помощью программных и аппаратных средств без использования регулировочных резисторов;
 - отсутствие внешнего КПА для всех видов работ на самолете;
 - на этапе испытаний — электрическое программирование с помощью стандартных средств.

Программно-математическое обеспечение разрабатывается и сертифицируется в соответствии с требованиями КТ-178 и ДО-160.

В качестве элементной базы для МВС резервных каналов КСУ предусматривается использование однокристальных микропроцессоров типа TMS320F2812, которые осваиваются отечественной промышленностью, а в качестве микроконтроллеров управления рулевыми приводами — высокоинтегрированных микропроцессоров типа ADUC841 и ADUC7026.

Оптимальным решением построения отказоустойчивой архитектуры цифровой СУП является децентрализация микровычислительных систем МВС № 1 и 3 от МВС № 2, которые сопрягаются между собой посредством высокоскоростных цифровых гальванически развязанных линий связи (например, типа МКМО, RS485, SPI). При этом МВС № 3 может быть дополнительно децентрализована для каждого рулевого привода в отдельности, что позволяет (при использовании высокотемпературной элементной базы) интегрировать вычислительные устройства и рулевой привод (агрегат) в единый комплекс. Такой методический подход уже используется в настоящее время для разработки перспективных КСУ нового типа маневренных самолетов.

Ряд технических решений данного подхода был использован при разработке перспективной цифровой системы управления (СУП). В данной СУП микровычислительная система (МВС № 3) управления рулевыми приводами представляет собой интегрированную подсистему, включающую в каждом резервном канале СУП центральный управляющий микропроцессор "А" типа TMS320F2812 и шесть микроконтроллеров ADUC841, обеспечивающих управление каждым из рулевых приводов. При этом процессор "В" каждого резервного канала СУП выполняет функцию формирования заданного командного входного сигнала для каждого рулевого привода.

Микроконтроллеры ADUC841 связаны с TMS320F2812 гальванически развязанным цифровым каналом связи типа SPI, обеспечивающим частоту обновления информации в пределах 250...500 Гц. При этом достигается оптимальное распределение задач и программного обеспечения между центральным процессором TMS320F2812 и каждым микроконтроллером ADUC841, а именно:

микроконтроллеры ADUC841 обеспечивают непосредственное цифровое управление и встроенный автономный контроль резервных каналов рулевых приводов с частотой обновления информации более 500 Гц;

микропроцессор TMS20F2812 обеспечивает формирование входных сигналов управления, взаимный контроль резервных каналов привода и их синхронизацию, связь с микропроцессором "В" и контроль по-

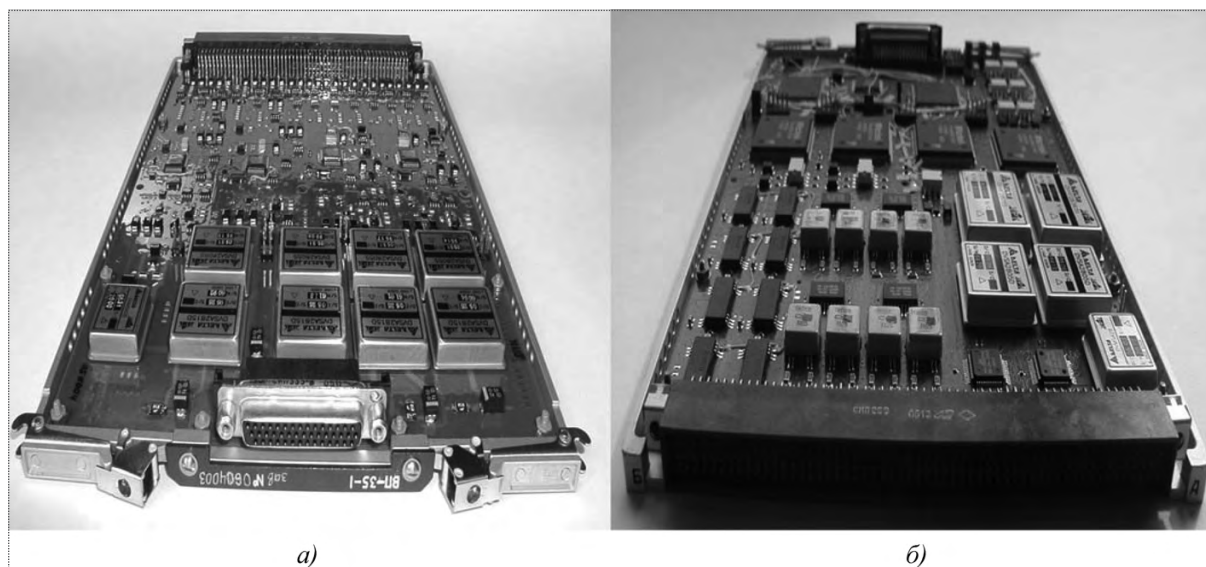


Рис. 4. Вычислительные устройства СУП:
а – ВП-35; б – ВУ-35

ступающей с него информации с возможностью перехода на резервные алгоритмы управления.

При этом все микропроцессоры "А" и "В" каждого резервного канала СУП объединены внутренним цифровым каналом связи типа МКИО, а каждая МВС управления рулевыми приводами имеет встроенные источники электропитания и формирования вторичных видов напряжений, что существенно повышает быстродействие системы и улучшает качество ее работы.

Использование перспективной СУП позволяет повысить уровень безопасности полета за счет внедрения новых технических решений:

децентрализации отдельных элементов СУП и размещения вычислительных устройств по разным бортам самолета. Это позволяет при выходе из строя отдельных блоков СУП обеспечить функциональное взаимозамещение и практически избежать полной потери управляемости самолета даже при потере функции управления рулевыми приводами отдельных органов управления;

реализации в МВС управления рулевыми приводами резервных алгоритмов управления, которые позволят сохранить управление самолетом с тремя уровнями управляемости по ОТТ ВВС-86 даже после третьего отказа в электроэлементах привода.

В качестве примера на рис. 4 показаны вычислительные устройства ВП-35 и ВУ-35, разработанные ФГУП НИИ "Субмикрон" для СУП перспективного маневренного самолета. Они используются для управления при-

водом ГО (рис. 5) с непосредственным управлением разработки ОАО "ПМЗ "Восход". Особенность данного привода – это применение принципа прямого управления на основе использования линейного электродвигателя (ЛЭД) с золотниковым распределителем управления скоростью рулевой машины (РМ) сервопривода.

Внешний контур управления привода образован позиционной обратной связью с датчика положения выходного звена привода на его вход. Внутренний контур управления привода – сервопривод, исполнительным элементом которого является РМ – образован позиционной обратной связью со штока рулевой машины (золотникового распределителя гидродвигателя привода) на вход сервопривода. Рабочим телом для привода является топливо двигателя.

Отметим следующие достоинства данного привода: обеспечение высокой надежности системы "ЛЭД – гидрораспределитель – исполнительный механизм сервопривода" (интенсивность отказа находится на уровне $\sim 10^{-8} \text{ ч}^{-1}$, что соответствует практически невероятному событию) за счет исключения отказоопасных элементов типа "сопло–заслонка";

при появлении отказов отключение неисправных каналов сервопривода (обмоток управления ЛЭД) происходит на малом энергетическом уровне (не более 10...15 мс), что слабо сказывается на движении выходного звена привода и практически не влияет на применение нормальной перегрузки самолета при отказе;

уменьшение энергетических потерь и массы рулевого привода по сравнению с традиционными (например, типа СПМ-6П разработки ОАО ПМЗ "Восход");

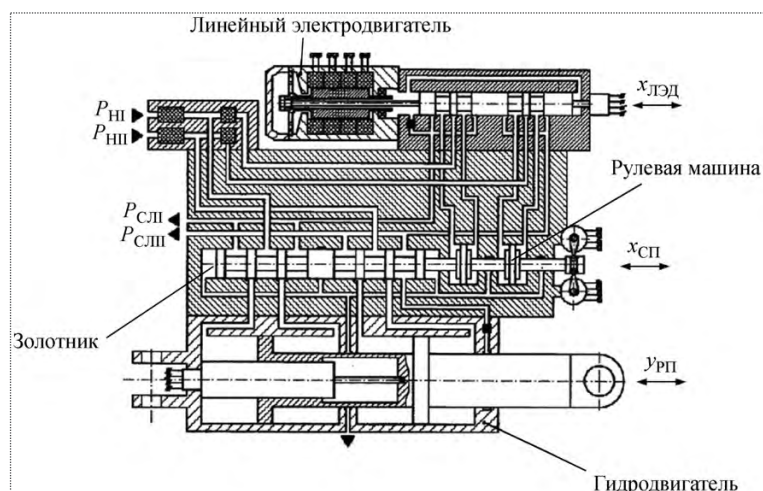


Рис. 5. Схема привода ГО самолета

использование золотниковых распределителей, имеющих перфорированные отверстия с отрицательными перекрытиями по отсечным кромкам золотника, где высокая стабильность обеспечивается известными технологическими средствами [4, 5];

обеспечение линеаризации характеристик сервопривода с сохранением стабильности его свойств в требуемом диапазоне частот при заданном уровне управляющих сигналов посредством использования адаптивных цифровых алгоритмов управления.

Вычислительное устройство СУП и привод ГО образуют систему привода со следующими отличительными особенностями:

формирование командных сигналов управления привода и их межканальная синхронизация осуществляются с использованием принципа взаимного согласования посредством цифровых кворум-элементов, алгоритмы которых реализованы в процессоре "А";

прием и аналоговая обработка сигналов датчиков обратной связи, контрольного сигнала токовой обратной связи усилителя мощности (УМ) ЛЭД, а также формирование сигнала управления в обмотках ЛЭД (выход УМ с "шим"-преобразованием) осуществляются устройством преобразования сигналов аппаратной части вычислителя привода;

контроль работы привода и формирование командного сигнала на УМ осуществляются в соответствии с цифровыми адаптивными алгоритмами, реализованными в микроконтроллере (МК – ADUC841);

взаимный контроль вычислительных устройств (процессор "А" – МК) осуществляется по принципу "канал-модель" и взаимному согласованию с использованием цифровых кворум-элементов.

Данная схема позволяет перейти к управлению со встроенной в привод электроникой с использованием высокоскоростных цифровых каналов связи.

Использование рассмотренных в статье методических и схмотехнических приемов обеспечения отказоустойчивости СУП перспективных ЛА позволяет существенно повысить уровень безопасности полета. Комплексный подход позволяет сократить сроки разработки СУП перспективных маневренных самолетов. При этом на начальном этапе летных испытаний минимизируется риск, связанный с неточностью знаний характеристик самолета и наличием конструктивно-технических ошибок и дефектов в составе СУП.

Работа выполнена при финансовой поддержке президента РФ (грант МД-3739.2009.8) и РФФИ (грант 09-08-00945).

Авторы: В.В. Косьянчук, В.В. Вершилова

1. Косьянчук В.В. Обеспечение отказоустойчивости систем управления при отказе приводов управляющих поверхностей летательных аппаратов с механической проводкой управления // Проблемы безопасности полетов. РАН. ВИНТИ. Вып. 9. 2007. С. 37–42.

2. Косьянчук В.В., Вершилова В.В. Синтез отказоустойчивых систем управления с параллельной схемой включения // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2008. № 2. Т. 6. С. 5–8.

3. Косьянчук В.В. Синтез систем управления многосвязных объектов с неполным вектором управления // Тр. IX междунар. Четаевской конференции "Аналитическая механика, устойчивость и управление движением". Т. 3. Иркутск, 2007. С. 97–102.

4. Константинов С.В., Клюев М.А., Борцов А.А. и др. Некоторые вопросы разработки рулевых приводов современного маневренного самолета // Техника воздушного флота. 1990. ЦАГИ, приложение № 2.

5. Константинов С.В., Редько П.Г., Ермаков С.А. Электродвигательные рулевые приводы. М.: Изд. "Янус-К", 2006.



СУРЖИК
Виталий Витальевич –
доцент Иркутского госу-
дарственного университета
путей сообщения, главный
конструктор ООО "Бай-
кальский научно-инженер-
ный центр", кандидат
техн. наук

Определение зон устойчивости конструктивных схем экранопланов

В.В. Суржик

E-mail: Surzhik-vv@irgups.ru

Определяются максимальные несущие свойства изолированного крыла экраноплана. Приведены результаты параметрического синтеза экранопланов схем "утка", "обратная утка", "самолетная" с определением зон устойчивости в зависимости от конструктивных параметров $\bar{S}_2$ и $\bar{L}_2$.

Ключевые слова: экранопланы; самостабилизация; транспортная система.

V.V. Surzhik. Determination Of Bands Of Stability Design Concepts Ekranoplanes

Are determined top bearing properties of the isolated fender ekranoplane. Results of parametric synthesis ekranoplanes "canard configurations", "an inverse canard", "aircraft" scheme with a determination of bands of stability depending on design data are yielded $\bar{S}_2$ and $\bar{L}_2$.

Key words: ekranoplans; self-stabilized; transport system.

Создание экранопланов как нового вида скоростного транспорта в мировой практике на сегодняшний день находится в стадии, когда каждый конструктор выбирает компоновочную схему и геометрические параметры экраноплана в основном исходя из собственных разработок. Нет общей теоретической базы, на основании которой можно было бы проектировать экраноплан с заранее заданными характеристиками устойчивости движения.

Конкретная задача параметрического синтеза систем дифференциальных уравнений экранопланов различных схем состоит в разработке методики, которая дала бы конструктору возможность выбора параметров для каждой схемы. Эти параметры должны отвечать поставленным целям функционирования системы наилучшим образом (выбор цели функционирования системы зависит от тактико-технических требований).

Приведем разработанную методику параметрического синтеза уравнений продольного движения экранопланов различных компоновочных схем по частным критериальным оценкам производной по углу атаки коэффициента подъемной силы изолированного крыла экраноплана:

$$c_{Y\max}^{\alpha} \quad (1)$$

и критериальным оценкам Рауса–Гурвица, гарантирующим статическую и динамическую устойчивость аппарата:

$$\begin{aligned} &\{P_0 > 0; P_1 > 0; P_2 > 0; P_3 > 0; P_4 > 0; \\ &R_2 = (P_4 P_3 - P_2) > 0; R_3 = [R_2 P_2 - P_4 (P_4 P_1 - P_0)] > 0; \\ &R_4 [R_3 (P_4 P_1 - P_0) - R_2^2 P_0] > 0; R_5 = R_4 R_2 P_0 > 0\}. \end{aligned} \quad (2)$$

Строгая математическая постановка задачи параметрического синтеза (проектирования) технической системы формулируется следующим образом [1].

Пусть варианты технической системы (альтернативы) описываются набором (вектором параметров) $x \in E^N$ размерности N , принимающим значения из множества X . Параметры x есть проектные или конструктивные параметры. Задание множества X диктуется требованиями, вытекающими из технического задания и структурно-параметрического описания системы.

На основании анализа поведения всевозможных пар альтернатив проектируемого объекта на множестве конструктивных параметров X по *бинарному отношению сравнительной эффективности* альтернатива x эффективнее альтернативы y тогда и только тогда, когда $(x, y) \in \Phi$, или в иной записи $x \Phi y$.

Таким образом, под задачей проектирования понимается задача выделения ядра множества максимальных или минимальных элементов из X по бинарному отношению Φ [1]:

$$X^* \in \max(\min)(X, \Phi). \quad (3)$$

Предполагается, что решение задачи (3) существует, т.е. множество X^* — непустое. Более того, в задачах проектирования, сформулированных в "замкнутой" форме, считается, что решение (множество X^*) состоит из одного элемента. Формально это означает, что бинарное отношение Φ , которым оперирует проектировщик, таково, что $|X^*| = 1$.

Часто в сложных объектах проектирования наиболее предпочтительной бывает схема декомпозиции задачи проектирования, приводящая к иерархической структуре изучаемой системы. При этом решаемые на различных уровнях иерархии частные задачи проектирования, каждая из которых формализуется в виде (3), содержательно связаны с выбором подсистемы объекта проектирования и имеют частичные бинарные отношения, не противоречащие друг другу.

Применим сказанное выше к параметрическому синтезу экранопланов. Определим максимальные несущие свойства изолированного крыла при движении экраноплана на различных высотах над экраном в соответствии с частным критерием (1). В этом случае решается

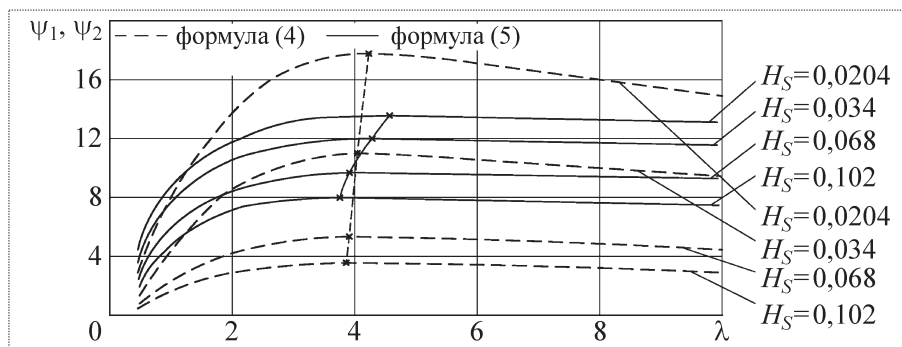


Рис. 1. Зависимость теоретических значений производной коэффициента подъемной силы вблизи экрана от удлинения крыла

ется частная задача проектирования, формализованная в виде (3)

$$X \rightarrow X^* = \max(X, \Phi),$$

и имеющая частичное бинарное отношение Φ в форме

$$\Phi = c_y^{\alpha} \max.$$

Для того чтобы экраноплан обладал максимальными несущими способностями, необходимо определить удлинения его крыльев, при которых значения подъемных сил крыльев были бы максимальными.

На рис. 1 приведены значения c_y^{α} крыла вблизи экрана. Они построены по теоретическим зависимостям из [2] и [3] в зависимости от удлинения крыла λ :

$$\psi_1 = \frac{1}{H_s \sqrt{\lambda} \left(1 + \frac{6}{\lambda^2}\right)}; \quad (4)$$

$$\psi_2 = \frac{\psi a_{\infty}}{C_2(\lambda) \left[1 + \frac{\psi a_{\infty} (1 + C_1(\lambda))}{C_2(\lambda) \pi \lambda} \xi\right]}. \quad (5)$$

Видно, что оптимальное удлинение, обеспечивающее максимальные значения c_y^{α} (или ψ_1 и ψ_2), находится в районе $\lambda \approx 4$.

Таким образом, проведенная оптимизация несущей поверхности по максимальным несущим способностям или по максимальной позиционной производной c_y^{α} при различных отстояниях от экрана в зависимости от удлинения λ дает нам оптимальное удлинение изолированного крыла без учета влияния конструктивных особенностей компоновочной схемы.

По методике расчета оптимального удлинения крыла получено авторское свидетельство [4], в котором на

основании рис. 1 и дополнительных конструктивных соображений принято $\lambda_{110} \cong 2,0...2,5$. Определение оптимального значения удлинения крыла, движущегося вблизи экрана, справедливо для любой компоновочной схемы экраноплана и на любой высоте движения экраноплана над экранирующей поверхностью.

Рассмотрим далее вопросы параметрического синтеза экранопланов с определением зон устойчивости в зависимости от конструктивных параметров $\bar{S}_2$ и $\bar{L}_2$ ($\bar{S}_2$ — отношение площадей вспомогательного и основного крыльев; $\bar{L}_2$ — отношение расстояний от центра тяжести до центра давления вспомогательного и основного крыльев экраноплана).

В задаче проектирования экранопланов по определению зон устойчивости в зависимости от конструктивных параметров $\bar{S}_2$ и $\bar{L}_2$ частичное бинарное отношение Φ можно задать в форме критериев устойчивости Рауса—Гурвица (2):

$$\begin{aligned} \Phi = \{ & P_0 > 0; P_1 > 0; P_2 > 0; P_3 > 0; P_4 > 0; \\ & R_2 = (P_4 P_3 - P_2) > 0; R_3 = [R_2 P_2 - P_4 (P_4 P_1 - P_0)] > 0; \\ & R_4 [R_3 (P_4 P_1 - P_0) - R_2^2 P_0] > 0; R_5 = R_4 R_2 P_0 > 0 \}. \end{aligned}$$

Алгоритм определения зоны устойчивости экраноплана основывается на отыскании ядра

$$X \rightarrow X^* = \min(X, \Phi) \quad (6)$$

модели (X, Φ) , где $X \in (\bar{S}_2 = 0,2...1,0; \bar{L}_2 = 0,7...5,0)$ — множество конкурирующих конструктивных параметров экраноплана; Φ — вектор бинарного отношения сравнительной эффективности (2) на X .

Если одно из условий Рауса—Гурвица в (2) станет отрицательным при вариации конструктивных параметров экраноплана $\bar{S}_2$ и $\bar{L}_2$, то это будет соответствовать потере устойчивости при данных значениях конструктивных параметров.

Среди всевозможных видов движения экранопланов (разбег, взлет, крейсерский режим, торможение, посадка) крейсерский режим без крена и скольжения, близкий к установившемуся, является наиболее простым. В то же время этот режим движения будет занимать основное эксплуатационное время полета экранопланов при использовании их как нового вида транспорта.

При составлении уравнений движения экраноплана в линейари-

зованной постановке ошибка, возникающая при использовании в этих уравнениях квазистационарных производных аэродинамических сил в неуставившемся возмущенном движении экраноплана, незначительна в силу малости времени переходного процесса.

Рассмотрим параметрический синтез экранопланов следующих компоновочных схем.

Экранопланы компоновочной схемы "утка". В схеме "утка" (рис. 2) при изменении отстояния центра масс (ЦМ) от экрана и повороте экраноплана на угол тангажа $+\Delta\theta$ относительные отстояния крыльев будут различными в силу того, что хорды крыльев схемы имеют разные значения.

Если принять $\Delta\bar{H}_1 = \Delta\bar{H}$, то $\Delta\bar{H}_2 = \Delta\bar{H}(b_{A1}/b_{A2})$. Суммарные изменения отстояний крыльев схемы "утка" определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} \Delta\bar{h}_1 &= \frac{\Delta h_1}{b_{A1}} = -\frac{(x_{T1} + b_{A1})\Delta\theta}{b_{A1}} + \Delta\bar{H}_1 = \\ &= -(\bar{x}_{T1} + 1)\Delta\theta + \Delta\bar{H}; \\ \Delta\bar{h}_2 &= \frac{\Delta h_2}{b_{A2}} = \frac{(x_{T2} + b_{A2})\Delta\theta}{b_{A2}} + \Delta\bar{H}_2 = \\ &= (\bar{x}_{T2} - 1)\Delta\theta + \Delta\bar{H} \frac{b_{A1}}{b_{A2}}. \end{aligned} \quad (7)$$

В общем случае продольного движения экраноплана его параметры $\alpha, \bar{H}, \theta$ и другие в результате воздействия возмущающих факторов могут меняться во времени по любым законам за счет нестационарных приращений. При изменении этих параметров ЦМ экраноплана совершает поступательное движение, описываемое функциями $\bar{V} = \bar{V}(t); \bar{H} = \bar{H}(t)$.

Все остальные материальные точки экраноплана, находясь в таком же, как и ЦМ, поступательном движении, кроме того, совершают вращение вокруг оси OZ ,

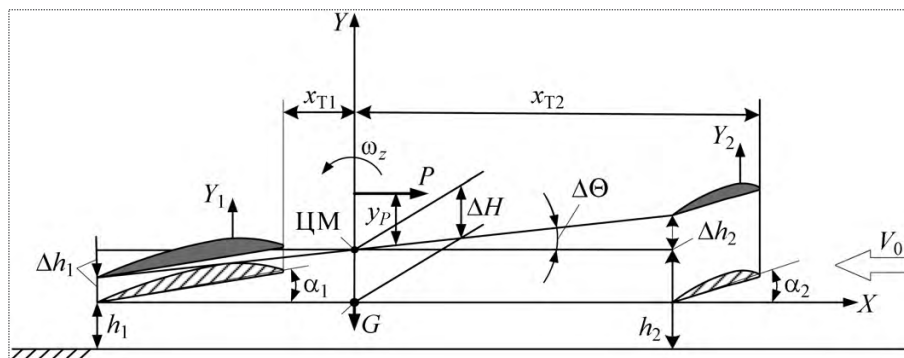


Рис. 2. Параметрический синтез экранопланов схемы "утка"

проходящей через ЦМ экраноплана, с угловой скоростью $\omega_{zc} = d\theta/dt$. В связи с этим в целом меняются высота полета крыльев над экраном $\bar{h}_i$, угол тангажа θ , а следовательно, и углы атаки α_i . Вертикальные скорости, вызванные вращением экраноплана, меняют углы атаки крыльев на величину

$$\pm(\bar{x}_{\tau i} \pm \bar{x}_{F\alpha}) \frac{1}{\mu} \bar{b}_{Ai} \frac{d\theta}{dt}.$$

При движении экраноплана в направлении оси OX он может совершать также и поступательные перемещения в направлении оси OY скоростной системы координат. При поступательном перемещении экраноплана в направлении оси OY вертикальная скорость $d\Delta H/dt$ также вызовет изменение углов атаки крыльев на одну и ту же величину, а именно на $\frac{1}{\mu} \frac{d\Delta H}{dt}$.

Таким образом, нестационарные изменения углов атаки каждого из крыльев экраноплана компоновочной схемы "утка" выразятся следующими соотношениями:

$$\begin{aligned} \Delta\alpha(t)_1 &= \Delta\alpha + (\bar{x}_{\tau 1} + \bar{x}_{F\alpha}) \frac{1}{\mu} \frac{d\Delta\theta}{dt} - \frac{1}{\mu} \frac{d\Delta H}{dt}; \\ \Delta\alpha(t)_2 &= \Delta\alpha - (\bar{x}_{\tau 2} - \bar{x}_{F\alpha}) \frac{\bar{b}_{A2}}{\mu} \frac{d\Delta\theta}{dt} - \frac{1}{\mu} \frac{d\Delta H}{dt}. \end{aligned} \quad (8)$$

Здесь индекс 1 относится к основному крылу, индекс 2 — к вспомогательному крылу.

Запишем значения нестационарных отстояний крыльев. Из рис. 2 видно, что при повороте экраноплана на угол $+\Delta\theta$ отстояние основного крыла уменьшится на величину $\Delta\bar{h}_1 = -\Delta\theta(\bar{x}_{\tau 1} + 1)$, а носового крыла — увеличится на $\Delta\bar{h}_2 = \Delta\theta(\bar{x}_{\tau 2} - 1)$. Нестационарные значения отстояний крыльев $\Delta\bar{h}(t)_i$ таким образом примут вид

$$\begin{aligned} \Delta\bar{h}(t)_1 &= \Delta\bar{H} - (\bar{x}_{\tau 1} + 1)\Delta\theta; \\ \Delta\bar{h}(t)_2 &= \Delta\bar{H} + (\bar{x}_{\tau 2} - 1)\Delta\theta. \end{aligned} \quad (9)$$

Подстановка в уравнения движения вместо $\Delta\alpha$ и $\Delta\bar{h}_i$ выражений (8), (9) дает возможность учесть в линейризованных уравнениях движения экранопланов нестационарность возмущенного движения при действии возмущающих факторов.

Проведенный анализ уравнений продольного движения экранопланов показал, что при введении в систему дифференциальных уравнений продольного движения экранопланов нестационарных значений изме-

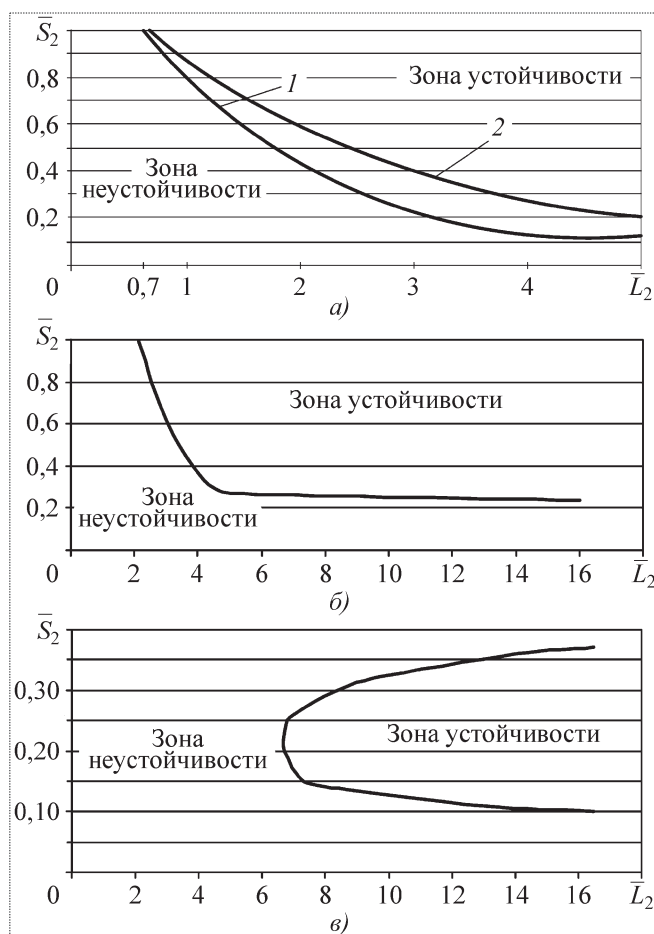


Рис. 3. Зоны устойчивости экранопланов компоновочных схем: а — "утка"; б — "обратная утка"; в — "самолетная"

нения параметров размерность исходной системы не увеличивается. Кроме того, при этом отпадает необходимость искусственного введения в уравнения движения (в уравнение моментов) демпфирующего коэффициента из "гипотезы искривления", широко применяемой для изучения динамических характеристик ЛА в безграничной жидкости.

По материалам параметрического синтеза экранопланов компоновочной схемы "утка" получено два патента [5, 6]. На рис. 3, а приведены зоны устойчивости экраноплана схемы "утка". Кривая 1 справедлива для экранопланов с удлинением носового крыла $\lambda = 2,5$ [5], кривая 2 — для экранопланов с удлинением носового крыла, определяемым из соотношения $\lambda_2 = \frac{S_2 \lambda_1}{S_1}$ [6].

Значения параметров, лежащие в зоне устойчивости, в патенте [5] гарантируют устойчивость экранопланов схемы вблизи экранирующей поверхности. Экранопланы схемы "утка" с удлинением носо-

вого крыла $\lambda_2 = \frac{S_2 \lambda_1}{S_1}$ [6] устойчивы как вблизи экра-

на, так и вдали от экранирующей поверхности. Кроме того, зона устойчивых значений конструктивных параметров схемы $\bar{S}_2$ и $\bar{L}_2$ для этой схемы больше (кривая 2), чем в патенте [5] (кривая 1).

Экранопланы схемы "обратная утка". На рис. 3, б представлены результаты параметрического синтеза по определению зоны устойчивости экранопланов компоновочной схемы "обратная утка" [7]. Кривая делит область значений конструктивных параметров $\bar{S}_2$ и $\bar{L}_2$ на две части (зоны устойчивых и неустойчивых значений параметров).

Экранопланы "самолетной" схемы. Такие экранопланы конструктивно выполнены в виде основного крыла, движущегося вблизи экрана и далеко вынесенного из зоны влияния экрана стабилизатора. Центр масс схемы находится впереди основного крыла.

На рис. 3, в представлены результаты параметрического синтеза по определению зоны устойчивости экранопланов "самолетной" схемы [8]. Кривая делит область значений конструктивных параметров $\bar{S}_2$ и $\bar{L}_2$ на две части (зоны устойчивых и неустойчивых значений параметров).

Итак, ввод в систему дифференциальных уравнений продольного движения экранопланов нестационарных изменений параметров движения $\Delta\alpha_i$ и $\Delta\bar{h}_i$ не увеличивает размерность системы, а способствует более адекватному описанию реального физического процесса. Полученные для экранопланов различных

компоновочных схем зоны устойчивости в зависимости от геометрических параметров $\bar{S}_2$ и $\bar{L}_2$ (см. рис. 3) позволяют разработчикам экранопланов проектировать экранопланы схем "утка", "обратная утка" и "самолетная" с заранее известными характеристиками по максимальным несущим свойствам несущих поверхностей и устойчивости движения экраноплана. Это имеет большое значение для проектировщиков особенно на ранней стадии проектирования.

Áèáëèîãðàôè÷ãñêèé ñïèñîê

1. **Вязгин В.А., Федоров В.В.** Математические методы автоматизированного проектирования. М.: Высш. шк., 1989. 184 с.
2. **Панченков А.Н.** Гидродинамика подводного крыла. Киев: Наук. думка, 1965. 552 с.
3. **Панченков А.Н.** Теория потенциала ускорений. Новосибирск: Наука, 1975. 222 с.
4. **Суржик В.В., Панченков А.Н., Харковенко А.К.** Самостабилизирующийся экраноплан. А.с. 708639 (СССР). Приоритет № 2601673 от 7.04.1978.
5. **Суржик В.В., Скороходов П.А., Таранушенко В.В., Ремизов С.М., Взяткин Г.А.** Самостабилизирующийся экраноплан. Пат. 2224671 РФ. Приоритет № 2003100793 от 09.01.2003.
6. **Суржик В.В., Мухопад Ю.Ф., Ремизов С.М.** Самостабилизирующийся экраноплан. Пат. 2362693 РФ. Приоритет № 2007111299 от 27.03.2007.
7. **Суржик В.В., Мухопад Ю.Ф., Величко И.И.** Самостабилизирующийся экраноплан. Пат. 2368522 РФ. Приоритет № 2007129449 от 31.07.2007.
8. **Суржик В.В., Мухопад Ю.Ф.** Экраноплан "самолетной" схемы. Пат. 2368521 РФ. Приоритет № 2007129448 от 31.07.2007.



ДАЙДЖЕСТ  ДАЙДЖЕСТ  ДАЙДЖЕСТ  ДАЙДЖЕСТ  ДАЙДЖЕСТ  ДАЙДЖЕСТ

ΟΕΘΙΑ "ΟΟΙΙΕΑΑ" ΔΑΦΔΑΑΙΟΑΑΟ ΑΕΒ ΙΕΙΙΑΙΘΙΙΟ ΘΟ ΙΘΙΑΕΟ ΑΑΝΙΕΕΙΟΙΙΑΙ
ΑΙΙΑΘΑΟΑ ΝΘΑΑΙΑΕ ΑΑΕΥΙΙΝΟΕ

Ἄ ἐπιταρεε "Ὁοῖτεᾶα" ἀἀααογ δαδᾶαῖοεᾶ ἰδῖᾶεοᾶ ἐπιτεᾶεᾶ ἡ ἀἀητεετοῖοῖ ἐᾶᾶᾶᾶεῦοῖ ἀῖῖᾶᾶᾶῖοῖ (ἈἘΑ) ἡδᾶᾶᾶᾶᾶᾶ ᾶᾶεῦῖοᾶ. Ἐπιταρεε "Ὁοῖτεᾶα" εἰᾶᾶ ἡδῖῖῖ ἰῖᾶ ἡῖῖᾶᾶᾶᾶᾶ ἐπιτεᾶεᾶ ἡ ᾶῖῖᾶᾶᾶᾶ ᾶῖῖᾶᾶᾶᾶ. Ἀῖ ἡᾶ ἡῖᾶ ἡ ᾶᾶῖᾶᾶᾶᾶᾶ ᾶῖῖῖῖῖῖῖ ᾶῖᾶ ἡδῖᾶᾶᾶᾶᾶ ἐπιτεᾶεᾶ ἡ "ᾶᾶᾶ" ἡ ἐᾶᾶᾶᾶᾶᾶᾶ ἡ ᾶῖᾶᾶᾶᾶᾶᾶ ᾶᾶ-143 ἡ "ᾶᾶᾶ-Ἀ" ἡ ᾶᾶ-243. ἡᾶᾶᾶ ἡ δαδᾶᾶῖοεᾶ ἡδῖᾶᾶᾶᾶ ἐπιτεᾶεᾶ ἡδᾶᾶᾶᾶ ᾶᾶεῦῖοᾶ, ἰῖῖῖῖῖῖ ἡῖῖῖῖῖ ἡῖῖῖ ἡᾶᾶᾶ ᾶῖᾶᾶᾶᾶᾶᾶᾶᾶ ἡῖῖῖῖῖ ἡ ᾶῖᾶᾶᾶᾶᾶᾶ ᾶᾶ-300.

Àrĩaàḁò Ò6-300 nĩcáàààèny à èà-àñòàà nĩnòààíré -añòè èìl rěàñà ḁḁíḁíàíé ḁàçáààè "Ñòḁíe-Ò". Yénirĩḁòíà íàí-
çíà-áfíè — "l àèàḁè-Ò". "Áàñíèèíóíèè" éí nĩḁòḁèḁáí àúííéíàí íí nòàíà "òòèà", èì áàḁ nēèàííà ḁḁùet. Àrĩaàḁò íí-
æḁò íàñòè óààḁííà àníḁóæáfíèà ííà ò pçáyeyæàí l àññíé àí 1 ò. Ò6-300 èì áàḁ nòàḁḁíàóp l àññò 3 ò, nēíḁíñòù ííèàḁò àí
950 èì/- íà àúñíḁḁò àí 6 èì è ààèúííñòù íà l àííà 300 èì. l àḁḁààùé ààèàḁḁèy — ÊḂ-17À.

È ià-aeó iáíái ááá ÁÉÀ iðíðáé yóai èñíúòàíéé "nàí iéáóííé" -añòè éí i iéáéñà è -añòu èñíúòàíéé añááí éí i iéáéñà.

Вестник Интерфакс – АВН № 51, 2009 г.

УДК 621.4

Анализ применимости критериев предельного состояния при оценке несущей способности дисков компрессоров ГТД

А.А. Бирфельд, А.В. Волгин

E-mail: birfeld@rgata.ru

Исследована возможность применения некоторых критериев предельного состояния для оценки несущей способности дисков компрессоров газотурбинных двигателей (ГТД). Представлены результаты расчетов напряженно-деформированного состояния дисков из алюминиевых и титановых сплавов с использованием программного комплекса ANSYS в процессе компьютерного моделирования разгонных испытаний. Выполнен анализ полученных результатов в сравнении с экспериментальными данными.

Ключевые слова: предельное состояние; напряжения; деформации; диски компрессоров ГТД; компьютерное моделирование.

À.À. Birfeld, À.V. Volgin. The Analysis Of Limit Condition Criteria Applicability Of Power Estimation Durability Of GTE Compressor Disks

The opportunity of application of certain limit condition criteria for supporting power estimation durability of GTE compressor disk durability with use of ANSYS program complex is investigated. The calculation of results of disk stress-deformation state from aluminum and titanium alloys during computer modeling tests in over speed condition are submitted. The comparative analysis of the received results with experimental data is made.

Key words: limit condition; stresses; deformations; GTE compressor disks; computer simulation.

Современные тенденции повышения эксплуатационной надежности при снижении веса авиационных конструкций ужесточают требования к точности прогнозирования их предельных параметров, в частности разрушающей частоты вращения дисков газотурбинных двигателей (ГТД). Однако до настоящего времени не сформулированы единые подходы к выбору критериев, определяющих методологию прочностного расчета разрушающих частот вращения дисков.

Анализ результатов разгонных испытаний дисков в ряде случаев показывает существенное различие разрушающих частот вращения, полученных в расчете и эксперименте. В работах [1, 2] показано, что погрешности расчета достигают 15–20 %. Это подтверждает актуальность тщательного подхода к выбору методик расчета дисков ГТД с учетом их конструктивных особенностей и свойств материала.

Рассматриваемая проблема носит двойственный характер. С одной стороны, необходимы достоверное исследование напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции диска во всем его объеме, определение зон, в которых НДС является наиболее опасным. Эта задача решается с применением современных вычислительных компьютерных комплексов (например, ANSYS) и точным заданием граничных условий и механических характеристик материала.

С другой стороны, для оценки предельного состояния конструкции требуется введение критериев сравнения параметров максимального расчетного НДС и предель-



БИРФЕЛЬД
Айзик Аврамович –
доцент Рыбинской государственной авиационной технологической академии, кандидат техн. наук



ВОЛГИН
Александр Владимирович –
инженер-конструктор ОАО "НПО "Сатурн", аспирант Рыбинской государственной авиационной технологической академии

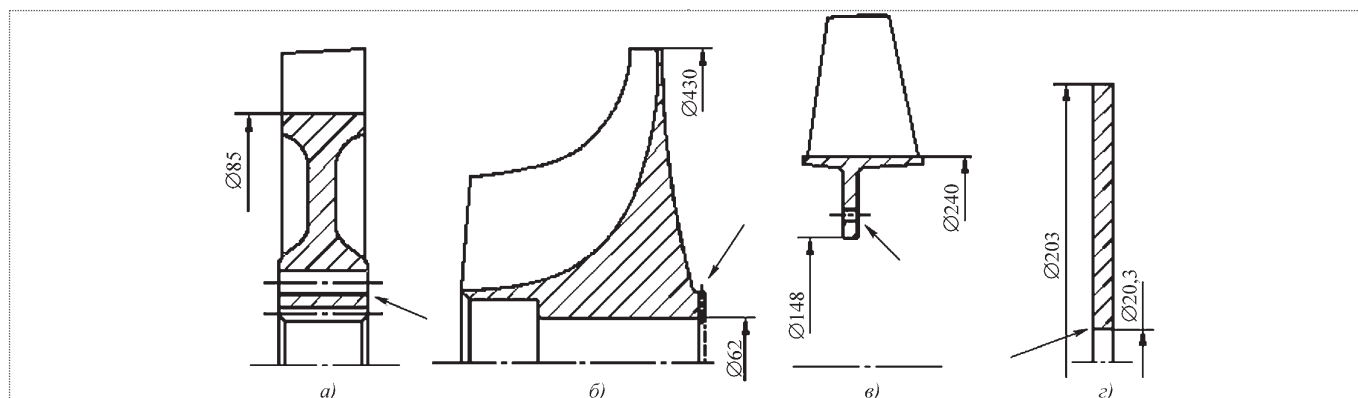


Рис. 1. Конструкции исследуемых дисков из алюминиевых сплавов (стрелками показана зона начала разрушения диска): а – диск воздушного турбостартера (ТСВ); б – диск центробежного колеса (ЦБК); в – диск двигателя Д-2; г – модельный диск

Таблица 1

Механические характеристики исследуемых дисков из алюминиевых сплавов

Исследуемый диск	Материал	σ_B , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	$\sigma_B / \sigma_{0,2}$	Относительное удлинение δ , %	Относительное сужение ψ , %
Диск ТСВ	АК4-1	370	340	1,088	6	20
Диск ЦБК	2618-T61	405	368	1,1	6	10
Диск Д-2	АЛ9	200	110	1,81	9	23
Модельный диск	14ST (B95)	500	380	1,31	9	20

ного механического состояния материала конструкции. Именно здесь кроется проблема, поскольку механическое поведение материала в значительной степени зависит от вида напряженного состояния.

Настоящая статья посвящена исследованию объемного НДС дисков компрессоров ГТД и оценке точности применения некоторых критериев прочности по параметру разрушающей частоты вращения.

Объект исследования – диски компрессоров ГТД, доведенные до разрушения в процессе разгонных испытаний с определением в процессе эксперимента разрушающей частоты вращения. Исследовались диски двух групп.

Первая группа – диски из алюминиевых сплавов (рис. 1; табл. 1). Характер разрушения дисков – по меридиональному сечению.

Вторая группа – диски из титанового сплава (рис. 2; табл. 2). Характер разрушения: диски 1-й ступени компрессора высокого давления (КВД) № 1 и № 2 (6 отверстий в полотне) – по меридиональному сечению; диск 1-й ступени КВД (18 отверстий в полотне) – частично по меридиональному, частично по цилиндрическому сечениям; диск 2-й ступени КВД (12 отверстий в полотне) – по цилиндрическому сечению.

Свойства материалов, представленные в табл. 1, 2, и диаграммы деформирования определялись по результатам испытаний образцов, вырезанных из заготовок дисков.

Методика расчетов. Наиболее простой способ расчетного определения разрушающей частоты вращения диска основан на теории предельного равновесия [3]. Различают два механизма разрушения диска – "меридиональное" (рис. 3) и "цилиндрическое" (рис. 4). Из этих двух возможных разрушений более опасным является "меридиональное" в связи со значительными массами и большей кинетической энергией фрагментов разрушения.

"Меридиональное" разрушение характерно для дисков с плавно изменяющейся толщиной и температурой, у которых окружные напряжения σ_θ во всех сечениях больше радиальных. Разрушающая частота вращения диска n_1 в этом случае определяется по формуле

$$n_1 = n \left(\frac{\int_a^b \sigma_a h dr}{\left(\frac{\pi n}{30} \right)^2 \rho J_b + \sigma_{rb} b h_b} \right)^{0,5}, \quad (1)$$

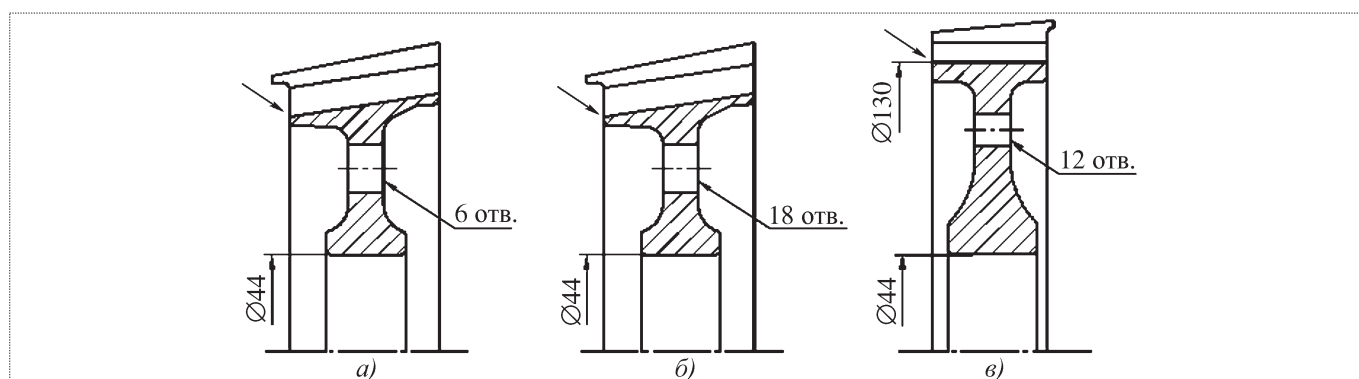


Рис. 2. Конструкции исследуемых дисков из титановых сплавов:

a – диск 1-й ступени КВД, 6 отверстий; *б* – диск 1-й ступени КВД, 18 отверстий; *в* – диск 2-й ступени КВД

Таблица 2

Механические характеристики исследуемых дисков из титанового сплава BT22И

Исследуемый диск	σ_B , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	$\sigma_B / \sigma_{0,2}$	δ , %	ψ , %
Диск 1-й ступени КВД № 1	1240	1170	1,06	12	27,5
Диск 1-й ступени КВД № 2	1160	1130	1,026	17	40
Диск 1-й ступени КВД, 18 отверстий	1170	1090	1,07	10	34
Диск 2-й ступени КВД	1350	1270	1,063	6,5	16

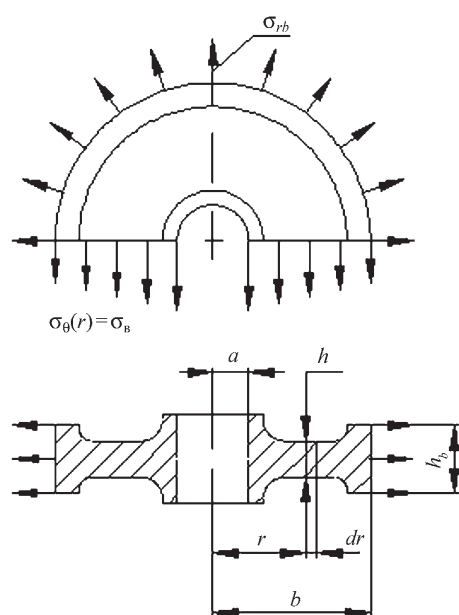


Рис. 3. Диск с центральным отверстием

где n – рабочая частота вращения диска; σ_B – предел прочности; ρ – плотность материала; a – радиус центрального отверстия; b – радиус обода диска до подошвы хвостовиков; h – толщина диска на радиусе r ;

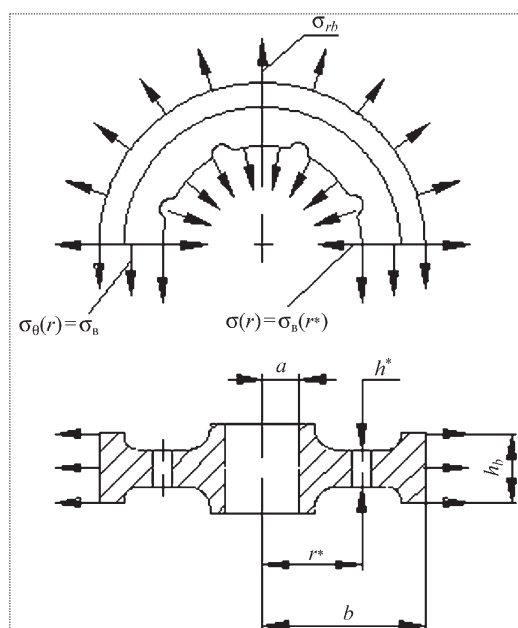


Рис. 4. Диск с эксцентрическими отверстиями

h_b – толщина диска на ободе; J_b – момент инерции меридионального сечения, $J_b = \int_a^b r^2 h dr$; σ_{rb} – распределенная нагрузка от лопаток.

Для дисков с резким увеличением толщины при значительных градиентах температуры, у которых радиальные напряжения сравнимы с окружными, разрушение может проходить по цилиндрическому и меридиональному сечениям. Разрушающая частота вращения диска n_2 при подобном разрушении определяется по формуле

$$n_2 = n \left(\frac{\int_r^b \sigma_a h dr + \sigma_a (r^*) h^* r^* \left(1 - \frac{z d}{2 \pi r^*} \right)}{\left(\frac{\pi n}{30} \right)^2 \rho J_b + \sigma_{rb} b h_b} \right)^{0.5}, \quad (2)$$

где r^* — радиус цилиндрического сечения по отверстиям в полотно диска; h^* — толщина диска на радиусе r^* ; z — число отверстий; d — диаметр отверстий; J_b — момент инерции меридионального сечения до $r = r^*$, $J_b = \int_r^b r^2 h dr$.

При исследовании расчеты проводились как по формулам (1), (2), так и методом конечных элементов на трехмерных конечно-элементных моделях с использованием программного комплекса ANSYS, который позволил исследовать объемное НДС дисков в упруго-пластической области с учетом реального теплового состояния, особенностей геометрии, взаимодействия с сопряженными деталями и кривых деформирования материала. В расчетах учтены результаты предварительных исследований влияния вида конечного элемента и густоты сетки на точность и производительность вычислений [4]. В качестве конечного элемента выбран восьми-узловой структурный элемент SOLID 45 с тремя степенями свободы, число элементов на дуге окружности 90° составляет не менее 10.

После формирования конечно-элементных моделей дисков и задания граничных условий выполняется пошаговый расчет: обычно 6–7 шагов расчета для данного диска. На каждом шаге используется собственное значение частоты вращения диска. С увеличением номера шага это значение увеличивается. Таким образом имитируется разгон диска. На первом шаге используется значение частоты вращения, равное максимальной рабочей частоте вращения диска. Значение частоты вращения диска на последнем шаге на 2–4 % превышает значение разрушающей частоты вращения, предварительно определенное из расчета по критерию предельного равновесия. Интервал частот вращения между шагами назначается в диапазоне от 1000 до 2000 об/мин.

Значения частот вращения диска для шагов назначаются с учетом эффекта больших деформаций, т.е. чем больше номер шага, тем меньше интервал между значениями частоты вращения диска. Это связано с тем, что с каждым шагом возрастают деформации в диске и для завершения расчета требуются дополнительные вычислительные ресурсы, что приводит к увеличению времени расчета.

Для определения предельного состояния использовались следующие критерии, учитывающие сложное напряженное состояние [5]:

критерий Кулона–Мора

$$\sigma_{\dot{\gamma} \dot{\epsilon} \dot{a}} = \sigma_1 - \chi \sigma_3; \quad (3)$$

критерий Ягна–Бужинского

$$\sigma_{\dot{\gamma} \dot{\epsilon} \dot{a}} = 3(1 - \chi) \sigma_{\dot{n} \dot{o}} + \frac{1}{\sigma_{\dot{n}}} [\sigma_i^2 (\phi \phi - 3) (\sigma_1 \sigma_2 + \sigma_2 \sigma_3 + \sigma_1 \sigma_3)]; \quad (4)$$

критерий Баландина

$$\sigma_{\dot{\gamma} \dot{\epsilon} \dot{a}} = 3(1 - \chi) \sigma_{\dot{n} \dot{o}} + \frac{\sigma_i^2}{\sigma_c}; \quad (5)$$

критерий Миролубова

$$\sigma_{\dot{\gamma} \dot{\epsilon} \dot{a}} = 3(1 - \chi) \sigma_{\dot{n} \dot{o}} + \frac{1}{2} (1 + \chi) \sigma_i; \quad (6)$$

критерий Писаренко–Лебедева

$$\sigma_{\dot{\gamma} \dot{\epsilon} \dot{a}} = \chi \sigma_i + (1 - \chi) \sigma_1; \quad (7)$$

критерий Друккера–Прагера

$$\sigma_{\dot{\gamma} \dot{\epsilon} \dot{a}} = \left(\frac{1 + \chi}{1 + \sqrt{\chi}} \right)^2 \sigma_i + 6 \frac{\sqrt{\chi} - \chi}{1 + \sqrt{\chi}} \sigma_{\dot{n} \dot{o}} - 9 \left(\frac{1 - \sqrt{\chi}}{1 + \sqrt{\chi}} \right)^2 \frac{\sigma_{\dot{n} \dot{o}}^2}{\sigma_c}. \quad (8)$$

В приведенных формулах $\sigma_{\text{экв}}$ — эквивалентное напряжение; $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ — главные напряжения; $\sigma_{\text{ср}}$ — среднее напряжение, $\sigma_{\dot{n} \dot{o}} = \frac{1}{3} (\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3)$;

σ_i — интенсивность напряжений, $\sigma_i = \frac{1}{\sqrt{2}} \times \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}$; σ_p, σ_c, τ — предельные для данного материала напряжения при одноосном растяжении, одноосном сжатии и чис-

Таблица 3

Главные напряжения в наиболее опасных точках дисков
из алюминиевых сплавов

Напряжения, МПа	Диск ТСВ	Диск ЦБК	Диск Д-2	Модель- ный диск
σ_1	398	504,5	245,4	446,08
σ_2	178,4	234	95,8	124,85
σ_3	48,3	105	82,56	0,384
$\sigma_1:\sigma_2:\sigma_3$	8,24:3,7:1	4,8:2,23:1	2,97:1,16:1	—

том сдвиге соответственно; $\chi = \sigma_{\delta} / \sigma_{\bar{n}}$; $\phi = \sigma_{\delta} / \tau$;
 $\phi = \sigma_{\bar{n}} / \tau$.

Анализ результатов расчетов. Анализ напряженно-го состояния дисков показал, что месторасположение наиболее опасной зоны, определенное по результатам трехмерного упругопластического расчета методом конечных элементов, соответствует зоне разрушения, определенной по анализу фрагментов разрушенных дисков. Тогда как расчеты, выполненные по формулам (1), (2), показывают, что наиболее опасной зоной является ступица дисков. Это свидетельствует о том, что при расчете дисков с концентраторами напряжений необходимо рассматривать объемное НДС.

Результаты упругопластического расчета НДС дисков из алюминиевых и титанового сплавов пред-

Таблица 4

Главные напряжения в наиболее опасных точках дисков
из титанового сплава

Напряжения, МПа	Диск № 1 1-й ступе- ни КВД	Диск № 2 1-й ступе- ни КВД	Диск 1-й ступени КВД, 18 отвер- стий	Диск 2-й ступени КВД
σ_1	1725	1605	1633	1829
σ_2	742,7	691,5	731	984,7
σ_3	432,25	407,27	411	375
$\sigma_1:\sigma_2:\sigma_3$	3,99:1,72:1	3,94:1,70:1	3,97:1,78:1	4,88:2,63:1

ставлены в табл. 3 и 4 соответственно, где приведены значения главных напряжений в наиболее опасной точке диска для шага расчета, соответствующего экспериментальной разрушающей частоте вращения.

На основе полученных результатов с помощью выбранных критериев прочности была определена разрушающая частота вращения для каждого диска. Для расчета эквивалентного напряжения по рассматриваемым критериям использовались значения главных компонент напряжений в каждом шаге расчета. Принято, что момент разрушения диска соответствует частоте вращения, при которой значение эквивалентного напряжения $\sigma_{\text{экв}}$ достигает предела прочности σ_b материала диска.

Таблица 5

Разрушающая частота вращения дисков из алюминиевых сплавов (об/мин), полученная в эксперименте и расчете
с использованием критериев прочности по напряжениям

Исследуемый диск	Эксперимент	Расчет с использованием критериев						
		предельного равновесия	Кулона— Мора	Ягна— Бужинского	Баландина	Миролюбова	Писаренко— Лебедева	Друккера— Прагера
Диск ТСВ	75 683	85 012 (22,3)	77 500 (2,4)	78 500 (3,7)	87 000 (14,9)	65 000 (14)	83 000 (9,6)	80 500 (6,3)
Диск ЦБК	28 800	38 130 (32)	24 200 (15,9)	23 600 (18)	35 000 (21)	22 400 (22)	29 000 (0,7)	24 800 (13,8)
Диск Д-2	15 400	20 264 (31)	15 350 (0,3)	15 450 (0,3)	16 100 (4,5)	14 900 (3,2)	15 450 (0,3)	15 300 (0,65)
Модельный диск	57 800	60 000 (3,8)	57 250 (0,9)	57 800 (0,1)	58 800 (1,7)	50 800 (12)	58 200 (0,7)	58 100 (0,5)

Примечание. В скобках указана точность расчета, %.

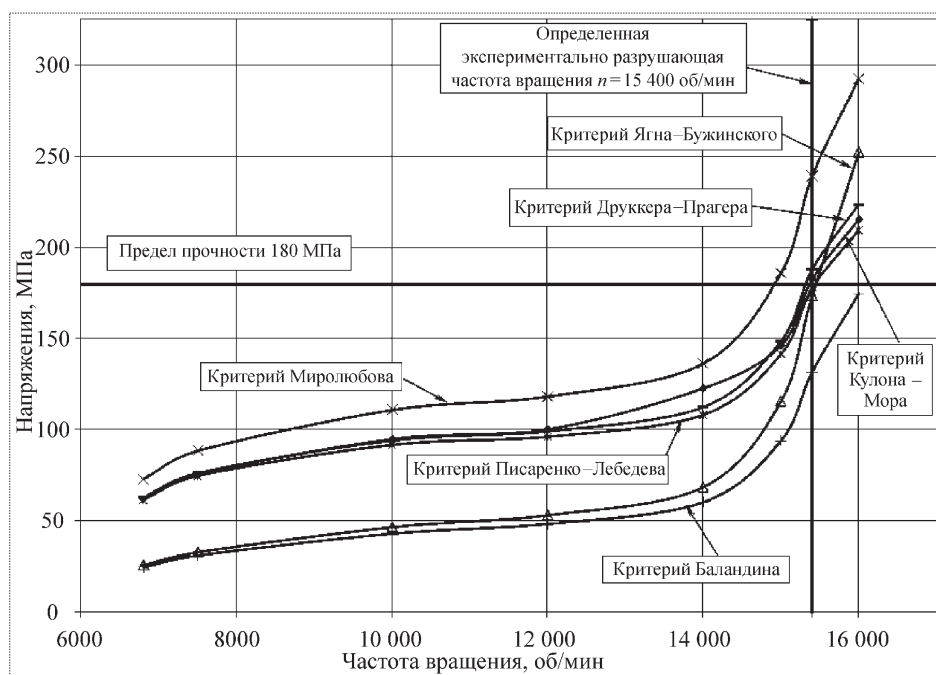


Рис. 5. Зависимость эквивалентных напряжений от частоты вращения для диска двигателя Д-2 из алюминиевого сплава

Аналогичные результаты получены и для дисков из титановых сплавов.

Результаты сравнения расчетных разрушающих частот вращения дисков, полученных с использованием рассмотренных выше критериев, с экспериментальными данными для алюминиевых дисков представлены в табл. 5. Изменение эквивалентного напряжения с увеличением частоты вращения для каждого диска отображается в виде графиков. В качестве примера на рис. 5, 6 приведены такие графики для дисков из алюминиевого и титанового сплавов соответственно.

Согласно полученным результатам использование критерия предельного равновесия приводит к существенной погрешности при определении разрушающей частоты вращения. Критерий Миролубова дает заниженные значения предельных частот вращения, а

напряжений от частоты вращения, приведенная на рис. 6, характерна для исследованных дисков из титанового сплава. Пологость полученных кривых не по-

критерий Баландина — несколько завышенные значения.

В области, близкой к предельной частоте вращения, предпочтение следует отдать критерию Ягна-Бужинского, при применении которого точность для алюминиевых дисков повышается благодаря значительному градиенту полученных графиков в окрестности разрушения.

Данные, представленные в табл. 5, указывают на низкую точность определения разрушающей частоты вращения с помощью рассмотренных критериев для диска ЦБК, в то время как для остальных дисков она относительно высока. Отличительной характеристикой материала этого диска является низкая пластичность ($\psi = 10\%$).

Зависимость эквивалентных

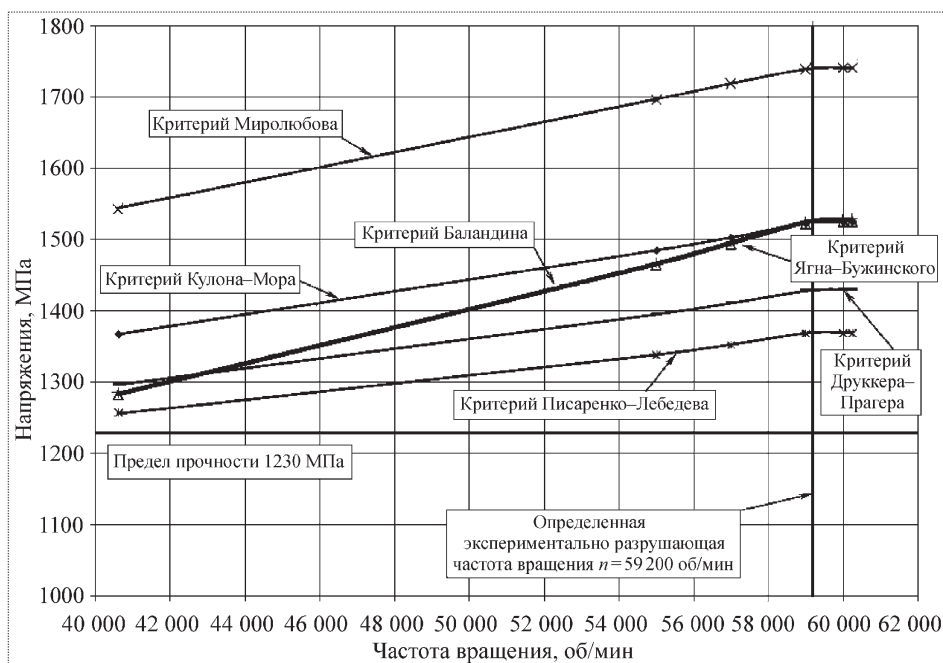


Рис. 6. Зависимость эквивалентных напряжений от частоты вращения для диска 2-й ступени КВД из титанового сплава

звояет достоверно определить разрушающую частоту вращения дисков из титанового сплава с помощью рассмотренных критериев прочности, требуется поиск других подходов. Основной причиной этого, с нашей точки зрения, являются высокие пластические свойства титановых сплавов.

Выявленная неоднозначность при использовании критериев прочности по напряжениям для оценки предельных частот вращения дисков из различных материалов является, вероятнее всего, следствием различия механических свойств материалов исследованных дисков и характера напряженного состояния в наиболее опасных точках.

Деформационные критерии прочности. Ограниченность применения критериев прочности, учитывающих сложное напряженное состояние, обуславливает необходимость поиска более универсальных критериев. С этой целью была рассмотрена возможность применения деформационных критериев прочности для определения разрушающей частоты вращения при расчете объемных конечно-элементных моделей.

Упругопластический расчет НДС дисков методом конечных элементов в программном комплексе ANSYS проводился по методике, аналогичной использовавшейся в предыдущих расчетах. Отличие состоит в том, что координаты последней точки на кривых деформирования материала принимались равными истинному пределу прочности $\sigma_a^e = \sigma_a / (1 - \psi)$ и истинной деформации в шейке образца в момент разрушения $\varepsilon_f^e = \ln(1/(1 - \psi))$.

Для определения предельного состояния использовались следующие деформационные критерии:

критерий максимальных эквивалентных деформаций [6]

$$\varepsilon_{i \max}^{\text{tot}} = \delta; \quad (9)$$

критерий максимальных пластических деформаций [7]

$$\varepsilon_{i \max}^{\text{pl}} = \varepsilon_{\text{lim}}; \quad (10)$$

критерий максимальной объемной деформации [8]

$$\varepsilon_{\text{ao}}^{\text{ea}} = A\theta + B. \quad (11)$$

В этих формулах

$$\varepsilon_{i \max}^{\text{tot}} - \text{эквивалентная деформация,}$$

$$\varepsilon_{i \max}^{\text{tot}} = \frac{1}{\sqrt{2 \cdot (1 + \mu)}} \sqrt{(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)^2 + (\varepsilon_2 - \varepsilon_3)^2 + (\varepsilon_3 - \varepsilon_1)^2};$$

$\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3$ — главные деформации; μ — коэффициент Пу-

ассона; δ — относительное удлинение материала диска; $\varepsilon_i^{\text{pl}}$ — интенсивность пластической деформации,

$$\varepsilon_i^{\text{pl}} = \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{(\varepsilon_1^{\text{pl}} - \varepsilon_2^{\text{pl}})^2 + (\varepsilon_2^{\text{pl}} - \varepsilon_3^{\text{pl}})^2 + (\varepsilon_3^{\text{pl}} - \varepsilon_1^{\text{pl}})^2};$$

$\varepsilon_{\text{lim}} = \varepsilon_f^e (1 - \sigma_{\text{ao}}^e / \sigma_a^e)^{\frac{m}{2}}$ — предельная деформация; ε_f^e —

истинная деформация; σ_a^e — истинный предел прочности; m — определенная экспериментально величина;

$\varepsilon_{\text{ao}}^{\text{ea}}$ — среднеквадратичное значение компонентов де-

формаций, $\varepsilon_{\text{ao}}^{\text{ea}} = \sqrt{\frac{1}{3}(\varepsilon_1^2 + \varepsilon_2^2 + \varepsilon_3^2)}$; θ — относительная

величина объемной деформации; A и B — постоянные, определенные по результатам испытания образцов.

После завершения расчетов был проведен анализ напряженно-деформированного состояния дисков.

Как и в случае использования критериев прочности по напряжениям, месторасположение наиболее опасной зоны по результатам трехмерного упругопластического расчета методом конечных элементов соответствует зоне разрушения, определенной по анализу фрагментов разрушенных дисков.

На основе результатов выполненных расчетов с помощью выбранных критериев прочности была определена разрушающая частота вращения для каждого диска.

Для определения эквивалентных деформаций в соответствии с рассматриваемыми критериями использовались значения главных компонент деформаций на каждом шаге расчета. Изменение эквивалентной деформации с увеличением частоты вращения для каждого диска было представлено в виде графика. Принято, что момент разрушения диска соответствует частоте вращения, при которой эквивалентная деформация для критериев (9)...(11) равна:

относительному удлинению материала диска при использовании критерия максимальных эквивалентных деформаций;

предельной деформации материала диска при использовании критерия максимальных пластических деформаций;

относительной объемной деформации материала диска при использовании критерия максимальной объемной деформации.

Результаты сравнения расчетных разрушающих частот вращения дисков, полученных с использованием критериев (9)...(11), с экспериментальными данными для дисков из алюминиевых и титанового сплавов представлены в табл. 6 и 7.

Примеры зависимости эквивалентной деформации по критерию максимальных эквивалентных деформаций от частоты вращения диска показаны на рис. 7, 8

Таблица 6

Разрушающая частота вращения дисков из алюминиевых сплавов (об/мин), полученная в эксперименте и расчете с использованием деформационных критериев прочности

Исследуемый диск	Эксперимент	Расчет с использованием критериев		
		максимальных эквивалентных деформаций	максимальных пластических деформаций	максимальной объемной деформации
Диск ТСВ	75 683	79 500 (5)	82 200 (8,6)	82 500 (9)
Диск ЦБК	28 800	28 900 (0,5)	28 300 (1,7)	30 000 (4,1)
Диск Д-2	15 400	15 300 (0,7)	15 600 (1,3)	15 600 (1,3)
Модельный диск	57 800	57 700 (0,2)	57 900 (0,2)	57 700 (0,2)

Примечание. В скобках указана точность расчета, %.

Таблица 7

Разрушающая частота вращения дисков из титанового сплава BT22И (об/мин), полученная в эксперименте и расчете с использованием деформационных критериев прочности

Исследуемый диск	Эксперимент	Расчет с использованием критериев		
		максимальных эквивалентных деформаций	максимальных пластических деформаций	максимальной объемной деформации
Диск № 1 1-й ступени КВД, 6 отверстий	59 800	61 000 (2)	59 850 (0,1)	61 600 (3)
Диск № 2 1-й ступени КВД, 6 отверстий	57 400	58 000 (1)	58 100 (1,2)	58 500 (1,9)
Диск 1-й ступени КВД, 18 отверстий	57 900	59 600 (2,9)	60 500 (4,5)	60 400 (4,3)
Диск 2-й ступени КВД, 12 отверстий	59 200	59 700 (0,8)	59 950 (1,3)	60 500 (2,2)

Примечание. В скобках указана точность расчета, %.

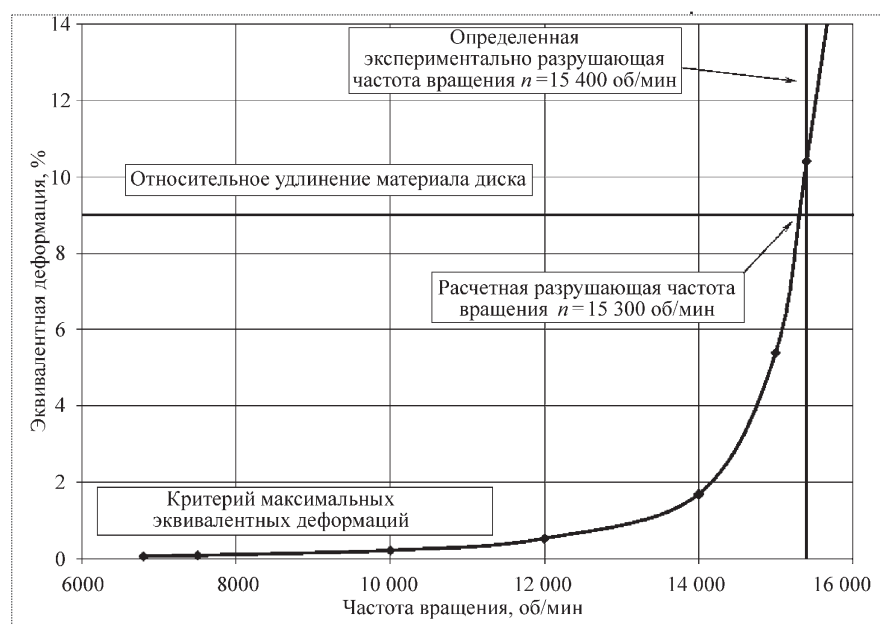


Рис. 7. Зависимость эквивалентной деформации от частоты вращения для диска двигателя Д-2 из алюминиевого сплава

для дисков из алюминиевого и титанового сплавов соответственно.

Для большинства дисков погрешность расчетов по деформационным критериям не превышает 5 %. Увеличение отношений σ_1/σ_3 и σ_2/σ_3 приводит к росту погрешности.

Полученные результаты свидетельствуют о том, что использование деформационных критериев для оценки предельного состояния обеспечивает достаточно высокую точность определения разрушающей частоты вращения.

Таким образом, на основе расчетов напряженно-деформированного состояния дисков компрессоров ГТД методом конечных элементов в трехмерной постановке при компьютерном моделировании разгонных испытаний выполнена оценка пре-

дельного состояния дисков компрессоров ГТД с помощью критериев прочности по напряжениям и деформационным критериям. Наиболее перспективным для дальнейшего изучения представляется критерий Ягна–Бужинского, учитывающий не только различие сопротивлений материала растяжению и сжатию, но и сопротивление сдвигу, что обеспечивает лучшее соответствие теории опытным данным. Применение деформационных критериев прочности обеспечивает более высокую точность определения разрушающей частоты вращения дисков.

Абсолютное удлинение материала диска

1. Кутырев В.В. Статистический анализ несущей способности дисков. Сб. докладов научно-техн. конференции, посвященной памяти Н.Д. Кузнецова, 21–22 июня 2001. Самара, 2001. Ч.1. С. 14–21.

2. Михайлов А.Л. Критерии несущей способности дисков ротора турбины ГТД на основе математического моделирования объемного НДС // Вестник двигателестроения. 2003. № 2. С. 105–110.

3. Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Иосилевич Г.Б. Расчет на прочность деталей машин: Справочник. М.: Машиностроение, 1979. 702 с.

4. Волгин А.В., Бирфельд А.А. Оценка точности и производительности расчета концентрации напряжений в ANSYS // Вестник РГТА. Рыбинск, РГТА, 2008.

5. Писаренко Г.С., Яковлев А.П., Матвеев В.В. Справочник по сопротивлению материалов. Киев: Наук. думка, 1975. 704 с.

6. Михайлов А.Л. Проектирование и вибродиагностика деталей ГТД на основе исследования объемного напряженно-деформированного состояния. Рыбинск, РГТА, 2005. 214 с.

7. Жестовский В.В., Кутырев В.В. Развитие критериев местной статической прочности деталей ГТД при определении НДС на объемных расчетных моделях. Научно-технический отчет. № 200 – 3408. М., ЦИАМ, 2001.

8. Писаренко Г.С., Лебедев А.А. Деформирование и прочность материалов при сложном напряженном состоянии. Киев: Наук. думка, 1976. 416 с.

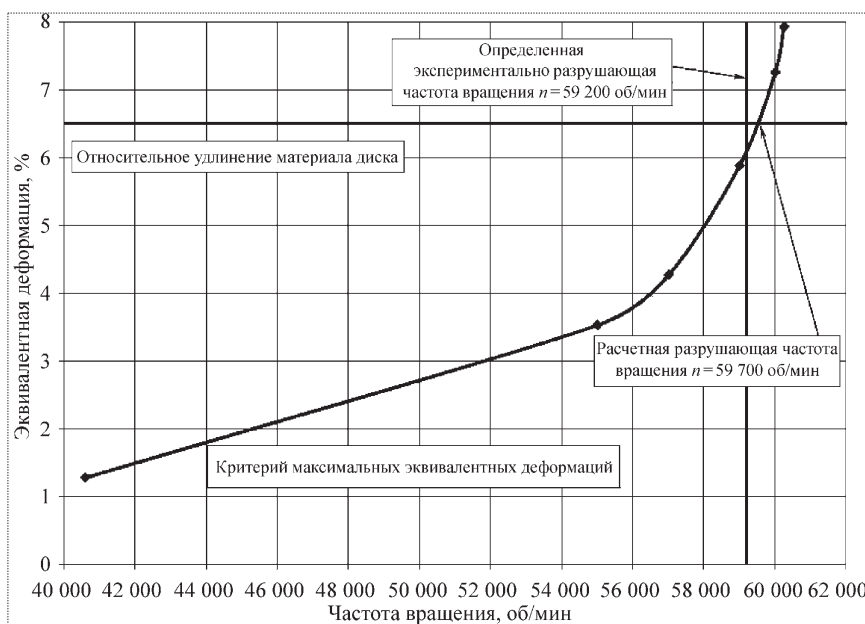


Рис. 8. Зависимость эквивалентной деформации от частоты вращения для диска 2-й ступени КВД из титанового сплава





САФРОНОВ
Вячеслав Семенович —
доцент Московского
авиационного института
(государственного техни-
ческого университета),
кандидат техн. наук

Аналитическое проектирование восстанавливаемых конструкций ЛА с учетом требований их живучести

В.С. Сафронов

E-mail: act@mai.ru

В статье представлена методика аналитического проектирования восстанавливаемых конструкций ЛА на примере плоских панелей с учетом основных требований живучести конструкции на основе аналитической оценки несущей способности и частотных характеристик конструкции, приведены результаты проектирования плоских конструкций и ремонтных решений по их восстановлению различных конструктивно-силовых схем.

Ключевые слова: панель, несущая способность, живучесть конструкции, оптимальное проектирование, аналитическая модель, ремонтные решения.

V.S. Safronov. Analytical Designing Of Restored Designs Of Flying Machines Taking Into Account Requirements Of Survivability Of The Design

In article the technique of analytical designing of restored designs of flying machines on an example of flat panels taking into account the basic requirements of survivability of a design on the basis of an analytical estimation of bearing ability and frequency characteristics of a design is presented, results of designing of flat designs and repair decisions on their restoration of various structurally power schemes are resulted.

Key words: the panel bearing ability, survivability of a design, optimum designing, analytical model, repair decisions.

В настоящее время в ряде КБ, как у нас в стране, так и за рубежом, ведется программа по созданию бортовой системы мониторинга и оценки полученных повреждений ЛА в полете, которая будет устанавливаться как на пилотируемые, так и на дистанционно пилотируемые ЛА.

Работа такой бортовой системы основана на сборе информации от размещенных по всей поверхности планера ЛА лазерных датчиков либо тензодатчиков, сведенных в единый расчетный блок ЭВМ. При получении каким-либо агрегатом планера повреждения информация от этих датчиков поступает в расчетный блок ЭВМ, в котором определяется место повреждения, его размер, оценивается поведение пробоины в течение времени полета, степень влияния полученного повреждения на несущую способность и частотные характеристики конструкции планера ЛА. Исходя из такой оценки система вносит, при необходимости, ограничения на допускаемые перегрузки ЛА, тем самым обеспечивая заданный уровень живучести конструкции ЛА.

Время счета бортовой ЭВМ ЛА при формировании такой оценки имеет определяющее значение, так как в некоторых случаях речь может идти о практически мгновенном разрушении ЛА, если не вовремя будут внесены ограничения на допускаемые перегрузки ЛА.

Под живучестью конструкции (ЖК) будем понимать способность планера ЛА после получения расчетного максимально допустимого повреждения сохранять свою работоспособность при меньших (заданных при формировании требований на ЖК) перегрузках.

Под повреждениями будем понимать сквозные отверстия в конструкции различной формы, получающиеся после предремонтной механической обработки эксплуатационной либо боевой пробойны в конструкции, размеры которых определяются соотношением (1) с учетом нерабочих зон, обусловленных трещинообразованием.

Из результатов, представленных в работе [1], следует, что для экрана заданной толщины диаметр пробойны D (с учетом нерабочей зоны, определяемой трещинообразованием) приближенно представляется линейной функцией скорости. Как показали дальнейшие исследования, соотношение

$$D/d = (0,45v(t_s/d)^{2/3} + 0,90) / \cos \alpha, \quad (1)$$

где v — скорость соударения, км/с; D — диаметр пробойны; d — диаметр ударника; t_s — толщина экрана; α — угол подхода ударника (угол между нормалью к плоскости экрана и вектором скорости ударника), обеспечивает очень хорошее согласование экспериментальных данных с прогнозируемыми результатами. Оказалось, что соотношение (1) хорошо согласуется с экспериментальными данными по размерам пробойн, полученным в опытах с разными материалами экрана и ударника. Эти опыты в соответствии с соотношением (1) показали, что диаметр пробойны при заданной скорости практически не зависит от материала экрана и приблизительно зависит только от толщины экрана.

В работе [2] рассмотрены вопросы оптимального проектирования оболочечных конструкций ЛА с учетом требований ЖК. В настоящей статье по той же методике рассмотрены вопросы оптимального проектирования плоских восстанавливаемых конструкций ЛА.

Постановка задачи оптимального проектирования силовых конструкций ЛА с учетом требований живучести конструкции. Задача оптимального проектирования силовых конструкций ЛА как задача нелинейного программирования сводится к следующей постановке: найти оптимальную точку X^* конструктивных параметров, чтобы выполнить условие:

$$F(x^*) = \text{opt} F(x), \quad (2)$$

$$x \in D.$$

Здесь D — область допустимых решений,

$$D = \{x_i \mid q_k(x, N, p) \leq 1; k = 1, \dots, m; a_i \leq x \leq b_i, i = 1, \dots, n\}, \quad (3)$$

где $F(x)$ — функция цели, описывающая полную массу системы; $q_k(x, N, p)$ — выражения для соответствующим

им m ограничений; x_i — конструктивные параметры; a_i, b_i — минимально и максимально допустимые значения конструктивных параметров; N, p — нагрузки в продольном и поперечном направлениях.

Требования ЖК в задаче (2) сводятся к сохранению работоспособности проектируемой конструкции агрегата планера ЛА после получения ею заданного максимально допустимого повреждения и перехода от расчетных перегрузок n_x и n_y к перегрузкам, заданным в требованиях на ЖК: $n_{x\text{ ЖК}}, n_{y\text{ ЖК}}$ ($n_{x\text{ ЖК}} < n_x, n_{y\text{ ЖК}} < n_y$), что приводит к снижению продольных и поперечных нагрузок в k_x и k_y раз. Под работоспособностью понимается выполнение ограничений $q_{k\text{ отв}}(x, N/k_x, p/k_y) \leq 1$ при снижении продольных и поперечных нагрузок в k_x и k_y раз после получения конструкцией агрегата планера ЛА заданного максимально допустимого повреждения.

При проектировании конструкций восстанавливаемых ЛА перегрузки на ЖК $n_{x\text{ ЖК}}$ и $n_{y\text{ ЖК}}$ формируются в требованиях на ЖК, как правило, исходя из условий обеспечения безопасной посадки.

Таким образом, исходя из значений заданных коэффициентов снижения продольных и поперечных нагрузок k_x и k_y , требуется найти расчетную площадь $S_{\text{отв}}$ максимально допустимого повреждения (отверстия) в конструкции планера, при которой конструкция планера будет сохранять работоспособность при меньших (заданных при формировании требований на ЖК) перегрузках $n_{x\text{ ЖК}}, n_{y\text{ ЖК}}$:

$$S_{\text{отв}}(n_{x\text{ ЖК}}, n_{y\text{ ЖК}}) =$$

$$= \min S_{\text{отв}}(k_x, k_y, q_k(x, N/k_x, p/k_y)), \quad (4)$$

$$x \in D.$$

При выполнении всех ограничений $q_{k\text{ отв}}(x, N/k_x, p/k_y) \leq 1$ в качестве допустимой принимается минимальная площадь выреза, получаемая из решения системы m ограничений $q_{k\text{ отв}}(x, N/k_x, p/k_y) \leq 1, k = 1, \dots, m$, обеспечивающих работоспособность конструкции с повреждением в целом. Если же после перехода ЛА от расчетных перегрузок n_x, n_y к перегрузкам $n_{x\text{ ЖК}}, n_{y\text{ ЖК}}$ допускается местная потеря прочности или устойчивости отдельных элементов конструкции, то в качестве допустимой может приниматься и не минимальная площадь выреза, получаемая из решения указанной выше системы.

В основу алгоритма параметрической оптимизации в работе положена методика поэтапной оптимизации, основанная на градиентных методах [3].

При проектировании и создании новых тонкостенных конструкций, как правило, исходят из необходимости учитывать различные требования. Таковыми,

применительно к деформированным механическим системам (конструкциям), являются прочность, жесткость, устойчивость всех элементов и узлов конструкции при возможно меньшей затрате массы.

Но не все критерии эффективности и ограничения, выражающие требования к проектируемым объектам, могут быть формализованы. Например, технологические требования можно учесть в качестве ограничений по толщине оболочки и т.д.

Оптимальное проектирование панелей с учетом требований ЖК. Рассмотрим расчетную схему оптимального проектирования плоской панели на примере трехслойной сотовой панели постоянной толщины, сжатой в продольном направлении распределенными усилиями N . В качестве вектора управляемых параметров принимается транспонированный вектор x :

$$x = (x_1, x_2, x_3, x_4), \quad (5)$$

где x_i ($i = \overline{1,4}$) — геометрические параметры профиля сотового заполнителя и несущих слоев панели (рис. 1).

Параметры, определяющие общие габариты конструкции панели, свойства материала, внешние воздействия, коэффициент безопасности, минимальные и максимальные значения искомых параметров, отнесены к неуправляемым параметрам. Целевой функцией принята функция массы $C(x)$:

$$C(x_i) = \frac{2x_1\rho + 16x_4x_2\rho_\delta}{4,5x_3}ab. \quad (6)$$

В качестве основных ограничений, обеспечивающих надежную работу конструкции в целом и ее отдельных частей, приняты:

1) *общая устойчивость трехслойной сотовой панели при сжатии*

$$K_1(x) = f\sigma_{\text{действ}} / \sigma_{\text{кр.отв}} \leq 1. \quad (7)$$

Здесь f — коэффициент безопасности; $\sigma_{\text{действ}}$ — действующие максимальные нормальные напряжения в несущих слоях панели [4]; $\sigma_{\text{кр.отв}}$ — критические напряжения трехслойной панели с вырезом, определяемые как

$$\sigma_{\text{кр.отв}} = \sigma_{\text{кр}} \frac{N_{\text{ед.10a}}}{N_{\text{ед}}}, \quad (8)$$

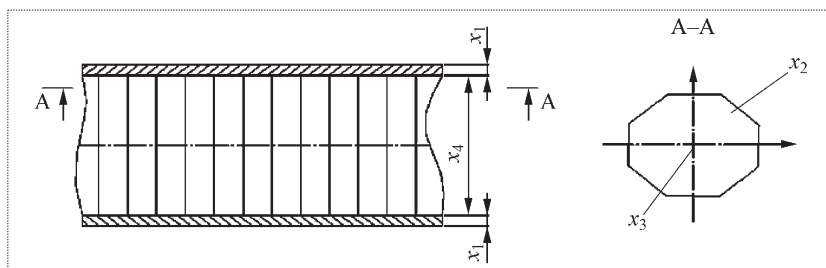


Рис. 1. Геометрические параметры профиля сотового заполнителя и несущих слоев панели

где $\sigma_{\text{кр}}$ — критическое напряжение целой (неповрежденной) трехслойной сотовой панели [4]; $N_{\text{ед.10a}} / N_{\text{ед}}$ — отношение критической нагрузки панели с отверстием к критической нагрузке целой панели [5];

2) *местная устойчивость трехслойной сотовой панели при сжатии*

$$K_2(x) = f\sigma_{\text{действ}} / \sigma_{\text{кр.отв}} \leq 1, \quad (9)$$

где $\sigma_{\text{кр.отв}}$ — критические напряжения местной потери устойчивости трехслойной сотовой панели с вырезом, определяемые как

$$\sigma_{\text{кр.отв}} = \sigma_{\text{кр}} \frac{N_{\text{ед.10a}}}{N_{\text{ед}}}, \quad (10)$$

где $\sigma_{\text{кр.с}}$ — критические напряжения местной потери устойчивости целой трехслойной сотовой панели [4];

3) *прочность несущих слоев, определяемая в зоне, в которой действует максимальный изгибающий момент,*

$$K_3(x) = f\sigma_1 / [\sigma_a] \leq 1; \quad (11)$$

$$K_4(x) = f\sigma_2 / [\sigma_a] \leq 1, \quad (12)$$

где $[\sigma_a]$ — предел прочности материала несущих слоев; k — коэффициент концентрации напряжений, определяемый согласно методике, изложенной в работе [6]; $K_3(x)$ — прочность внешнего несущего слоя и $K_4(x)$ — внутреннего несущего слоя;

4) *прочность сотового заполнителя по касательным напряжениям (на сдвиг заполнителя)*

$$K_5(x) = f\tau_{\text{действ}} / [\tau_{\text{кр}}] \leq 1. \quad (13)$$

Здесь $[\tau_{\text{кр}}]$ — максимально допустимые касательные напряжения в сотовом заполнителе [4]:

$$[\tau_{\text{кр}}] = \tau_{\text{ед.0}} G_{\text{кр}} / G_0, \quad (14)$$

где G_{ϕ} — модуль сдвига материала фольги; G_{xz} — приведенный модуль сдвига сотового заполнителя [4],

$$G_{xz} = 1,52 t_{\phi} G_{\phi} / (\sqrt{3} r); \quad (15)$$

t_{ϕ} — толщина фольги заполнителя; r — радиус описанной окружности шестигранника сотовой ячейки; $\tau_{кр.ф}$ — критические напряжения фольги,

$$\tau_{кр.ф} = 17,5 t_{\phi}^2 E_{\phi} / r^2; \quad (16)$$

E_{ϕ} — модуль упругости материала фольги заполнителя; $\tau_{xz.отв}$ — максимальные касательные напряжения в сотовом заполнителе трехслойной панели с отверстием [4];

5) *прочность сотового заполнителя по нормальным напряжениям*

$$K_6(x) = f \sigma_z / [\sigma_z] \leq 1. \quad (17)$$

Здесь $[\sigma_z]$ — разрушающие нормальные напряжения в сотовом заполнителе [4]:

$$[\sigma_z] = \sigma_{\phi\phi, \phi} E_z / E_{\phi}, \quad (18)$$

где E_z — приведенный модуль упругости сотового заполнителя [4],

$$E_z = \frac{8}{3} t_{\phi} E_{\phi} / (\sqrt{3} r); \quad (19)$$

$\sigma_{кр.ф}$ — критические напряжения фольги заполнителя [4];

$$\sigma_{\phi\phi, \phi} = 14,5 t_{\phi}^2 E_{\phi} / r^2; \quad (20)$$

σ_z — нормальные напряжения в сотовом заполнителе [4];

6) *внутрисотовое выпучивание несущих слоев*

$$K_7(x) = f \sigma_{\phi\phi, \phi} / \sigma_{\phi\phi, \phi} \leq 1, \quad (21)$$

где $\sigma_{кр.вс}$ — критическое напряжение для несущих слоев при потере устойчивости по форме внутрисотового выпучивания заполнителя [4];

7) *прочность соединения заполнителя с несущими слоями*

$$K_8(x) = f \sigma_{\phi\phi, \phi} / [\sigma_{\phi\phi}] \leq 1, \quad (22)$$

где $\sigma_{действ.кл}$ — действующие напряжения в клеевом соединении; $[\sigma_{кл}]$ — разрушающие напряжения клеевого

соединения, которые определяются согласно методике, изложенной в работе [7];

8) *частота собственных колебаний трехслойной сотовой панели*

$$K_9(x) = \frac{\theta_{II}}{\omega_{II}} \leq k, \quad (23)$$

где θ_{II} — частота собственных колебаний трехслойной панели с вырезом по первой форме; ω_{II} — частота собственных колебаний целой трехслойной панели. Здесь k — значение, определяющее верхний предел отношения $\theta_{II} / \omega_{II}$. Это отношение определяется из условия ухода от резонансного режима, когда известна частота действующей переменной внешней нагрузки. Ограничение (23) записано для первой формы колебаний. При необходимости учета влияния второй или третьей формы к ограничению $K_9(x)$ добавятся еще два, составленные согласно специальной методике.

9–13) *минимальные и максимальные конструктивные или технологические геометрические размеры:*

$$[K_{10}(x), K_{11}(x), K_{12}(x), K_{13}(x)] \leq 1. \quad (24)$$

Задача оптимального проектирования трехслойной сотовой панели с вырезом может быть сформулирована как задача математического программирования. Требуется найти такую точку

$$x^* = (x_1^*, x_2^*, x_3^*, x_4^*)^T, \quad (25)$$

в которой значение целевой функции $C(x)$ минимально в области допустимых решений D :

$$C(x^*) = \min_D C(x), \quad (26)$$

где $D = \{x_i, k_j(x_i) \leq 1, j = \overline{1, 13}, x_i > 0, i = \overline{1, 4}\}$.

Результаты оптимального проектирования трехслойной сотовой панели с вырезом при действии сжимающих нагрузок. В качестве примера применения разработанного алгоритма произведен синтез трехслойной сотовой панели с вырезом при действии продольного сжимающего усилия.

Геометрические характеристики исследуемой панели: длина $b = 0,473$ м, ширина $a = 0,281$ м, толщина $H = 0,004$ м. Материал панели — алюминиевый сплав АК-4-1 со следующими физико-механическими характеристиками: $E = 0,69 \times 10^{11}$ МПа, $\sigma_b = 2,6 \times 10^8$ МПа. Панель жестко закреплена по кромкам. Варьируемым параметром является диаметр выреза панели при центральном расположении выреза. Коэффициент безопасности принят $f = 1,2$,

Таблица 1

Диаметр выреза, мм	Толщина несущих слоев, мм	Толщина фольги заполнителя, мм	Радиус ячейки, мм	Высота панели, мм	Масса панели, кг
0	0,2588	0,0368	2,499	3,99	0,2216
20	0,3223	0,035	2,4998	4,005	0,2644
48	0,3236	0,035	2,4998	4,006	0,2642
68	0,3241	0,0374	2,4997	4,006	0,2615
88	0,3247	0,0383	2,4997	4,007	0,2548
100	0,3251	0,0388	2,5	4,007	0,2549
110	0,3268	0,0392	2,5	4,008	0,2540

погонное сжимающее усилие $N_x = 25000$ Н/м. Результаты расчетов сведены в табл. 1.

Полученные результаты тестовых расчетов подтверждают работоспособность методики оптимального проектирования трехслойных сотовых панелей с вырезом.

После получения оптимальных параметров панели без выреза задается коэффициент снижения нагрузки k_x и определяются зависимости отношения площади выреза $S_{отв}$ к площади панели S , при которых панель останется работоспособной при переходе от перегрузок n_x , n_y к перегрузкам $n_{хжк}$, $n_{ужк}$.

Для поврежденных пластин и оболочек различных конструктивно-силовых схем остаточная прочность конструкции оказывает наименьшее влияние на остаточную несущую способность пластин и оболочек в сжатой зоне. Для подкрепленной и трехслойной сото-

вой пластины и оболочки, области, описываемые общей остаточной прочностью и критическими напряжениями по форме общей потери устойчивости, достаточно близки.

На рис. 2–4 показана несущая способность трехслойной сотовой, гладкой и подкрепленной продольными ребрами панелей с центральным круговым вырезом радиуса $R_{отв}$ при продольном сжатии. Физико-механические и геометрические характеристики панелей те же, что рассматривались выше. Ось абсцисс измеряется отношением диаметра выреза к ширине панели $2R/a$. По оси ординат отложены безразмерные параметры, частично характеризующие несущую способность: кривые 1 – отношение общей критической сжимающей нагрузки поврежденной панели, определяемое по уточненной методике, к общей критической сжимающей нагрузке целой панели;

кривые 2 – отношение местной критической сжимающей нагрузки поврежденной панели к местной критической сжимающей нагрузке целой панели; кривые 3 – отношение действующих напряжений целой панели к средним действующим напряжениям поврежденной панели в зоне отверстия равной $2R$ в сечении по ширине панели и по оси отверстия; кривые 4 – отношение действующих напряжений целой панели к средним действующим напряжениям поврежденной панели в сечении по ширине панели и по оси отверстия.

Из зависимостей, представленных на рис. 2–4, видно, что область, описываемая критическими напряжениями по форме общей потери устойчивости, оказывает большее (из всех четырех видов разрушений) влияние на остаточную несущую способность поврежденных пластин в сжатой зоне. Максимальное влияние на остаточную несущую способность поврежденных пластин оказывают действующие напряжения в зоне

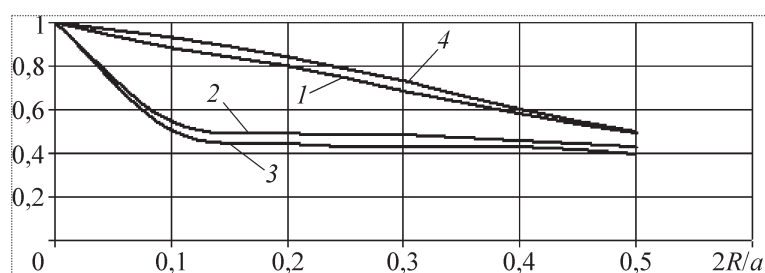


Рис. 2. Несущая способность трехслойной шарнирно опертой пластины с центральным круговым вырезом радиуса R

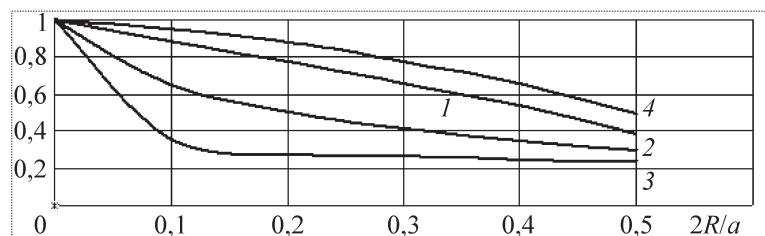


Рис. 3. Несущая способность гладкой шарнирно опертой пластины с центральным круговым вырезом радиуса R

отверстия и критические напряжения местной потери устойчивости. Как правило, в большинстве случаев эти виды разрушений не приводят к разрушению всей конструкции в целом и поэтому допустимы при переходе ЛА в случае получения пробоины к перегрузкам, определяемым требованиями живучести конструкции. Следовательно, остаточную несущую способность рассматриваемых пластин при сжатии допустимо оценивать областью, описываемой критическими напряжениями по форме общей потери устойчивости.

На рис. 5–7 приведены зависимости отношения площади выреза $S_{\text{отв}}$ к площади панели S от коэффициента снижения нагрузки k_x для шарнирно опертой подкрепленной, трехслойной и гладкой панели. Здесь кривые 1 соответствуют общей потере устойчивости, кривые 2 — местной потере устойчивости.

Оптимальное проектирование ремонтных вставок для восстановления поврежденных панелей. Следующей проблемой при проектировании конструкций ЛА с учетом требований ЖК является оценка восстанавливаемости и ремонтнопригодности поврежденной конструкции.

Разработка способов восстановления исходной прочности и жесткости конструкции весьма актуальна. Большое значение приобретает возможность восстановления поврежденных авиационных конструкций в войсковых и стационарных условиях. Существуют различные варианты ремонтных решений по восстановлению поврежденных силовых конструкций ЛА, применяемые в войсковых и стационарных условиях.

Приведем пример постановки задачи по оптимальному проектированию ремонтной вставки для восстановления поврежденной трехслойной сотовой конструкции. Восстановительный ре-

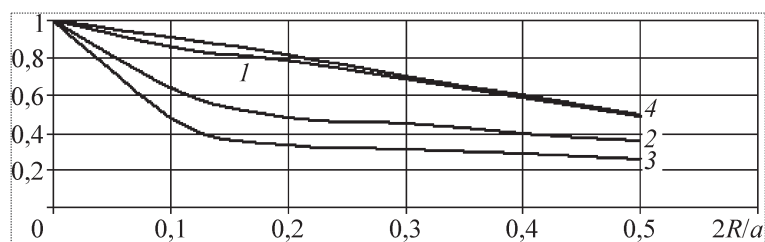


Рис. 4. Несущая способность подкрепленной шарнирно опертой пластины с центральным круговым вырезом радиуса R

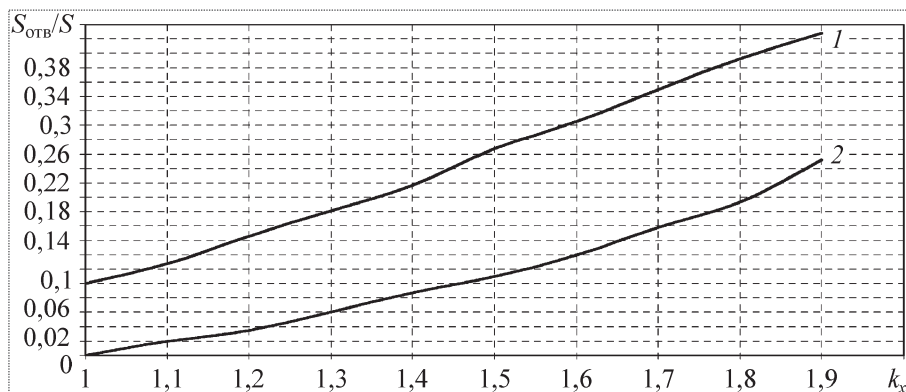


Рис. 5. Зависимости отношения площади выреза $S_{\text{отв}}$ к площади панели S от коэффициента снижения нагрузки k_x для шарнирно опертой подкрепленной панели

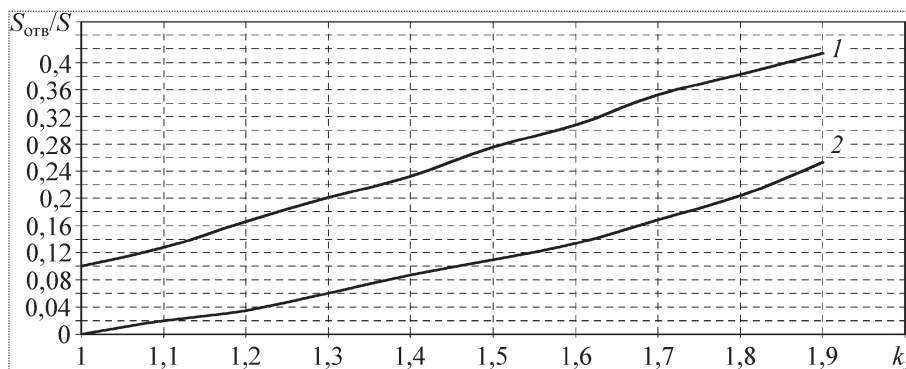


Рис. 6. Зависимости отношения площади выреза $S_{\text{отв}}$ к площади панели S от коэффициента снижения нагрузки k_x для шарнирно опертой трехслойной панели

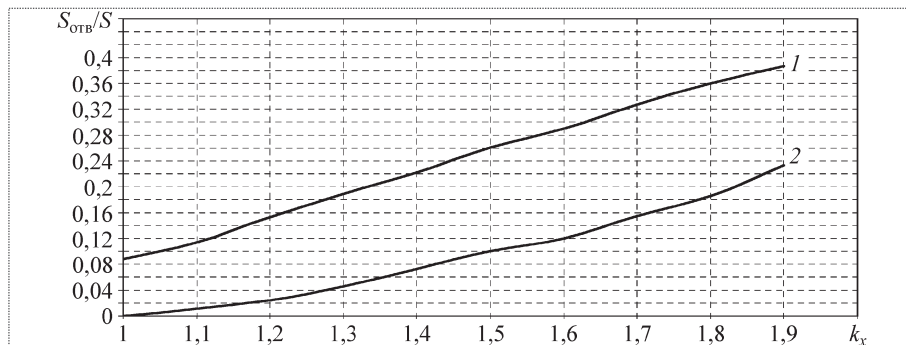


Рис. 7. Зависимости отношения площади выреза $S_{\text{отв}}$ к площади панели S от коэффициента снижения нагрузки k_x для шарнирно опертой гладкой панели

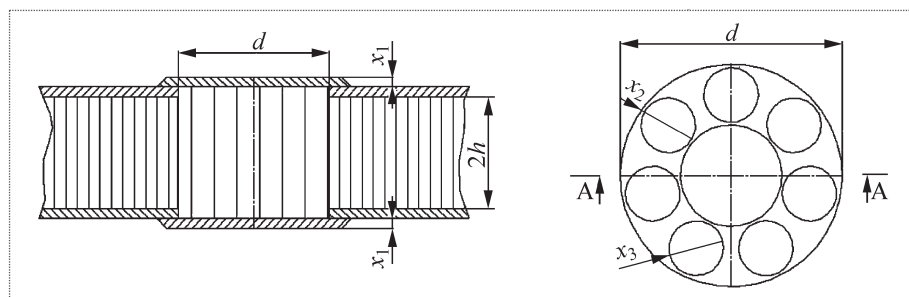


Рис. 8. Схема ремонтной втулки сотовой панели накладками (кривая 1) и при восстановлении панели оптимально спроектированной вставкой (кривая 2)

монтаж поврежденных сотовых конструкций заготовкой из аналогичного сотового пакета – дорогостоящее мероприятие по причине дороговизны исходных сотовых листов – заготовок, и его проведение невозможно в условиях стационарной войсковой мастерской. Снятие поврежденного агрегата планера ЛА и его транспортировка на авиаремонтные заводы требует значительных финансовых затрат и приводит к длительному выводу из строя всего ЛА, что снижает степень боеготовности авиационного подразделения.

Рассматривается расчетная схема ремонтной вставки (рис. 8). В качестве вектора управляемых параметров принимается транспонированный вектор x :

$$x = (x_1, x_2, x_3, x_4)^T, \quad (27)$$

где x_i – геометрические параметры профиля ремонтной втулки.

Параметры, определяющие общие габариты конструкции вставки, свойства материала, внешние воздействия, коэффициент безопасности, минимальные и максимальные значения искомых параметров, отнесены к неуправляемым. Целевой функцией принята функция массы $C(x)$.

В качестве основных ограничений, обеспечивающих надежную работу ремонтной вставки, приняты:

1) *ограничение на критическую нагрузку восстановленной панели*

$$K_1(x) = \frac{N_{\text{вд}}}{N_{\text{вд.а.и.н.б}}} \leq 1, \quad (28)$$

где $N_{\text{кр}}$, $N_{\text{кр.вос}}$ – критические усилия сжатия целой и восстановленной трехслойной панели, определяемые по зависимостям, приведенным в [8, 9];

2) *ограничение на прочность накладок* $K_2(x)$ оценивается соотношением

$$K_2(x) = \frac{\sigma_{\text{а.и}} dx_1}{\tau_{\text{и.д}} S_{\text{и.д}}} \leq 1, \quad (29)$$

где $\sigma_{\text{в.н}}$ – предел прочности материала накладки; d – диаметр накладки; x_1 – толщина накладки; $\tau_{\text{пр}}$ – предел прочности паяного шва на сдвиг; $S_{\text{пр}}$ – площадь паяного шва;

3) *ограничение на сдвиг заполнителя ремонтной втулки*

$$K_3(x) = \frac{\tau_{\text{хз}}}{[\tau_{\text{хз}}]} \leq 1, \quad (30)$$

где $\tau_{\text{хз}}$ – действующие касательные напряжения в заполнителе ремонтной втулки, $[\tau_{\text{хз}}]$ – условный предел прочности;

4) *ограничение на прочность заполнителя ремонтной вставки*

$$K_4(x) = \frac{\sigma_z}{[\sigma_z]} \leq 1, \quad (31)$$

где σ_z – действующие напряжения в заполнителе; $[\sigma_z]$ – условный предел прочности при разрушении по стенкам заполнителя ремонтной втулки;

5) *ограничение на прочность клеевого соединения*

$$K_5(x) = \frac{\sigma_z}{[\sigma_{\text{зкл}}]} \leq 1, \quad (32)$$

где $[\sigma_{\text{зкл}}]$ – предел прочности клеевой пленки [7];

6) *ограничение на внутривтулочное выпучивание*

$$K_6(x) = \frac{\sigma_x}{\sigma_{\text{хвд}}} \leq 1, \quad (33)$$

где $\sigma_{\text{хкр}}$ – критические напряжения внутривтулочного выпучивания ремонтной вставки;

7) *ограничение на минимальные и максимальные конструктивные или технологические размеры ремонтной втулки*

$$[K_7(x), K_8(x), K_9(x), K_{10}(x)] \leq 1. \quad (34)$$

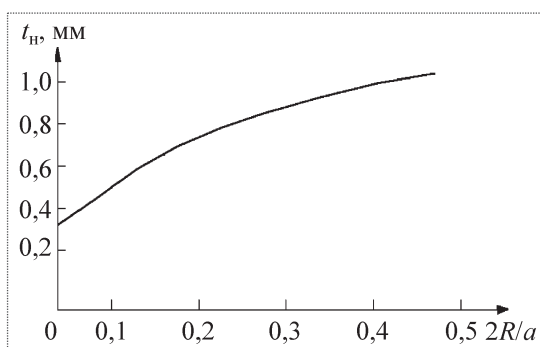


Рис. 9. Зависимость влияния диаметра выреза на толщину накладок трехслойной сотовой панели, восстановленной с помощью накладок

Задача оптимального проектирования ремонтной втулки может быть сформулирована как задача математического программирования. Требуется найти такую точку

$$x^* = (x_1^*, x_2^*, x_3^*, x_4^*)^T, \quad (35)$$

в которой значение целевой функции минимально в области допустимых решений D :

$$C(x^*) = \min_D C(x), \quad (36)$$

где $D = \{x_i, k_j(x_i) \leq 1, j = \overline{1,10}, x_i > 0, i = \overline{1,4}\}$.

Удовлетворение перечисленным выше ограничениям позволяет обеспечить работоспособность ремонтной вставки, выполненной по схеме, приведенной на рис. 8.

Однако часто возникает вопрос о возможности восстановления поврежденной трехслойной сотовой панели по более простому методу, который представляет собой заделку отверстия только внешними накладками без заполнения его втулками или сотовым заполнителем.

Возможность такого метода восстановления без ущерба для несущей способности можно оценить из ограничения (28), записанного в форме равенства критической нагрузки восстановленной панели и целой, неповрежденной панели.

Приравнявая значения критических нагрузок для неповрежденной трехслойной панели и восстановленной панели, получим следующее выражение относительно толщины накладок t_n :

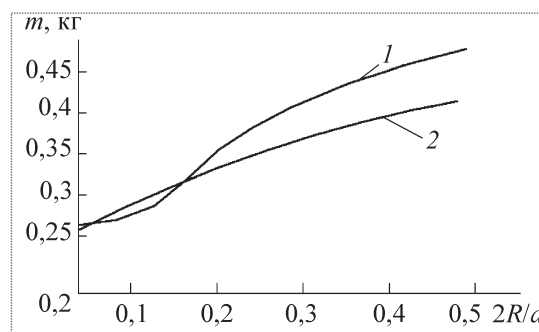


Рис. 10. Зависимость массы панели от диаметра выреза при восстановлении панели только накладками (кривая 1) и при восстановлении панели вставкой (кривая 2)

$$kt_i^5 - ft_i^3 + A = 0. \quad (37)$$

Здесь

$$k = \frac{16}{9} \frac{E_i E (h+t/2) \pi^4}{(1-\mu^2)^2} \times \int_0^R \int_0^{\sqrt{R^2-x^2}} \left[\left(\frac{1}{a^2} + \frac{1}{b^2} \right)^2 \cos^2\left(\frac{\pi y}{b}\right) \cos^2\left(\frac{\pi x}{a}\right) + \frac{2(1-\mu)}{a^2 b^2} \left(\sin^2\left(\frac{\pi y}{b}\right) - \cos^2\left(\frac{\pi x}{a}\right) \right) \right] dy dx; \quad (38)$$

$$f = \frac{N_{\text{сб}} \pi^2 a E E_i (ab - \pi R^2)}{24(1-\mu^2) D [E(ab - \pi R^2) + E_i \pi R^2]}, \quad (39)$$

$$A = \frac{ab}{16} D \pi^4 \left(0,5 \left(\frac{1}{a^2} + \frac{1}{b^2} \right)^2 - \frac{1-\mu}{a^2 b^2} \right) - L_1 - \frac{N_{\text{сб}} \pi^3 R^2 a E}{16b [E(ab - \pi R^2) + E_i \pi R^2]}, \quad (40)$$

где E_n — модуль упругости материала накладок, L_1 — параметр влияния выреза. Уравнение (37) решается итерационным методом Мюллера.

Результаты оптимального проектирования ремонтных вставок трехслойных сотовых панелей. Влияние диаметра выреза на толщину накладок трехслойной сотовой панели, восстановленной с помощью одних только накладок, показано на рис. 9. На рис. 10 представлена зависимость массы панели от диаметра выреза при восстановлении панели одними только накладками (кривая 1) и при восстановлении панели оптимально спроектированной вставкой (кривая 2).

Из рис. 10 видно, что примерно до значения $2R_{\text{отв}}/a < 0,16$ предпочтительным с точки зрения минимума массы будет восстановление панели одними

Таблица 2

Диаметр выреза, мм	Толщина несущих слоев, мм	Толщина стенки втулки, мм	Радиус втулки, мм	Масса панели, кг
20	0,201	0,501	3,210	0,2784
48	0,270	0,507	4,482	0,3321
68	0,302	0,507	5,264	0,3479
88	0,321	0,512	7,142	0,3502
100	0,312	0,512	9,276	0,3624
120	0,367	0,512	12,472	0,3843

только накладками. При значении $2R_{отв}/a > 0,16$ предпочтительным становится вариант со вставкой.

В табл. 2 представлены результаты оптимального проектирования вставки для восстановления поврежденной трехслойной панели. Варьируемым параметром является диаметр выреза панели при центральном расположении выреза.

Представленные в данной статье методики оптимального проектирования тонкостенных силовых конструкций ЛА имеют аналитический характер.

Автори і адреси для листування

1. ALAA Paper, 71, № 777, 15 p.
2. Сафронов В.С. Оптимальное проектирование конструкций ЛА с учетом требований их живучести // Общерос-

сийский научно-технический журнал "Полет", 2009, № 2. С. 42–49.

3. Парафесь С.Г., Сафронов В.С., Туркин И.К. Проектирование тонкостенных конструкций летательных аппаратов на основе методов идентификации и оптимизации. М., МАИ-ПРИНТ, 2008. 197 с.

4. Иерусалимский К.М., Ендогур А.И., Вайнберг М.В. Сотовые конструкции. Выбор параметров и проектирование. М.: Машиностроение, 1986. 200 с.

5. Сафронов В.С., Туркин И.К. Исследование устойчивости трехслойных пластин с отверстием при действии осевого сжатия // Известия РАН. Механика твердого тела. 1998, № 2. С.175–182.

6. Савин Г.Н. Концентрация напряжений около отверстий. Киев: Наукова думка, 1968. 887 с.

7. Крысин В.Н. Слоистые клееные конструкции в самолетостроении. М.: Машиностроение, 1980. 218 с.

8. Сафронов В.С., Туркин И.К. Исследование устойчивости восстановленных трехслойных пластин при действии осевого сжатия // Известия РАН. Механика твердого тела, 1999, № 3.

9. Сафронов В.С., Туркин И.К., Чан Ба Тан. Влияние компенсации отверстия на устойчивость пластины // Общероссийский научно-технический журнал "Полет", 2004, № 6. С. 47–53.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ІНФОРМАЦІЯ ПРО ВИПУСК № 476 ЖУРНАЛУ "ПОЛІТ" ЗА 2011 Р.

"Однією з головних задач редакції журналу "Полет" є надання читачам актуальної інформації про останні досягнення в авіаційній техніці. У цьому випуску № 476 журналу "Полет" за 2011 рік, – ми представляємо читачам матеріал, який стосується дослідження впливу розміру отвору на міцність трішарових панелей при осевому стисненні."

Інформація, наведена в статті, є результатом дослідження, проведеного в Інституті авіаційної техніки НАН України. У статті наведено результати аналізу впливу розміру отвору на міцність трішарових панелей при осевому стисненні. Результати дослідження порівняно з результатами, отриманими в інших дослідженнях. У статті наведено висновки та рекомендації щодо вибору розміру отвору для трішарових панелей при осевому стисненні.

"Однією з головних задач редакції журналу "Полет" є надання читачам актуальної інформації про останні досягнення в авіаційній техніці. У цьому випуску № 476 журналу "Полет" за 2011 рік, – ми представляємо читачам матеріал, який стосується дослідження впливу розміру отвору на міцність трішарових панелей при осевому стисненні."

Вестник Интерфакс – АВН № 51 (429), 2009 г.

УДК 629.7

Ракеты-носители на базе тяжелых межконтинентальных баллистических ракет РС-20 (программа "Днепр")

В.С. Михайлов

000. 8-916-681-61-72

Излагается история создания тяжелых межконтинентальных баллистических ракет (МБР) семейства РС-20, разработки и ввода в эксплуатацию ракет-носителей "Днепр" на их базе. Рассматриваются основные политические, организационные и научно-технические проблемы, которые было необходимо решить для конверсии МБР в ракеты-носители. Показаны особенности конструкции и эксплуатации ракет-носителей "Днепр". Приводятся сведения о пусковых базах, трассах полета и полях падения отделяющихся частей, а также о проведенных запусках и запущенных космических аппаратах.

Ключевые слова: межконтинентальная ракета; РС-20; ракета-носитель (РН); РН "Днепр"; конверсия; пусковые базы; поля падения; космические аппараты (КА); КБ "Южное"; МКК "Космотрас".

V.S. Mikhailov. Deriving Carrier Rockets From Heavy ICBM RS-20: The Dnepr Program

The article highlights the development of RS-20 intercontinental ballistic missiles, which were subsequently demilitarized into Dnepr launch vehicles. It also sheds light on political, organizational, scientific and technical implications attached to the conversion of ICBMs into carrier vehicles. The author discloses features of Dnepr LV design and operational characteristics, elaborating on launch sites, trajectories and rocket stage fall areas, as well as on the launches performed and spacecraft launched.

Key words: intercontinental missile; RS-20; launch vehicles (carrier rockets); Dnepr LV; demilitarization (conversion); launch sites; fall areas; spacecraft; Yuzhnoye design bureau; MKK Kosmotras.

Создание и эксплуатация ракет-носителей на базе тяжелых межконтинентальных баллистических ракет (МБР) РС-20 — масштабная конверсионная программа, выполняемая совместно Россией, Украиной и Казахстаном. Комплекс работ, связанных с решением этой задачи, получил название "Программа "Днепр". Программа базируется на результатах работ в области ракетно-космической техники, проведенных в СССР в 1960—1990-х гг. В это время был создан фундамент, на котором базировались многие последующие ракетно-космические программы, в том числе и программа "Днепр".

Концепция использования МБР в качестве основы ракет-носителей общеизвестна и широко использовалась. При создании таких известных ракет-носителей (РН), как "Восток" и "Протон", базировались на технических решениях, примененных в МБР. Однако баллистические ракеты существенно конструктивно дорабатывались специально для использования в качестве ракет-носителей.

Отличие программы "Днепр" заключается в том, что в ней используются уже имеющиеся МБР РС-20, выводимые из эксплуатации в соответствии с планами Министерства обороны России. При этом ракеты подвергаются сравнительно небольшой доработке.

Истоки программы "Днепр" относятся к 1960-м гг., когда одной из главных задач предприятий ракетно-космического комплекса были создание и ввод в эксплуатацию



МИХАЙЛОВ
Владимир Сергеевич —
действительный член
Российской академии кос-
монавтики им. К.Э. Циол-
ковского, кандидат техн.
наук



Ракета-носитель "Днепр" в полете

стратегических ракетных комплексов. К их разработке подключилось и молодое ОКБ-586, впоследствии получившее наименование КБ "Южное". К середине 1960-х гг. это КБ стало ведущим разработчиком стратегического ракетного вооружения СССР. Под руководством главного конструктора М.К. Янгеля был создан ряд ракет, достаточно простых в эксплуатации, имеющих высокую боеготовность и большую дальность полета. Конструкции всех этих ракет основывались на использовании жидких высококипящих компонентов топлива. Наиболее мощными из них были тяжелые ракеты РС-20.

Ракеты РС-20 десятилетиями стоят на боевом дежурстве в готовности к применению. При их создании отечественные специалисты успешно решили задачу длительного хранения заправленных жидкими компонентами топлива как сухопутных стратегических, так и баллистических ракет ВМФ. В США и других

странах эту проблему решить не сумели и были вынуждены пойти по пути создания твердотопливных ракет, изначально обладавших худшей энергетикой и меньшими возможными сроками эксплуатации.

Семейство отечественных тяжелых ракет прошло полувековой путь развития. Первым был ракетный комплекс Р-16, создание которого началось в ОКБ-586 в 1958 г. Разработку системы управления для этой и последующих тяжелых ракет вело ОКБ-692, созданное в Харькове. Командные гироскопы системы управления разрабатывал московский НИИ-944. Сама ракета изготавливалась на Государственном союзном заводе № 586, который впоследствии получил наименование "Южный машиностроительный завод". Завод и КБ "Южное" по этой и множеству других программ работали совместно и практически являлись единым комплексом.

Двухступенчатая ракета Р-16 имела диаметр 3 м. Такой диаметр сохранился на всех ракетах семейства. Для ракеты РС-16 наряду с открытым наземным был разработан и подземный шахтный старт. Он предусматривал выход ракеты из шахты газодинамическим способом, за счет тяги двигателей ракеты. Стартовая масса ракеты составляла около 140 т. Летные испытания различных вариантов ракеты велись в 1960–1963 гг.

Следующим ракетным комплексом семейства стал комплекс с ракетой РС-20А, разработанный в начале 1960-х гг. Сначала он был создан в баллистическом варианте. Ракета массой 182...184 т стартовала с пускового стола в шахтной пусковой установке с работающим двигателем первой ступени. Ввод в эксплуатацию этой ракеты начался в 1966 г. Уже на этом этапе на базе ракеты РС-20А было создано несколько космических систем. Среди них был орбитальный вариант ракетного комплекса, он даже находился в эксплуатации. Комплекс был способен наносить удары с различных направлений. Об этой возможности, вероятно, "забыли" во времена дискуссий о программе СОИ.

На базе ракеты РС-20А была также создана РН "Циклон". Ее развитием стала РН "Циклон-2". На базе первой и второй ступеней последней в дальнейшем была создана еще более мощная РН "Циклон-3", которая в течение длительного времени использовалась для запуска космических аппаратов.

Дальнейшим развитием семейства ракет РС-20 стал новый вариант комплекса с ракетой РС-20А. Его испытания велись в 1973–1975 гг. Ракета имела усовершенствованную компоновку, позволившую при сохранении диаметра ракеты и некотором уменьшении суммарной длины первых двух ступе-

ней существенно увеличить запас топлива. На ракете РС-20А впервые в мировой практике для ракет такого класса была внедрена минометная схема старта, когда ракета под давлением газов от пороховых газогенераторов выбрасывается из транспортно-пускового контейнера (ТПК). Маршевый двигатель запускается после выхода ракеты из пусковой шахты. Оработка этого старта была принципиальным новшеством, потребовавшим большого объема работ и инженерной смелости. Не все были согласны в то время с этим решением. Шли очень острые дискуссии. Но все же минометный старт был внедрен и многие десятилетия успешно используется при запусках отечественных тяжелых МБР. Но и сегодня выход огромной ракеты из шахты с неработающим двигателем и его запуск на высоте около 20 м производят на наблюдателей неизгладимое впечатление.

При создании ракеты РС-20А было внедрено множество и других новых технических решений, позволивших существенно повысить все ее характеристики.

Еще более совершенным стал ракетный комплекс РС-20Б. Разработка ракеты РС-20Б была начата в 1976 г. Именно эта ракета стала основой ракет-носителей, запускаемых с 1999 г. в рамках программы "Днепр". Ракета РС-20Б была развитием ракеты РС-20А. Их первые две ступени были полностью идентичны. Эти ступени сохраняются и в РН "Днепр".

Ракета РС-20Б имеет стартовую массу 209...211 т. При разработке ракеты РС-20Б большое внимание было уделено повышению ее точности. Была применена третья ступень оригинальной "тянущей" схемы, серьезно усовершенствованы система управления и система прицеливания. Все ее новые качества были использованы в программе "Днепр", в ходе которой космические аппараты выводятся на орбиту с исключительно высокой точностью.

Ракета РС-20Б зарекомендовала себя как очень эффективная. Ее ценили в войсках за высокую надежность и удобство эксплуатации.

Следующим шагом в развитии ракет РС-20 стал ракетный комплекс РС-20В. Он и сегодня обладает очень высокими, уникальными характеристиками.

Первые попытки решения задачи использования ракет РС-20 для выведения космических аппаратов относятся к 1989–1990 гг. Задача представлялась очевидно полезной и решаемой. Но в реальности все оказалось не так просто. Развал СССР, разрушение единого комплекса ракетно-космических предприятий, отсутствие средств и политической воли наложили су-



Выход ракеты-носителя "Днепр" из шахтной пусковой установки. Поддон отстрелен от ракеты и уходит в сторону. Маршевый двигатель запущен

ществительный негативный отпечаток на работы в этом направлении.

Однако работы все же продолжались. Силами энтузиастов, работавших в КБ "Южное", 1-м Главном управлении Минобщемаша СССР (затем АСКОНД), ЦНИИмаше и ряде других организаций, шло формирование идеи использования ракет РС-20 для запуска космических аппаратов. Готовились и выпускались организационные документы. Велась техническая проработка различных аспектов программы использования ракет РС-20. Но в то время работы шли без привязки к конкретным космическим аппаратам, объектам пусковых баз.

Рассматривались различные проекты использования ракет РС-20, в том числе для выведения технологических космических аппаратов. Обсуждался даже вопрос использования ракет РС-20 как перехватчиков для изменения траекторий астероидов, опасных для Земли.

Из всех проектов того времени наибольшее развитие получила инициатива группы, объединявшей спе-

специалистов АСКОНД, ГКБ "Южное", ЦНИИмаш, последовательно работавшей над проектом универсального средства выведения космических аппаратов (КА), которое в дальнейшем получило название ракета-носитель "Днепр". Эта работа поддерживалась ведущими специалистами Госкомоборонпрома, Генерального штаба Вооруженных сил, Ракетных войск.

Однако перейти к практическому этапу работ длительное время не удавалось. Считалось, что все необходимые задачи решаются с помощью находившихся в производстве ракет-носителей. Чтобы получить дополнительную поддержку своим идеям, инициаторы работ добились открытия в Роскосмосе отдельной ОКР, которая предусматривала проведение цикла исследований, оформленных в виде частей эскизного проекта. На этом этапе была организована система взаимодействия АСКОНД со специалистами ГКБ "Южное", ЦНИИмаш и других организаций, которая позволяла постепенно создавать организационный и технический фундамент этой серьезной программы. С самого начала она пользовалась постоянной поддержкой директора ЦНИИмаш академика РАН В.Ф. Уткина. Он пользовался любой возможностью поддерживать развитие программы мирного использования ракет РС-20. Ведь именно В.Ф. Уткин был генеральным конструктором КБ "Южное" во время создания комплекса с ракетой РС-20.

Поддерживал программу и Президент Украины Л.Д. Кучма. В своем письме, подготовленном по инициативе генерального директора АСКОНД В.А. Андреева в октябре 1996 г., он впервые на государственном уровне России и Украины поставил вопрос о целесообразности использования ракет РС-20 для выведения космических аппаратов. Письмо Л.Д. Кучмы было очень своевременным. К этому времени были уже выпущены комплексные технические материалы в виде целостного эскизного проекта пусковой системы на базе ракет РС-20. Космическому рынку грозили радикальные перемены. В американских компаниях "Моторола", "Теледейстик" планировалось развертывание низкоорбитальных спутниковых систем, в состав которых должны были входить многие сотни КА. Причем их выведение на орбиту планировалось осуществить за короткое время. Начались переговоры об использовании ракет РС-20. Если ранее у программы "Днепр" были только возможности, то теперь появились и потенциальные конкретные задачи.

В 1997 г. по совместному решению космических агентств России и Украины была создана Международная космическая компания "Космотрас" (МКК "Космотрас"), которая стала головной организацией по про-

грамме. Она была создана как совместное российско-украинское акционерное общество. В дальнейшем в него вошел и Казахстан. Пусковая система на базе ракет РС-20 получила коммерческое наименование "Днепр".

По инициативе МКК "Космотрас" были выпущены целевые распоряжения Правительства России и Кабинета Министров Украины по поддержке программы. Получив такую поддержку, МКК "Космотрас" установила контакты со многими ведущими компаниями — заказчиками запусков космических аппаратов и заключила первые контракты на запуски КА.

Но выход на космический рынок оказался сложной задачей. Все его ниши были уже заняты. В качестве легких ракет-носителей во многих программах предусматривались РН "Космос-3М" и "Рокот". Пришлось проявлять настойчивость, убеждать заказчиков. Ставка была сделана на высокую надежность МБР РС-20, подтвержденную большим числом пусков и относительно невысокими, на этом этапе, ценами пусковых услуг.

На начальном этапе программы во многих известных западных ракетно-космических компаниях рассматривалась возможность совместной деятельности с МКК "Космотрас" и включения РН "Днепр" в свой ракетный флот, велись длительные переговоры. Такая система в то время использовалась при продвижении на космический рынок практически всех российских РН. Однако в МКК "Космотрас" сочли ее невыгодной и предпочли сохранить независимость.

С каждым новым пуском увеличивалась сложность выполняемых задач и рос престиж МКК "Космотрас" и РН "Днепр". Радикально изменялась и ценовая политика. К осени 2009 г. уже было осуществлено 13 запусков ракет, в космос выведен 51 КА (см. таблицу).

Особенностью программы "Днепр", подчеркивающей ее политическую значимость, является вовлечение в обсуждение и решение различных вопросов самых высоких уровней государственного управления, включая президентов и руководителей правительств многих стран.

МКК "Космотрас" в программе выполняет функции генерального подрядчика (управляющей компании) при организации запусков космических аппаратов. Компания ведет маркетинг на международном космическом рынке пусковых услуг, заключает пусковые контракты, организует и управляет работами, выполняемыми по договорам большим числом предприятий и организаций России и Украины, частей Минобороны России, а также организаций, работающих в Респуб-

Пуски РН "Днепр" с космическими аппаратами

Номер пуска	Дата пуска	Место пуска	Запускаемые космические аппараты	Угол наклона траектории запуска, °	Результат (особенности)
1	21.04.1999	Байконур	"УоСат-12" (Великобритания)	65	Успешный (первый запуск КА)
2	26.09.2000	Байконур	"МегСат-1" (Италия) "УниСат" (Италия) "СаудиСат-1А" (Саудовская Аравия) "СаудиСат-1В" (Саудовская Аравия) "ТиунгСат-1" (Малайзия)	65	Успешный
3	20.12.2002	Байконур	"УниСат-2" (Италия) "Рубин-2" (Германия) "СаудиСат-1С" (Саудовская Аравия) "ЛатинСат-А" (США) "ЛатинСат-В" (США) "ТреилБлейзер" (макет) (Россия)	65	Успешный
4	29.06.2004	Байконур	"Деметер" (Франция) "УниСат-3" (Италия) "СаудиКомсат-1" (Саудовская Аравия) "СаудиКомсат-2" (Саудовская Аравия) "СаудиСат-2" (Саудовская Аравия) "ЛатинСат-С" (США) "ЛатинСат-Д" (США) "АМСат-Эхо" (США)	98	Успешный (первый запуск на солнечно-синхронную орбиту через Туркмению)
5	24.08.2005	Байконур	ОИСЕТС (Япония) ИНДЕКС (Япония)	98	Успешный
6	12.07.2006	Ясный	"Генезис-1" (США)	65	Успешный
7	26.07.2006	Байконур	"БелКА" (Беларусь—Россия) "Бауманец" (Россия) "УниСат-4" (Италия) "ПикПот" (Италия) 14 малых КА (США, Норвегия, Корея, Япония)	98	Неудачный
8	17.04.2007	Байконур	"ЕгиптСат-1" (Арабская Республика Египет—Украина) "СаудиСат-3" (Саудовская Аравия) "СаудиКомсат-3" (Саудовская Аравия) "СаудиКомсат-4" (Саудовская Аравия) "СаудиКомсат-5" (Саудовская Аравия) "СаудиКомсат-6" (Саудовская Аравия) "СаудиКомсат-7" (Саудовская Аравия) 7 малых КА	98	Успешный
9	15.06.2007	Байконур	"ТерраСАР-Х" (Германия)	98	Успешный (удлиненная КГЧ)
10	28.06.2007	Ясный	"Генезис-2" (США)	65	Успешный
11	29.06.2008	Байконур	5 КА "РепидАй" (Великобритания)	98	Успешный
12	01.10.2008	Ясный	ТЕОС (Таиланд)	98	Успешный
13	29.07.2009	Байконур	"ДубайСат-1" (ОАЭ) "Деймос-1" (Испания) ЮК ДМС-2 (Великобритания) "НаноСат-1В" (Испания) "АпрайзСат-3" (США) "АпрайзСат-4" (США)	98	Успешный

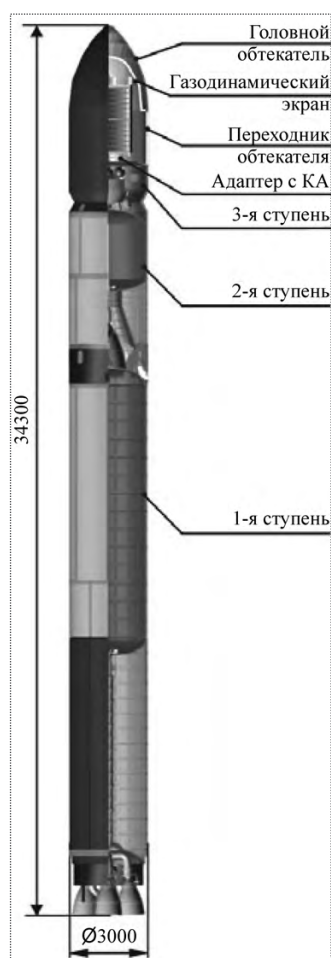


Схема РН "Днепр"

ке Казахстан, в Туркменистане, где расположено поле падения первой ступени РН.

Подготовка и проведение запусков космических аппаратов осуществляется МКК "Космотрас" совместно с кооперацией ведущих российских и украинских предприятий. Именно на этих предприятиях в свое время была создана базовая ракета и до настоящего времени поддерживается ее эксплуатация. Среди них особую роль занимает ГП "КБ "Южное". Оно является головной организацией по техническим проблемам программы "Днепр", по доработке ракетных комплексов и ракет, технической интеграции всей программы. Среди

основных предприятий, участвующих в программе, ГП "ПО "Южный машиностроительный завод", ФГУП "Центр эксплуатации наземной космической инфраструктуры", НПП "Хартрон-Аркас", ФГУП "ЦНИИ машиностроения", ОАО "КБ специального машиностроения", ЗАО "АСКОНД", ООО "Ясный", ООО "Днепр", ГП "Инфракос-Экос". Страховую поддержку программы оказывает "Русский страховой центр".

В ходе выполнения программы пришлось осуществить весьма сложный переход от методов управления, свойственных государственным программам времен СССР, к приемам, характерным для современных коммерческих проектов. Он серьезно осложнялся монополизмом многих предприятий, а также их сложным финансовым положением.

Ключевую роль в программе играет Министерство обороны России: в предоставлении услуг по выделению ракет РС-20 для запуска, обеспечению их компонентами топлива, хранению ракет, подготовке ракет к запуску и пуску. Оно же вместе с Роскосмосом осуществляет государственную поддержку программы.

Ракета-носитель "Днепр" по своей идеологии принципиально отличается от других современных конверсионных РН, например "Рокот" и "Космос-3М", в которых используется только часть элементов МБР. Эти РН дополняются новыми ступенями, серьезно меняются их авионика, применяются другие пусковые установки, обтекатели и т.д. В отличие от них в программе "Днепр" применен принцип максимального сохранения базовой ракеты. Это сделано для сохранения общей пусковой статистики ракет-носителей "Днепр" и МБР РС-20 и достигнутых высоких показателей надежности, а также минимизации затрат. В программе "Днепр" все три ступени заимствуются от МБР РС-20 практически без изменений. Не меняются диаметр и конфигурация головной части ракеты. Сохраняются способ старта и элементы наземной инфраструктуры. Основные изменения связаны с изменением головной части — она становится космической головной частью (КГЧ), изменением программы полета, оптимизацией траектории выведения.

Ракета-носитель "Днепр" выполнена по трехступенчатой схеме с последовательным расположением ступеней и КГЧ. Первая и вторая ступени являются штатными ступенями ракеты РС-20 и используются без доработок. Причем они даже не извлекаются из транспортно-пускового контейнера, в который были помещены многие годы назад при изготовлении на заводе.

Двигательная установка (ДУ) первой ступени состоит из четырех однокамерных двигателей. ДУ второй ступени состоит из основного однокамерного двигателя и четырехкамерного рулевого двигателя. Третья ступень — доработанная штатная ступень выведения ракеты РС-20 с жидкостной двухрежимной ДУ, выполненной по "тянущей" схеме. Доработка связана в основном с частичным изменением состава приборов, и заменой их блоков.

"Тянущая" схема предусматривает разворот третьей ступени и КГЧ после отделения второй ступени и включения двигателей третьей ступени. На этом этапе полета ДУ оказывается впереди КГЧ. Ее четыре камеры сгорания тянут за собой весь пакет. Использование "тянущей" схемы на начальном этапе программы "Днепр" вызывало у заказчиков запусков КА много вопросов. Они опасались газодинамического воздействия на КА, загрязнения их оптики продуктами сгорания топлива. Пришлось проводить специальные теоретические исследования и продувку макетов КГЧ и КА в барокамерах ЦНИИмаш.

Эксперименты и дальнейшая практика не подтвердили этих опасений. Воздействия струй от двигателей

на космические аппараты практически не было отмечено. К тому же при пусках применялась защита КА экранами, оболочкой головной части от воздействия струй двигателей. В то же время "тянущая" схема обеспечила минимальные возмущения при отделении КА. Толкатели при этом не используются. Аппараты просто отсоединяются от ступени, и она уходит с работающими на минимальном режиме двигателями.

Космические головные части модифицируются под каждую пусковую миссию. Космические аппараты могут располагаться в один или два яруса. В зависимости от этого применяются различные типы адаптеров, способы газодинамической защиты КА. В некоторых случаях, когда планируется запустить большой КА, используется новая удлиненная фрезерованная конструкция цилиндрической части.

Система управления РН — штатная инерциальная, высокоточная на базе БЦВМ. Ее доработки проводятся только для обеспечения оптимальных программ выведения конкретных КА и электрической увязки с космическим аппаратом.

У стратегических ракет существуют определенные задачи, исходя из которых были выбраны их параметры. А для ракеты, используемой для выведения космических аппаратов, нужны несколько иные характеристики. Желательны изменение циклограммы полета, введение пауз в работе двигательных установок. Это приводит к необходимости существенной доработки базовой ракеты. Так поступали, например, при создании РН "Рокот" и "Стрела" на базе технологий ракет РС-18. На первом этапе программы "Днепр" работа пошла в том же направлении. Эта работа получила название "Днепр-М". Эскизный проект такой РН был по заданию МКК "Космотрас" выпущен ГП "КБ "Южное" совместно со смежными предприятиями в начале 2000 г. В рамках программы "Днепр-М" планировалось существенно доработать разгонную ступень и применить КГЧ новой разработки.

Доработка разгонной ступени заключалась в переконфигурации маршевого двигателя по "толкающей" схеме и доработке в части обеспечения выключения ее по команде от системы управления. Исключались также устройства выведения камер сгорания третьей ступени за обводы ракеты. В топливные баки третьей ступени должны были вставляться цилиндрические проставки для увеличения запаса топлива, а сами баки переконфигурировались с разворотом на 180°. На нижний торец разгонной ступени должна была быть установлена жидкостная ракетная ДУ малой тяги. Ее назначением были успокоение, ориентация и стабилизация космической ступени при полете с неработающим ос-

новным двигателем и обеспечение запуска основного двигателя третьей ступени в условиях невесомости. На РН "Днепр-М" планировалось применить новый головной обтекатель, состоящий из двух разделяющихся створок. Также должна была быть применена усовершенствованная система телеметрических измерений. Предполагалось, что все это даст существенный прирост энергетики ракеты. Но проект получался весьма сложным и дорогим в реализации. Кроме того, ракета "Днепр-М" заметно отличалась от базовой ракеты РС-20. А это ставило под сомнение возможность распространения на РН "Днепр-М" положительной статистики пусковой истории ракеты РС-20. В силу этих причин работы по теме "Днепр-М" были остановлены.

Другой идеей было включение в состав пусковой системы "Днепр" новой автономной многофункциональной ракетной ступени — космического буксира. Эта идея появилась в МКК "Космотрас" в 2000–2001 гг. В ее основе лежал поиск новых, дополнительных ниш на мировом рынке пусковых услуг, включая запуски к Луне и планетам. Космический буксир позволял использовать ракету РС-20 практически без переделок. Он был бы автономен и, по существу, включался в состав полезной нагрузки ракеты.

Подобрать космический буксир из существовавших в России и на Украине не удалось. Рассматривались и зарубежные разгонные блоки. Но у одних была слишком малая энергетика, у других — слишком большой диаметр или длина блока. И, по необходимости, пришли к концепции специального автономного космического буксира (АКБ). Одним из основных принципов, заложенных в разработку АКБ, было максимальное использование ранее созданных и отработанных агрегатов: маршевого ЖРД, ЖРД малой тяги, агрегатов автоматики ДУ, некоторых блоков электроники, технологии твердотопливных двигателей. Работы по АКБ стали одним из немногих примеров попытки создания новой ракетно-космической техники в те нелегкие годы. Однако в 2007 г. работы по АКБ также были остановлены. Ведь все работы проводились за счет ограниченных внутренних ресурсов МКК "Космотрас" и ведущих предприятий программы. Обеспечить финансирование за счет контрактов на запуски с АКБ не удалось. Ожидания разработчиков по числу заказов на высокоэнергетические миссии оказались завышенными. Проектов космических систем у различных компаний было много, но в большинстве случаев работы по ним не были обеспечены реальными денежными средствами. К тому же космический рынок стал понемногу "оживать", стали появляться задачи для исходной РН "Днепр". Начал развиваться сектор рынка низкоорбитальных КА для научных исследований и дистанционно-

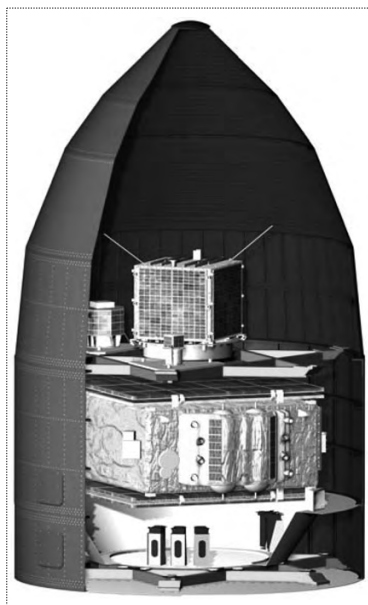


Схема многоярусной космической головной части для запуска группы КА

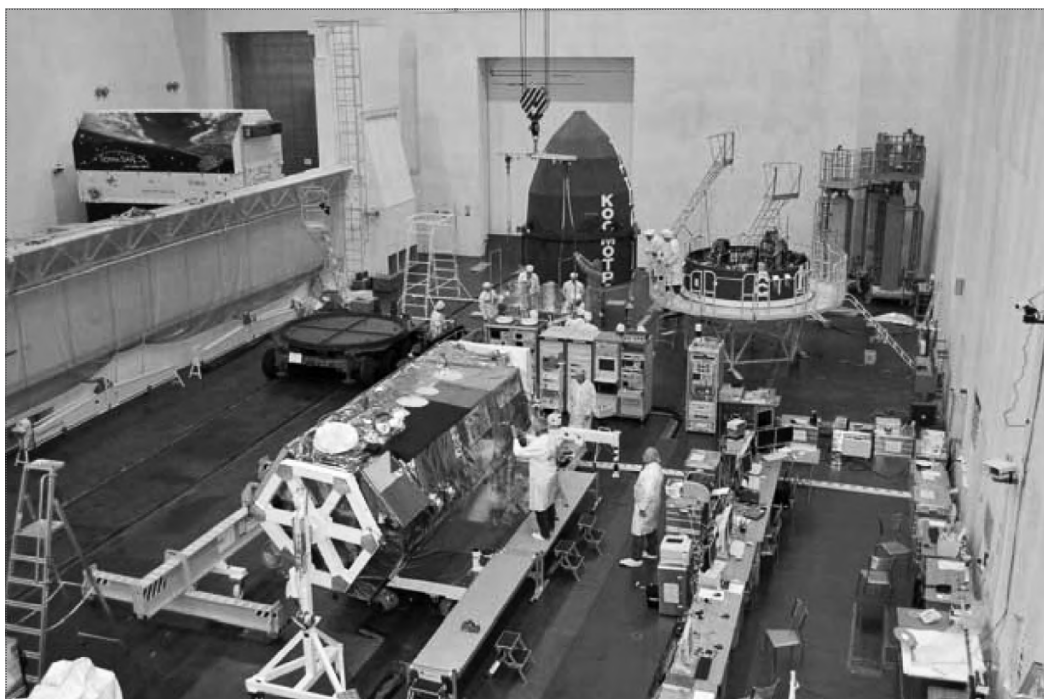
го зондирования Земли, для которого вполне подходила базовая РН "Днепр".

Несмотря на то что проекты "Днепр-М" и АКБ не были реализованы, специалисты МКК "Космотрас" и ГKB "Южное" продолжали искать пути совершенствования РН "Днепр". Еще в 2000 г. ГKB "Южное" совме-

стно со смежными предприятиями по заданию МКК "Космотрас" был разработан эскизный проект комплекса с ракетой "Днепр-1". В нем все составные части ракеты, за исключением переходника обтекателя, являются штатными от ракеты РС-20. Переходник обтекателя, фрезерованный из алюминиевого сплава (штатный — клепанный алюминиевый), изготавливается заново.

Схема удлиненной космической головной части для запусков крупногабаритных КА

Применение нового удлиненного переходника обтекателя позволяло разместить КА с увеличенными габаритами и обеспечить высокую чистоту воздуха под обтекателем. Последнее для многих космических аппаратов очень важно. Новыми были также адаптеры КА и газодинамические экраны. Увеличение длины космической головной части потребовало изменения конструкции транспортно-установочного агрегата. Изменились места крепления КГЧ, схема транспортировки. В дальнейшем все эти новые технические



Проверка космического аппарата на космодроме Байконур перед установкой в космическую головную часть РН "Днепр"



База подготовки космических аппаратов Ясный



Сборка космической головной части на БП КА Ясный

решения вводились по мере необходимости в конкретные программы запуска по программе "Днепр".

Особое место в программе "Днепр" отводится обеспечению информационной безопасности. При этом учитываются обязательства, вытекающие из международных соглашений по нераспространению ракетных технологий, а также требований национального законодательства. Специалисты иностранных компаний, которым принадлежат КА, имеют доступ только к процедурам установки аппаратов в КГЧ, которые проводятся в обособленных монтажно-испытательных корпусах. Для отечественных специалистов отсутствует доступ к информации о деталях конструкции запускаемых КА. Специалисты согласуют лишь детали интерфейса РН–КА, условия подготовки и полета. Назначение КА декларируется и гарантируется уполномоченными государственными органами стран, которым они принадлежат. Каждый запуск проводится в соответствии со специальным распоряжением правительства, согласованным с заинтересованными государственными органами России.

Запуски ракет-носителей проводятся с космодрома Байконур в Казахстане и специально созданной МКК "Космотрас" в России пусковой базы Ясный. На Байконуре подготовка КА осуществляется в монтажно-испытательном корпусе и офисе площадки 31, собственно подготовка ракет проводится на шахтной пусковой установке на площадке 109, откуда и осуществляется их запуск.

Пусковая база Ясный в Оренбургской области России имеет в своем составе специально созданную МКК "Космотрас" и АСКОНД современную базу подготовки космических аппаратов (БП КА Ясный). База подготовки включает в себя монтажно-испытательный корпус с чистовыми камерами, станцией заправки КА и комплексом помещений для работы и отдыха персонала. БП КА Ясный обеспечивает подготовку практически любых типов КА, совместимых с ракетой РС-20, и космических головных частей с ними. В новейшей истории России это один из немногих примеров быстрого



Проверка космического аппарата на БП КА Ясный



Первая ступень РН "Днепр" на поле падения в Туркменистане

создания новой космической инфраструктуры за сравнительно небольшие внебюджетные средства.

Существенную роль в программе "Днепр" играет проблема полей падения отделяющихся частей ракеты. Если для

второй ступени и обтекателя она решается сравнительно просто — используются районы в океане, закрываемые на время пуска в обычном порядке, то для первой ступени все намного сложнее, особенно для запусков на солнечно-синхронные орбиты, когда поля падения должны находиться южнее места старта, на территории других государств. Потребовалось много усилий для решения этой проблемы, в том числе и на высшем государственном уровне. При этом весьма важными являются вопросы экологии. МКК "Космотрас", естественно, организует эвакуацию остатков материальной части с полей падения и их нейтрализацию. Организован до- и послепусковой экологический мониторинг мест запуска и полей падения, в рамках которого проводятся масштабные многоплановые исследования. Дополнительно в программе "Днепр" было впервые внедрено экологическое страхование, которое действует параллельно с обязательным страхованием ответственности перед третьими лицами.

Принципиальным отличием программы "Днепр" от всех других программ ракет-носителей является то, что она обеспечена имеющимся в наличии парком ра-

кет. Причем для каждого пуска помимо основной определяется резервная ракета, которую можно использовать в случае каких-либо проблем при подготовке основной ракеты. Программа с учетом достижимых сроков эксплуатации и наличия ракет рассчитана не менее чем до середины 2020-х гг.

В настоящее время МКК "Космотрас" занимает лидирующее положение в области кластерных (групповых) запусков КА. Такой сравнительно экономичный способ выведения открывает доступ в клуб космических держав странам, только начинающим развивать свои проекты в космической области, способствует развитию науки и технологии во всем мире. Это пример прямой конверсии военных технологий в мирное развитие человечества, гуманитарного аспекта использования достижений ракетно-космической деятельности.

Следует отметить, что развитие работ по программе "Днепр" происходило одновременно с созданием (1991 г.) и развитием Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского (РАКЦ). И, естественно, члены академии внесли весомый вклад в формирование идеологии программы "Днепр", решение связанных с ней научно-технических и организационных проблем, развертывание практических работ. Среди непосредственных руководителей программы — президенты РАКЦ В.Ф. Уткин и Н.А. Анфимов, действительные члены РАКЦ В.А. Андреев, А.В. Усенков, С.Н. Конюхов, В.С. Михайлов, А.С. Осадченко. Оказывали и оказывают разнообразную поддержку программе "Днепр" и многие другие члены РАКЦ.

Свою оценку программы "Днепр" дало руководство России и Украины, присудив ее руководителям и ведущим специалистам премию Правительства России и Государственную премию Украины в области науки и техники.

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, Стромьинский 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 04.12.09. Подписано в печать 02.02.10. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,88. Зак. 94. 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