

© Ècäàòåëüñòâî "Ì àø éí î ñòðî áí èå", Î áù åðî ññèéññèé Í àó÷í -òåðí è÷åññèé æòðí àë "Ï Î ëåò", 2008



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

The journal is issued monthly

Published since August 1998

G.V. NOVOZHILOV –

Editor-in-Chief (Aviation)

A.S. KOROTEYEV –

Editor-in-Chief (Rocket Technology
and Cosmonautics)

L.A. GILBERG –

Deputy Editor-in-Chief

**Editorial
Board Members**

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

**Executive secretaries
of the journal**

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

Î.S. RODZEVICH

**Editorial
Committee**

A.M. MATVEYENKO,
Chairman
O.M. ALIFANOV
N.A. ANFIMOV
V.I. BARKOVSKY
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. BEZYZYCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
A.N. GERASHCHENKO
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKOV
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOMAROV
V.V. KRYMOV
L.N. LYSENKO
V.A. MENSNIKOV
A.F. MOROZENKO
A.G. MUNIN
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
N.A. PIROGOV
K.M. PICHKHADZE
V.A. POLETAYEV
P.R. POPOVICH
V.A. POPOVKIN
Yu.A. RYZHOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLLOGUB
V.A. SOLOV'EV
Yu.S. SOLOMONOV
A.I. TATUEV
V.V. TSYBLIEV
B.E. TCHERTOK
I.S. SHEVCHUK

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23
Roscosmos: A.A. VOROBIOV, phone (495) 975-45-86
Russian AF: A.V. DROBYSHEVSKYI,
phone (495) 261-43-51
Ufa: O.B. SEVERINOVA, phone (3472) 73-07-23
Israel: I.M. MONASTYRSKY, phone (03659) 44-14
France, Paris: E.L. TCHEHOV, phone (10331) 47-49-28-05

CONTENTS

- Zeleny L.M.** 50 Years Of Space Era: Interim Results And
Prospective Research. 3
- Polischuk G.M., Asmus V.V., Pichkhadze K.M.** Space
System For Innovation Social-economic Developmet
Of North Regions Of Russia. 12
- Martirosov R.G.** Su-34 Fighter-Bomber And Its
Export Version. 17
- Barmin I.V., Kadzhayev V.L.** Some Criterical Functions
Of System Integrator Of A Launch Facility. Determination Of
Acceptable Reliability Levels And Their Sustainement
Principles 27
- Boldyrev A.V., Komarov V.A., Lapteva M.Yu.,
Popovich K.F.** Account Of Static Aeroelasticity On
Early Stages Of Design. 34
- Turkin I.K., Safronov V.S., Kuchumov D.V.** Calculation
Of Max Range And Range Extension After Aircraft Weight
Reduction 40
- Arinicheva O.V., Kovalenko G.V., Malishevsky A.V.,
Parfenov I.A., Petrova M.V.** Application Of Social
Models In Feasibility Studies Of Air Transport
Management Methods. 45
- Redko P.G., Ermakov S.A., A.M. Selivanov, Konstanti-
nov G.S., Mitrichenko A.N., Konstantinov S.V.,
Zhivov Yu.G., Kuvshinov V.M., Petrov V.N.** Development
Concept Of Future Aircraft Steering Gears 50

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

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

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

УДК 629.7

50 лет космической эры: некоторые итоги и перспективы исследований

А.М. Зелёный

Кратко рассказано о 50-летней истории изучения космического пространства в нашей стране. Основное внимание уделено проектам, в том числе международным, над которыми в настоящее время работают российские специалисты.

L.M. Zelyony. 50 Years Of Space Era: Interim Results And Prospective Research

The article gives a brief review of the 50 years of space exploration in Russia, attaching special importance to the projects, including international ones, in which Russian specialists were largely involved.



ЗЕЛЁНЫЙ
Лев Матвеевич —
директор Института кос-
мических исследований
РАН, член-корреспондент
РАН

В 2007 г. отмечались, по крайней мере, четыре юбилея, связанные с космосом: 150 лет со дня рождения теоретика космонавтики Константина Эдуардовича Циолковского, обосновавшего дерзновенную мечту о полетах в космос математическими расчетами; 110 лет со дня рождения Александра Леонидовича Чижевского — зачинателя нового научного направления — гелиобиологии — науки о влиянии солнечной и геомагнитной активности, в частности магнитных бурь, на объекты живой природы; 100 лет со дня рождения основоположника практической космонавтики Сергея Павловича Королева и, наконец, 50 лет со дня начала космической эры — запуска первого искусственного спутника Земли. Совпадение скорее закономерное, нежели случайное. Все четыре юбилея связаны с извечным стремлением человека познавать окружающий мир. Самым таинственным, наиболее недоступным было для человека небо. Инстинктивное сознание людей, что небо является источником и сущностью их жизни в более глубоком смысле, чем Земля, воплотилось в философской школе космизма Вернадского, Циолковского, Чижевского.

Основой мироздания К.Э. Циолковский считал мельчайшее бессмертное одушевленное элементарное существо. Он назвал его "атом". Этот дух, по его мнению, и порождает существование Вселенной, молниеносно курсируя от одного организма к другому. "Атом, — считал Циолковский, — дает пример для будущей организации человечества. Люди должны будут расселяться по планетам Солнечной системы, позднее — галактикам". И пока все, о чем писал К.Э. Циолковский, сбывается. Он первым назвал устройство, позволяющее преодолеть пустоту космоса, — ракету. Первым вычислил скорость, необходимую для отрыва от Земли. Первым решил проблемы управления реактивной струей раскаленных газов — с помощью установленных у сопла графитовых рулей и т.д. Даже в мелочах он проявил уникальную прозорливость.

Имя Александра Леонидовича Чижевского не так широко известно, как имена других исследователей космоса. В какой-то степени это связано со сферой его деятельности — космическими биологией и медициной, которые всегда привлекали меньшее внимание, чем другие аспекты космоса. По сути, он стал родоначальником исследований солнечно-земных связей и, шире, связей Земли и космоса во всем многообразии их проявлений, не только в биологических, но и в социальных и других процессах на Земле. На большом эмпирическом материале А.Л. Чижевский убедительно показал наличие корреляций явлений различной природы на Земле с активностью Солнца. Его приоритет в становлении данной проблемной области признан во всем мире.

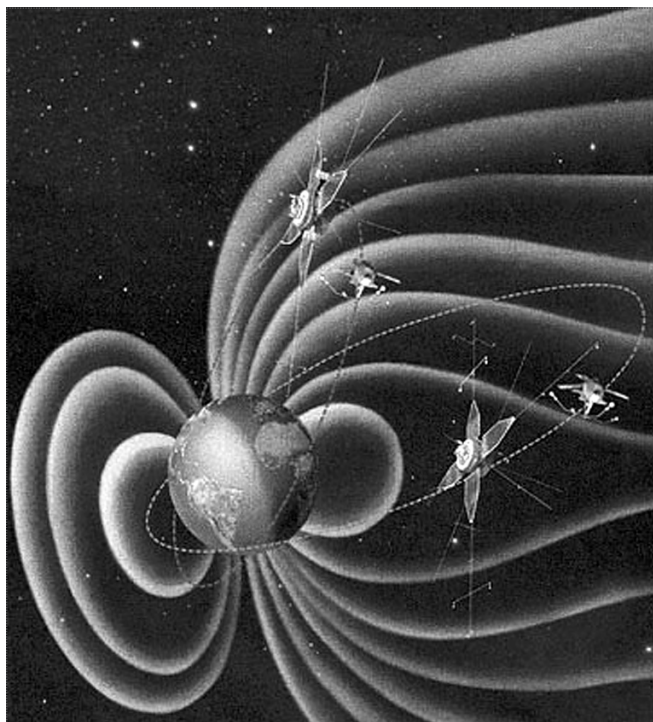


Рис. 1. Схема проекта "Интербол"

Огромную роль в судьбе отечественной ракетно-космической отрасли сыграли главный конструктор Сергей Павлович Королев и теоретик космонавтики Мстислав Всеволодович Келдыш. Летом 1946 г. Сергей Павлович был назначен главным конструктором баллистических ракет дальнего действия (БРДД). А в декабре этого же года только что избранный академиком Мстислав Всеволодович назначается директором НИИ-1 (так стал называться созданный еще в довоенные годы Реактивный научно-исследовательский институт). Вскоре состоялась их встреча, положившая начало совместной творческой работе и многолетней дружбе.

Работы М.В. Келдыша, выполняемые в НИИ-1, тесно переплетались с математическими разработками под его руководством в отделении прикладной математики Математического института Академии наук, где в 1949–1953 гг. были развернуты исследования по ракетодинамике и прикладной небесной механике (механике космического полета), оказавшие существенное влияние на развитие ракетной и космической техники. Здесь в 1953 г. были предложены и проанализированы оптимальные схемы составных ракет, баллистический спуск космического аппарата с орбиты и его использование для возвращения космонавтов, пути стабилизации аппарата с использованием поля земного тяготения и многие другие идеи.

В 1954 г. М.В. Келдышем и С.П. Королевым в Правительство СССР было направлено предложение о создании искусственного спутника Земли. В дальнейшем С.П. Королев был руководителем проектов многих сложных ракетно-космических систем, в реализации которых принимали участие десятки академических и отраслевых научных институтов, конструкторских бюро и заводов.

В 1963 г. М.В. Келдыш выступил с предложением о создании Института космических исследований (ИКИ) как головного академического института по исследованию и использованию космического пространства в интересах фундаментальной науки. Институт был создан в 1965 г.

Проекты по исследованию Солнца и солнечно-земных явлений всегда занимали одно из центральных мест в планах ведущих космических стран мира — США, России, Европы, Японии. В России особое место в этих исследованиях принадлежит программе высокоапогейных спутников серии "Прогноз". Всего было запущено 10 таких космических аппаратов (КА). Основными задачами стали исследования солнечно-земных связей, солнечной активности, ионосферы и магнитосферы Земли. ИКИ был ведущей организацией по этой программе. В целом работа спутников оказалась довольно успешной. Среди полученных результатов можно отметить регистрацию и изучение необычных межпланетных явлений после серии гигантских солнечных вспышек в августе 1972 г. С помощью измерений, выполненных на КА "Прогноз-4, -5, -6", обнаружена зона "горячей" плазмы на периферии плазмосферы и выявлена полуденно-полуночная асимметрия плазмосферы в геомагнитно-спокойные периоды. Необычно высокая орбита "Прогноза-9", почти достигавшая точки либрации в хвосте магнитосферы, позволила получить интересные результаты по солнечному ветру. В частности, обнаружено ранее предсказанное теорией возобновление регулярной структуры высокоскоростных потоков солнечного ветра на фоне спада в цикле солнечной активности; получены данные о зависимости скорости солнечного ветра от углового расстояния до гелиосферного токового слоя. В ходе реализации проекта "Интершок" на спутнике "Прогноз-10" получены более полные данные о возможности термализации ионов на фронте сверхкритических ударных волн за счет неустойчивости этого фронта.

Уникальный экспериментальный материал дала реализация в 1990-х гг. проекта "Интербол" (рис. 1). Исследования велись по единой программе сразу четырьмя разнесенными в пространстве КА. Два были основными и два — их субспутниками. Это позволило вести наблюдения одновременно в различных областях земной маг-

нитосферы и разделить пространственные и временные вариации измеряемых параметров. В результате стала более понятной природа причинно-следственных связей этих процессов, что помогает в разработке основ "космической погоды" — вариаций параметров космической среды в зависимости от солнечной активности. Полученные данные оказали существенное влияние и на представления о физике магнитосфер больших планет, а также развитие теорий процессов в далеких астрофизических объектах.

Решение рассмотренных задач будет продолжено в проекте "Резонанс", предусматривающем создание системы из четырех малых спутников на взаимодополняющих орбитах. Основная цель проекта — изучение взаимодействия электромагнитного излучения с заряженными частицами во внутренней магнитосфере Земли, проведение там активных экспериментов, а также контроль техногенных воздействий на земную магнитосферу и геофизические процессы. Полученные при этом результаты могут быть использованы для количественной оценки поведения энергичных частиц в радиационных поясах Земли и прогнозирования их состояния, а также динамики магнитных возмущений, ощутимо влияющих на жизнедеятельность людей.

Еще до начала космической эры по наблюдению хвостов комет и на основе теоретических данных было предсказано существование солнечного ветра. Плазма солнечной короны не может полностью удерживаться гравитационным полем Солнца и со сверхзвуковой скоростью убегает в межпланетное пространство, заполняя собой и "вмороженным" в нее магнитным полем, вытягиваемым из Солнца, гелиосферу, иными словами, всю Солнечную систему до границ ее взаимодействия с межзвездным газом. Существование солнечного ветра было доказано экспериментально в 1959 г. группой ученых во главе с Константином Иосифовичем Грингаузом с помощью приборов, установленных на автоматической станции "Луна-2", и позднее подтверждено при полете "Луны-3". Значительный объем наблюдений солнечного ветра был выполнен в 1970-х гг. на спутниках "Прогноз-1...-10".

Для прогнозирования космической погоды очень важен мониторинг солнечного ветра и межпланетного магнитного поля. В конце 2008 г. планируется вывести на высокоэллиптическую орбиту с высотой апогея 350 тыс. км КА "Спектр-Р", который до 90 % времени будет находиться за пределами земной магнитосферы. Он представляет собой удобную платформу для исследования межпланетной среды. В качестве попутной нагрузки на борту КА устанавливается комплекс приборов "Плазма-Ф" для проведения с высоким временным разрешением синхронных из-

мерений межпланетного магнитного поля, солнечного ветра, потоков энергичных ионов и электронов.

Мониторинг солнечного ветра планируется также выполнять с помощью нескольких микроспутников, оснащенных солнечным парусом (проект "Клиппер"). Благодаря давлению на парус фотонов солнечного света, "ослабляющих" действие солнечной гравитации, они смогут отойти от Земли на расстояние 3...4 млн км, попадут в как бы либрационную точку для Солнца с меньшим полем тяготения и стабилизируются там. Это позволит обеспечить надежное предупреждение магнитных бурь за 2...3 ч до их начала.

Для наблюдений за магнитными бурями планируется запустить и специальный спутник, который пересекал бы различные области магнитосферы и зондировал их состояние. Подобные исследования уже проводились в проекте "Интербол". Для их развития и углубления в ИКИ РАН и НПО им. С.А. Лавочкина планируют на основе имеющегося задела подготовить малый космический аппарат (ему дали предварительное название "Странник"), снабженный полным комплексом современной научной аппаратуры, и вывести его на высокоапогейную эллиптическую орбиту.

Для исследований Солнца и солнечно-земных связей на разных фазах 11-летнего солнечного цикла разработана и успешно реализуется трехспутниковая программа КОРОНАС (комплексные орбитальные околоземные наблюдения активности Солнца). В рамках этой программы в 1994 г. был запущен первый спутник "Коронас-И" (головная организация ФИАН). Он наблюдал Солнце вблизи минимума его активности. Второй аппарат "Коронас-Ф", запущенный в июле 2001 г., исследовал солнечную активность вблизи максимума текущего 23-го цикла. На его борту разместились 15 высокотехнологичных научных приборов, разработанных в основном научными организациями России (головная организация ИЗМИРАН). Основными научными задачами КА "Коронас-Ф" стали наблюдения глобальных колебаний Солнца; изучение сейсмологии его недр и внутреннего строения (активные области, вспышки, выбросы плазмы) в широком диапазоне волн — от оптики до гамма; изучение солнечных космических лучей, ускоренных во время активных процессов на Солнце, условий их выхода и распространения в межпланетном магнитном поле. Уникальность научных комплексов аппаратов "Коронас-И" и "Коронас-Ф" состояла в том, что исследовались не только солнечная активность, но и вызванные ею явления в околоземном космическом пространстве. В результате стали более понятными связи между ними.

За время полета "Коронас-Ф" получено около миллиона спектральных изображений Солнца и солнечной

короны, данные по динамике внутренних слоев Солнца и изменениям этой динамики в зависимости от солнечной активности. Впервые определено абсолютное содержание в солнечной короне ряда химических элементов.

Запуск в 2008 г. спутника "Коронас-Фотон" (головная организация МИФИ) станет продолжением этих исследований. Приборы спутника будут вести наблюдения в жестком рентгеновском и гамма-диапазонах. Их задача — изучение процессов накопления и трансформации энергии солнечных вспышек, механизмов ускорения, распространения и взаимодействия энергичных частиц в Солнце и корреляции солнечной активности с физико-химическими процессами в верхней атмосфере Земли. Российский проект входит в международную программу "Жизнь со звездой" (International living with a star, ILWS). Эти исследования помогут, в частности, понять роль процессов на Солнце в наблюдаемом сейчас глобальном потеплении. То ли оно связано с усилением солнечной активности и через какое-то время все вернется на круги своя или же является результатом антропогенного воздействия на окружающую среду и тогда Киотский протокол имеет смысл, в чем сегодня уверены далеко не все.

Не вызывает сомнений и необходимость исследований Солнца с близкого расстояния. Ясно, что программа полетов к единственной доступной для прямых исследований звезде должна быть последовательной и объединять усилия многих стран. Сегодня такие разработки ведутся и НАСА, и ЕКА. В России принят к реализации проект "Интергелиозонд". Космический аппарат планируется направить к нашему светилу с использованием гравитационного маневра у Венеры. Одной из задач проекта станет изучение параметров солнечного ветра на близких от Солнца расстояниях, а также происхождения солнечных вспышек и корональных выбросов.

В настоящее время все ведущие космические страны вносят в свои перспективные планы проекты исследований Луны. Мотивируется это целесообразностью освоения лунных ресурсов и создания внеземных баз для подготовки пилотируемых полетов к Марсу. Первый российский проект "Луна-Глоб" (головная организация ГЕОХИ) нового этапа исследований Луны (после более чем тридцатилетнего перерыва) предусматривает изучение ее внутреннего строения, поиск воды в "холодной ловушке" (затененном кратере) на лунном полюсе, а также выяснение наличия у естественного спутника Земли ядра и, если оно есть, то определение его размера. Планируются посадка малых аппаратов в экваториальном районе Луны с целью развертывания там

сети сейсмометрических станций, а также внедрение в ее подповерхностные слои скоростных пенетраторов. В Федеральной космической программе запуск КА "Луна-Глоб" назначен на 2012 г.

В планах ученых — создание на Луне радиоастрономической обсерватории нового класса. Дело в том, что космическое радиоизлучение на частотах ниже 10 МГц полностью экранируется земной ионосферой и не может наблюдаться с Земли. Луна, не обладающая собственной ионосферой, — удобная площадка для астрофизических исследований в этом диапазоне, поиска экзопланет, изучения возмущений солнечного происхождения и решения многих других задач. Лунный радиотелескоп будет представлять собой антенное поле, состоящее из отдельных приемников излучения, размещенных на площади в несколько десятков квадратных километров. Информация с каждого элемента будет передаваться в центральный узел антенной системы и затем транслироваться на Землю для дальнейшей обработки. Если антенну расположить на обратной стороне Луны, то практически будут исключены мешающие наблюдениям влияние Земли и радиоизлучение Солнца.

В изучении Марса последним российским достаточно удачным проектом была экспедиция "Фобос" 1988 г., в ходе которой выполнены результативные исследования и самой планеты, и ее естественного спутника. А вот следующий проект — "Марс-96", — по сути, стал "могилишкой" больших планетных программ советского периода. Из-за отказа разгонного блока космический аппарат не вышел на межпланетную траекторию.

В условиях последующего хронического недофинансирования отечественных космических исследований сравнительно недорогим, но эффективным средством получения новых результатов для российских ученых стало участие со своими приборами в планетных проектах других стран. Так, российский детектор высокоэнергичных нейтронов HEND (high energy neutron detector) успешно выполнил одну из основных научных задач американского проекта "Марс-Одиссей" — исследования нейтронного излучения Марса. По данным прибора обнаружены огромные запасы воды непосредственно под поверхностью планеты. Продолжением этих исследований станет работа аналогичного прибора DAN (dynamic albedo of neutrons — динамическое альbedo нейтронов) в составе научного комплекса американской миссии MSL ("Марсианская научная лаборатория"), начало реализации которой запланировано на 2009 г. На поверхность Марса планируется десантировать подвижную лабораторию — марсоход. По ходу его движения будет измеряться содержание воды в марсианском грунте.

ИКИ РАН принимал участие также в первой европейской планетной миссии "Марс-Экспресс" (рис. 2). Ученые института изготовили ряд узлов и блоков для установленных на борту станции спектрометров ОМЕГА, ПФС и СПИКАМ.

В настоящее время в приоритетном порядке создается отечественный космический комплекс "Фобос-Грунт" (рис. 3). В основу его конструктивно-компоновочной схемы положен модульный принцип с максимально возможным использованием ранее отработанных конструкторских и технологических решений. В основе проекта — комплексные исследования планеты и "увязка" с миссиями, выполняемыми другими странами. При этом предполагается изучить природу воды на Марсе и эволюцию гидросферы, детально исследовать геохимию органических соединений (если они будут обнаружены), включая биогенные признаки, в прошлую и современную эпоху и внутреннее строение Марса с использованием геофизических методов, в частности бурения.

Исследования марсианского спутника Фобоса, отнесенного к разряду потенциальных носителей первородного вещества, из которого образовались планеты Солнечной системы, — одна из важнейших задач планетологии. Миссия "Фобос-Грунт" — первый этап возобновляемых работ в этом направлении. Основная ее цель — доставка на Землю образцов грунта марсианского спутника. Вместе с тем в ходе межпланетного перелета и после контакта с поверхностью Фобоса планиру-



Рис. 2. Европейская автоматическая межпланетная станция "Марс-Экспресс"

ется выполнить еще около 20 научных экспериментов. При подлете станции (рис. 4) к Марсу будут проводиться глобальные наблюдения его поверхности с орбиты искусственного спутника планеты с целью выбора районов, наиболее перспективных для исследований в последующих миссиях. Практически сразу после посадки на Фобос должен быть выполнен экспресс-анализ грунта — спектрометрические исследования, изучение оптических и механических свойств, глубокое просвечивание. Предусмотрен вариант отбора с поверх-

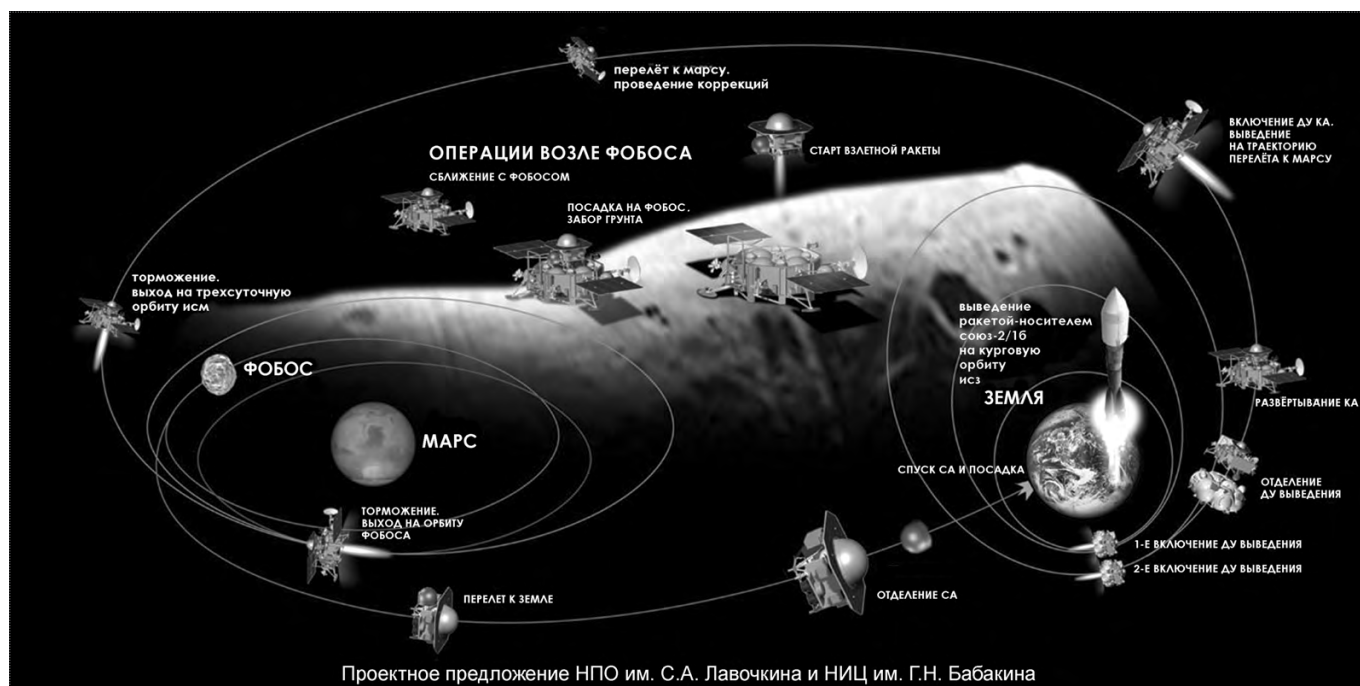


Рис. 3. Схема экспедиции "Фобос-Грунт"

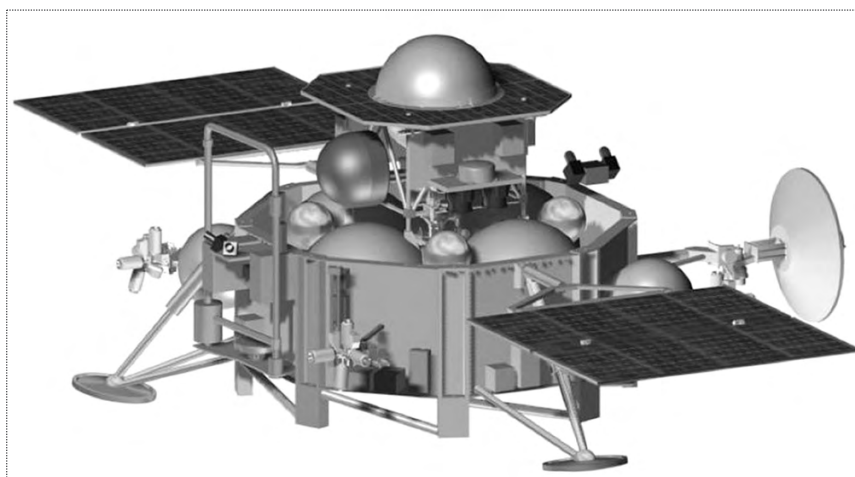


Рис. 4. Космический аппарат "Фобос-Грунт"

ности Фобоса с помощью небольшого манипулятора наиболее интересных образцов. Укладка с 200 г грунта будет размещена в возвращаемой капсуле, после чего загерметизирована. Обратный старт с Фобоса предполагается осуществить через несколько дней после посадки. На его поверхности останется посадочный модуль с научной аппаратурой для дальнейших исследований Фобоса и самого Марса. Приборы рассчитаны на активное функционирование в течение года.

Интересно отметить, что в состав научного комплекса "Фобос-Грунт" входит китайская автоматическая станция, предназначенная для исследований Марса с орбиты его искусственного спутника. Кроме того, обсуждается возможность состыковки российской миссии с европейской "Экзомарс", которая предусматривает десантирование на поверхность планеты тяжелого марсохода с буровой установкой на борту. Основная задача европейского проекта — поиск следов жизни, возможно, когда-то существовавшей на Марсе. В этих экспериментах, очевидно, примут участие и российские ученые. Российская станция, которая будет десантирована на марсианский спутник Фобос, могла бы послужить ретранслятором для передачи информации с европейского аппарата на Землю. В этом случае у европейцев отпадет надобность в марсианском орбитальном аппарате для ретрансляции информации, а Россия могла бы сэкономить на создании наземного комплекса приема данных со своей станции на Фобосе.

Второй этап отечественной программы исследований Марса предусматривает проведение контактных исследований в выбранных в ходе реализации проекта "Фобос-Грунт" районах планеты. Для этого туда будет десантирован марсоход.

Наконец, третий этап исследований планеты — миссия "Марс-Грунт". Основная ее задача — доставка на Землю образцов марсианского (планетного) вещества.

Исследования Венеры ведутся сегодня с помощью европейской станции "Венера-Экспресс", которая стала первым за последние два десятилетия космическим аппаратом, специально нацеленным на исследования атмосферы, околопланетной плазмы и поверхности Венеры. Российские ученые были привлечены к проекту на самых ранних этапах его подготовки и внесли значительный вклад в разработку этого проекта и его научной программы и научной аппаратуры. Возврат к "забытой планете" с

использованием современного КА с широкими возможностями орбитальных наблюдений, оснащенного мощным комплексом научной аппаратуры, позволил провести глобальный обзор физических и химических процессов в атмосфере планеты и уточнить результаты исследований первого этапа изучения Венеры космическими средствами, дополнить их новыми данными.

Характерная черта возобновляемых сегодня исследований Венеры — их новое качество. В Федеральную космическую программу 2006–2015 гг. был включен проект "Венера-Д". Речь шла о создании космического комплекса для детального исследования атмосферы и самой планеты в течение достаточно длительного времени. Предполагалось, что масса КА, который должен будет полететь к Венере, составит 1,5 т, а масса десантируемого модуля — около 1 т. Его научная аппаратура должна была сохранять работоспособность в условиях высоких температур и давления в течение примерно месяца. Для сравнения: посадочные аппараты предыдущих венерианских станций "жили" на поверхности планеты не более полутора часов.

В настоящее время рассматривается возможность совмещения российской миссии "Венера-Д" с европейской программой исследований Венеры. Совместный проект, получивший название European Venus Explorer (EVE), представлен в ЕКА в рамках программы Cosmic Vision и успешно прошел первый этап отбора (всего отобрано 8 проектов). Задача совместного российско-европейского проекта — комплексные исследования атмосферы, облаков и взаимодействия атмосферы с поверхностью в целях лучшего понимания эволюции Венеры и ее климата и сопоставления с аналогичными процессами на Земле и других планетах. В состав полезной нагрузки космического

аппарата войдут европейский орбитальный модуль, созданный на базе станции "Венера-Экспресс"; российский посадочный аппарат новой, оригинальной разработки, который, возможно, будет содержать долгоживущий элемент с научной аппаратурой; европейский аэростат (возможно, со сбрасываемыми на поверхность планеты небольшими зондами с минимальным набором измерительной аппаратуры) для исследований в атмосфере планеты. Российская сторона также поставит для проекта системы входа/спуска в атмосфере для десантируемого модуля и аэростата. Поскольку миссия станет совместной, во всех сегментах будет обеспечена возможность обмена местами для размещения научной аппаратуры, т.е. европейские приборы могут быть установлены на российском спускаемом аппарате, а российские — на европейских: на орбитальном модуле и в гондоле аэростата. Очевидно, будут и совместные научные приборы.

Возможно участие в миссии и небольшого японского низколетающего аэростата. Если европейский баллон разрабатывается для дрейфа на высотах с достаточно комфортными по температуре и давлению условиями, то японский должен будет работать в подоблачной зоне примерно на 35-километровой высоте от поверхности, где атмосфера уже горячая и давление высокое. Сочетание измерений на разных уровнях даст много дополнительной информации.

В случае, если миссия EVE не будет принята Европейским космическим агентством, предусмотрен вариант возврата к отечественному проекту "Венера-Д", включенному в Федеральную космическую программу 2006–2015 гг. При этом разработки, выполненные в процессе подготовки предложений по EVE, будут использованы в российском проекте.

Последние разработки отечественной космической техники и технологий, выполненные в НПО им. С.А. Лавочкина, делают возможными полеты автоматических КА на периферию Солнечной системы, к планетам-гигантам и их естественным спутникам, некоторые из которых имеют собственные атмосферы. Решение подобных задач, а также полеты к объектам пояса Койпера, доставка на Землю образцов вещества астероидов (проект "Астероид-Грунт") или из ядра кометы (проект "Комета-Грунт") относятся к более отдаленной перспективе. Однако уже сегодня имеется хороший задел в виде проработок компоновок новых космических комплексов и выполненного системного анализа предлагаемых миссий. Кроме того, одна из особенностей современной "планетной экспансии" заключается в том, что, например, освоение Марса или развертывание обитае-

мой лунной базы может быть существенно оптимизировано как в части технических решений, так и по стоимости их реализации путем вполне реальной сегодня координации усилий многих стран.

Первая отечественная полноценная астрофизическая внеатмосферная обсерватория выведена в космос в марте 1983 г. Она получила название "Астрон". На ней было установлено два больших прибора: ультрафиолетовый телескоп Крымской астрофизической обсерватории с диаметром зеркал 90 см и рентгеновский телескоп, созданный в ИКИ. Сам космический аппарат разрабатывался в НПО им. С.А. Лавочкина на базе автоматической межпланетной станции "Венера".

В начале 1980-х гг. было принято решение об установке на одном из модулей космической станции "Мир" рентгеновской аппаратуры. Обсерватория, которая вскоре получила название "Рентген", на астрофизическом модуле "Квант" орбитального комплекса "Мир" работала в космосе с 1987 г. практически вплоть до затопления станции.

В 1989 г. на орбиту выводится новая космическая обсерватория — "Гранат". Среди важнейших результатов "Кванта" и "Граната" — открытие вспыхивающего рентгеновского пульсара, слежение за изменением периодов вращения многих десятков рентгеновских пульсаров, обнаружение десятков рентгеновских всплесков от нейтронных звезд — барстеров и многие другие.

К этому времени астрофизики уже стали осознавать необходимость перехода к проектам, в которых использовалась бы рентгеновская оптика косого падения, позволяющая в сотни раз увеличить чувствительность телескопов по сравнению с приборами с кодирующей апертурой. Во время празднования 30-летия запуска первого спутника Земли в Москве состоялся большой международный симпозиум, на котором была предложена концепция международной высокоапогейной рентгеновской обсерватории с телескопом косого падения и рядом других приборов. Проект получил название "Спектр-Рентген-Гамма" (рис. 5). В рамках проекта предполагалось, что Россия будет иметь 50 % данных со всех приборов обсерватории. Оставшееся время поделят между собой страны, поставившие научные приборы, включая Россию.

Несмотря на высокую степень готовности самых больших телескопов реализация проекта, в основном из-за проблем с финансированием, постоянно задерживалась. В целях удешевления проекта Российской академией наук и Роскосмосом было принято решение о выведении обсерватории на орбиту не тяжелым "Протоном", а носителем среднего класса. Это, в свою очередь, заставило отказаться от ряда приборов. Затем Россия и ЕКА приняли решение скоординировать свои космические программы исследований в рентгеновском диапа-

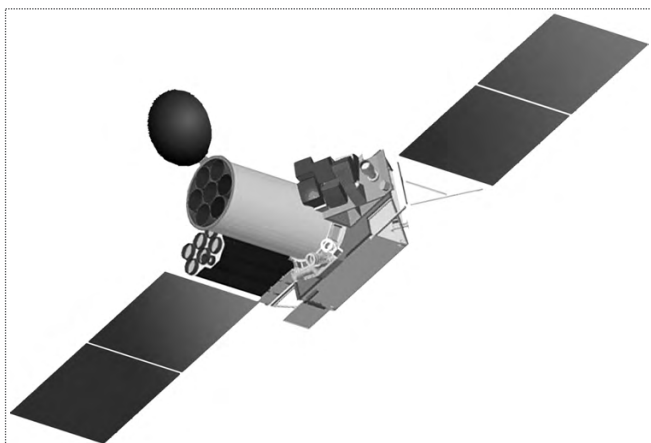


Рис. 5. Международная рентгеновская обсерватория "Спектр-Рентген-Гамма" (рисунок)

зоне. В итоге проект преобразовался в российско-европейскую программу "Спектр-РГ/eROSITA/Lobster" ("Спектр" остался как реликт от названия первоначально планируемой для обсерватории базовой космической платформы), реализация которой впервые позволит выполнить обзор всего неба в широком диапазоне энергий при помощи рентгеновских телескопов, строящих изображение. Ожидается, что в ходе обзора удастся обнаружить скрытую популяцию из более 100 тыс. сверхмассивных черных дыр. Будут также регулярно (каждые 1,5 ч) выполняться наблюдения с целью изучения переменности рентгеновских источников. После обзора всего неба планируется выполнить глубокие обзоры с более высокой чувствительностью отдельных его участков в направлении галактических полюсов. При этом, по предварительным оценкам, удастся обнаружить около

50 тыс. неизвестных галактик и провести детальные исследования некоторых из них на предмет изучения природы темной энергии (энергии космического вакуума, направленной против гравитационных сил притяжения и обеспечивающей бесконечное расширение Вселенной) и темной материи (скрытой массы), что считается наиболее важной фундаментальной проблемой современной науки.

Рассматривается возможность реализации для обсерватории идеальной по условиям фоновой радиации экваториальной орбиты высотой 580...600 км, т.е. ниже радиационных поясов Земли. Околоземная экваториальная орбита российско-европейской обсерватории обеспечит фоновые условия для наблюдений, на порядок величины лучшие, чем у работающих сегодня в космосе рентгеновских телескопов Chandra и XMM-Newton. Это позволит выполнить детальные наблюдения протяженных астрофизических объектов с низкой поверхностной яркостью. Такая орбита может быть реализована при запуске обсерватории с космодрома Куру во Французской Гвиане РН "Союз-2.1б" с разгонным блоком "Фрегат". Остается и вариант запуска с Байконура. Выведение обсерватории на орбиту запланировано на 2011 г. Срок ее эксплуатации — 7...10 лет.

Еще на раннем этапе подготовки астрофизических проектов обсуждался вопрос, какому проекту — "Спектр-Рентген-Гамма" или "Спектр-Радиоастрон" (рис. 6) — быть первому. Определенную роль в его решении сыграло выведение на орбиту европейской обсерватории "Интеграл" российским носителем "Протон". Первоначально ее планировали запустить американской ракетой-носителем. Предварительные прикидки, выпол-

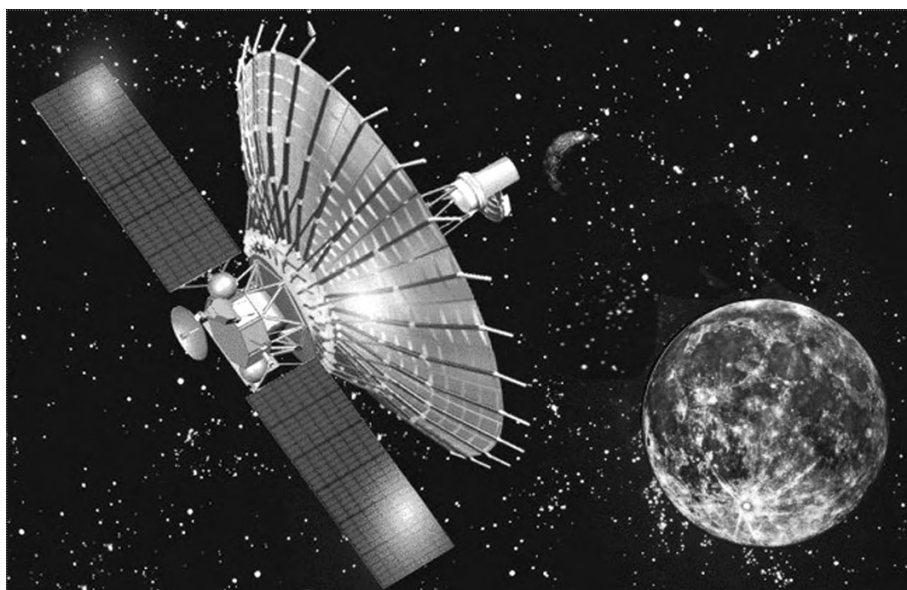


Рис. 6. Космическая радиообсерватория "Спектр-Радиоастрон" (рисунок)

ненные в ИКИ, показали, что орбита, обеспечиваемая "Протоном", дает в 1,5 раза больше наблюдательного времени, чем в случае использования американского носителя. Российская сторона предложила, чтобы все дополнительное наблюдательное время, которое даст вывод обсерватории на орбиту "Протоном", принадлежало российским ученым. При этом европейцам не нужно будет оплачивать запуск, и им гарантировался тот же объем наблюдательного времени, как и в случае использования американского носителя. В результате принимается компромиссное решение — Россия получает 25 % наблюдательного времени, не вкладывая ни одного рубля в создание космического аппарата и научных приборов, общая стоимость которых превышала 500 млн дол. А поскольку "Интеграл" работает в том же диапазоне энергий, что и "Спектр-РГ", было решено, что первым будет выведен на орбиту "Спектр-Радиоастрон" (головная организация — Астрокосмический центр ФИАН).

Радиообсерватория должна быть запущена в конце 2008 г. Ранее назывались сроки 2006—2007 гг. Основная цель проекта — создание наземно-космической системы, состоящей из орбитального инструмента с раскрывающейся в космосе 12-метровой параболической антенной и наземной сети крупнейших радиотелескопов мира. По своей разрешающей способности такая система — ее называют радиоинтерферометром — будет эквивалентна гигантскому радиотелескопу с диаметром антенны, равным расстоянию между наземными и космическими инструментами. При высоте орбиты в 350 тыс. км она составит сотысячные доли секунды. Основная цель радиоинтерферометра — рассмотреть компактные радиоисточники во Вселенной — квазары, активные ядра галактик и т.п.

Еще одна обсерватория — "Спектр-УФТ" (международное название "Всемирная космическая обсерватория") по плану должна отправиться в космос в 2010 г. (головная организация по проекту Институт астрономии РАН). Российский телескоп будет способен "видеть" космические тела с излучением, в 20 раз более слабым, чем наблюдаемые самым мощным на сегодняшний день американским телескопом "Хаббл". Причем последний работает на околоземной орбите, из-за чего теряется до 50 % наблюдательного времени. "Спектр-УФТ" планируется вывести на очень вытянутую орбиту с апогеем не менее 300 тыс. км. Это позволит минимизировать мешающее наблюдениям влияние Земли и Луны. Как следствие, российский телескоп позволит получать при сравнимом с хаббловскими наблюдениями качестве спектры для объектов, в 20 раз более слабых, чем доступные американскому инструменту.

Перспективным научным направлением в космосе считается проведение фундаментальных исследований с помощью автоматических малоразмерных космических аппаратов (МКА). Одно из основных их достоинств — ценовая привлекательность изготовления и выведения в космос. Они относительно недороги, легко модифицируются для решения тех или иных задач, могут выводиться в космос носителями легкого класса или более тяжелыми ракетами сразу по нескольку, вплоть до десятков. Применение МКА снижает масштабы возможных убытков при запуске или отказе в работе на орбите. С учетом невысокой стоимости таких аппаратов из них могут быть сформированы многоспутниковые системы для исследований Солнца и солнечно-земных связей; космических лучей; физических явлений в атмосфере, ионосфере и магнитосфере Земли. С их помощью могут выполняться наблюдения Земли из космоса в интересах фундаментальных научных исследований и мониторинг поверхности Мирового океана, в том числе динамики и детальной структуры океанической поверхности.

Например, в ИКИ РАН разработана малая космическая платформа, получившая название "Чибиc", массой всего в несколько десятков килограммов, одной из задач которой станет мониторинг источников парниковых газов по всему земному шару.

В качестве примера малого космического аппарата для научных исследований можно привести разработанную в НПО им. С.А. Лавочкина унифицированную платформу "Карат", масса которой с учетом заправки топливом и конструкторского резерва составляет всего 96 кг. При этом она способна нести на себе до 60 кг полезной нагрузки. МКА на базе платформы "Карат" может быть выведен на орбиту в качестве как автономного зонда, так и попутного (с другими космическими аппаратами) груза. При этом возможности по формированию его рабочей орбиты могут быть расширены благодаря использованию разгонной двигательной установки.

На базе унифицированной платформы "Яхта", созданной ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, уже работает спутник дистанционного зондирования Земли "Монитор-Э".

В мае 2006 г. выведен на орбиту спутник "Компас-2", созданный совместными усилиями Ракетного центра В.П. Макеева и ИЗМИРАН. Одна из задач, которая решается с его помощью, — оценка в реальном космическом полете возможностей специализированных орбитальных средств по обнаружению предвестников землетрясений и статистической оправданности прогнозов. Основой спутника служит малая космическая платформа разработки Центра В.П. Макеева.



ПОЛИЩУК
Георгий Максимович —
генеральный конструктор
и генеральный директор
НПО им. С.А. Лавочкина,
профессор, доктор техн.
наук



АСМУС
Василий Валентинович —
директор ГУ "НИЦ
"Планета", профессор,
доктор физ.-мат. наук



ПИЧХАДЗЕ
Константин Михайлович —
первый заместитель
генерального конструктора
и генерального директора
НПО им. С.А. Лавочкина,
академик РАКЦ,
профессор, доктор техн.
наук

Космическая система для инновационного социально-экономического развития северных регионов России

Г.М. Полищук, В.В. Асмус, К.М. Пичхадзе

Обосновано предложение по созданию multifunctional космической системы для нужд гидрометеорологии, дистанционного зондирования Земли и связи северных регионов России.

G.M. Polischuk, V.V. Asmus, K.M. Pichkhadze. Space System For Innovation Social-economic Developmet Of North Regions Of Russia

Explanation of proposal on creation of multifunctional space system for needs of hydrometeorology, remote sounding of the Earth and north regions of Russia is presented.

В настоящее время актуальной проблемой является динамичное социально-экономическое развитие северных регионов России, в частности освоение труднодоступных природных ресурсов (например, углеводородных), решение транспортных задач по обеспечению эффективной навигации по Северному морскому пути и безопасному полету авиации в высоких широтах и через Северный полюс Земли.

Известно, что Северный морской путь является наиболее эффективной транспортной артерией, связывающей труднодоступные северные регионы страны между собой и с Большой землей, а также Россию и Европу с Тихоокеанским регионом, особенно с Японией, Китаем и странами Юго-Восточной Азии.

Непредсказуемые аномальные явления природного и техногенного характера могут приводить к значительным людским и экономическим потерям. В связи с этим обостряется проблема повышения достоверности среднесрочных и долгосрочных прогнозов. До недавнего времени гидрометеорологическую информацию в северных регионах получали с наземных и авиационных платформ, которые уже не отвечают современным требованиям.

Регулярное поступление от спутниковых систем комплексной информации по северным регионам нашей страны является необходимым условием для эффективного решения гидрометеорологических, геофизических, геологических, экологических и других, актуальных для арктической зоны задач, таких как контроль деятельности человека, мониторинг чрезвычайных ситуаций, развитие информационной инфраструктуры.

Исследования показали, что для социально-экономического развития северных регионов страны в целом требуется существенное повышение уровня анализа и прогноза погоды в региональном (Арктика) и глобальном масштабах, ледовой обстановки в морях Северного Ледовитого океана, гелиогеофизической обстановки в околоземном пространстве, условий полета авиации.

Кроме того, необходимо поднять уровень мониторинга чрезвычайных ситуаций природного и техногенного происхождения, мониторинга климатических изменений, повысить эффективность сбора и ретрансляции информации с наблюдательных платформ

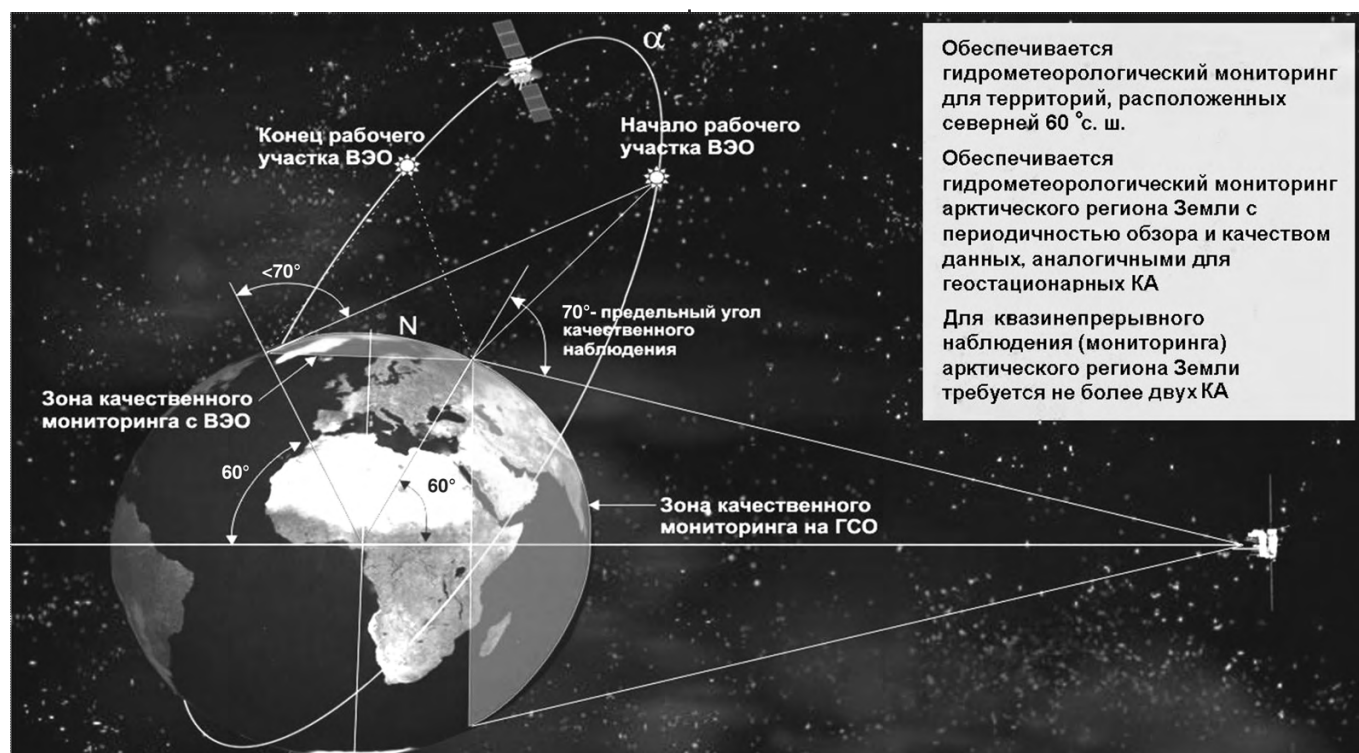


Рис. 1. Преимущества высокоэллиптической орбиты при наблюдении арктического региона

наземного, морского и воздушного базирования, а также ускорить обмен информацией и распространение обработанных гидрометеорологических и гелиогеофизических данных.

В последнее время в гидрометеорологии используются численные методы прогноза погоды. При этом значительно повысилась точность среднесрочного и долгосрочного прогнозов. Аномально большие ошибки в результатах (особенно по северным территориям) обусловлены, прежде всего, погрешностями задания начальных условий, которые зависят от качества исходной информации и должны быть универсальными. До сих пор эти исходные данные получают от международной базовой группировки метеорологических геостационарных космических аппаратов, которые для сканирования высоких широт Земли малоэффективны.

Для решения перечисленных ранее задач предлагается создание многоцелевой гидрометеорологической космической системы (КС "Арктика"), ориентированной на комплексную информационную поддержку решения проблемных задач инновационного социально-экономического развития северных регионов России.

Дальнейший прогресс в области глобального и регионального прогноза погоды с помощью численных

методов в значительной степени зависит от следующих факторов:

получение гидрометеорологических и гелиогеофизических спутниковых данных по северным территориям и "полярным шапкам" Земли в квазинепрерывном режиме;

получение данных от высокоширотных дрейфующих буев автоматических гидрометеостанций и аварийных буев системы поиска и спасения морских и воздушных судов КОСПАС-САРСАТ по спутниковым каналам связи в круглосуточном режиме теледоступа;

оперативное доведение по спутниковым каналам связи краткосрочных гидрометеорологических прогнозов и данных о ледовой обстановке до потребителя.

Эффективность перспективной системы арктических дрейфующих буев и сети автоматических гидрометеостанций на северной территории в значительной степени будет определяться возможностями оперативной передачи данных от этих средств в региональные и национальный гидрометеорологические центры.

Арктический регион мало доступен для наблюдений спутниками международной базовой метеорологической группировки на геостационарных орбитах (ГСО) (рис. 1). С этих орбит затруднен также качест-

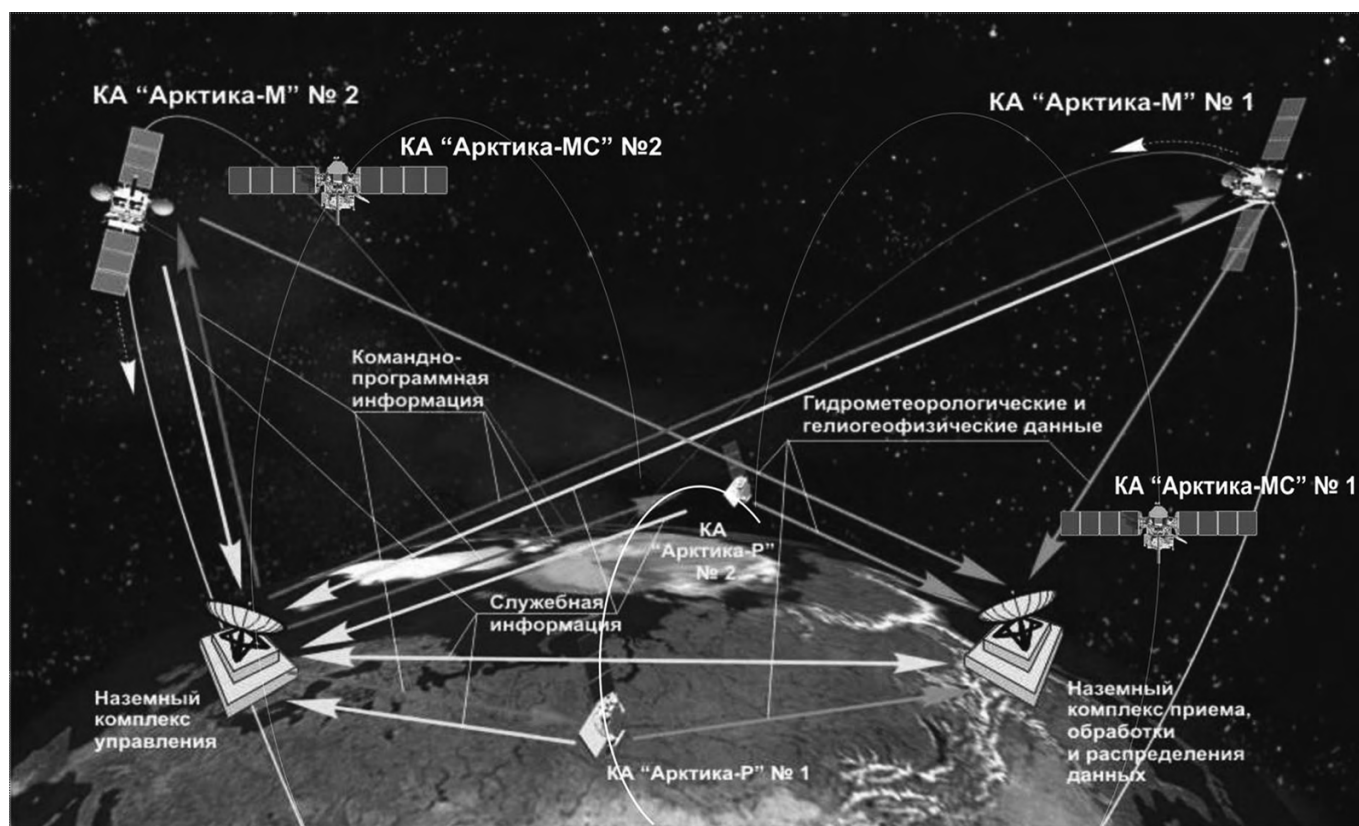


Рис. 2. Схема космической системы "Арктика"

венный прием данных с арктических дрейфующих буев и дрейфующих гидрометеостанций.

В связи с этим в последние годы заметно вырос интерес к разработке концепции спутниковых гидрометеорологических систем на высокоэллиптических орбитах (ВЭО). Кроме того, для динамичного социально-экономического развития северных регионов требуются круглосуточный всепогодный мониторинг поверхности Земли и морей Северного Ледовитого океана, а также постоянная и надежная связь и другие телекоммуникационные услуги.

В НПО им. С.А. Лавочкина и НИЦ "Планета" были проведены предпроектные исследования по созданию многофункциональной космической системы (КС) "Арктика" для обеспечения потребностей социально-экономического развития северных регионов России (гидрометеорология, дистанционное зондирование Земли, связь). В целом она состоит из ракетно-космического комплекса; наземного комплекса приема, обработки и распространения данных; наземного комплекса управления КА; наземного сегмента системы связи.

Ракетно-космический комплекс включает два космических аппарата "Арктика-М" на высокоэллипти-

ческих орбитах с многоспектральными сканирующими устройствами, два космических аппарата "Арктика-Р" на низких орбитах с многофункциональными многорежимными радиолокаторами бокового обзора Х-диапазона с радиометрами, два специализированных космических аппарата связи "Арктика-МС" на высокоэллиптических орбитах, средства подготовки к запуску КА с наземной инфраструктурой.

Наиболее рациональными, по нашему мнению, для КА "Арктика-М" и "Арктика-МС" являются высокоэллиптические орбиты с высотой апогея ~ 40 000 км, высотой перигея ~ 1000 км, наклонением ~ 63° и периодом обращения КА ~ 12 ч. Эти орбиты не только обеспечивают необходимый обзор северной территории, но и дают возможность применения существующих многозональных сканирующих устройств с геостационарных гидрометеорологических спутников с незначительными усовершенствованиями. Срок активного существования КА на орбите благодаря относительно приемлемым радиационным условиям составляет ~ 7 лет.

НПО им. С.А. Лавочкина имеет значительный опыт по запуску КА на указанные орбиты, а также опыт эксплуатации и управления полетом указанных аппаратов. Были запущены более 100 КА серии "Око-1", "Прогноз", "Интербол" и др.

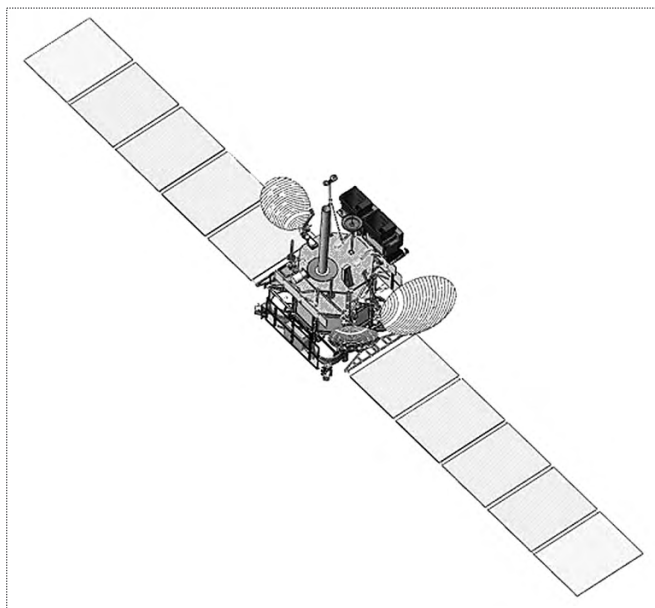


Рис. 3. Космический аппарат "Арктика-М"

Космические аппараты "Арктика-М" функционально дополняют существующую международную геостационарную метеорологическую систему и создадут основу непрерывных глобальных наблюдений Земли в XXI веке.

Наземные средства КС "Арктика" (рис. 2) представляют собой территориально-распределенную систему центров приема, обработки и доведения информации до потребителя.

По результатам предварительной проработки полезная нагрузка КА "Арктика-М" (рис. 3) включает следующие системы и комплексы:

- многоканальный сканер;
- гелиогеофизический аппаратный комплекс;
- бортовой радиотехнический комплекс;
- бортовую систему сбора данных.

Эта целевая аппаратура будет адаптироваться с КА "Электро-Л", создание которого завершено в НПО им. С.А. Лавочкина. Запуск намечен на середину 2008 г.

Потребности развития северных регионов страны и арктического региона в целом также требуют непрерывных космических наблюдений в следующих целях:

- обеспечение безопасной навигации по Северному морскому пути;
- обеспечение безопасности трансполярных и региональных полетов авиации;
- контроль чрезвычайных ситуаций природного и техногенного происхождения;
- освоение нефтегазоносных месторождений в Баренцевом море, на полуострове Ямал, в бассейнах рек Обь, Енисей, Лена;

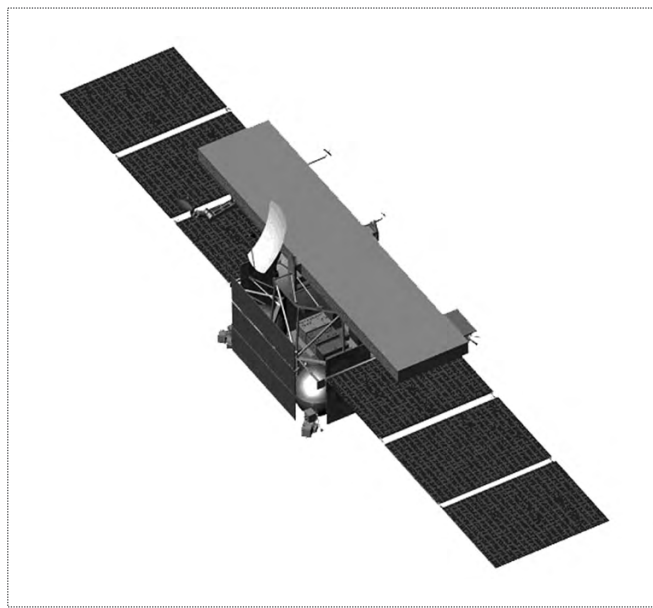


Рис. 4. Космический аппарат "Арктика-Р". Функционирует на круговых орбитах высотой 550...650 км с наклоном 98°

обеспечение эффективного функционирования рыбопромыслового флота;

наблюдение за деятельностью промысловых судов в экономической зоне России и др.

Из-за специфики климатических условий рассматриваемых регионов наблюдение за ними из космоса эффективно только при использовании радиолокационных средств. При этом нужно выбрать наиболее рациональный вариант радиолокатора. Прежде всего должна быть оценена информативность радиолокационной съемки для решения приведенных задач.

Космический аппарат "Арктика-Р" (рис. 4) должен с высокой оперативностью обеспечить:

- детальную съемку с высоким разрешением 1...2 м;
- обзорную съемку с разрешением 3...5 м;
- маршрутную съемку с разрешением до 150 м;
- получение результатов радиолокационного наблюдения объектов с периодичностью 4...6 ч.

Указанным требованиям (с учетом существующего задела в нашей стране) в наибольшей степени соответствует радиолокатор с синтезированной аппаратурой на базе АФАР.

Еще одной важной составляющей многофункциональной космической системы "Арктика" являются специализированные спутники связи. КА "Арктика-МС" (рис. 5) должны обеспечить:

- телефонную связь для фиксированных и подвижных абонентов;
- передачу информации, в том числе интернет;
- факсимильную связь;
- мобильную связь;
- радио и телевидение;

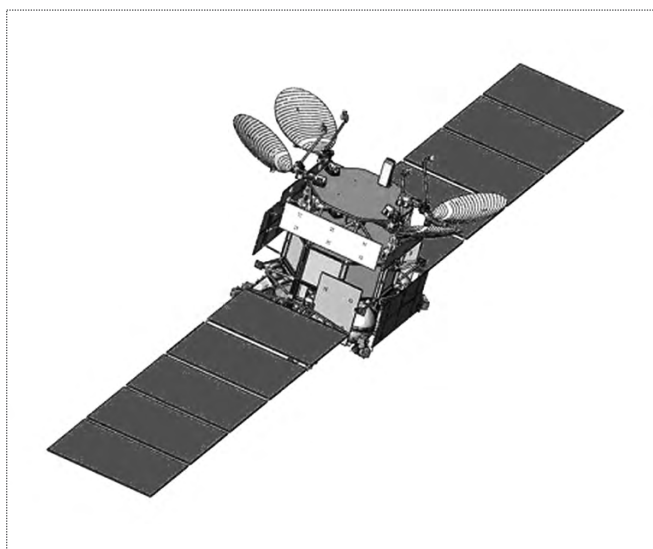


Рис. 5. Космический аппарат "Арктика-МС"

для обеспечения передачи данных систем ГЛОНАСС и GPS.

Таким образом, создание КС "Арктика" в полной комплектации позволит комплексно решить задачи инновационного социально-экономического развития северных регионов России и международного транспортного сообщения; обеспечит прогресс в области прогноза погоды (как в региональном, так и в глобальном масштабах) и в сфере предсказания опасных природных и климатических аномалий; создаст развитую информационную инфраструктуру для обеспечения безопасной эксплуатации транспортной системы, мониторинга экологической обстановки; создаст информационную основу для расширения углеводородной и минерально-сырьевой добывающей базы; обеспечит развитие непосредственного спутникового радио- и телевидения, а также предоставление полного спектра услуг связи в северных и арктических регионах.

В целях наиболее рационального использования материальных, людских и финансовых ресурсов соз-

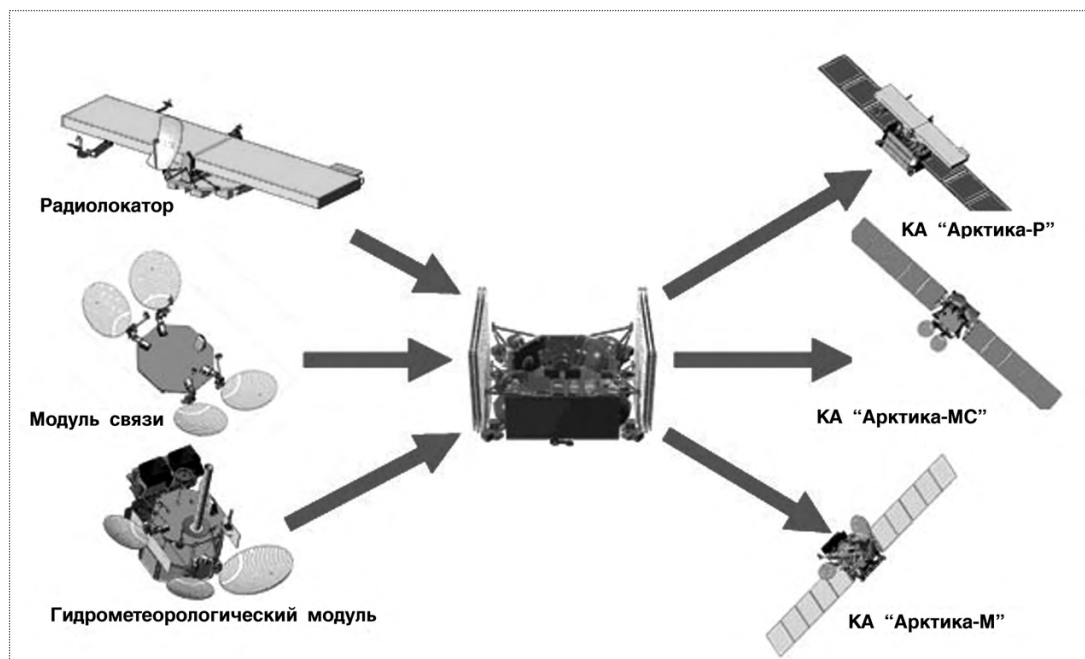


Рис. 6. Базовый модуль "Навигатор"

ретрансляцию информации, получаемой от КА "Арктика-Р", в реальном времени до потребителей и другие услуги.

Для этого на указанный спутник устанавливаются транспондеры:

для радио и телевидения;

для подвижной президентской, правительственной и специальной связи, а также в интересах управления воздушным движением;

дание КА системы "Арктика" должно осуществляться на единой орбитальной платформе. Этой концепции в наибольшей степени соответствует созданная в НПО им. С.А. Лавочкина универсальная космическая платформа "Навигатор" (рис. 6). Ее наземная отработка завершена, и в 2008 г. планируются летные испытания базового модуля в составе КА "Электро-Л" и "Спектр-Р".

УДК 629.7

Истребитель-бомбардировщик Су-34 и его экспортный вариант

Р.Г. Мартиросов



МАРТИРОСОВ
Роллан Гургенович —
главный конструктор
ОАО "ОКБ Сухого"

В статье приведены краткие сведения по истории создания истребителя-бомбардировщика Су-34 и его экспортной модификации — самолету Су-32. Приведены краткое описание конструкции и основные характеристики самолета Су-34, основные особенности самолета Су-32.

Статья содержит описание состава и функций бортового радиоэлектронного оборудования и краткие сведения по вооружению самолета.

R.G. Martirosov. Su-34 Fighter-Bomber And Its Export Version

The article presents a short historical spotlight on the development of the Su-34 fighter-bomber and its Su-32 export version, providing general information about the primary specifications and design features of the former and describing main distinguishing points of the latter.

The article also describes the composition and functions of aircraft's avionics and gives a brief account of its weapon suite.

В декабре 2006 года в торжественной обстановке на территории летно-исследовательской станции ОАО "НАПО им. Чкалова" главнокомандующий ВВС Российской Федерации В.С. Михайлов подписал акт о приемке первых двух серийных истребителей-бомбардировщиков Су-34 с бортовыми номерами 01 и 02.

Таким образом, впервые за последние 15 лет на вооружение ВВС России начали поступать новейшие перспективные самолеты.

Хотя при разработке самолета и был использован ряд эффективных технологий, впервые примененных на истребителе Су-27, проект ОАО "ОКБ Сухого", обозначаемый сегодня как Су-34, представляет собой полностью новый самолет.

При этом основные технические решения по облику самолета, специальной кабине экипажа с комфортными условиями для длительных полетов, составу бортового радиоэлектронного оборудования были сформулированы генеральным конструктором ОАО "ОКБ Сухого" М.П. Симоновым в самом начале разработки проекта.

Создание самолета пришлось на годы крайне сложных финансовых условий, тем не менее, ОАО "ОКБ Сухого" и основные разработчики комплексов и систем Су-34 не пропустили ни одного этапа технологической цепочки, определенной требованиями Министерства обороны по созданию авиационной техники военного назначения.

В ОАО "ОКБ Сухого" и на смежных предприятиях были созданы стенды для наземной отработки систем и комплексов оборудования, выполнен огромный объем стендовых работ, на стендах полунатурного моделирования продолжают наземные отработки вновь вводимых систем БРЭО и новых видов авиационных средств поражения.

В полной мере в проекте Су-34 были использованы результаты научных работ, выполненных в ГосНИИАС, ЦАГИ, ЛИИ, ЦИАМ, НИАТ и ВИАМ.

Значительную роль в создании истребителя-бомбардировщика Су-34 сыграли специалисты 30 ЦНИИ МО и 929 ГЛИЦ МО, чья принципиальная позиция и высокий профессионализм были надежной опорой для промышленности.



Рис. 1. Истребитель-бомбардировщик Су-34

При всех перипетиях внутренней политики современной России проект Су-34 поддерживали и продвигали Главнокомандующие ВВС Российской Федерации П.С. Дейнекин, А.М. Корнуков, В.С. Михайлов.

Как известно, ОАО "ОКБ Сухого" построило прототип самолета Су-34. Шесть летных образцов, а также образцы для статиспытаний и для повторно-статических испытаний были изготовлены Новосибирским авиационным производственным объединением им. В.П. Чкалова.

В процессе летных испытаний прототипа были отработаны новые решения по кабине самолета, воздухозаборникам двигателей с фиксированной геометрией и проведена тонкая увязка внешней аэродинамики самолета с полем течения на входе воздухозаборников двигателей.

На этом же образце была выполнена автономная отработка комплекса радиоэлектронного противодействия (РЭП).

При выполнении ОКР по созданию самолета Су-34 трижды была проведена модернизация его бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО), что обеспечило серийно выпускаемые образцы самым современным радиоэлектронным оборудованием.

Экспортный противокорабельный вариант самолета с обозначением Су-32ФН выставлялся в 1995 и 1997 гг. на авиасалоне в Ле Бурже, а также в 2000 г. в Фарнборо.

Ниже приведены данные по самолету Су-34, которые неоднократно публиковались в открытой печати.

Основные характеристики самолета Су-34

Взлетная масса, кг	38 240
Максимальная масса боевой нагрузки, кг	8000
Практический потолок, м	15 000
Максимальная скорость полета, км/ч	1900
Максимальный радиус действия без дозаправки и подвесных топливных баков, км	1100
Экипаж, чел.	2

Истребитель-бомбардировщик Су-34 (рис. 1) предназначен для поражения наземных (надводных) и воздушных целей в условиях огневого и информационного противодействия противника днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях.

Основными особенностями самолета Су-34, что выгодно отличает его от предшественников, являются следующие:

высокие транспортные возможности (более чем вдвое большие, чем у Су-24М);

высокие летно-технические и маневренные характеристики;

высокая выживаемость на земле и в воздухе за счет возможности базирования на грунтовых ВПП, а также благодаря бортовым средствам РЭП и развитой системе обеспечения боевой живучести (в том числе бронезащите экипажа и особо важных систем самолета);

современное цифровое бортовое радиоэлектронное оборудование отечественной разработки с мультиплексным каналом информационного обмена и прицельными системами большой дальности, обеспечивающее применение оружия днем, ночью и в сложных

метеоусловиях, причем открытая архитектура БРЭО значительно упрощает модернизацию радиоэлектронного оборудования самолета;

бортовой комплекс средств связи самолета, обеспечивающий работу самолетов Су-34 в единой информационно-управляющей сети;

высокоэффективное управляемое вооружение класса "воздух–поверхность" и "воздух–воздух" с обеспечением многоканального применения и широкая номенклатура неуправляемого авиационного вооружения;

высокая мобильность, позволяющая перегнать самолеты с использованием системы дозаправки в воздухе на дальность 9000 км за 10 ч при сохранении работоспособности экипажа за счет комфортных условий обитания, созданных благодаря специальной компоновке и дополнительному оборудованию кабины.

Схема самолета приведена на рис. 2.

Двухместный сверхзвуковой истребитель-бомбардировщик Су-34 выполнен по интегральной аэродинамической схеме с тонким крылом умеренной стреловидности, цельноповоротным дифференциальным стабилизатором и передним автоматически управляемым горизонтальным оперением. Как и у истребителя Су-27, крыло самолета адаптивное. Изменение кривизны профиля за счет отклонения поворотных носков и флаперонов производится без вмешательства летчика системой электродистанционного управления самолетом (СДУ) в зависимости от текущих значений угла атаки и перегрузки.

Два двухконтурных авиационных двигателя со смешением потоков I и II контуров в общей форсажной камере с регулируемыми сверхзвуковыми соплами установлены в отдельных мотогондолах.

Воздух к двигателю поступает от воздухозаборника с плоским клином торможения фиксированной геометрии. Нижняя часть обечайки воздухозаборника снабжена щелью для перепуска воздуха.

Для уменьшения потерь тяги двигателя в стартовых условиях на внутренней стенке воздухозаборника имеются створки подпитки.

В предкабинном отсеке размещаются радиолокатор переднего обзора с фазированной антенной решеткой, антенны радиовысотомеров, блоки электронного оборудования.

Схема кабины самолета представлена на рис. 3. Экипаж самолета размещается в бронированной кабине по схеме бок-о-бок в катапультируемых креслах К-36Д-3,5. Между креслами имеется проход для посадки пилотов. В полете в проход выдвигается средний пульт кабины. Кабина самолета позволяет стоять в полный рост и оборудована бортовым подогревателем пищи, термосами и съемной емкостью для отправления экипажем естественных надобностей. До высоты

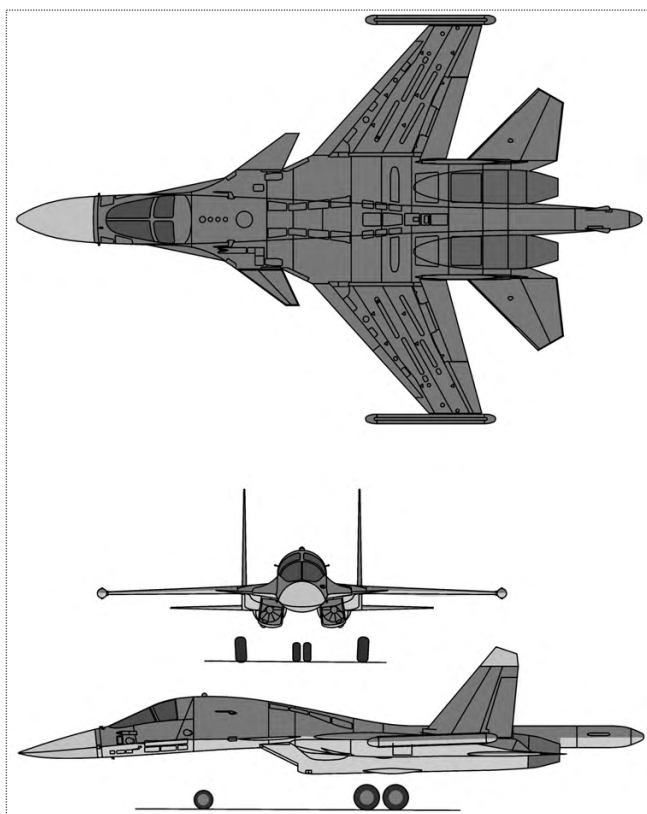


Рис. 2. Схема самолета Су-34

полета 11 км давление в кабине автоматически поддерживается на уровне, соответствующем высоте 2,5 км, что позволяет в определенных случаях обходиться без кислородных масок. Вход в кабину производится через дверь в задней стенке по лестнице, закрепленной на передней опоре шасси.

Основной объем радиоэлектронного оборудования размещен в закабинном отсеке, в нижнюю часть которого, отгороженную съемным кожухом из композиционного материала, убирается передняя опора шасси. Задняя стенка закабинного отсека одновременно является передним шпангоутом первого фюзеляжного топливного бака.

Снизу в передней части бака расположена ниша, в которую убирается оптико-механический блок лазерно-телевизионной станции наведения.

За первым топливным баком в нижней части фюзеляжа расположен бронированный расходный бак, за ним центральный отсек оборудования, доступ к которому осуществляется через люк на нижней поверхности с бронированной крышкой. В верхней части фюзеляжа перед четвертым топливным баком, размещенным в центральной хвостовой балке, расположен выдвижной контейнер с двухкупольным тормозным посадочным парашютом.

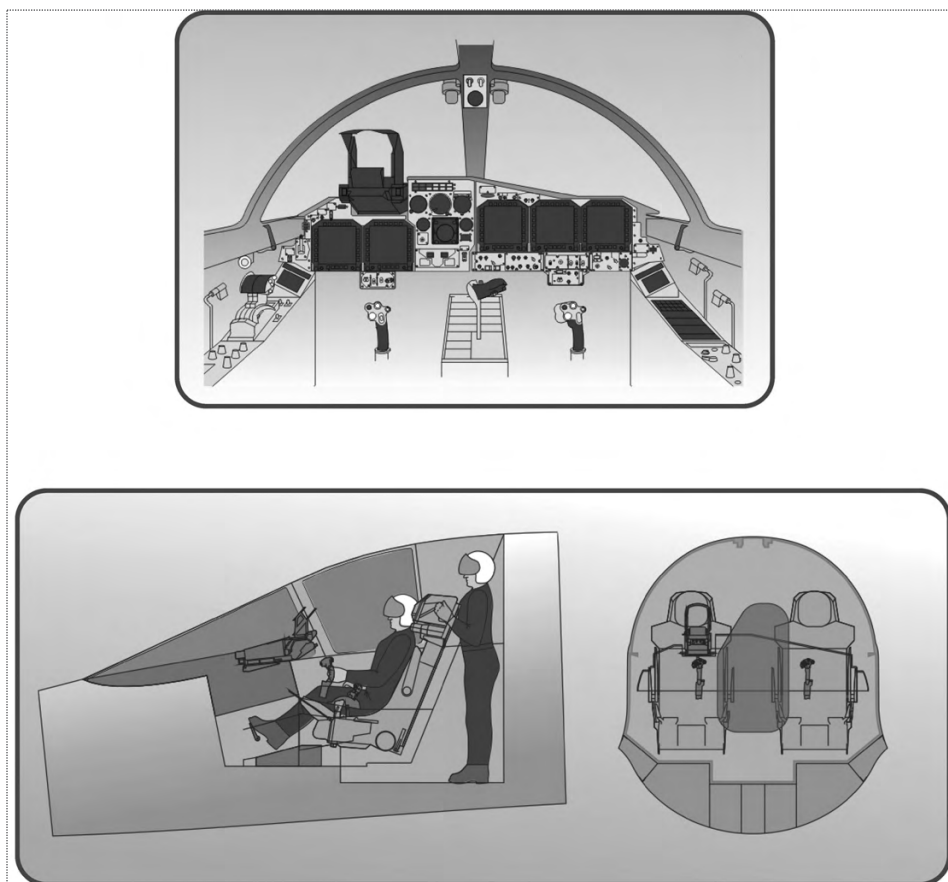


Рис. 3. Схема кабины самолета Су-34

Нижняя часть центральной хвостовой балки, выдвинутой за срез сопел авиадвигателей, содержит блоки устройства выброса ложных целей.

Экспортный вариант истребителя-бомбардировщика Су-34 по своим компоновочным и конструктивным особенностям идентичен базовому самолету.

В то же время состав радиоэлектронного оборудования и вооружения самолета Су-32 может уточняться по предложению конкретного инозаказчика при детальной проработке экспортного контракта. В качестве основы для подготовки этих материалов ОАО "ОКБ Сухого" предлагает оформленный установленным порядком вариант по составу оборудования и вооружения самолета Су-32.

Ниже будут приведены основные характеристики и краткие сведения по оборудованию и вооружению этого самолета.

Основные характеристики самолета Су-32

- Экипаж, чел. 2
- Взлетная масса, кг:
нормальная (6 × ФАБ500, 2 × РВВ-АЕ, 2 × Р-73Э,
11400 кг топлива) 39 260

- нормальная (2 × РВВ-АЕ, 2 × Р-73Э,
6000 кг топлива) 30 500
- Максимальная скорость (без подвесок), км/ч:
у земли. 1300
число М на высоте 1,6
- Дальность полета
(6 × ФАБ 500, 2 × РВВ-АЕ, 2 × Р-73Э,
с 3 подвесными топливными баками по 3000 л), км:
у земли. 1750
на высоте 3000
с двумя дозаправками 8100
- Практический потолок
(без подвесок), км 15,7
- Длина разбега, м 750
- Длина пробега
с применением тормозного парашюта, м 1000
- Максимальная эксплуатационная перегрузка,
2 × РВВ-АЕ, 2 × Р-73Э 7,5
6 × ФАБ 500, 2 × РВВ-АЕ, 2 × Р-73Э 5,5
- Максимальная масса боевой нагрузки, кг 8000*

* Прорабатывается увеличение максимальной боевой нагрузки до 9000 кг.

Бортовое радиоэлектронное оборудование самолета Су-32 выполнено по принципу открытой архитектуры и состоит из:

- радиоэлектронного комплекса, включающего в себя радиолокатор переднего обзора, центральную ЭВМ и аппаратуру системы госопознавания, комплекс радиоэлектронного противодействия;

- обзорно-прицельного навигационного комплекса;
- комплекса средств связи;

- системы предупреждения критических режимов работы;

- системы автоматического управления полетом;

- бортовой автоматизированной системы контроля и регистрации состояния оборудования и систем самолета;

- аппаратуры регистрации полетной информации;
- самолетного ответчика системы управления воздушным движением;

- системы объективного контроля;

- системы видеорегистрации и аппаратуры электромагнитной совместимости.

Основу бортового радиоэлектронного оборудования самолета Су-32 составляет обзорно-прицельный навигационный комплекс (ОПРНК) разработки ФНПЦ "Раменское приборное конструкторское бюро". Именно посредством мультиплексного канала информационного обмена этого комплекса реализуются протоколы информационного обмена с радиоэлектронным комплексом, средствами радиоэлектронного противодействия, комплексом связи, системой предупреждения критических режимов полета, системой автоматического управления, бортовой системой встроенного контроля оборудования самолета и вооружением самолета.

В составе ОПРНК работают система отображения информации СОИ-34 с пятью цветными жидкокристаллическими индикаторами МФИ-66, калиматорным авиационным индикатором (КАИ), а также многофункциональные пульта с жидкокристаллическими дисплеями ПС-2 ЖК для управления комплексами и системами самолета.

Таким образом, именно ОПРНК формирует информационно-управляющее поле кабины истребителя-бомбардировщика Су-32.

Отметим, что конструкторы комплекса обеспечили полное дублирование БЦВМ, инерционных навигационных систем, радиовысотомеров и блоков репрограммируемой памяти.

ОПРНК самолета Су-32 обеспечивает:

- обзор и прицеливание с помощью КАИ, лазерно-теlevisionной станции наведения и через телевизионные ГСН авиационных средств поражения (АСП);

- подготовку и применение различных вариантов вооружения с выдачей соответствующей индикации о выполнении циклограммы пуска АСП экипажу самолета, а также сведений об оставшемся боекомплекте;

- автоматическое и полуавтоматическое решение задач навигации днем, ночью в простых и сложных метеоусловиях, в любом районе земного шара;

- полет по запрограммированному маршруту с возможностью его изменения в полете, автоматический выход на аэродром посадки;

- полет с использованием цифровой карты местности;

- решение задач коррекции местонахождения самолета по привязанным ориентирам с помощью обзорно-прицельных систем радиоэлектронного комплекса (РЭК) и ОПРНК, а также коррекцию местонахождения с помощью бортовой спутниковой системы;

- выдачу информации в САУ для автоматического и полуавтоматического (директорного) управления при пилотировании и применении АСП;

- автоматический ввод полетного задания с носителя информации, разработанного наземным комплексом подготовки полетных данных, или ручной ввод полетного задания с пульта ПС-2ЖК в блок репрограммируемой памяти БРП-2.

Входящая в состав комплекса ОПРНК лазерно-телевизионная станция наведения (ЛТСН) обеспечивает:

- поиск, обнаружение и распознавание объектов;

- автоматическое сопровождение выделенных целей;

- лазерное дальнометрирование;

- лазерный подсвет целей;

- пеленгацию лазерного пятна.

На самолете Су-32 обеспечено автоматическое наведение на цель ЛТСН по информации от радиолокатора переднего обзора. ЛТСН состоит из оптико-механического блока, который при подготовке к атаке цели выдвигается из ниши в нижней части первого топливного бака, и электронных блоков, размещенных в закабинном отсеке. Схема атаки наземной цели с прицеливанием по ЛТСН приведена на рис. 4.

Система управления оружием (СУО) выполняет следующие функции:

- выбор типа оружия, режима и варианта его применения, подачу питающего напряжения;

- прием ответных сигналов от АСП об их состоянии, передачу в БРЭО информации о наличии, типе, количестве, месте подвески оружия и его состоянии, режиме и варианте его применения для индикации и решения комплексом прицельных задач;

- выдачу команд в систему противопомпажной защиты двигателя;

- выдачу сигналов пуска имеющихся АСП;

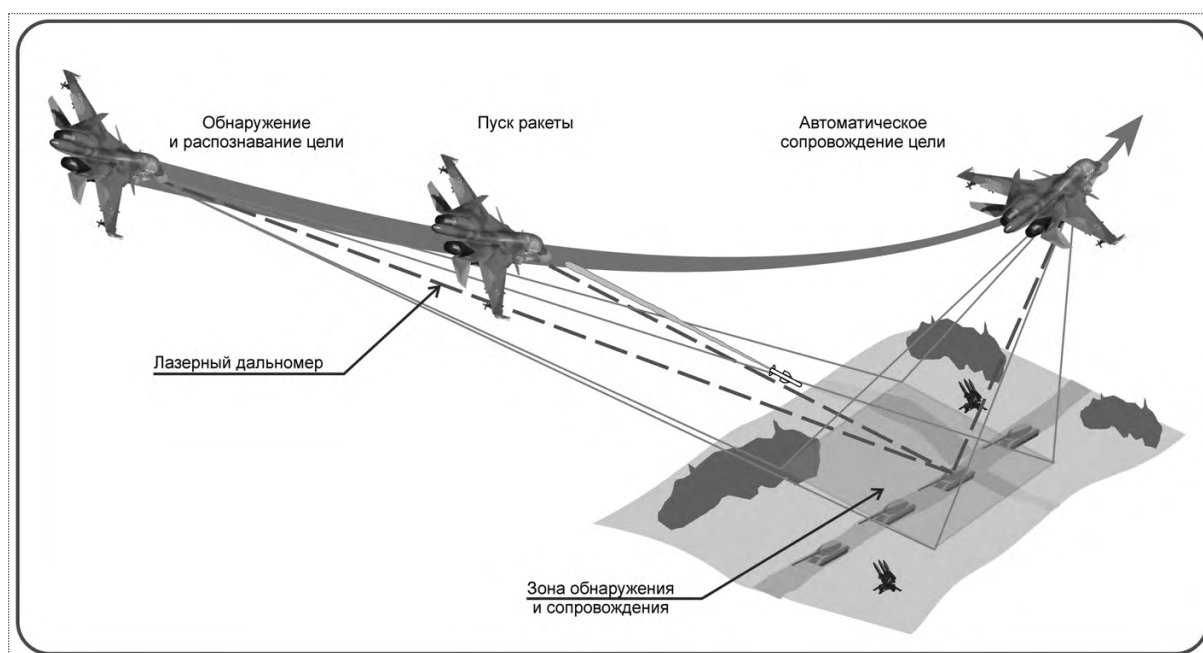


Рис. 4. Схема применения высокоточного оружия с лазерной головкой самонаведения

информацию о расходе и остатке боекомплекта пушечной установки.

Система управления оружием истребителя-бомбардировщика Су-32 обеспечивает в одном полете применение до трех типов различного авиационного оружия, не считая встроенной пушечной установки с пушкой ГШ-301. В состав СУО входит БЦВМ, разработанная ФНПЦ РПКБ.

В самом обзорно-прицельном навигационном комплексе применены такие же БЦВМ для обеспечения навигации, решения боевых прицельных задач и управления потоками информации мультиплексного канала информационного обмена.

В целях обеспечения боевой живучести и высокой надежности ОПРНК все три электронные цифровые машины комплекса полностью дублированы. При модернизации истребителя-бомбардировщика Су-32 в 2004–2005 гг. одной из задач являлась необходимость замены инерциальной системы навигации на систему ИНС-2000-01, отличающуюся от предшественницы более высокой точностью, надежностью и технологичностью при изготовлении.

Система инерциальной навигации на гиростабилизированной платформе ИНС 2000-01 вместе с датчиком измерения скорости сноса (ДИСС) ШО-13 МР обеспечивает выход в район цели и применение с высокой точностью различных средств поражения с прицеливанием по радиолокатору переднего обзора (РПО)

или прицельным системам ОПРНК без использования средств спутниковой навигации.

Бесплатформенная курсо-вертикаль СБКВ-2В является датчиком для обеспечения работы РПО в режиме высокого разрешения и, кроме того, в случае отказа ИНС 2000-01 выдает некоторые навигационные параметры.

Бортовая графическая станция (БГС) предназначена для предоставления экипажу цифровой карты местности с двумерным или трехмерным изображением.

Картографическая информация формируется наземным пунктом подготовки полетных данных и на специальном носителе вводится в БГС.

Входящая в ОПРНК система воздушных сигналов СВС с приемником воздушного давления ПВД-18-3г выдает в линию мультиплексного канала информационного обмена (МКИО) цифровую информацию о числе М, приборной и истинной скоростях полета, барометрической высоте и скороподъемности.

Для измерения высоты полета радиотехническим способом на самолете Су-32 применяются два радиовысотомера А-075-04 (100 % дублирование). Кроме того, в состав ОПРНК входят радиосистема ближней навигации и посадки РСБН-85, спутниковая навигационная система А-737, два блока репрограммируемой памяти БРП-2, автоматический радиокompас АРК-25, устройство сопряжения УС-34, две кнопки

управления перекрестием КУ-31М и группа резервных механических пилотажных приборов.

Радиоэлектронный комплекс (РЭК) истребителя-бомбардировщика Су-32 содержит в своем составе многофункциональный когерентный радиолокатор переднего обзора с фазированной антенной решеткой, аппаратуру системы госопознавания, центральную ЭВМ комплекса и комплекс радиоэлектронного противодействия (РЭП).

Радиолокатор переднего обзора обеспечивает одновременную работу по наземным и воздушным целям с выдачей необходимой информации для маловысотного полета с огибанием рельефа местности, получение изображения местности в режиме реального луча и в режиме высокого разрешения, выделение малоразмерных подвижных целей в режиме "селекция движущихся целей", многоканальное применение управляемых АСП по наземным (надводным) и воздушным целям.

Предельные углы обнаружения и сопровождения целей по азимуту $\pm 60^\circ$, по углу места $\pm 60^\circ$. Дальность обнаружения целей:

железнодорожный мост — не менее 100 км;
эсминец — не менее 135 км;
движущийся автофургон ($v \geq 10$ км/ч) — не менее 30 км.

Число одновременно сопровождаемых и обстреливаемых наземных (надводных) целей — 4.

РПО обеспечивает одновременное сопровождение до 10 воздушных целей и одновременную атаку 4 воздушных целей. Диаграмма обзора РПО приведена на рис. 5.

В ближнем маневренном бою РПО формирует узкую вертикальную диаграмму направленности с ее индикацией на КАИ, что позволяет пилоту, накренив самолет, наложить изображение диаграммы на КАИ на воздушную цель и осуществить быстрый захват цели радиолокатором.

Размещение радиоэлектронного комплекса показано на рис. 6. В носовом предкабинном отсеке фюзеляжа размещается многофункцио-

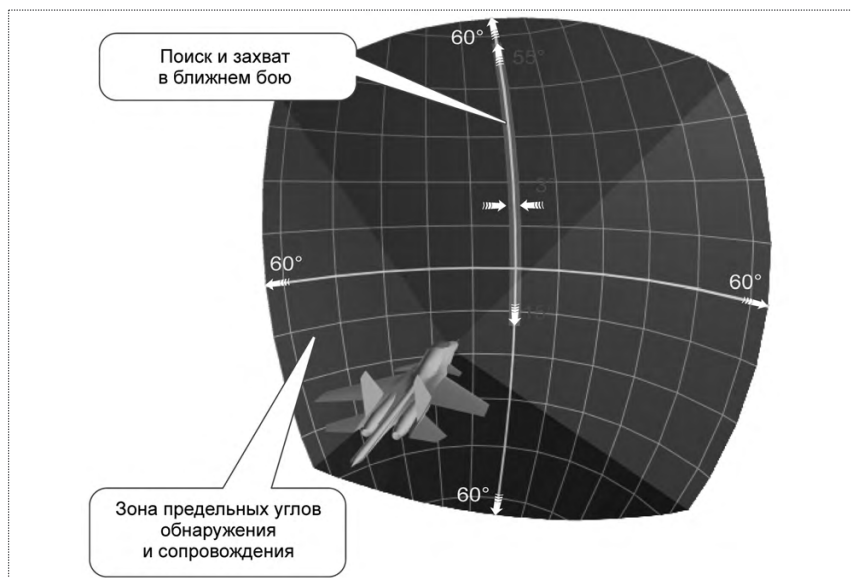


Рис. 5. Зоны обзора РЛС

нальный когерентный РПО с фазированной антенной решеткой, в закабинном отсеке — блоки аппаратуры системы госопознавания и центральная электронная вычислительная машина радиоэлектронного комплекса К-030Б. Также в закабинном отсеке размещены некоторые блоки комплекса РЭП. Аппаратура радиотехнической разведки этого комплекса и аппаратура создания радиопомех размещаются в контейнерах, установленных по концам крыла, устройство выброса дипольных отражателей и тепловых ложных целей — в задней части центральной балки фюзеляжа.

Установленный на самолете Су-32 комплекс РЭП является средством индивидуальной защиты, он обес-

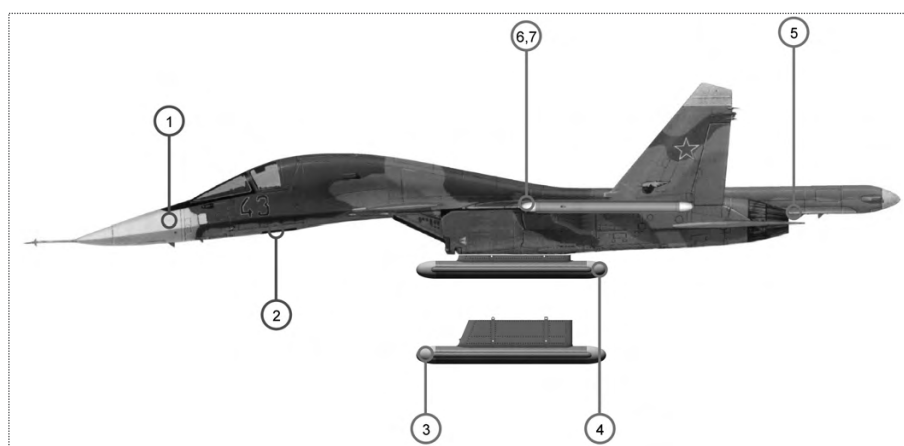
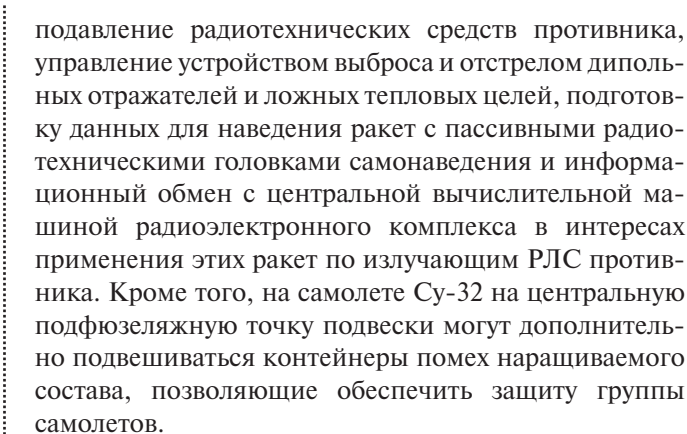


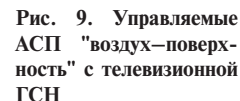
Рис. 6. Размещение радиоэлектронного комплекса на самолете Су-32:

1 — многофункциональный когерентный радиолокатор с ФАР; 2 — управляющая вычислительная система радиолокатора; 3, 4 — контейнер наращиваемого состава РЭП; 5 — устройство выброса расходуемых средств; 6, 7 — контейнеры системы РЭП



Комплекс средств связи истребителя-бомбардировщика Су-32 обеспечивает ведение телефонной радиосвязи в открытом и телекодовом режимах между самолетами и пунктами управления, а также при совместной работе с РЭК и ОПРНК — групповые действия в составе автономной или объединенной группы самолетов.

Вооружение истребителя-бомбардировщика Су-32 включает в себя управляемые авиационные средства поражения класса "воздух—воздух" и "воздух—поверхность", а также широкий набор неуправляемого авиационного оружия (их основные характеристики приведены в табл. 1—4). Кроме того, в правом буле самолета установлена скорострельная пушка ГШ-301 с боезапасом 150 патронов. Схема размещения управляемых и неуправляемых АСП приведена на рис. 7. Внешний вид



24

Таблица 1

Ракеты класса "воздух—воздух"

Характеристика	P-27P1(ЭР1)	P-27T1(ЭТ1)	PBB-AE	P-73Э
Система наведения	полуактивная радиолокационная	пассивная инфракрасная	инерциальная с радиокоррекцией и активная РГСН	пассивная инфракрасная
Стартовая масса, кг	253 (350)	245,5 (343)	175	105
Масса боевой части, кг	39	39	22,5	8
Максимальная дальность пуска, км	45 (65)	35 (52)	50	30
Минимальная дальность пуска, км	—	0,5	0,3	0,3

Таблица 2

Ракеты класса "воздух—поверхность"

Характеристика	X-59MЭ	X-29TE	X-29Л	C-25ЛД
Система наведения	телевизионно-командная	телевизионная	полуактивная лазерная	полуактивная лазерная
Стартовая масса, кг	930	690	660	415
Масса боевой части, кг	320	—	320	115
Дальность пуска, км	115	3...30	3...10	2,5...10

Таблица 3

Противолокационная и противокорабельные ракеты класса "воздух—поверхность"

Характеристика	Противолокационные ракеты	Противокорабельные ракеты	
Наименование	X-31П	X-59МК	X-31А
Система наведения	сменная литерная пассивная	активная радиолокационная	активная радиолокационная
Стартовая масса, кг	600	930	610
Масса боевой части, кг	87	320	94,5
Дальность пуска, км	15...110	До 285	7,5...70
Скорость полета макс./средняя, м/с	1000/700	250...290	1000/700
Высота пуска, м	100...15 000	200...11 000	100...15 000

Таблица 4

Корректируемые бомбы

Характеристика	КАБ-1500КР	КАБ-500КР	КАБ-1500Л
Система наведения	телевизионная корреляционная	телевизионная корреляционная	полуактивная лазерная
Масса, кг	1525	520	1525
Масса боевой части, кг	1170	380	1170
Высота сброса, м	1000...8000	500...5000	1000...8000
Точность (среднеквадратичное отклонение), м	7...10	7...10	7...10
Скорость самолета при сбросе, км/ч	550...1100	550...1100	550...1100

X-31A



X-59MK



Рис. 11. Противокорабельные ракеты

управляемых АСП класса "воздух—воздух" показан на рис. 8, управляемых АСП класса "воздух—поверхность" с телевизионным и лазерными головками самонаведения приведены на рис. 9 и 10. На рис. 11 и 12 показаны противокорабельные управляемые ракеты с активной радиолокационной головкой самонаведения Х-31А, Х-59МК и противолокационная управляемая ракета Х-31П.

X-31П



Рис. 12. Противолокационная ракета

Важно отметить, что по желанию заказчика вооружение самолета Су-32 может быть дополнено вновь разработанными авиационными средствами поражения. Последнее обстоятельство обеспечивается составом и построением бортового радиоэлектронного оборудования этого самолета.

Гибкость ударного авиационного комплекса Су-32 в части наращивания его боевых возможностей является одним из положительных качеств, выделяющих истребитель-бомбардировщик Су-32 среди современных самолетов этого класса.

И Н Ф О Р М А Ц И Я

[illegible][illegible]

Некоторые критериальные задачи системного интегратора стартового комплекса

Определение приемлемого уровня надежности и принципы его обеспечения

И.В. Бармин, В.Л. Каджаев

Рассматриваются задачи головного проектировщика — системного интегратора ракетно-космического стартового комплекса — по формированию критериев уровня приемлемых рисков и адекватных показателей надежности функционально интегрированных в нем технологических систем в целях обеспечения устойчивой и безопасной работы комплекса. Условия решаемых задач задаются моделью "случайного процесса" пускового этапа эксплуатационного цикла стартового комплекса, представленной в формате простейшего пуассоновского потока событий.

I.V. Barmin, V.L. Kadzhayev. Some Criterical Functions Of System Integrator Of A Launch Facility. Determination Of Acceptable Reliability Levels And Their Sustainment Principles

The article scrutinizes the functions vested in the prime developer of the rocket launch facility, who simultaneously is referred to as the system integrator, in order to collate the criteria for setting admissible risk and reliability levels of integrated technological systems in a bid to ensure stable and trouble-free operation of such a system in general. The conditions of the proposed scenario are set based on the stochastic model of the commissioning phase of the rocket launch facility, represented in the form of a Poissonian flow.

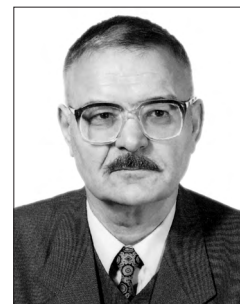
Главное, что должно объединять технологические системы стартового комплекса (СК) как составляющие функционального производственно-технологического объекта — постоянная готовность и последующая четкая реализация программно-целевых задач по подготовке к пуску ракеты-носителя и его беспроblemному исполнению. Необходимо обеспечить устойчивое функционирование всех систем СК, гарантирующее необходимые (нормативно установленную) надежность и безопасность, которые характеризуются соответствующими качественными и количественными показателями, определяемыми в процессе проектирования СК и конструкторской разработки его технологических систем.

В связи с тем, что проектирование указанных систем выполняется большим числом различных организаций, системному интегратору необходимо в начальный период проектных проработок предложить соисполнителям методики оценки показателей надежности и безопасности, а в техническом задании на выполнение проектов представить нормативные требования к ним. Это позволит определиться с базовыми показателями вероятности безотказной работы и на их основе обеспечить в процессе дальнейшего рабочего проектирования приемлемый, достаточно высокий уровень функциональной надежности и безопасности СК в целом.

Необходимо отметить, что сложное понятие надежность, по мнению Б.В. Гнеденко и др. [1], разделяемому нами, в общем случае достаточно полно раскрывается совокуп-



БАРМИН
Игорь Владимирович — генеральный директор — генеральный конструктор ФГУП "Конструкторское бюро общего машиностроения им. В.П. Бармина", доктор техн. наук



КАДЖАЕВ
Вадим Леонтьевич — главный специалист по промышленной безопасности ФГУП "Конструкторское бюро общего машиностроения им. В.П. Бармина", кандидат техн. наук

Таблица 1

Матрица рисков

Степень тяжести Вероятность отказа	Незначительная	Значительная	Серьезная	Разрушительная	Катастрофическая
$>10^{-2}$ (вероятный)	2	3	3	3	3
$10^{-2} \dots 10^{-3}$ (маловероятный)	1	2	3	3	3
$10^{-3} \dots 10^{-4}$ (маловероятный)	1	1	2	3	3
$10^{-4} \dots 10^{-5}$ (невероятный)	1	1	1	2	3
$10^{-5} \dots 10^{-6}$ (невероятный)	1	1	1	1	2
$<10^{-6}$ (невозможный)	1	1	1	1	1

ностью трех понятий: безотказность, долговечность и ремонтпригодность, однако при попытке ввести количественные показатели этих понятий, неизбежно приходим к их вероятностной трактовке. В большинстве публикаций под надежностью понимается безотказность работы как способность изделия сохранять работоспособность (т.е. не иметь отказов) в течение определенного интервала времени в определенных условиях эксплуатации.

В нашем случае это проявляется особенно ярко, так как безотказность является, безусловно, определяющим фактором обеспечения надежности в рамках пускового этапа эксплуатационного цикла стартового комплекса. Влияние остальных факторов выявляется и устраняется в процессе проведения углубленных испытаний и ремонтно-профилактических работ на других этапах функционирования СК.

Что касается безопасности, то она рассматривается как следствие противоположного безотказности события – отказа, приводящего к утрате или видоизменению таких свойств изделия, которые приводят к существенному снижению или полной потере работоспособности.

Угрозы возможных опасных событий, инициируемых отказом, оцениваются при анализе аварийных рисков, по результатам которого разрабатываются меры по их нейтрализации или (и) снижению тяжести негативных последствий.

Качественные и количественные показатели уровня рисков. Принципы обеспечения необходимой надежности и безопасности

Разработанные в последние годы научно-методические принципы оценки и обеспечения надежности и безопасности таких дорогостоящих и общественно значимых объектов, как ракетно-космические стартовые комплексы, позволили отказаться от затратных и не всегда результативных методов решения

этих проблем по принципу "все по максимуму любой ценой" и перейти к селективному и поэтапному обеспечению надежности и безопасности путем использования мер, адекватных уровню аварийных рисков и угроз последующих опасных событий [1].

Градации этих уровней устанавливаются согласно матрице приемлемых рисков (табл. 1), которая строится на базе оценки вероятности (частоты) проявления аварийных рисков и тяжести предполагаемых негативных последствий. При этом угрозы более опасных и критичных событий нейтрализуются системой мер, обеспечивающих защиту более высокого порядка и создающих дополнительные "барьеры безопасности", а некритичные угрозы устраняются мероприятиями в соответствии с базовыми нормативами качества.

Критичность каждой позиции (ячейки в табл. 1) определяется по шкале критичности, имеющей три уровня (табл. 2).

Как видно из табл. 1, количественные показатели задаются для всех уровней угроз с вероятностью Q до 10^{-6} в зависимости от степени опасности послеаварийных событий.

Риск для СК в целом равен сумме выявленных рисков всех технологических систем. С учетом их сложности число принимаемых в расчет сценариев

$$C_i = (C_{pi} + C_{di}) K_g,$$

где C_{pi} – число выявленных сценариев; C_{di} – число дополнительных (предполагаемых) сценариев; K_g – коэффициент сложности системы.

Таблица 2

Шкала критичности

Уровень опасности	Режим функционирования
1 – допустимый	Штатный – рабочий
2 – угрожающий	Особый с контролем
3 – опасный	Аварийная блокировка

Тогда нормативный уровень риска Q для СК равен сумме:

$$Q = \sum_{i=1}^n Q_i C_i,$$

где Q_i — показатель риска i -й системы.

Показатель безопасности системы P по такой схеме будет определяться зависимостью

$$P = (1 - R) \prod_{i=1}^n P_i, \quad (1)$$

где R — показатель уровня безотказности, $R = 1 - Q$; P_i — количественная оценка единичного риска.

Изначально одной из первостепенных задач, решаемых при проектировании промышленных объектов, конструкций и технологических систем, является выбор основного технического решения, закладываемого в принципиальную схему и определяющего конструктивные параметры и функциональные характеристики объекта, а также возможность обеспечения необходимого и достаточно высокого уровня безотказности. Кроме того, оно должно создавать предпосылки для исключения неопределенностей в операционном взаимодействии технологических узлов, обеспечения четкости срабатывания конструктивных элементов и высокой ремонтпригодности, позволяющей в короткий срок восстановить "мгновенную" готовность системы.

Большинство технических решений, принимаемых при разработке систем и агрегатов, формируются на основе детерминистических закономерностей, полученных в результате анализа математических моделей, в определенной степени абстрагированных физических структур и явлений. При этом должны учитываться и случайные факторы, придающие исходу (результату) опыта или эксперимента элемент неопределенности.

Прежде всего, обратим внимание на случайный характер некоторых физических явлений, оказывающих воздействие на конструкции и структурные составляющие систем, таких как ветровая нагрузка или изменение температуры окружающей среды, вызывающих непредсказуемый дрейф параметров технологического процесса. Не исключено также возникновение экстремальных нагрузок, вызванных автоколебаниями и резонансными явлениями.

Обобщая, отметим, что случайность может проявляться и как следствие недостатка знаний о рассматриваемом физическом явлении, и как отражение его случайного характера. Поэтому вопрос о

применении методов теории вероятностей определяется соотношением между уровнем точности, с которой необходимо оценить явление или технологический процесс, и имеющимися данными о его природе и характеристиках.

Признание заметной роли случайных событий и последующая количественная оценка их влияния на параметры изучаемого явления требуют аккуратного выбора математических моделей, что не всегда выдерживается в установившейся инженерной практике вследствие нестыковок в переходной зоне на границе "сфер влияния" физиков и математиков. Поэтому ниже рассматриваются некоторые идеи и подходы, направленные на обеспечение обоснованного и корректного использования методов теории вероятностей при решении проблем надежности в инженерном деле.

В статье [2] отмечалось, что надежность и безопасность СК в соответствии с многолетней, проверенной и зарекомендовавшей себя практикой опирается на "три кита": базовую — конструктивно заданную безотказность работы системы; ее предстартовую функциональную проверку, запрограммированную по результатам анализа "дерева отказов"; разработанные на основе анализа рисков и "встроенные" в конструкцию "барьеры безопасности". Именно в такой очередности рассмотрим методы оценки вклада каждого из этих факторов в интегральные показатели систем и пути формирования соответствующих критериев.

Следует подчеркнуть, что эти оценки не являются одномоментными операциями и в ряде случаев их приходится повторять, когда показатели систем не позволяют достичь необходимого уровня надежности СК в целом. При этом системный интегратор вынужден проводить повторный анализ рисков и выбирать пути повышения изначальных показателей. Как правило, используются две методики: первая — повышение надежности системы путем дублирования ее слабого звена; вторая — обязательное проведение дополнительных испытаний, в нашем случае предстартовой функциональной проверки, что позволяет добиться заметного повышения показателя безотказности работы системы.

Задача оценки базовой, заложенной в конструкцию, вероятности безотказной работы системы

Возникновение теории вероятностей связывают с комбинаторными задачами азартных игр. Именно азартные игры привели к задачам, которые не укладывались в рамки существовавших тогда математических моделей и стимулировали, тем самым, введение новых понятий, подходов и идей. Эти новые элементы мож-

но встретить уже у Бернулли, Лапласа, Гаусса и др. [3]. Часть из них представлена ниже.

Рассмотрим опыт со случайным исходом. Множество $\Omega = \{\omega\}$ всех возможных его исходов называется пространством элементарных событий, а сами исходы ω — элементарными событиями. Случайным событием A называется любое подмножество множества Ω , если оно конечно и счетно.

Представим события и действия над ними в виде диаграмм (рис. 1), где достоверное событие Ω изображается прямоугольником, внутри которого располагаются точки — элементарные случайные события ω и области — случайные события A и B [4].

Случай ω , который приводит к наступлению события A : $\Omega \subseteq A$, является благоприятным, или благоприятствующим. Если опыт повторяется неоднократно с исходами, которые можно представить в виде полной группы несовместных элементарных событий, то их называют случаями, а опыт — классическим.

При k благоприятных случаях из общего числа n исходов статистическая вероятность события A определяется их отношением:

$$P(A) = k/n. \quad (2)$$

Если проводится n независимых испытаний, в каждом из которых возможно событие A (успех) с вероятностью P , или противоположное ему событие $\bar{A}$ (неудача) с вероятностью $q = 1 - P$, то подобный порядок испытаний называется схемой Бернулли.

Определим вероятность того, что при n испытаниях событие A осуществится k раз и, следовательно, не осуществится $n - k$ раз. Подобная вероятность равна $p^k q^{n-k}$. Число таких сложных событий равно числу сочетаний из n элементов по k , т.е. C_n^k . В результате

$$P_{n(k)} = C_n^k p^k q^{n-k}, \text{ или } P_{n(k)} = \frac{n!}{k!(n-k)!} p^k q^{n-k}. \quad (3)$$

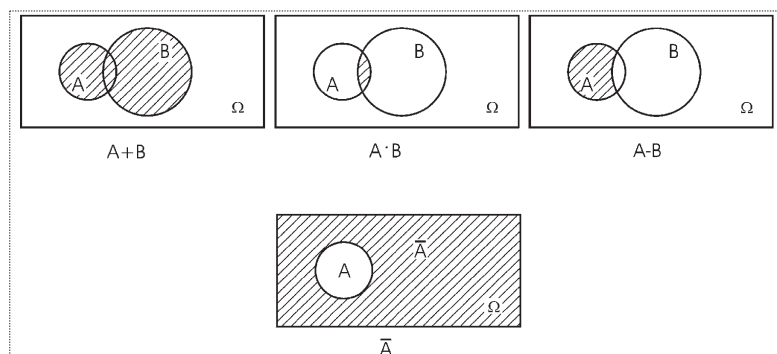


Рис. 1

Полученную зависимость называют формулой Бернулли. Она является аналитическим выражением биномиального закона распределения вероятностей.

Название закона объясняется тем, что правые части равенств (3) можно рассматривать как общий член разложения бинома Ньютона:

$$(p + q)^n = C_n^n p^n + C_n^{n-1} p^{n-1} q + \dots + C_n^k p^k q^{n-k} + \dots + C_n^0 q^n.$$

Рассмотрим еще один закон распределения вероятностей случайной величины, который также можно получить при проведении n независимых испытаний по схеме Бернулли, но при условии, что испытания проводятся до первого успеха, т.е. если событие A случилось в k -м испытании, то в предыдущих $k-1$ испытаниях оно не случилось.

По теореме умножения независимых событий

$$P_{(x=k)} = q^{k-1} p.$$

Если $k = 1, 2, 3, \dots$, получаем геометрическую прогрессию с первым членом p и знаменателем q : $p, qp, q^2p, \dots, q^{k-1}p, \dots$. Поэтому и распределение называют геометрическим. Примерами случайных величин, распределенных по данному закону, являются число выстрелов до попадания, число испытаний до отказа и т.д.

Следует отметить, что при наработке на отказ схема проведения испытаний для определения вероятности безотказной работы — показателя надежности R и вероятности противоположного события — отказа Q , где $R+Q=1$, подобна схеме Бернулли проведения n независимых испытаний. Поэтому биномиальное и геометрическое распределения часто фигурируют в роли первичных исходных моделей, представляющих "снимок с натуры" числового ряда случайных событий, которые служат основой для перехода к более удобным математическим моделям (пуассоновской, показательной — экспоненциальной) и др.

Непосредственное практическое применение формулы Бернулли (3) вызывает трудности, связанные с громоздкими вычислениями, преодолеть которые позволяют предельные теоремы и асимптотические формулы. В частности, для вычислений вероятностей при биномиальном распределении используют теоремы Лапласа:

локальную: если вероятность появления события A постоянна и отлична от нуля и от единицы ($P \neq 0, P \neq 1$), то вероятность $P_{n(k)}$ может быть вычислена по формуле

$$P_{n(k)} \approx \frac{1}{\sqrt{npq}} \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{x^2}{2}} \quad (4)$$

и тем точнее, чем больше n . Здесь $x = \frac{k - np}{\sqrt{npq}}$, а множи-

тель $\frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{x^2}{2}} = \varphi(x)$, где $\varphi(x)$ — функция Гаусса. Выра-

жение (4) можно также представить в виде

$$P_{n(k)} \approx \frac{1}{\sqrt{npq}} \varphi(x); \quad (5)$$

интегральную: при тех же значениях вероятности P ($P \neq 0, P \neq 1$), но уже для $k_1 \leq k \leq k_2$, определяется $P_{n(k)}$ по приближенной формуле

$$P_{n(k)} \approx \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{x_1}^{x_2} e^{-\frac{x^2}{2}} dx, \quad (6)$$

где $x_1 = \frac{k_1 - np}{\sqrt{npq}}$; $x_2 = \frac{k_2 - np}{\sqrt{npq}}$,

которая с использованием функции Гаусса имеет вид

$$P_{n(k)}(k_1, k_2) \approx \int_{x_1}^{x_2} \varphi(x) dx. \quad (7)$$

Часто применяются теорема и формула Пуассона: при росте числа испытаний ($n \rightarrow \infty$) и падении вероятности наступления события ($p \rightarrow 0$) в каждом опыте, но при постоянной величине их произведения ($np = \lambda = \text{const}$), вероятность $P_{n(k)}$ удовлетворяет предельному равенству, которое получается из формулы (3).

Преобразуя формулу Бернулли с учетом того, что $P = \lambda/n$, получаем

$$\lim P_{n(k)} = \frac{n!}{k!(n-k)!} \left(\frac{\lambda}{n}\right)^k \left(1 - \frac{\lambda}{n}\right)^{n-k}$$

и далее, преобразуя правую часть, имеем

$$\begin{aligned} & \frac{n(n-1) \dots (n-k+1)}{k!} \frac{\lambda^k}{n^k} \left(1 - \frac{\lambda}{n}\right)^n = \\ & = \frac{n(n-1) \dots (n-k+1)}{n^k} \frac{\lambda^k}{k!} \left(1 - \frac{\lambda}{n}\right)^n. \end{aligned}$$

Первая дробь и знаменатель последней дроби правой части при $n \rightarrow \infty$, очевидно, стремятся к единице.

Выражение $\frac{\lambda^k}{k!}$ не зависит от n , а числитель последней дроби $\left(1 - \frac{\lambda}{n}\right)^n$ стремится к $e^{-\lambda}$ согласно "второму замечательному пределу". Отсюда получаем приближенную формулу

$$P_{n(k)} \approx \frac{\lambda^k e^{-\lambda}}{k!}, \quad (8)$$

где $a = np$; $k = 1, 2, \dots$, которая выражает закон Пуассона — распределения вероятностей массовых и редких событий. Его название в статистике — закон редких явлений [5].

С позиции испытателя этот закон вполне адекватно представляет картину испытаний элементов с высоким уровнем безотказности. Добавим также, что формула Пуассона принимается за математическую модель простейшего потока событий, т.е. событий, наступающих в случайные моменты времени (поток посетителей, поток телефонных вызовов, поток отказов элементов и т.п.), который обладает стационарностью, ординарностью и отсутствием последствий [6].

Свойство стационарности характеризуется тем, что вероятность появления k событий на промежутке времени t зависит только от его протяженности и числа k (не зависит от начала отсчета), т.е. интенсивность потока $\lambda(t) = \lambda$ есть величина постоянная. Свойство ординарности означает, что события появляются поодиночке, т.е. вероятность появления более одного события на малом участке Δt пренебрежимо мала по сравнению с вероятностью появления одного события. Свойство отсутствия последствий означает, что вероятность появления k событий на любом промежутке времени не зависит от того, сколько событий появилось на другом, не пересекающемся с ним участке ("будущее потока не зависит от прошлого").

Покажем, что перечисленные свойства вытекают из формулы Пуассона (8), если интенсивность потока λ известна и постоянна,

$$P_t(k) = \frac{(\lambda t)^k e^{-\lambda t}}{k!}. \quad (9)$$

Из приведенной формулы видно, что вероятность появления k событий за время t при заданной интенсивности — функция только этих двух параметров, что характеризует свойство стационарности. В формуле не используется информации до начала рассматриваемого промежутка, что подтверждает свойство отсутствия последствий. Она также отражает свойство орди-

нажности. При $k = 0$ и $k = 1$ найдены вероятности неоявления события и появления одного события:

$$P_t(0) = e^{-\lambda t}; \quad P_t(1) = \lambda t e^{-\lambda t}.$$

Следовательно, вероятность появления более одного события

$$P_t(k > 1) = 1 - [P_t(0) + P_t(1)] = 1 - [e^{-\lambda t} + \lambda t e^{-\lambda t}].$$

Используя разложение $e^{-\lambda t} = 1 - \lambda t + \frac{(\lambda t)^2}{2} - \dots$, после преобразований получим

$$P_t(k > 1) = \frac{(\lambda t)^2}{2} + \dots$$

Сравнивая $P_t(1)$ и $P_t(k > 1)$, заключаем, что при малых значениях t вероятность появления более одного события пренебрежимо мала по сравнению с вероятностью появления одного события, что характеризует свойство ординарности. Изложенное позволяет считать формулу Пуассона математической моделью простейшего потока событий.

Нельзя обойти вниманием одно из наиболее востребованных инженерами (и вполне обосновано) распределений — показательное (экспоненциальное), широко применяемое в теории надежности. Это распределение вероятностей непрерывной случайной величины x , которое описывается плотностью

$$f(x) = \begin{cases} 0 & \text{при } x < 0; \\ \lambda e^{-\lambda x} & \text{при } x \geq 0, \end{cases}$$

где λ — постоянная положительная величина.

Показательное распределение определяется одним параметром λ . Эта особенность указывает на его преимущество перед другими распределениями, зависящими от большого числа параметров. Тем более, что часто параметры неизвестны и приходится находить их оценки (приближенные значения). Для полноты картины найдем функцию распределения показательного закона:

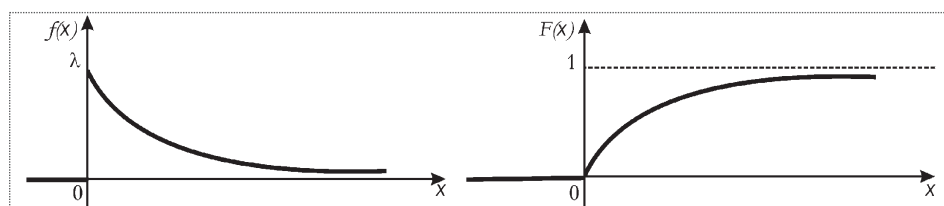


Рис. 2

$$F(x) = \int_{-\infty}^x f(x) dx = \int_{-\infty}^0 0 dx + \lambda \int_0^x e^{-\lambda x} dx = 1 - e^{-\lambda x}.$$

Отсюда

$$F(x) = \begin{cases} 0 & \text{при } x < 0; \\ 1 - e^{-\lambda x} & \text{при } x \geq 0. \end{cases}$$

Графики плотности и функции распределения показательного экспоненциального закона изображены на рис. 2.

Числовые характеристики показательного распределения

$$M(x) = \frac{1}{\lambda}; \quad D(x) = \frac{1}{\lambda^2}; \quad \sigma(x) = \frac{1}{\lambda},$$

т.е. математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение показательного распределения равны между собой.

Интересно, что показательное распределение может служить непрерывным аналогом геометрического закона распределения (для дискретной величины). В упомянутом выше простейшем потоке время измеряется дискретно, а именно: наступления события регистрируются только в моменты времени, кратные Δt [7].

Вероятность того, что промежуток времени между событиями заключен между t_{k-1} и t_k , можно представить в виде

$$P(t_{k-1} < t < t_k) = q^{k-1} p,$$

где $p = 1 - e^{-\lambda \Delta t} = \int_0^{\Delta t} \lambda e^{-\lambda t} dt$ есть вероятность регистрации одного события в промежутке времени Δt и $q = e^{-\lambda \Delta t} = 1 - p$. Полученная формула совпадает с формулой для вероятностей при геометрическом распределении.

Примером непрерывной случайной величины, распределенной по показательному закону, может служить время между появлениями двух последовательных событий простейшего потока.

Область применения показательного распределения в приложениях теории вероятностей — это, прежде всего, теория массового обслуживания и теория надежности.

Функцией надежности обычно называют функцию, определяющую вероятность безотказной работы элемента (прибора, системы) за время t :

$$R(t) = P(T > t).$$

Если длительность безотказной работы T имеет показательное распределение, функция которого $F(t) = 1 - e^{-\lambda t}$, то функция надежности имеет вид

$$R(t) = 1 - F(t) = 1 - (1 - e^{-\lambda t}) = e^{-\lambda t}, \quad (10)$$

где λ — интенсивность отказов, т.е. среднее число отказов в единицу времени.

Формула (10) позволяет найти вероятность безотказной работы элемента (системы) на интервале времени t , которая фактически является критерием безотказной работы системы.

В заключение отметим, что в статье были представлены общие принципы оценки рисков и определения их приемлемого уровня, намечены пути и методы обеспечения адекватного уровня показателей надежности технологических систем в целях обеспечения устойчивого и безопасного функционирования СК в целом. Рассмотрены подходы к решению задачи определения базовой конструктивной вероятности их безотказной работы и выбраны наиболее удобные математические модели, позволяющие достаточно реалистично провести вероятностную оцен-

ку базового показателя надежности — уровня безотказности системы.

Задачи повышения показателей безотказности работы технологических систем на основе результатов предстартовой функциональной проверки и уровня их надежности путем использования идеи дублирования наиболее "слабых" узлов, а также методику и процедуру нейтрализации возможных угроз послеаварийных опасных событий с использованием предусмотренных "барьеров безопасности" авторы предполагают рассмотреть в следующей статье.

Литература

1. Гнеденко Б.В., Беляев Ю.К., Соловьев А.Д. Математические методы в теории надежности. М.: Наука, 1965.
2. Бармин И.В., Каджаев В.Л. Вопросы обеспечения безопасности функционирования ракетно-космического стартового комплекса // Полет. 2007, № 2.
3. Боровков А.А. Теория вероятностей. М.: Наука, 1976.
4. Письменный Д.Т. Конспект лекций по теории вероятностей, математической статистике и случайным процессам. М.: Айрис-пресс, 2006.
5. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. М.: Наука, 1964.
6. Гмурман В.Е. Теория вероятностей и математическая статистика. М.: Высш. шк., 1998.
7. Румшиский Л.З. Элементы теории вероятностей. М.: Наука, 1976.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

С Байконура в 2008 г. планируется провести более 20 космических пусков

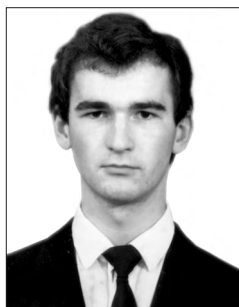
В 2008 г. с Байконура планируется провести более 20 космических пусков. На 8 апреля и 12 октября 2008 г. намечены пуски ракет-носителей "Союз-ФГ" с пилотируемыми кораблями "Союз-ТМА". Кроме того, в 2008 г. к МКС с Байконура должны стартовать четыре или пять ракет "Союз-У" с грузовыми транспортными кораблями "Прогресс-М". В рамках реализации коммерческой программы в 2008 г. планируется запустить "Союз-ФГ" с европейским космическим аппаратом GSTV V2B для навигационной системы "Галилео". Помимо этого, намечен запуск ракеты "Союз-2" с российским спутником "Метеор-М". Всего планируется провести 8 или 9 пусков ракет "Союз" с 1-й и 31-й площадок космодрома.

В 2008 г. с космодрома Байконур предполагается осуществить два запуска ракет-носителей "Протон-М" с российскими спутниками связи — "Экспресс-АМ33", "Экспресс-АМ44", "Экспресс-МД1". Кроме того, запланированы два пуска "Протон-М" со спутниками, предназначенными для продолжения развертывания российской глобальной навигационной системы (ГЛОНАСС). По сообщению, поступившему от производителя ракеты "Протон-М" ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, в очереди на геостационарную орбиту стоят коммерческие спутники связи Thor-2R, Astra-1M, Nimiq-4, CMBStar, Inmarsat-F4, Direc TV11/12, Ciel-2, Sirius-radio FM5. Всего в 2008 г. с Байконура планируется провести восемь коммерческих пусков "Протонов-М". Высокой остается вероятность того, что в 2008 г. будут также осуществлены один или два пуска ракет "Протон" со спутниками серии "Космос" для Министерства обороны России.

В 2008 г. начнется коммерческая эксплуатация модернизированной ракеты среднего класса "Зенит-3М". Предполагается, что в течение 2008 г. с Байконура будут произведены четыре коммерческих пуска ракет "Зенит-3М" с разгонным блоком "ДМ" со спутниками Amos-3, Intelsat-16, Miasat-1R, Telstar-11H. Еще два "Зенита-3М" с разгонными блоками "Фрегат" должны вывести на орбиту российские космические аппараты "Электро-Л" и "Спектр-Р". Для этих двух пусков планируется использовать разгонные блоки "Фрегат" новой модификации — "Фрегат-СБ" — более высокой грузоподъемности с дополнительным топливным баком, отделяемым после расхода топлива.

Однако, как правило, в год осуществляется запусков на 20 % меньше, чем запланировано, что в основном связано с неготовностью спутников.

Вестник Интерфакс — АВН № 43 (318), 2007 г.



БОЛДЫРЕВ
Андрей Вячеславович —
доцент Самарского государственного
аэрокосмического университета, кандидат техн.
наук



КОМАРОВ
Валерий Андреевич —
директор института авиационных
конструкций Самарского государственного
аэрокосмического университета, профессор, доктор
техн. наук



ЛАПТЕВА
Марина Юрьевна —
студент-дипломник Самарского государственного
аэрокосмического университета



ПОПОВИЧ
Константин Федорович —
главный конструктор ОАО
"ОКБ им. А.С. Яковлева",
кандидат техн. наук

Учет статической аэроупругости на ранних стадиях проектирования

**А.В. Болдырев, В.А. Комаров, М.Ю. Лаптева,
К.Ф. Попович**

Рассматривается задача распределения нагрузок на несущих поверхностях с учетом их деформаций на ранних стадиях проектирования. Для оценки деформаций конструкции предлагаются трехмерные модели твердого тела переменной плотности. Показаны дополнительные возможности этих моделей для прогнозирования абсолютной и относительной масс конструкции и поиска оптимальных силовых схем.

A.V. Boldyrev, V.A. Komarov, M.Yu. Lapteva, K.F. Popovich. Account Of Static Aeroelasticity On Early Stages Of Design

The problem of the load distribution on a wing in view of their deformations on early design stages is considered. For the structure's deformation estimation a three-dimensional model of a solid with variable density is offered. Additional opportunities of these models for forecasting absolute and structure weight fracture and search of optimum load-carrying schemes are shown.

Внешний облик летательных аппаратов (ЛА) определяется в основном требованиями аэродинамики. Параллельно с выбором внешних форм ЛА на ранних стадиях проектирования требуется прогнозировать относительную и абсолютную массы конструкций и выбирать силовые схемы. Это взаимосвязанные вопросы. Распределение подъемной силы по размаху и индуктивное сопротивление крыла зависят от его деформаций. Деформации, в свою очередь, определяются силовой схемой и распределением материала по элементам конструкции.

В сложившемся порядке проектирования на ранних этапах аэродинамические задачи решаются в предположении абсолютной жесткости конструкций. Это же предположение используется при расчете нагрузок на ЛА. В то же время хорошо известно, что изгибные деформации стреловидного крыла вызывают изменение углов атаки в концевых сечениях крыла.

Например, статические испытания крыла самолета Як-130 с умеренной стреловидностью [1] показали, что в одном из расчетных случаев нагружения угол закручивания концевой сечения составляет порядка 10°. Такое большое значение показывает, что учет деформаций крыла мог бы дать другое, более выгодное с точки зрения прочности, распределение нагрузки и соответствующее снижение массы конструкции. Однако для этого потребовались бы переразмеривание конструкции и перерасчеты распределения давления до сходимости процесса. На завершающем этапе проектирования и в стадии доводки ЛА делать это сложно или практически невозможно.

Математическое моделирование аэродинамики при заданной геометрии ЛА и расчет напряженно-деформированного состояния определенной конструкции при заданных нагрузках могут быть выполнены в современных условиях быстро и с высокой точностью. Главной проблемой для учета аэроупругости на ранних стадиях разработки ЛА

является отсутствие информации о конструкции, которая собственно и есть объект проектирования.

Наиболее актуально эта проблема стоит для ЛА с необычными компоновками. Немногочисленные исследования [2] по проектированию конструкции с учетом аэроупругих явлений используют, как правило, простейшие балочные модели конструкций.

Учет деформаций крыла. Рассмотрим возможный вариант построения связи между аэродинамическими нагрузками и деформациями конструкции минимальной массы. Следуя [3], введем в рассмотрение гипотетический материал переменной плотности ρ . Будем считать, что его модуль упругости и прочностные характеристики определяются следующими формулами:

$$E = \rho \bar{E}; \quad (1)$$

$$[\sigma] = \rho [\bar{\sigma}], \quad (2)$$

где $\bar{E}$ и $[\bar{\sigma}]$ — соответственно модуль упругости и допускаемое напряжение при единичной плотности — удельные характеристики материала.

В обоснование этой идеи выскажем следующие соображения:

при разнообразии упругих и прочностных свойств конструкционных материалов их удельные характеристики не имеют такого разброса;

современные технологии на основе вспенивания и армирования позволяют получать материалы со свойствами, удовлетворяющими формулам (1), (2);

такие совершенные природные конструкции, как кости, имеют переменную плотность, переходящую в полости.

Предположим, что известны внешние и внутренние границы конструкции, т.е. область, в которой она может размещаться. Например, для крыла — это внешние обводы с вычетом частей, занятых элеронами, механизацией, нишей шасси и т.п. Заполним допустимую область материалом с переменной плотностью.

Потенциально такое непрерывное трехмерное тело содержит внутри себя все мыслимые силовые схемы, в том числе и оптимальные с точки зрения передачи усилий или близкие к ним, которые могут быть образованы сгустками материала переменной плотности внутри допустимой геометрической области.

Принимая во внимание эту возможность, построим следующий план решения задачи о расчете распределения нагрузок на крыло, которое соответствует деформациям оптимальной, но еще неизвестной конструкции. Будем ориентироваться на метод конечных элементов (МКЭ) и численные методы аэродинамики, обеспечивающие учет деформации крыла.

1. В заданные геометрические ограничения вписывается твердое деформируемое тело. Оно разбивается на достаточно малые конечные элементы и назначается начальная, отличная от нуля, плотность каждого элемента ρ_{0i} (0 — номер итерации; i — номер элемента).

2. Рассчитывается распределение давления для абсолютно жесткой конструкции крыла на заданные перегрузки ЛА тем или иным адекватным численным методом.

3. Для нагрузки по п. 2 отыскивается оптимальное распределение материала в теле переменной плотности в виде плотностей отдельных конечных элементов с учетом удельного допускаемого напряжения реального материала, предполагаемого для использования в данной конструкции.

4. По результатам п. 3 назначаются в соответствии с формулой (1) упругие характеристики каждого конечного элемента.

5. Рассчитываются абсолютные деформации (перемещения) крыла.

6. Рассчитываются новые углы атаки и распределение давления для заданной по п. 5 деформированной конструкции крыла, которые обеспечивают заданные перегрузки.

7. Полученные в п. 6 нагрузки передаются в п. 3 вместо нагрузок по п. 2, и расчет повторяется до стабилизации.

Алгоритм оптимизации распределения материала в теле переменной плотности при заданных нагрузках описан в [3]. С некоторыми упрощениями для данной задачи он имеет следующий вид:

3.1. Для заданного начального распределения плотностей элементов и соответствующих модулей упругости элементов E_{0i} , назначаемых по формуле (1), рассчитывается напряженное состояние трехмерного тела. Определяются эквивалентные напряжения в каждом элементе $\sigma_{0i}^{эKB}$ по принятой теории прочности, например по условию текучести Генки—Губера—Мизеса:

$$\sigma^{эKB} = (\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - \sigma_1 \sigma_2 - \sigma_2 \sigma_3 - \sigma_3 \sigma_1)^{1/2}, \quad (3)$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ — главные напряжения.

3.2. Вычисляются новые значения плотностей элементов:

$$\rho_{1i} = \frac{\sigma_{0i}^{эKB}}{[\bar{\sigma}]}. \quad (4)$$

В трехмерном теле переменной плотности напряжения можно рассматривать как внутренние усилия и по ним подбирать необходимую плотность и проч-

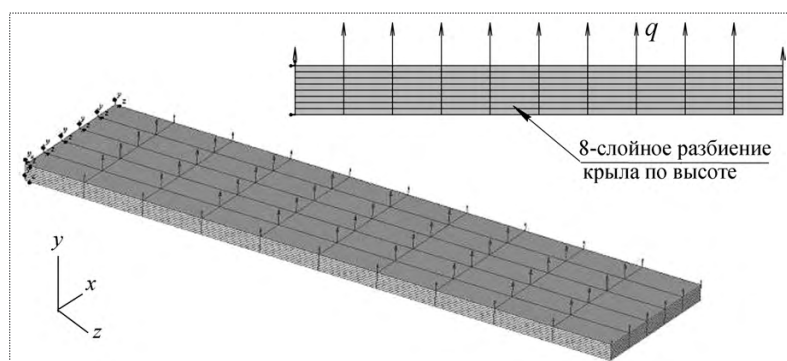


Рис. 1. 3D-модель крыла

ность материала в соответствующих местах. Смысл вычисления новых плотностей состоит в том, что если бы распределение эквивалентных напряжений по элементам не зависело от распределения жесткостей, то во всех элементах было бы реализовано одинаковое допускаемое удельное напряжение

$$\frac{\sigma_{0i}^{\text{экв}}}{\rho_{1i}} = [\sigma] = \text{const.} \quad (5)$$

Таким образом, можно говорить о получении равнопрочной конструкции.

Однако неравномерное изменение жесткостей (см. формулу (4)) вызывает изменение распределения напряжений (подобно тому, как, например, в статически неопределимой ферме изменение жесткостей стержней вызывает изменение усилий в них). Поэтому новые значения плотностей элементов передаются в 3.1 вместо исходных, и расчет повторяется до получения равнопрочной (полнонапряженной) конструкции.

В [3, 4] приведено доказательство сходимости алгоритма 3.1–3.2 для случая, когда эквивалентные напряжения вычисляются через удельную потенциальную энергию:

$$\sigma^{\text{экв}} = [\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - 2\mu(\sigma_1\sigma_2 + \sigma_2\sigma_3 + \sigma_3\sigma_1)]^{1/2}, \quad (6)$$

где μ — коэффициент Пуассона.

В [3, 4] также доказано, что в этом случае алгоритм 3.1–3.2 приводит к конструкциям с минимальным значением силового фактора G , который для трехмерного тела вычисляется следующим образом:

$$G = \int_V \sigma^{\text{экв}} dV \approx \sum_{i=1}^n \sigma^{\text{экв}} V_i, \quad (7)$$

где V — объем тела; V_i — объем конечного элемента; n — число элементов.

Получение минимального значения силового фактора свидетельствует об отыскании конструкции минимальной массы для заданной нагрузки [9], так как они связаны соотношением

$$m_{\text{т.к}} = \rho \frac{G}{[\sigma]}, \quad (8)$$

где $m_{\text{т.к}}$ — масса теоретической конструкции; ρ , $[\sigma]$ — соответственно плотность и допускаемое напряжение реального конструкционного материала.

Практические расчеты показывают, что вычисление эквивалентных напряжений по формуле (3) вместо (6) не оказывает заметного влияния на сходимость алгоритма 3.1–3.2 и характер изменения силового фактора по итерациям.

Для пояснения оптимизационных процедур с телом переменной плотности рассмотрим пример прямого прямоугольного крыла с постоянной относительной строительной высотой $\bar{c}$, хордой b , размахом l и удлинением λ , нагруженного равномерно распределенной нагрузкой q (рис. 1).

Изгибающий момент и перерезывающую силу в таком крыле оптимальным способом может передавать лонжерон с конструкцией, близкой к идеальному двутавру. Если считать, что пояса лонжерона работают на растяжение-сжатие, а стенка только на сдвиг, то можно получить следующее выражение для вычисления силового фактора этой конструкции для двух консолей крыла:

$$G = \frac{1}{12} \frac{Yl^2}{bc} + \frac{\sqrt{3}}{4} Yl, \quad (9)$$

где $Y = ql$ — подъемная сила крыла.

В (9) первое слагаемое описывает силовой фактор поясов, а второе — стенки, эквивалентные напряжения в которой вычисляются через касательные τ по условию $\sigma^{\text{экв}} = \tau\sqrt{3}$.

Недостатком силового фактора является его размерность. Поэтому сравнивать различные конструкции гораздо удобнее через безразмерный критерий силового совершенства конструкций — коэффициент силового фактора C_k . Для крыльев C_k целесообразно вычислять как отношение силового фактора к харак-

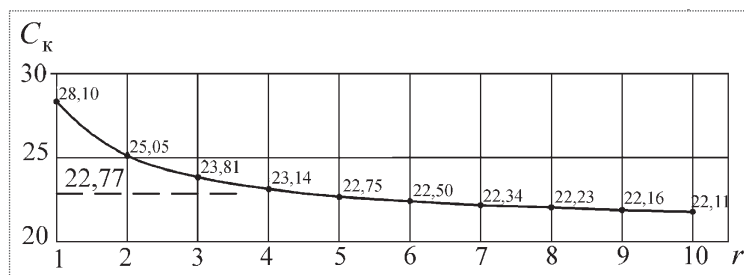


Рис. 2. Изменение коэффициента силового фактора по итерациям

терной нагрузке Y и характерному размеру $\sqrt{S}$, где S – площадь крыла [5]:

$$C_k = \frac{G}{Y\sqrt{S}}. \quad (10)$$

В случае однолонжеронного крыла выражение для вычисления коэффициента силового фактора с учетом (9) и (10) имеет вид

$$C_k = \frac{1}{12} \frac{\lambda^{3/2}}{\bar{c}} + \frac{\sqrt{3}}{4} \lambda^{1/2}. \quad (11)$$

Предположим, что для рассматриваемого крыла конструкция еще не определена и эта характеристика не известна.

Заполним допустимую область непрерывным упругим материалом, который может иметь переменную плотность, разобьем его на конечные элементы, как показано на рис. 1, и применим алгоритм 3.1–3.2. Результаты вычисления коэффициента силового фактора по формулам (7) и (10) с учетом номера итерации r показаны на рис. 2 для случая $\lambda = 10$, $\bar{c} = 0,1$ и разбиения крыла на 8 одинаковых слоев по высоте. Процесс сходится на величине 22,11.

Эта величина с большой точностью соответствует коэффициенту силового фактора, вычисленному по формуле (11), – 22,77, если в (11) использовать при вычислении $\bar{c}$ не максимальную строительную высоту по обводам, а эффективную строительную высоту. В данном случае это расстояние между центрами тяжести наружных слоев конечных элементов, т.е. $C_{эф} = 7/8 C_{max}$ для восьмислойной схемы (рис. 3, а). Кстати, отсюда следует рекомендация использовать в весовых расчетах крыльев толщину нагруженных слоев в трехмерной модели, которая обеспечит учет реального смещения во внутрь крыла от обводов центра тяжести силовых элементов в соответствующих поперечных сечениях. Например, для крыла самолета Як-130 это смещение составляет ~ 10 мм. Следовательно, толщину наружных

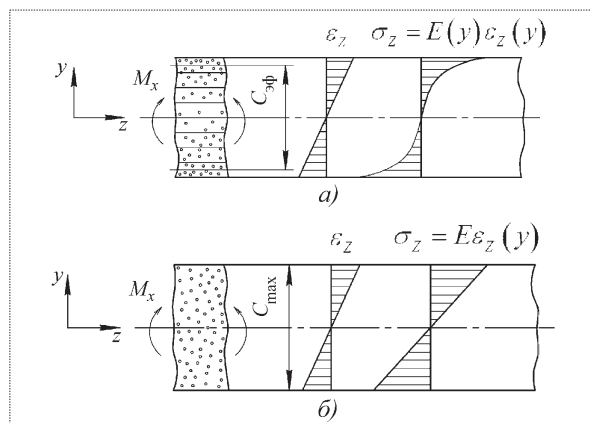


Рис. 3. Распределение деформаций и напряжений в балке из материала с переменной (а) и постоянной (б) плотностью

слоев в 3D-модели этого крыла целесообразно назначать равной ~ 20 мм.

Особого внимания и обсуждения заслуживает значительное изменение коэффициента силового фактора по итерациям – уменьшение примерно на 30 % (см. рис. 2). На первый взгляд, трехмерное упругое тело, вписанное в геометрические ограничения рассматриваемого крыла, – это брус с консольной заделкой, т.е. статически определяемая конструкция, распределение напряжений и внутренних усилий в которой может быть вычислено по известным соотношениям теории сопротивления материалов при достаточно больших отношениях l/c . Это утверждение справедливо для бруса с постоянной плотностью материала. Известное линейное распределение деформаций ε_z и напряжений σ_z по его высоте показано на рис. 3, б.

Однако в ходе оптимизационного процесса по алгоритму 3.1–3.2 происходит переназначение плотностей и собственно жесткостей элементов по формулам (4) и (1). При изгибе такого бруса линейный характер распределения деформаций ε_z по мере удаления от срединной поверхности примерно сохраняется, но напряжения растут нелинейно, так как модуль упругости также растет по мере удаления от срединной поверхности, и в итоге

$$\sigma_z = E(y)\varepsilon(y). \quad (12)$$

Характер распределения напряжений (усилий) в поперечном сечении бруса оптимальной переменной плотности показан на рис. 3, а. Нетрудно видеть, что брус переменной плотности превращается, по существу, в конструкцию, близкую к идеальному двутавру с расстоянием между поясами $7/8 C_{max}$ для выбранного разбиения на элементы по

высоте поперечного сечения. Это объясняет большую точность вычисления коэффициента силового фактора по формулам (7) и (10), чем по (11). Таким образом, можно предсказать минимальные значения коэффициента силового фактора и, следовательно, массы конструкции без знания самой конструкции на ранних стадиях проектирования.

Из сопоставления распределений напряжений (см. рис. 3) в поперечном сечении бруса из материала с постоянной и переменной (оптимальной) плотностями следует, что брус с постоянной плотностью использует эффективно только $2/3$ строительной высоты. Поэтому в конструкциях с преобладающим изгибом следует ожидать при оптимизации распределения плотности материала уменьшение силового фактора примерно на 30 %, если стартовать с равномерного распределения, что и было получено в примере на рис. 2.

Таким образом, с использованием алгоритма 3.1–3.2 с высокой точностью решаются задачи п. 3 общего алгоритма 1–7 расчета нагрузок на крыло с учетом его деформаций.

По алгоритму 1–7 возможен итерационный перерасчет распределения аэродинамических нагрузок на крыло с внутренним итерационным циклом оптимизации. Общий алгоритм носит эвристический характер и нуждается в испытаниях.

Реализация алгоритма. Для исследовательских целей алгоритм реализован на языке Femap Basic Script [6]. Вычисления напряженно-деформированного состояния трехмерных тел переменной плотности выполнялись в среде NASTRAN. Для расчета распределения нагрузки по размаху крыльев использовалась система TORNADO [7].

Пример. Рассмотрим стреловидное крыло (рис. 4) с относительной строительной высотой $\bar{c} = 0,1$, кото-

рое должно обеспечить подъемную силу 180 кН на уровне моря и скорость, соответствующую $M = 0,6$. Характеристики предполагаемого конструкционного материала: $E = 70\,000$ МПа, $\rho = 2700$ кг/м³, $[\sigma] = 300$ МПа. Воздушная нагрузка приложена на $1/4$ хорд. Необходимо определить коэффициент силового фактора крыла с учетом зависимости распределения нагрузок по размаху от деформации крыла.

Расчеты по рассмотренному алгоритму показали следующее. Сходимость достигнута за четыре шага внешнего алгоритма (четыре перерасчета распределения аэродинамической нагрузки по размаху). При этом на каждом шаге требовалось 10–20 итераций внутреннего цикла оптимизации распределения материала.

Изменение относительной циркуляции и коэффициента силового фактора конструкции по шагам внешнего цикла показано на рис. 5. Распределение аэродинамических сил на абсолютно жестком крыле соответствует первому шагу на рис. 5. Получено типичное распределение для стреловидных крыльев с максимумом примерно на середине размаха. На следующем шаге распределение существенно изменилось из-за учета отрицательного изменения углов атаки в концевых сечениях крыла. На третьем шаге произошла некоторая корректировка циркуляции. Результаты третьего и четвертого шагов практически совпадают.

Обратим внимание на существенное (более чем на 40 %) уменьшение коэффициента силового фактора крыла за счет перераспределения нагрузки по размаху. Такое большое изменение нагруженности можно объяснить тем, что рассмотрено крыло с сужением $\eta = 1$. При больших величинах сужения эффект будет меньшим, но все равно заслуживающим учета при проектировании.

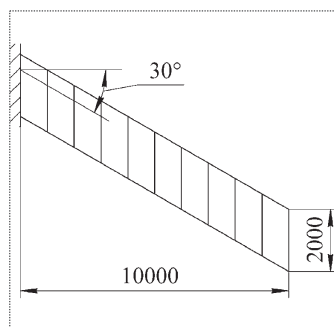


Рис. 4. Стреловидное крыло

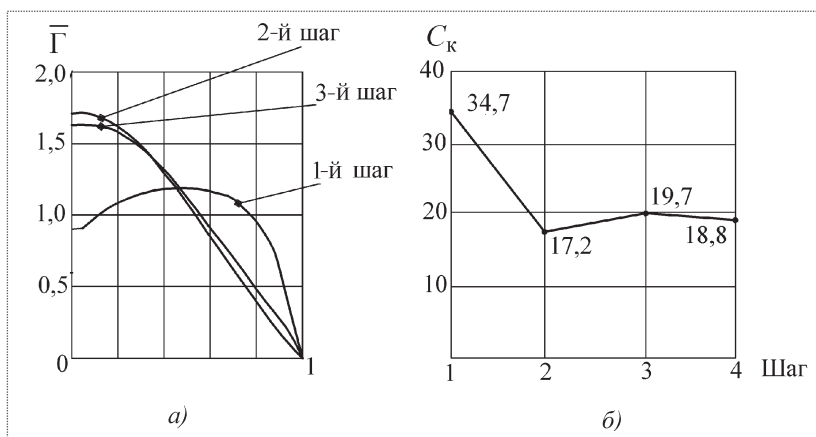


Рис. 5. Изменение относительной циркуляции (а) и коэффициента силового фактора конструкции (б) по шагам итерационного процесса

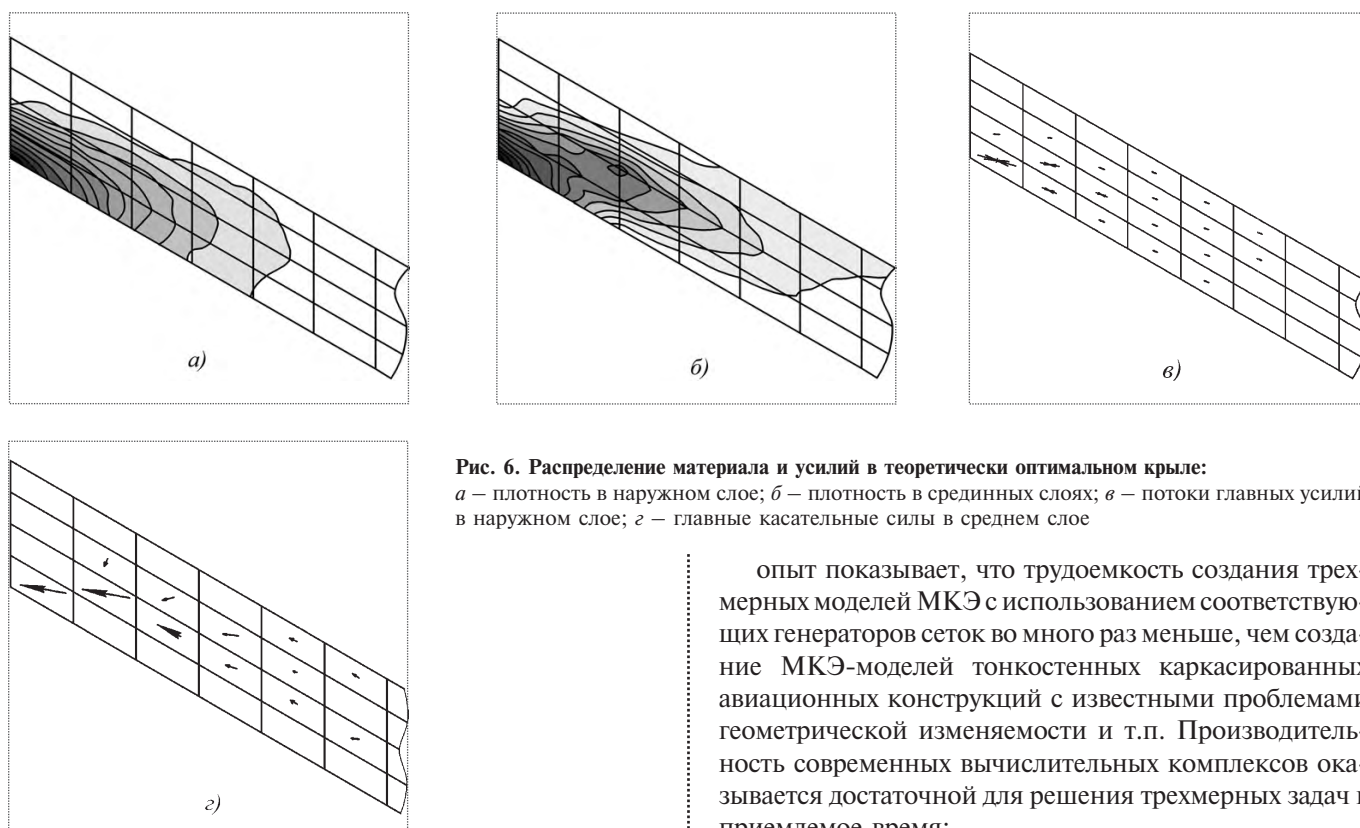


Рис. 6. Распределение материала и усилий в теоретически оптимальном крыле:

a — плотность в наружном слое; *б* — плотность в срединных слоях; *в* — потоки главных усилий в наружном слое; *г* — главные касательные силы в среднем слое

Дополнительным результатом расчетов по рассмотренному алгоритму является распределение материала (плотностей) в теоретически оптимальной конструкции. На рис. 6, *a*, *б* показано распределение плотностей в наружных и среднем слоях трехмерной модели в корневой части крыла. Распределение потоков главных усилий и главных касательных сил [3] в этих слоях показано на рис. 6, *в*, *г*.

Таким образом, получена известная, проверенная практикой силовая схема стреловидного крыла с внутренним подкосом.

В заключение приведем следующие выводы:

пробные испытания построенного алгоритма показали быструю сходимость;

учет деформаций конструкции на ранних стадиях проектирования может выявить и реализовать существенные резервы снижения массы конструкции;

рассмотренная методика может использоваться для прогнозирования массы конструкции с учетом особенностей ее геометрических форм и граничных условий и давать информацию для обоснованного выбора рациональной силовой схемы;

опыт показывает, что трудоемкость создания трехмерных моделей МКЭ с использованием соответствующих генераторов сеток во много раз меньше, чем создание МКЭ-моделей тонкостенных каркасированных авиационных конструкций с известными проблемами геометрической изменяемости и т.п. Производительность современных вычислительных комплексов оказывается достаточной для решения трехмерных задач в приемлемое время;

для практических целей могут быть рассмотрены несколько случаев нагружения, учтена массовая разгрузка крыла и ступельной крутки для оптимизации крейсерских режимов полета.

Работа выполнена с частичной поддержкой по гранту CRDF REO — 1386.

Литература

1. Гуменюк А.В., Ковалевский А.К., Комаров В.А., Попович Г.Ф. Оценка весового совершенства самолета Як-130 // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2004. № 7. С. 22–27.
2. Методы оптимизаций авиационных конструкций / Н.В. Баничук, В.И. Бирюк, А.П. Сейранян и др. М.: Машиностроение, 1989. 296 с.
3. Комаров В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. М.: Машиностроение, 1984. С. 114–129.
4. Комаров В.А. К доказательству теоремы об изменении жесткости конструкций // Вестник СГАУ. Самара, 2004. № 1. С. 49–51.
5. Гуменюк А.В., Комаров В.А. Критерий силового совершенства конструкции крыльев // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2003. № 6. С. 24–30.
6. Рычков С.П. MSC.visualNastran для Windows. М.: НТ Пресс, 2004. 552 с.
7. www.ave.KTH.se. A Vortex Lattice MATLAB Implementation for linear Aerodynamic Wing Applications. Tomas Melin, 2005. Royal Institute of Technology.



ТУРКИН
Игорь Константинович —
профессор МАИ, доктор
техн. наук



САФРОНОВ
Вячеслав Семенович —
доцент МАИ, кандидат
техн. наук



КУЧУМОВ
Денис Викторович —
аспирант МАИ

Расчет максимальной дальности применения при экономии массы ЛА

И.К. Туркин, В.С. Сафронов, Д.В. Кучумов

Приведена методика решения задачи расчета максимальной горизонтальной дальности и выигрыша по дальности применения летательного аппарата (ЛА) на этапе модификации при условии экономии его стартовой массы. В качестве предварительного критерия целесообразности такой модификации рассмотрена величина максимальной расчетной горизонтальной дальности применения ЛА при условии выполнения тактико-технического задания и сохранения неизменных внешних форм, полученных в результате проектных исследований ЛА.

I.K. Turkin, V.S. Safronov, D.V. Kuchumov. Calculation Of Max Range And Range Extension After Aircraft Weight Reduction

The article gives an account of the method to calculate the maximal horizontal range and possible range extension at the stage of aircraft modernization by reducing its initial takeoff weight. The calculated horizontal range of the aircraft is recognized a viable preliminary criterion to assess the need for such a modification, provided that the aircraft still meets the requirements specified and retains its initial design and aerodynamic configuration intact.

При проектировании ЛА возникает задача оценки возможного эффекта применения новых технологий и новых материалов, позволяющих уменьшить стартовую массу ЛА на некоторую величину Δm_0 . В качестве предварительного критерия такой оценки рассматривается расчетная горизонтальная дальность применения ЛА x_k при условии выполнения тактико-технического задания (ТТЗ) и сохранения внешних форм аппарата, полученных в результате решения общей проектной задачи. Эта задача должна быть решена в рамках исходной системы автоматизированного проектирования, при использовании которой был спроектирован облик и определены параметры исследуемого ЛА. Тогда можно надеяться на корректность получаемых результатов.

Рассматриваемая задача является составной частью комплексной задачи массо-баллистического проектирования и геометрического расчета ЛА. Особенностью ее решения является необходимость строгого выполнения граничных условий при проведении баллистических расчетов. В качестве таковых для ЛА класса П–В используется заданная в ТТЗ средняя скорость V_{cp} при полете на максимальную расчетную дальность применения:

$$V_{cp} = \frac{1}{t_k} \sqrt{x_k^2 + H_k^2}, \quad (1)$$

где t_k — время полета ЛА; x_k — горизонтальная дальность; H_k — высота полета цели.

Требование, касающееся средней скорости полета, должно с высокой степенью точности выполняться при изменении исследуемой величины горизонтальной дальности x_k . В противном случае получаемые результаты сравнения будут некорректны.

Для ЛА классов В–П и П–П в качестве граничного условия используется требование по заданной конечной скорости полета V_k . Оно также должно быть выполнено при изменении расчетной величины горизонтальной дальности полета. Итак, постав-

ленная задача может быть сформулирована следующим образом: определить выигрыш по горизонтальной дальности полета ЛА Δx_k при уменьшении его стартовой массы на величину Δm_0 и выполнении дисциплинирующих граничных условий по средней скорости полета V_{cp} для ЛА класса П–В или по конечной скорости V_k для ЛА классов В–П и П–П.

Достоверность результатов расчета можно обеспечить выполнением сформулированной задачи в рамках той же комплексной программы проектирования, в результате которой были получены облик, массогеометрические и баллистические характеристики исследуемого варианта ЛА.

Решение сформулированной задачи реализуется путем организации итерационного процесса пошагового приращения горизонтальной дальности полета ЛА x_k до получения сходимости по требуемой величине средней V_{cp} или конечной V_k скорости полета ЛА (в зависимости от рассматриваемого класса ЛА).

Расчет выигрыша по дальности полета ЛА. Проектирование ЛА на этапе предварительного исследования облика и параметров аппарата представляет собой многократно повторяющийся итерационный процесс, центральное место в котором занимает решение трех взаимосвязанных по данным задач:

баллистического проектирования, целью которого является определение траекторных характеристик и запаса топлива ЛА;

расчета относительных масс частей ЛА и стартовой массы;

определения размеров, центровки устойчивости и управляемости ЛА.

Результат решения каждой из перечисленных задач содержит исходную информацию как для последующих, так и для предыдущих задач. Это определяет итерационную схему их решения.

Особенностью сформулированной выше задачи оценки выигрыша по дальности спроектированного варианта ЛА при уменьшении его стартовой массы на величину Δm_0 является то, что внешние формы рассматриваемого варианта ЛА должны оставаться неизменными. Это накладывает определенные требования на структуру проектной программы, организацию обмена отдельных фрагментов формируемой программы, а также их блоков.

Рассмотрим особенности решения задачи применительно к каждому классу ЛА.

Летательные аппараты класса П–В. При формировании задания на воспроизводство программы проектирования ЛА рассматриваемого класса необходимо,

как уже отмечалось, учитывать ее внутреннюю структуру, включающую следующие основные разделы:

начальные вспомогательные блоки, позволяющие, в частности, организовать итерационные процессы по стартовой массе m_0 и удельной нагрузке на крылья p ;

центральную часть программы (баллистический расчет), в которой реализуется численное интегрирование уравнений движения и определяется потребная относительная масса топлива;

блоки расчета массы, геометрических размеров и потребного положения крыла ЛА.

При изменении стартовой массы ЛА m_0 на величину Δm_0 меняются и относительные параметры ЛА, используемые в качестве исходной информации баллистического расчета:

$$\mu_t = \frac{m_t}{(m_0 - \Delta m_0)}; \quad p = \frac{(m_0 - \Delta m_0)}{S}. \quad (2)$$

Здесь m_t и S — соответственно масса топлива и площадь крыла, полученные в результате решения исходной комплексной задачи проектирования; $m_0 - \Delta m_0$ — скорректированное значение стартовой массы за счет экономии.

Таким образом, в структуре программы решаемой задачи помимо организации итерационного процесса приращения горизонтальной дальности полета (при фиксированной средней скорости V_{cp}) необходимо ввести пересчет относительных параметров μ_t и p (после коррекции стартовой массы), а также вывод результатов расчета в удобной форме.

Программная реализация указанных функций организована в виде системы дополнительных типовых фрагментов, размещаемых в соответствующие места задания на генерацию комплексной программы проектирования ЛА класса П–В. В число дополнительных исходных данных программы введены следующие параметры:

Δm_0 , кг — уменьшение массы ЛА вследствие совершенствования конструктивно-технологических решений;

$\Delta x_k = \Delta x / x_k$ — относительная величина пошагового приращения горизонтальной дальности полета ЛА (рекомендуемый диапазон 0,005...0,030);

$\varepsilon_{v_{cp}}$ — относительная погрешность определения средней скорости полета ЛА (рекомендуемый диапазон 0,001...0,030).

Следует отметить одну из особенностей решения задачи для ЛА класса П–В с использованием метода пропорциональной навигации. Пошаговое приращение горизонтальной дальности полета на величину Δx при-

водит к изменению параметров траектории в соответствии с используемым методом наведения. При этом изменяется не только текущая дальность, но и высота полета, что приводит к изменению сопротивления, а следовательно, к дополнительному изменению горизонтальной дальности (при выполнении граничного условия по средней скорости V_{cp}). Поэтому решать задачу оценки выигрыша по дальности Δx_k необходимо в два этапа:

определение уточненной исходной горизонтальной дальности x_{k1} исследуемого варианта ЛА (баллистический расчет при $\Delta m_0 = 0$ и выполнении граничного условия по средней скорости полета V_{cp});

расчет горизонтальной дальности x_{k2} исследуемого варианта ЛА при заданной экономии стартовой массы Δm_0 и выполнении граничного условия по V_{cp} . Определение выигрыша по горизонтальной дальности ($\Delta x_k = x_{k2} - x_{k1}$).

В качестве примера, подтверждающего работоспособность предлагаемого программно-методического обеспечения, рассмотрен расчет выигрыша по дальности одноступенчатого ЛА класса П–В с однорежимным ракетным двигателем твердого топлива (РДТТ) и исходной горизонтальной дальностью полета x_k при заданной экономии стартовой массы Δm_0 .

В качестве исходного рассмотрим спроектированный вариант ЛА с начальной горизонтальной дальностью $x_k = 30\,000$ м, массой $m_0 = 188,95$ кг и конечной высотой полета $H_k = 15\,000$ м.

В результате оценки уточненной исходной горизонтальной дальности спроектированного варианта ЛА (при $\Delta m_0 = 0$ и сохранении требования по средней скорости полета $V_{cp} = 745,0$ м/с) получено значение исходной горизонтальной дальности полета $x_k = 30\,059$ м. При экономии стартовой массы $\Delta m_0 = 10$ кг и относительной погрешности определения средней скорости полета $\varepsilon_{v,cp} = 0,002$ получен выигрыш в горизонтальной дальности применения $\Delta x_k = 3905,6$ м.

Заметим, что для ЛА класса П–В большой дальности полета выигрыш по дальности применения может оказаться достаточно большим. Это объясняется использованием метода пропорциональной навигации для сравниваемых вариантов. В этом случае при увеличении горизонтальной дальности увеличивается и высота полета ЛА. Поэтому при сравнении вариантов

ЛА класса П–В следует помнить о том, что уменьшение стартовой массы ЛА при сохранении его внешних размеров приводит одновременно к возможности его полета по более энергетически выгодной траектории.

Результаты сравнительного анализа влияния экономии стартовой массы Δm_0 на выигрыш по дальности для рассматриваемого в примере варианта ЛА класса П–В следующие:

Δm_0 , кг	1	2	5	10	15	20	25	30
Δx_k , м	283,2	726,8	1928,2	3905,6	5860,4	7766,4	9671,7	11498,7

Следует отметить, что параметры тактики применения ЛА класса П–В могут оказать существенное влияние на результат оценки выигрыша по дальности ЛА при фиксированной величине Δm_0 . В качестве примера приведем результаты расчета влияния параметров старта ЛА – угла пуска θ_0 и ускорения разгона V_p – на величину выигрыша по дальности применения ЛА при фиксированной величине экономии массы $\Delta m_0 = 10$ кг:

θ_0 , °	55	60	65	70	75	80
Δx_k , м	Срыв наведения	3905,6	4763,8	6177,3	8367,2	Срыв наведения

V_p , м/с ²	50	60	70	80	90	100	110
Δx_k , м	5601,5	4638,3	4160,5	3905,6	3595,5	3486,1	3288,0

Летательные аппараты классов В–П и П–П. Программы проектирования ЛА классов В–П, П–П отличаются от аналогичных программ проектирования ЛА класса П–В прежде всего баллистическим расчетом, который зависит от метода полета. Применение для основной части траектории полета ЛА классов В–П и П–П программных траекторий предполагает при коррекции горизонтальной дальности полета ЛА необходимость выполнения требований по основным параметрам (высоте, радиусам разворота и др.) на этих участках траектории.

Поскольку при изменении стартовой массы ЛА m_0 меняются также относительные параметры μ_t , p , а следовательно, относительный секундный расход топлива $\mu_{сек} = \mu_t / \tau_{дв}$, углы атаки по траектории (а значит, c_x), то баллистический расчет претерпевает существенные изменения (особенно для ЛА большой дальности). Поэтому следует помнить о том, что программы проектирования ЛА классов В–П и П–П более чувствительны к изменению исходных данных, и не всегда решение задачи заканчивается удачно. В ряде случаев могут возникать ситуации падения скорости и роста углов атаки по тра-

ектории на наиболее сложных участках и аварийного завершения расчетов. Тогда следует скорректировать исходные данные (например, уменьшить $\Delta\bar{x}_k$) и повторить решение задачи.

Структура задания на воспроизводство программы расчета выигрыша по дальности ЛА классов В–П и П–П во многом совпадает с соответствующей программой ЛА класса П–В. Основное отличие состоит в организации итерационного процесса по горизонтальной дальности при выполнении граничного условия по конечной скорости. В случае неудачного завершения решения задачи помимо коррекции исходных данных по относительно пошаговому приращению горизонтальной дальности $\Delta\bar{x}_k$ и погрешности определения конечной скорости ε_{vk} проектировщику предоставляется возможность расширить границы определения конечной скорости на некоторую величину ΔV_k . Это ухудшает точность решения задачи, но дает возможность проанализировать получаемый результат.

В число дополнительных исходных данных программы введены следующие параметры:

Δm_0 , кг — уменьшение массы ЛА вследствие его совершенствования;

$\Delta\bar{x}_k = \Delta x / x_k$ — относительная величина пошагового приращения горизонтальной дальности полета ЛА (рекомендуемый диапазон 0,005...0,030);

ε_{vk} — относительная погрешность определения конечной скорости полета ЛА (рекомендуемый диапазон 0,01...0,10);

ΔV_k — величина дополнительного расширения границы по конечной скорости полета ЛА (рекомендуемый диапазон 10...20 м/с).

В качестве примера, подтверждающего работоспособность предлагаемого программно-методического обеспечения, рассмотрена задача расчета выигрыша по дальности одноступенчатого ЛА класса В–П с однорежимным РДТТ и высотной программной траекторией. Исходная горизонтальная дальность полета $x_k = 40\,000$ м; высота маршевого участка полета $H_1 = 6000$ м; конечная скорость $V_k = 350$ м/с.

При начальном значении стартовой массы $m_0 = 332,2$ кг; $\Delta m_0 = 10$ кг; $\varepsilon_{vk} = 0,01$ выигрыш в горизонтальной дальности Δx_k составил 1497,3 м.

Результаты анализа влияния экономии массы Δm_0 на выигрыш по дальности применения ЛА класса В–П, рассмотренного в приведенном выше примере при значениях погрешности в определении конечной скорости $\varepsilon_{vk} = 0,01$ и шаге итерационного процесса по дальности $\Delta\bar{x}_k = 0,001$, приведены ниже:

Δm_0 , кг	5	10	15	20	25
Δx_k , м	1402,9	1497,3	1499,5	1513,1	1601,4

Следует отметить, что исходные параметры организации итерационного процесса по горизонтальной дальности $\Delta\bar{x}_k$ и погрешности в определении конечной скорости ε_{vk} , так же как и шаг численного интегрирования Δt_0 для ЛА класса В–П, существенно влияют на результаты исследования.

Ниже приведены результаты расчета выигрыша по дальности Δx_k при $\Delta m_0 = 10$ кг, $\Delta\bar{x}_k = 0,01$; $\Delta t_0 = 0,5$ с и различных значениях конечной скорости ε_{vk} для рассматриваемого в примере варианта ЛА класса В–П:

ε_{vk}	0,002	0,005	0,010	0,020	0,030	0,040
Δx_k , м	833,9	1031,6	1497,3	2298,9	2298,9	2298,9

Влияние параметра организации итерационного процесса по горизонтальной дальности $\Delta\bar{x}_k$ и шага численного интегрирования Δt_0 на результаты расчета выигрыша по дальности применения ЛА класса В–П при $\Delta m_0 = 10$ кг; $\varepsilon_{vk} = 0,01$ можно проанализировать на основании следующих данных:

$\Delta\bar{x}_k$	0,001	0,003	0,005	0,008	0,010
Δx_k , м					
при $\Delta t_0 = 0,5$ с	703,6	996,4	1031,6	1325,4	1497,3
при $\Delta t_0 = 0,1$ с	1091,6	1047,9	975,0	930,3	769,1

Одной из наиболее важных тактических характеристик ЛА класса В–П, влияющих как на результаты проектирования ЛА в целом, так и на оценку выигрыша по дальности, является профиль скорости ЛА, который зависит в основном от времени работы двигателя.

В рассматриваемом примере применен наиболее технологичный однорежимный РДТТ. Изменение времени работы такого двигателя приводит не только к изменению профиля скорости (в том числе и средней скорости, а значит, и времени полета), но и к из-

менению массы конструкции РДТТ, потребной массы топлива и массы ЛА в целом.

Результаты влияния изменения времени работы двигателя $\tau_{дв}$ на проектные характеристики ЛА и выигрыш по дальности применения для рассматриваемого в примере варианта ЛА класса В–П при $\Delta m_0 = 10$ кг; $\varepsilon_{вк} = 0,01$; $\Delta x_k = 0,01$ приведены ниже:

$\tau_{дв}, c$	20	30	40	50	60	70	80	90	100
μ_T	0,406	0,363	0,336	0,316	0,304	0,286	0,27	0,255	0,241
$\alpha_{дв}$	0,204	0,214	0,223	0,232	0,238	0,248	0,259	0,269	0,282
$m_0, кг$	432,7	389,8	367,0	352,0	344,3	332,2	322,3	314,2	306,3
t_k, c									
до коррекции	67,1	75,8	83,2	90,1	95,2	102,6	109,6	116,6	124,3
после коррекции	67,6	75,6	82,9	90,2	95,9	105,6	112,6	120,1	127,6
$\Delta x_k, м$	497,5	364,5	351,6	508,0	672,8	1497,3	1471,2	1637,3	1624,4

Предложенная в данной статье методика оценки выигрыша по дальности применения ЛА при его автоматизированном проектировании (за счет возможной экономии его стартовой массы) реализована для ЛА

различных классов и с использованием различных по точности методик проектирования. При этом уже на ранних этапах проектных работ появляется возможность оценить эффект улучшения тактико-технических характеристик ЛА от применения более совершенных технологий. Кроме того, можно проанализировать влияние исходных проектных параметров на результаты баллистического проектирования. Это особенно

важно для понимания значений выбираемых основных тактико-технических параметров при формировании комплекса исходных данных проектирования ЛА, а также при анализе получаемых результатов.



ДАЙДЖЕСТ

Авансирован контракт на поставку восьми самолетов Ил-114 по программе "Открытое небо" для Минобороны РФ

Авиационный комплекс (АК) им. С.В. Ильюшина получил аванс на поставку восьми самолетов Ил-114, которые будут использоваться в интересах Минобороны России для контроля за международными обязательствами по программе "Открытое небо". "Сегодня твердыми заказами (контрактом) обеспечена поставка 28 самолетов Ил-114 с их поставкой по лотам (частями), и первый лот составляет восемь машин", — сообщил гендиректор АК им. С.В. Ильюшина В.В. Ливанов. Одной из главных особенностей самолетов этого типа является возможность эксплуатации с небольших аэродромов.

Договор "Открытое небо" подписан в 1992 г. в Хельсинки (Финляндия) 25 странами. 1 января 2002 г. через 10 лет после подписания договор вступил в действие. За этот период были подготовлены соответствующий персонал, самолеты, экипажи и специальное оборудование. Договор предусматривает применение режима "Открытого неба" с целью развития открытости и транспарентности, содействия выполнению действующих или последующих соглашений в сфере контроля над вооружениями, а также расширению возможностей по предотвращению кризисов и кризисных ситуаций. Кроме того, в будущем предусмотрено распространение режима "Открытое небо" на мониторинг и защиту окружающей среды. К договору "Открытое небо" присоединились 33 государства, в том числе Россия и все страны — члены НАТО.

Новый боевой вертолет Ми-28Н успешно прошел первый этап государственных совместных испытаний

"Успешно завершен первый этап государственных совместных испытаний нового боевого вертолета Ми-28Н "Ночной охотник", — сообщил помощник главнокомандующего ВВС России полковник А.В. Дробышевский.

Испытания Военно-воздушные силы проводили совместно с предприятиями "Роствертол" и Московским вертолетным заводом им. М.Л. Миля. Полученные результаты подтверждают высокий уровень технической надежности Ми-28Н, безотказную работу его основных узлов и механизмов, что говорит о полноценной реализации функциональных возможностей, заложенных в данный ударный комплекс.

А.В. Дробышевский напомнил, что вертолет Ми-28Н определен как базовая боевая машина для российских Вооруженных сил. Он подчеркнул, что впервые в экономических условиях новой России на вертолетном заводе в Ростове налажено серийное производство современного боевого вертолета. Работы по созданию этих машин на предприятии "Роствертол" ведутся в рамках выполнения долгосрочного контракта с Министерством обороны. В соответствии с госпрограммой вооружений оснащение ВВС новейшими машинами Ми-28Н должно завершиться в 2015 г. Первые четыре вертолета уже приняты летчиками Центра боевого применения и переучивания летного состава в Торжке.

Вестник Интерфакс — АВН № 43 (318), 2007 г.

Исследование методов управления в сфере воздушного транспорта с использованием соционических моделей

Ариничева Ольга Викторовна – ассистент Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации; **Коваленко Геннадий Владимирович** – заведующий кафедрой Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации, профессор, доктор техн. наук; **Малишевский Алексей Валерьевич** – доцент Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации, кандидат техн. наук; **Парфёнов Иван Андреевич** – аспирант Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации; **Петрова Марина Владимировна** – ассистент Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации

В статье рассмотрен возможный подход к оценке эффективности взаимодействия в трудовых коллективах авиационных специалистов, предложен критерий формирования коллективов с наилучшей психологической совместимостью, позволяющий проводить проактивную политику управления рисками по человеческому фактору.

O.V. Arinicheva, G.V. Kovalenko, A.V. Malishevsky, I.A. Parfenov, M.V. Petrova. Application Of Social Models In Feasibility Studies Of Air Transport Management Methods

The article gives an account of possibilities to assess the effectiveness of interaction in labor collectives of aviation specialists, officering a criterion to form the most psychologically compatible groups of employees so that the proactive risk management policy could be pursued with respect to human risks.

Одним из важнейших вопросов управления в сфере воздушного транспорта является проведение эффективной кадровой политики. Известно, что около 80 % всех авиационных происшествий так или иначе связаны с проблемой человеческого фактора (ЧФ) [1, 2]. Наиболее значимым является вопрос комплектования экипажей летательных аппаратов (ЛА), поскольку психологическая совместимость членов экипажа напрямую связана с проблемой безопасности полетов (БП).

Несмотря на то, что на сегодняшний день существует большое количество исследований, эта проблема весьма далека от разрешения. К сожалению, и регламентирующие документы не вносят ясности в ее решение. Существующий документ [3], регламентирующий комплектование экипажей ЛА, отсылает к Рекомендациям ГосНИИГА 1980-х гг. [4], которые в качестве критерия эффективности взаимодействия предлагают результаты прямой социометрии. Необходимо отметить, что эти результаты не могут служить в качестве прогностического критерия, поскольку предполагают хорошее знакомство участников опроса друг с другом. Критерии прогностические, позволяющие проводить проактивную политику управления рисками по человеческому фактору [1], в указанных документах не представлены.

В данной статье рассматривается только один аспект взаимодействия между людьми, а именно инфор-

мационный. Проблемами информационного (в широком смысле слова) аспекта взаимодействия между людьми, в том числе и прогнозом эффективности взаимодействия, занимается такой раздел психологии, как соционика [5...7].

Для создания прогностического критерия использована соционическая модель интертипных отношений (СМИО) [5], построенная на базе теории нечетких множеств, разработанной Л. Заде. Был предложен критерий Ω^* [6], рассчитываемый на основе получаемой для пары людей СМИО:

$$\Omega^* = \Omega_{(+)}^* - \Omega_{(-)}^*,$$

где $\Omega_{(+)}^* = (8\Omega_1 + 7\Omega_{15} + 6\Omega_{12} + 5\Omega_8 + 4\Omega_7 + 3\Omega_{11} + 2\Omega_2 + \Omega_{16})/8$; $\Omega_{(-)}^* = (8\Omega_{10} + 7\Omega_3 + 6\Omega_{14} + 5\Omega_5 + 4\Omega_6 + 3\Omega_{13} + 2\Omega_4 + \Omega_9)/8$; Ω_i – составляющая СМИО для i -го интертипного отношения (ИО) [5].

Для проверки правильности предложенного критерия Ω^* в период 2003–2006 гг. авторами проводился ряд экспериментов в трудовых коллективах авиапредприятий. В качестве исходных были использованы данные соционической диагностики, полученные с помощью теста ММ-1 (3-я версия) [8], а также данные цветовой социометрии, полученные с помощью теста ЦТО [2, 9]. На основе этих двух методик было проведено исследо-

Таблица 1

Корреляции, полученные для различных составляющих СМНО и показателей нормативности

Типы ИО	Екатеринбург, 27 чел., 351 пара	Новокузнецк, 21 чел., 210 пар	Магадан, 19 чел., 171 пара	Нальчик, 14 чел., 91 пара	Всего 81 чел., 823 пары
1. Тожественные	-0,1881	-0,0762	-0,0578	-0,1356	-0,1269
2. Дуальные	-0,0387	-0,0952	-0,0387	-0,2035	-0,0551
3. Активации	+0,1606	+0,0384	+0,0479	+0,1947	+0,1092
4. Зеркальные	+0,0866	+0,1330	+0,0504	+0,1550	+0,0861
5. Заказчик	+0,1324	+0,0779	+0,0422	+0,2363	+0,1032
6. Ревизор	+0,1264	+0,0906	+0,0566	+0,1194	+0,0959
7. Деловые	-0,1139	-0,1349	-0,0590	-0,1187	-0,1018
8. Миражные	-0,1248	-0,0639	-0,0399	-0,2180	-0,0925
9. Квазитожественные	+0,0817	+0,1147	+0,0338	+0,2270	+0,0814
10. Конфликтные	+0,1656	+0,0452	+0,0613	+0,1270	+0,1099
11. Суперэго	-0,0850	-0,1074	-0,0507	-0,1507	-0,0793
12. Нейтрализации	-0,1490	-0,0658	-0,0471	-0,1769	-0,1053
13. Исполнитель	+0,1207	+0,0799	+0,0411	+0,1923	+0,0939
14. Подконтрольный	+0,1377	+0,0873	+0,0568	+0,1652	+0,1057
15. Родственные	-0,1632	-0,0741	-0,0505	-0,1799	-0,1145
16. Полудуальные	-0,0662	-0,1206	-0,0468	-0,1797	-0,0754

вание коллективов профессиональных диспетчеров организации воздушного движения (ОВД) (35 человек) на базе Нальчикского аэродромного центра ГУДП "Аэронавигация Юга" и Новокузнецкого центра ОВД филиала "ЗапСибАэронавигация", а также специалистов службы организации авиационных перевозок (ОАП) (46 человек) на базе ФГУП "Аэропорт Магадан" и ОАО "Аэропорт Кольцово" (Екатеринбург). В первых двух коллективах в эксперименте участвовали только мужчины, третий коллектив был смешанным женско-мужским примерно в равных пропорциях, а последний (кроме одного человека) был женским, т.е. география места, профессиональная, половая принадлежность участников эксперимента были довольно разнообразными; возраст участников был в диапазоне 28...56 лет, но в основном — 35...45 лет. В каждом коллективе были составлены пары, всего таких пар получилось 823. Для каждой пары была рассчитана СМНО. Кроме того, по методике А.М. Эткинды [9] для каждой пары была рассчитана суммарная нормативность N , определяющая степень взаимного уважения, объективной ценности тестируемых, а также объективное взаимное оценивание профессиональных качеств. Далее были рассчита-

ны корреляции между составляющими СМНО по отдельным интертипным отношениям и суммарными нормативностями (благоприятными являются ИО, для которых корреляция с нормативностью отрицательна). Результаты приведены в табл. 1.

Полученные данные не являются случайными. Ниже, в табл. 2, представлены результаты корреляции с указанием ранга благоприятности интертипных отношений. Если проанализировать табл. 1 и 2, видно, что хотя степени ранга одних и тех же ИО в разных коллективах, естественно, не совпадают, но группы благоприятных ИО, как и группы неблагоприятных во всех четырех случаях совпадают полностью. При этом необходимо учитывать, что, как уже ранее указывалось, все четыре выборки весьма различались и по гендерным признакам, и по профессии, и по географическому признаку.

Сравнением насколько коррелируют степени благоприятности одних и тех же интертипных отношений в различных выборках были получены данные (см. табл. 3) с очень высокой степенью достоверности ($p \leq 0,001$), которая была определена из сравнения значения величины

Таблица 2

Ранги благоприятности отдельных составляющих СМНО

Типы ИО	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
Екатеринбург	1	8	15	10	13	12	5	4	9	16	6	3	11	14	2	7
Новокузнецк	5	4	9	16	11	14	1	8	15	10	3	7	12	13	6	2
Магадан	2	8	12	13	11	14	1	7	9	16	3	5	10	15	4	6
Нальчик	7	2	14	11	16	9	8	1	15	10	6	5	13	12	3	4
Всего	1	8	15	10	13	12	4	5	9	16	6	3	11	14	2	7

Таблица 3

Корреляции между отдельными выборками

	Магадан	Екатеринбург	Нальчик	Новокузнецк
Магадан ОАП 19 чел. (мужчины и женщины поровну)		+0,9649	+0,9372	+0,9401
Екатеринбург ОАП 27 чел. (только женщины)	3,7370 $p \leq 0,001$		+0,9144	+0,8461
Нальчик ОВД 14 чел. (только мужчины)	3,6292 $p \leq 0,001$	3,5413 $p \leq 0,001$		+0,9251
Новокузнецк ОВД 21 чел. (только мужчины)	3,6409 $p \leq 0,001$	3,2771 $p \leq 0,001$	3,5827 $p \leq 0,001$	

$$H = |r_{\text{корр}}| (n-1)^{1/2},$$

где $n = 16$ — объем выборки, с ее критическим значением $H_{\text{кр}} = 2,87$.

То, что корреляции (см. табл. 1) между выраженностью в каждой паре отдельных интертипных отношений как составляющих соционическую модель и суммой взаимных нормативностей в данной паре являются очень слабыми ($r_{\text{корр}} \leq 0,19$), совершенно естественно, так как тип ИО характеризует лишь теоретическую удобность данных информационных отношений для эффективного взаимодействия. А нормативность интегрально оценивает уже сложившиеся отношения с учетом множества иных, помимо соционической модели человека (СМЧ) [5], личностных особенностей сотрудника. Важным является то, что эти корреляции недостоверны только для дуальных ИО ($p > 0,05$). Для всех остальных типов отношений они достоверны ($p \leq 0,05$) или высокодостоверны ($p \leq 0,01$), для тождественных и родственных ИО, а также предложенного и вычисляемого на базе СМНО интегрального показателя качества взаимодействия Ω^* — очень высокодостоверны ($p \leq 0,001$).

Чтобы убедиться в правильности предложенного критерия Ω^* , проверки, проведенной с помощью теста ЦТО, недостаточно. Необходимо найти возможность непосредственного определения эффективности взаимодействия в паре. Для этого в рамках учебной программы авторами статьи проводился эксперимент, в ходе которого обследовались студенты-пилоты факультета летной эксплуатации Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. Для экспериментальной проверки использовался программный продукт "Гомеостат", разработанный И.А. Парфёновым под руководством А.В. Малишевского, позволяющий замерить эффективность взаимодействия в паре. Программа написана на языке программирования C++ с использованием графической библиотеки Qt в среде Microsoft

Visual Studio.NET. Задание рассчитано на проверку когнитивного и моторного взаимодействия в паре в рамках решения знакомой пилотам и диспетчерам стандартной навигационной задачи. Программа имитирует заход на посадку, и задача участников эксперимента — путем согласованных действий достичь целостности в команде и посадить самолет. По условиям эксперимента управление самолетом по крену может осуществляться только с помощью синхронных действий. В случае же если рассинхронизация оказывается больше заданной, крен самолета остается неизменным, в последнем запомненном положении. Как правило, в каждой из пар выявляется лидер, руководящий действиями участников, которые состоят в выработке стратегии решения задачи, осуществлении навигационных расчетов и собственно синхронных управляющих воздействий. Предварительно были рассчитаны СМНО и критерии Ω^* для каждой из девяти пар, участвовавших в эксперименте. В качестве критерия эффективности взаимодействия использовались среднее и максимальное линейное боковое отклонение (ЛБУ) на последнем участке захода на посадку протяженностью 2 км.

В ходе эксперимента участникам было предложено выполнить тест на определение типа информационного метаболизма ММ-1, по данным которого были рассчитаны соционические модели человека отдельных участников и СМНО в парах участников. В табл. 4 представлен критерий Ω^* для каждой из получившихся пар. Там же приведены результаты эксперимента с использованием программы "Гомеостат". По результатам эксперимента был проведен расчет коэффициента ранговой корреляции Спирмена:

$$r_s = 1 - \frac{6 \sum (d^2)}{N(N^2 - 1)},$$

где d — разность между рангами по двум переменным для каждого испытуемого, а N — число ранжируемых значений, в данном случае число испытуемых.

Таблица 4

Расчет коэффициента ранговой корреляции Спирмена

Пара	Ω^*	Ранг А	ЛБУ _{ср}	ЛБУ _{макс}	Ранг Б	$d = \text{ранг А} - \text{ранг Б}$	d^2
1	+0,227	2	7	12	1	1	1
2	-0,141	8	23	36	4	4	16
3	-0,02	3	10	18	2	1	1
4	-0,105	7	45	65	8	-1	1
5	-0,037	4	10	25	3	1	1
6	-0,039	5	39	87	6	-1	1
7	-0,240	9	47	101	9	0	0
8	-0,101	6	39	90	7	-1	1
9	+0,491	1	33	58	5	-4	16

Таблица 5

Расчетные данные по летному составу авиакомпании "Атлант-Союз"

Летный состав		Ранг по экспертной оценке	Ранг по СХЭ	Средняя оценка по критерию Ω^*	Ранг по критерию Ω^*
Экипаж 1	MPP ¹	1	1	5,08	1
	МЮВ				
	КВН				
	ПЮВ				
Экипаж 2	ЗСВ	3	3	3,00	2,5
	ЛСВ				
	ГАГ				
	ЛБП				
Экипаж 3	САЮ	2	2	3,00	2,5
	ЗАВ				
	ЛАД				
	СЛК				
Экипаж 4	ДВИ	4	4	2,75	4
	КОН				
	ТАА				
	БВА				
	МАО				

¹ Инициалы члена экипажа

Проведением сравнения полученных результатов и прогностических критериев Ω^* была получена достоверная корреляция ($p \leq 0,05$) средней силы $r_s = 0,683$ ($0,5 < 0,683 < 0,7$).

Кроме того, для проверки критерия Ω^* были использованы материалы исследования по методике С.Д. Лейченко [10] четырех экипажей авиакомпании "Атлант-Союз" (17 человек). На основании данных психодиагностического обследования четырех экипажей ЛА с помощью теста ММ-1 по разработанной методике [6] для каждой пары летчиков были рассчитаны критерии Ω^* , а также для каждого экипажа был рассчитан средний показатель эффективности взаимодействия (табл. 5). Результаты, полученные по прогностическому критерию Ω^* , были сопос-

тавлены с экспертными оценками, а также с социальными характеристиками экипажей (СХЭ), рассчитанными по методике С.Д. Лейченко [10]. Из данных, приведенных в табл. 5, видно, что результаты расчетов практически совпадают с данными экспертных оценок.

Нормативность, безусловно, более интегральный и надежный показатель эффективности взаимодействия, нежели предложенный показатель Ω^* , однако он обладает серьезным недостатком. Прогноз эффективности взаимодействия во вновь формируемом коллективе с его помощью невозможен, так как он фиксирует сложившуюся ситуацию. Показатель Ω^* дает возможность осуществлять проактивную кадровую политику, позволяя формировать трудовые коллективы, и в пер-

вую очередь экипажи ЛА, с высокой эффективностью взаимодействия.

Проведенные на сегодняшний день исследования показали, что соционический критерий Ω^* представляет несомненный интерес, хотя, безусловно, требуется продолжить накопление экспериментальных данных для дальнейшего уточнения предложенного критерия.

Ñïëñîë èëòàðàðòòû

1. **Руководство** по обучению в области человеческого фактора. (Дос. 9683-Ап/950). 1-е изд. Монреаль, ИСАО, 1998. 333 с.

2. **Лейченко С.Д., Малишевский А.В., Михайлик Н.Ф.** Человеческий фактор в авиации / В 2-х кн. Кн. 1. СПб. ГУГА, 2005. 473 с.

3. **Руководство** по психологическому обеспечению отбора, подготовки и профессиональной деятельности летного и диспетчерского состава гражданской авиации Российской Федерации (части 1–5). М.: Воздушный транспорт, 2001. 279 с.

4. **Рекомендации** по комплектованию летных экипажей и обеспечению оптимального морально-психологического климата (части I и II). М., изд-е ГосНИИГА, 1985. 43 с.

5. **Лейченко С.Д., Малишевский А.В., Михайлик Н.Ф.** Человеческий фактор в авиации / В 2-х кн. Кн. 2. СПб. ГУГА, 2006. 506 с.

6. **Малишевский А.В., Ариничева О.В., Парфёнов И.А., Петрова М.В.** Психологическая совместимость в трудовом коллективе. Соционический подход // Вестник психотерапии. 2005. № 17(22). С. 46–53.

7. **Малишевский А.В.** Совершенствование методик соционической психодиагностики // Вестник психотерапии. 2005. № 13(18). С. 76–87.

8. **CRM России: Тренинг сильного командира** (пятая редакция): Методическое пособие по проведению тренинга (часть вторая) / Сост. А.В. Малишевский, Н.Ф. Михайлик. СПб. Академия ГА, 2000. 72 с.

9. **Эткинд А.М.** Цветовой тест отношений и его применение в исследовании больных неврозами // Социально-психологические исследования в психоневрологии. Л., НИИ психоневрологии, 1980. С. 110–114.

10. **Лейченко С.Д.** Разработка модели формирования экипажей воздушных судов с целью повышения безопасности полетов. СПб. ГУГА, 2002. 17 с.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

Серийные поставки комплекса воздушной разведки "Типчак" в войска начнутся в 2008 г.

"Комплекс "Типчак" с беспилотными летательными аппаратами (БПЛА) принят на вооружение. Серийное производство и серийные поставки этого комплекса начнутся уже в 2008 г.", — сообщил представитель КБ "Луч" (г. Рыбинск) Алексей Кузнецов.

Комплекс "Типчак" предназначен для разведки в интересах целеуказания, корректировки стрельбы артиллерийских систем и реактивных систем залпового огня (РСЗО). Комплекс полностью автономен. Поддержание в воздухе сразу двух БПЛА, ведущих разведку так называемым конвейерным способом, позволяет вести непрерывное наблюдение за территорией противника площадью не менее 20 км², обеспечивая выполнение боевой задачи бригадами РСЗО, артиллерийским соединением, а также решать задачи в интересах информационной поддержки мотопехоты, воздушного и морского десанта и специальных подразделений. В состав комплекса входят антенная, операторская, транспортно-пусковая машина, машина технического обеспечения и шесть дистанционно управляемых БПЛА. Время развертывания комплекса — не более 20 мин. Запуск БПЛА осуществляется с помощью пневматической катапульты. Стартовая масса БПЛА — не более 60 кг. Диапазон скоростей — от 90 до 900 км/ч. Диапазон рабочих высот — от 200 до 1000 м. Максимальный радиус ведения разведки — 70 км от наземного пункта управления. Время нахождения комплекса в воздухе — не менее 2 ч. Способ посадки парашютный. Видеокамера БПЛА способна фиксировать изображение разведываемой территории в любое время суток. Постоянный цифровой канал связи между аппаратом и наземным пунктом управления позволяет формализовать донесения менее чем за 30 с с момента их получения, т.е. фактически в режиме реального времени.

В КБ "Луч", где разработан комплекс "Типчак", ведутся работы по его совершенствованию. Прорабатываются варианты размещения на беспилотном аппарате телевизионной и цифровой фотокамер высокого разрешения. Кроме того, изучается возможность модернизации планера и силовой установки планера, что позволит использовать аппарат в горных условиях.

Беспилотный летательный аппарат для нужд погранвойск России представлен на выставке "Интерполитех-2007"

Беспилотный многоцелевой комплекс "Дозор-2" (разработчик — компания "Трансзас — электронные системы") был представлен на Международной выставке средств обеспечения безопасности государства "Интерполитех-2007".

Стандартный комплекс "Дозор-2", предназначенный для ведения воздушного наблюдения за объектами и районами, сбора и обработки полученной информации, состоит из трех беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) и мобильного центра управления, помещающегося в любом автомобиле. На стандартном комплексе размещены: цифровая фотокамера, видеокамера переднего и бокового обзора, тепловизор ближнего и дальнего диапазона, система распознавания объектов. По желанию заказчика на БПЛА вместо стандартной аппаратуры может устанавливаться любая аппаратура массой до 8 кг. Время подготовки к вылету, включая проверку исправности оборудования и систем, составляет 30 мин. Фото-, видео- и иная информация с борта БПЛА может передаваться по радиоканалу или записываться на бортовой накопитель в течение 30 ч. Комплекс способен решать задачи в интересах как Минобороны, МВД, ФСБ, Росприроднадзора, Ространснадзора, Ростехнадзора, так и частных коммерческих структур.

Вестник Интерфакс АВН № 43 (318), 2007 г.

Концепция развития систем рулевых приводов перспективных самолетов

Редько Павел Григорьевич – генеральный директор ОАО "ПМЗ "Восход", доктор техн. наук; **Ермаков Сергей Александрович** – профессор МАИ, доктор техн. наук; **Селиванов Александр Михайлович** – доцент МАИ, кандидат техн. наук; **Константинов Геннадий Сергеевич** – инженер НИИСУ; **Митриченко Анатолий Николаевич** – заместитель главного конструктора ОАО "ОКБ им. А.С. Яковлева; **Константинов Сергей Валентинович** – заместитель главного конструктора ОАО "ОКБ Сухого", доктор техн. наук; **Живов Юрий Григорьевич** – начальник отдела НИО-15 ЦАГИ, кандидат техн. наук; **Кувшинов Владимир Михайлович** – заместитель начальника НИО-15 ЦАГИ, кандидат техн. наук; **Петров Владимир Николаевич** – начальник отдела НИО-15 ЦАГИ

Рассматриваются основные проблемы, которые возникают при разработке систем рулевых приводов для перспективных пассажирских и транспортных самолетов нового поколения, обеспечивающих существенное повышение показателей качества и безопасности полета самолета.

Дается оценка современного развития авиационных систем рулевых приводов, рассматриваются основные направления перспективных конструкторских работ по повышению эффективности силовых систем управления полетом.

P.G. Redko, S.A. Ermakov, A.M. Selivanov, G.S. Konstantinov, A.N. Mitrichenko, S.V. Konstantinov, Yu.G. Zhivov, V.M. Kuvshinov, V.N. Petrov. Development Concept Of Future Aircraft Steering Gears

The article scrutinizes the main issues facing the developers of steering gear sets to be used in future airliners and transport planes in a bid to significantly improve their performance and flight safety.

The article also gives an unprejudiced assessment of the present-date condition of steering systems, setting priorities for further development in order to improve the efficiency of powered aircraft control mechanisms.

Электромеханические конкуренты гидравлических преобразователей энергии

В последние 10–15 лет успехи электротехнической промышленности (в основном зарубежной!) позволили принципиально разрешить ряд проблем, сдерживающих применение электромеханических приводных систем большой мощности на борту самолета. Основу приводов этих систем могут составлять бесколлекторные вентильные или вентильно-индукторные электродвигатели (RS-машины).

Электромеханический привод, в котором используются новые разработки электротехнической промышленности, состоит из следующих функционально законченных частей [5]:

- микровычислителя, реализующего алгоритм управления силовыми бесконтактными ключами, которые переключают обмотки бесколлекторного электродвигателя, или RS-двигателя, на основе информации об угле поворота ротора двигателя;
- комплекта стоек высоковольтных инверторов с силовыми твердотельными коммутаторами обмоток электродвигателя;

- собственно бесколлекторного электродвигателя постоянного тока (БДПТ), или RS-машины;
- преобразователя бортового напряжения переменного тока в напряжение постоянного тока 270 В и более высокое;
- механического редуктора, который преобразует вращательное движение вала электродвигателя в поступательное перемещение выходного звена;
- датчиков угла поворота ротора двигателя и датчиков угловой скорости вала.

Электрический двигатель в сочетании с электронным блоком, включающим в себя микровычислитель, комплект стоек высоковольтных твердотельных коммутаторов и указанный выше преобразователь напряжения, образует так называемый мехатронный модуль.

Затраты массы на единицу мощности для современных мехатронных модулей, по данным ОАО "Электропривод", г. Киров, соответствуют оценке $M_{\text{мех.мод}}/N = 1,9...2,3$ кг/кВт. Эта оценка в целом является приемлемой для применения приводов с электропитанием в силовой системе управления полетом.

Используемые в электромеханических приводах электронные блоки получают электрическую энергию в виде напряжения переменного тока $115 \text{ В} \times 400 \text{ Гц}$ и обеспечивают преобразование этого напряжения в более высокое напряжение постоянного тока (от 270 до 500 В). При этом возникает проблема, связанная с созданием практически безотказной бортовой электро-системы питания силовых электроприводов, которая становится одной из важнейших для реализации концепции "электрического" самолета.

Некоторые проблемы применения электромеханических приводов в качестве рулевых приводов основных поверхностей управления полетом

Внешне простая задача преобразования вращения вала электродвигателя в поступательное перемещение выходного звена привода для общепромышленных приводных систем давно решена путем использования шариковинтовых передач или волновых редукторов. Такие передачи применяются и в авиации для приводных систем, работающих эпизодически, например на режимах взлета или посадки самолета. Однако для жизненно важных органов управления, которые работают непрерывно в течение всего полета и обеспечивают его безопасность, указанные выше механические передачи до настоящего времени не использовались. Отметим, что требуемый ресурс для рулевых приводов должен составлять несколько десятков тысяч часов. Обеспечить такой ресурс в указанных механических передачах, работающих постоянно при нагрузке, соответствующей режиму реверса скорости, при условии отсутствия в них зазоров представляется весьма сложной задачей. Рассмотрим кратко некоторые эксплуатационные особенности современных приводных систем основных рулевых поверхностей современных самолетов.

1. Применение аэродинамически малоустойчивых компоновок самолетов обуславливает необходимость работы приводов в течение длительного времени по гармоническому закону управления с малыми амплитудами перемещений выходного звена и при существенных эксплуатационных нагрузках.

2. Появление зазора в механической передаче рулевого привода может привести к неустойчивости контура управления полетом самолета, что недопустимо.

3. Функциональный отказ рулевого привода может создать аварийную ситуацию. Поэтому рулевые приводы современных самолетов выполняются с общим структурным резервированием, реализующим принцип суммирования сил от каждого канального исполнительного механизма на общем выходном звене, ко-

торый требует введения сложной системы синхронизации рабочих процессов в резервных каналах и устройств переключения процесса с отказавшего канала на исправный канал.

В то же время до сих пор применение шариковинтовых преобразователей движения и волновых редукторов не имеет подтвержденных оценок высокой безотказности при длительной непрерывной эксплуатации в указанных выше режимах. Это обстоятельство привело к тому, что несмотря на привлекательность чисто электромеханических приводов для авиаконструкторов и эксплуатирующих самолеты организаций их использование в системах приводов основными рулевыми поверхностями сдерживается. Основная причина — опасность износа и разрушения конструкции механических преобразователей вращательного движения в поступательное перемещение выходного звена при их длительной эксплуатации [2]. Поэтому в настоящее время на современных и перспективных самолетах широкое распространение получили системы электрогидравлических рулевых приводов (ЭГРП), которые прошли длительный путь развития и имеют подтвержденные высокие оценки безотказности, соответствующие действующим нормам летной годности. Сегодняшний уровень надежности основных конструктивно законченных элементов гидравлических приводов достаточно высок. Например, подтвержденная эксплуатацией интенсивность отказа исполнительного двигателя гидроприводов — гидроцилиндров $\lambda = 0,001 \cdot 10^{-6} \text{ ч}^{-1}$. В качестве примера высокого доверия к безотказности гидроцилиндров можно рассматривать системы приводов отечественных и зарубежных современных и перспективных самолетов Ил-86, Ту-154, А-320, В-2 и др.

Электрогидростатические приводы как вариант рулевых электромеханических приводов

Желание авиаконструкторов реализовать плодотворную идею подключения рулевого привода непосредственно к электрической энергосистеме самолета и использовать достижения электротехнической промышленности, сохранив при этом достигнутый в течение десятилетий высокий подтвержденный уровень безотказности исполнительных механизмов приводов, обусловило появление нового типа рулевых приводов — электрогидростатических (ЭГСП). Принципиальная блок-схема такого привода показана на рис. 1.

Электрогидростатический привод осуществляет преобразование электрической энергии в механическое перемещение выходного звена с помощью электропривода и гидростатической передачи, выполнен-

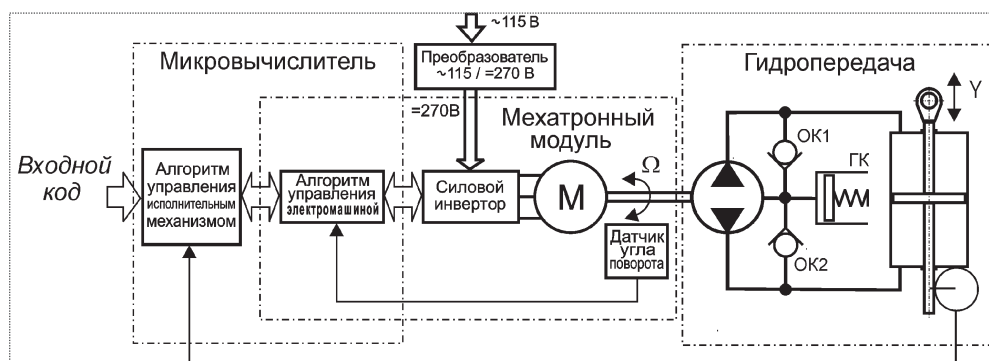


Рис. 1. Возможная принципиальная блок-схема ЭГСП:

ОК – обратный клапан; ГК – гидрокompенсатор; М – электродвигатель; Ω – скорость вращения вала двигателя

ной на основе гидроцилиндра и нерегулируемого реверсивного насоса, скорость вращения ротора которого регулируется электроприводом. В целом этот привод является компромиссным решением, позволяющим снизить технический риск перехода на чисто электрические приводы. Для эксплуатирующих авиационных компаний электрогидростатические рулевые приводы ничем не отличаются от чисто электромеханических приводов, поскольку используются только электрические внешние соединения для подвода энергии и управляющих команд. При этом предполагается, что внутренняя гидравлическая часть привода не требует частых регламентных работ.

Переход от приводов с дроссельным регулированием скорости, получающих энергию от централизованных гидросистем, к электрогидростатическим приводам позволяет получить ряд преимуществ:

- снизить затраты на обслуживание системы приводов благодаря устранению или сокращению числа централизованных гидросистем;

- повысить максимальный КПД привода до 75...85 %;

- уменьшить среднее энергопотребление системы приводов за полет;

- повысить ресурс привода за счет того, что большую часть полета его основные агрегаты работают в слабонагруженном режиме.

В ряде публикаций отмечалось достижение некоторого снижения массы системы приводов экспериментальных самолетов с электрогидростатическими приводами [8]. Однако у электрогидростатических приводов имеются и существенные недостатки.

1. Очевидный проигрыш в размерах и массе исполнительного привода. Из немногочисленных информационных материалов о зарубежных ЭГСП известны показатели приводов, например, фирмы Liebherr [8].

Привод, развивающий силу $F = 25\,000$ кгс, с располагаемой мощностью $N = 30$ кВт имеет массу $M = 130$ кг, включая массу встроенного в него электронного блока (рис. 2, а). Другой привод этой фирмы, используемый на самолете А-380, развивает силу $F = 15\,000$ кгс и мощность $N = 10$ кВт (рис. 2, б). Полный ход $X_{\max} = 115$ мм. При этом его масса $M = 65$ кг [6].

Образец ЭГСП, разработанный российским предприятием ОАО "ПМЗ "Восход" (рис. 3), имеет следующие технические параметры: максимальная сила $F = 12\,000$ кгс; мощность $N = 18$ кВт; полный ход поршня $X_{\max} = 178$ мм; максимальная скорость поршня $V = 30$ см/с. При этом масса электронного блока составляет 30 кг; масса электродвигателя – 10 кг; масса гидравлической части привода, включая насос, компенсатор, гидроцилиндр, клапаны и другие устройства, – 110 кг. Удельные энергетические показатели $\bar{M} = M/N$ приводов фирмы Liebherr – 4,3...6,5 кг/кВт; ПМЗ "Восход" – 8,3 кг/кВт, а для традиционно используемого привода с дроссельным регулированием скорости – 3,2 кг/кВт [6].

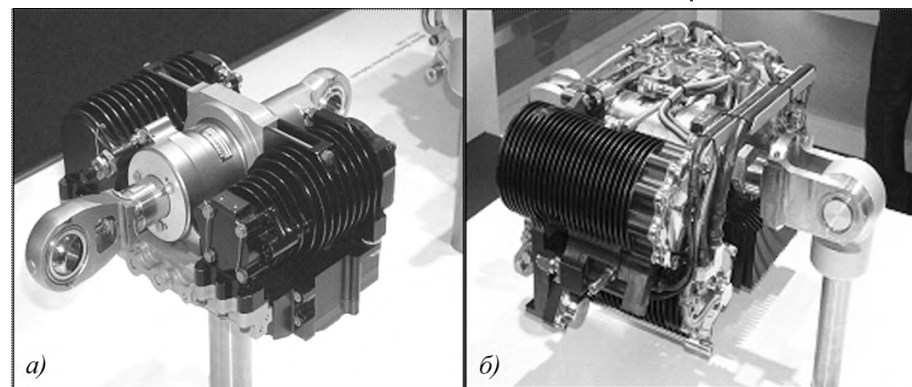


Рис. 2. Электрогидростатические приводы фирмы Liebherr

2. Жесткость гидроцилиндра ЭГСП ниже, чем у обычного привода с дроссельным регулированием скорости. Это вызвано низким давлением жидкости в полостях гидроцилиндра, которые подключаются к

компенсатору-баку, что обуславливает снижение упругости реальной рабочей жидкости, содержащей нерастворенный воздух.

3. Трудности достижения приемлемых чувствительности привода и точности обработки им малых сигналов, напрямую связанные с качеством регулирования скорости вращения БДПТ в области малых скоростей. Особенно заметны эти трудности при выполнении требований к частотным характеристикам в области малых сигналов при амплитуде 0,1...0,2 % от максимального хода поршня.

4. Нецелесообразность использования ЭГСП в качестве единственных приводов основных рулевых поверхностей с точки зрения обеспечения общей безотказности системы управления полетом.

Указанные недостатки сказываются на темпах внедрения электрогидростатических рулевых приводов в авиационную практику. В настоящее время известен лишь один маневренный самолет, на котором предполагается установить такие приводы на все рулевые поверхности — F-35 (США) [2]. На пассажирском самолете А-380 данные приводы выполняют функции резервного управления.

Тем не менее ЭГСП являются реальным техническим решением, обеспечивающим в настоящее время возможность сокращения числа централизованных гидросистем самолета, а их слабые стороны стимулируют разработку новых схем и конструкций таких приводов. На предприятии ОАО "ПМЗ "Восход" разработан ряд вариантов приводов, являющихся дальнейшим развитием схем ЭГСП, два из которых в настоящее время проходят стендовые испытания. В этих приводах используются высокона-

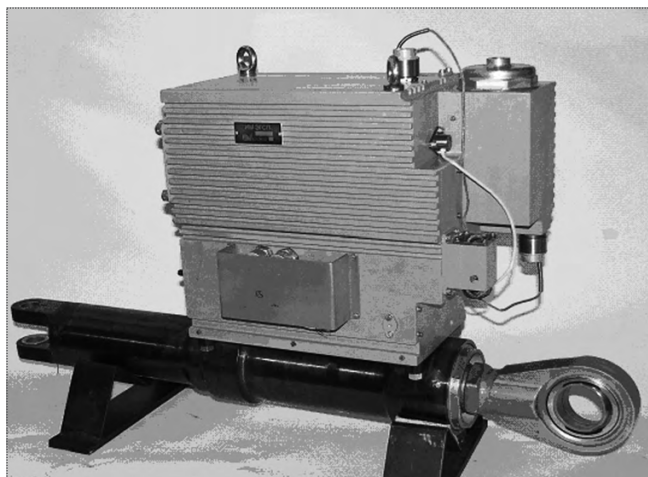


Рис. 3. Электрогидростатический привод, разработанный ОАО "ПМЗ "Восход"

дежные отработанные гидравлические компоненты (насосы высокого давления, гидроцилиндры, клапаны, компенсаторы тепловых деформаций жидкости и другие гидроэлементы). В качестве мехатронных модулей применяются новые разработки ОАО "Электропривод", г. Киров. Схема одного из разработанных вариантов автономного электрогидравлического привода приведена на рис. 4. Этот привод содержит электронные блоки микровычислителя и силового инвертора, обеспечивающих работу БДПТ.

В гидравлической части привода используются нереверсивный нерегулируемый насос, золотниковый клапан реверса КР, управляемый линейным электродвигателем ЛЭД, гидроцилиндр и вспомогательные

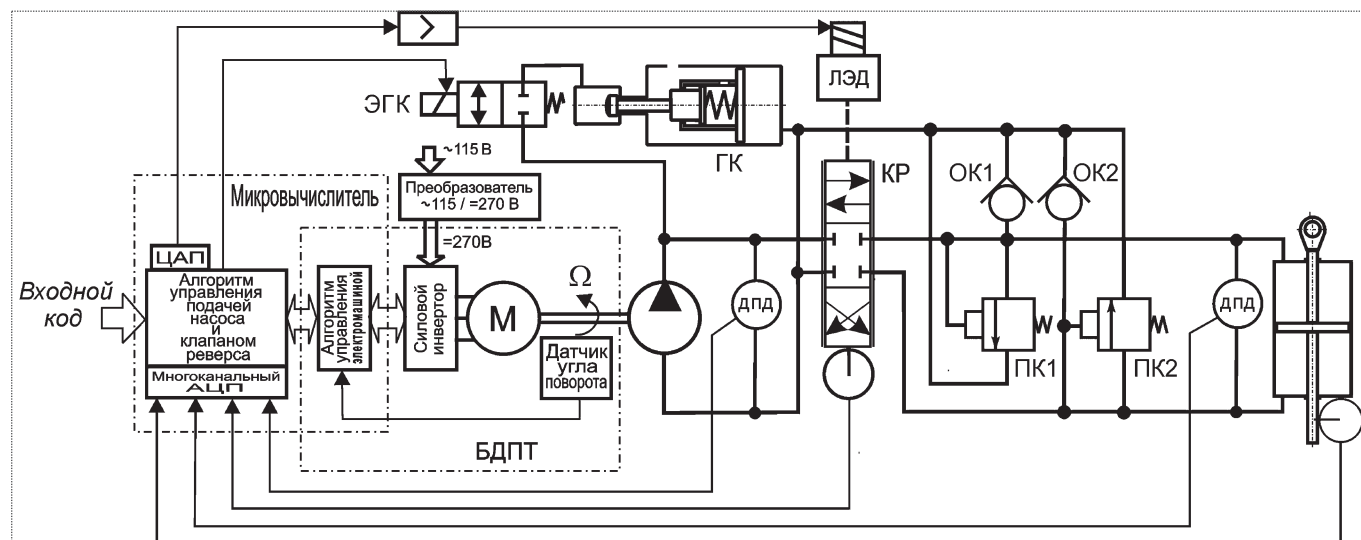


Рис. 4. Схема автономного ЭГСП с комбинированным регулированием скорости:

ЦАП, АЦП — цифроаналоговый и аналогово-цифровой преобразователи соответственно; ЭГК — электрогидравлический клапан

элементы: гидрокомпенсатор ГК, обратные клапаны подпитки ОК и предохранительные клапаны ПК, электрический датчик положения золотника клапана реверса, электрические датчики перепада давлений ДПД на входе и выходе клапана реверса. Привод замкнут позиционной обратной связью с помощью датчика положения штока гидроцилиндра. Способ регулирования скорости выходного звена меняется в зависимости от величины рассогласования следящего привода, т.е. реализуется комбинированный способ регулирования скорости выходного звена.

Комбинированное регулирование скорости выходного звена привода обеспечивает отработку больших и средних сигналов рассогласования привода с малыми потерями мощности, близкими к минимальным потерям при объемном принципе регулирования скорости поршня. При малых сигналах рассогласования, когда потребляемая приводом мощность мала и энергетиче-

ские показатели не столь важны, привод переходит в режим дроссельного регулирования, для которого характерны максимальная чувствительность и минимальные ошибки воспроизведения заданного движения. При таком управлении не требуется качественного регулирования скорости БДПТ в области очень малых скоростей и в приводе можно использовать более простые и дешевые неререверсивные насосы.

Гидравлическая часть привода не просто выполняет функции редуктора, в ней полностью реализуется весь накопленный авиационной гидроавтоматикой потенциал для улучшения характеристик привода.

Динамическая жесткость привода зависит от объема и упругости жидкости в камерах гидроцилиндра и присоединенных к ним полостях. В рассматриваемом приводе упругость рабочей жидкости, а с ней и динамическая жесткость привода могут быть подняты до уровней, соответствующих дроссельному приводу, за

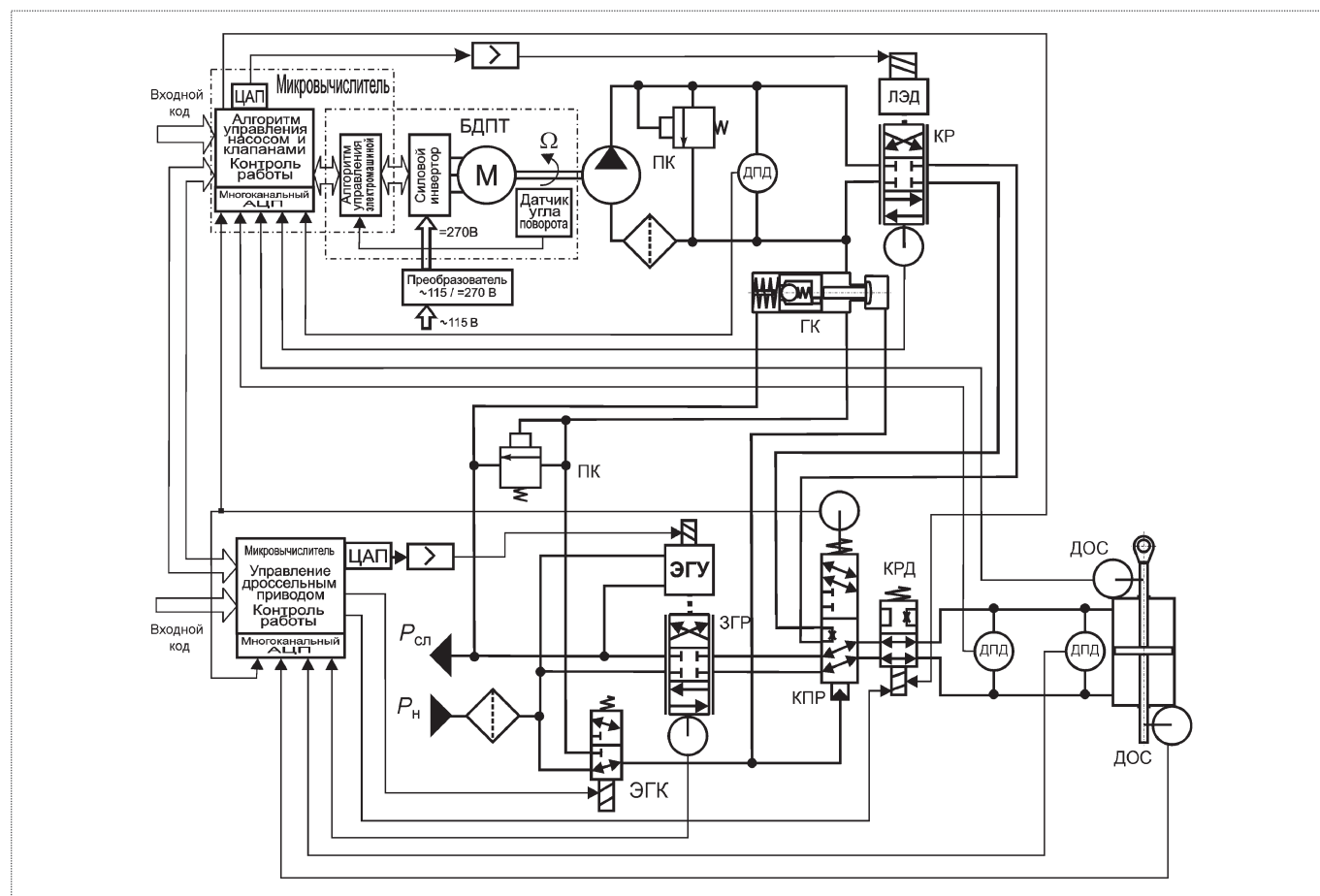


Рис. 5. Схема двухрежимного ЭГСП, обеспечивающего дроссельное регулирование скорости в области малых сигналов управления и объемное регулирование в области больших сигналов:

ДПД — датчик перепада давлений; ГК — гидрокомпенсатор; ПК — предохранительный клапан; ЭГК — электрогидравлический клапан; ЗГР — золотниковый гидрораспределитель; КПР — клапан переключения режимов; КРД — клапан режима демпфирования; ДОС — датчик обратной связи; $P_{сл}$ — давление слива жидкости; $P_{н}$ — давление нагнетания

Привод спойлеров А-380 фирмы Liebherr						Привод ОАО "ПМЗ "Восход" с комбинированным управлением		
Режим дроссельного управления			Режим с гидростатическим управлением					
f , Гц	L , Дб	φ , °	f , Гц	L , Дб	φ , °	f , Гц	L , Дб	φ , °
1,0	−0,2	−21	1,0	−0,6	−33	1,0	−0,1	−18
2,0	−0,2	−43	2,0	−2,2	−62	2,0	−0,1	−40
4,0	−0,6	−90	4,0	−6,1	−135	4,0	−1,0	−75
8,0	−6,0	−164	8,0	−11,0	−168	8,0	−6,0	−120
Об о з н а ч е н и я: f – частота управляющего сигнала; L – амплитудная характеристика; φ – фазовый сдвиг.								

счет увеличения минимального давления в нем до 2...3 МПа.

Таким образом, разработанный привод с комбинированным регулированием скорости позволяет снять трудности с обеспечением высокой чувствительности и динамических характеристик автономного электрогидравлического рулевого привода для аэродинамически малоустойчивых компоновок самолетов при сохранении энергетических показателей на уровне приводов с объемным регулированием скорости.

Оценки надежности привода с комбинированным регулированием скорости соизмеримы с аналогичными оценками ЭГСП. Как и при разработке любой новой техники, наряду с учетом теоретических оценок предстоит процесс возможных доработок на основе опыта эксплуатации и накопления статистических данных. При этом важно применять рациональную стратегию ввода новых приводов в активную эксплуатацию. Очевидно, что на начальном этапе они должны выполнять на самолете менее критичные к отказам функции или работать в паре с отработанными конструкциями. В этой связи представляет интерес разработанная на предприятии ОАО "ПМЗ "Восход" схема двухрежимного электрогидравлического рулевого привода, показанная на рис. 5.

Привод предназначен для работы в системах управления самолетов, сохранивших централизованную или локальную гидравлическую энергосистему. В нем объединены автономный привод с комбинированным регулированием скорости и дроссельный привод с гидропитанием от локальной или централизованной гидросистемы, причем для обоих режимов работы используется единый силовой гидроцилиндр. Состав и работа автономного привода с комбинированным регулированием скорости, как и у привода, схема которого показана на рис. 2, за исключением конструкции гидрокомпенсатора.

При разработке двухрежимного привода предполагалось, что автономный режим работы является основным, однако схема привода позволяет при желании переводить автономный режим работы в резерв, а режим дроссельного привода делать основным.

Двухрежимный привод удобен при использовании разнородной системы энергоснабжения приводов самолета, благодаря резервированию он имеет повышенную надежность и обладает приемлемой отказобезопасностью.

В таблице представлены данные по динамическим характеристикам для различных вариантов рулевых приводов [6].

Возможные варианты построения систем рулевых приводов управления основными аэродинамическими поверхностями магистрального пассажирского самолета

Типовая схема подвода энергии к системе рулевых приводов основных поверхностей управления полетом типового магистрального самолета показана на рис. 6.

На борту типового двухдвигательного самолета имеется три гидравлических системы (ГС1, ГС2, ГС3), которые обеспечивают энергией приводы всех рулевых поверхностей при нормальной работе. Система допускает возникновение отказов в двух гидросистемах при сохранении безопасного управления. При выходе из строя двух маршевых двигателей возможно сохранение аварийного управления с помощью вспомогательной силовой установки (ВСУ), обеспечивающей гидравлической энергией приводы управления самолета по трем осям и электропитание блоков управления приводами. На рис. 6 приведены приближенные оценки интенсивности отказов компонентов схемы λ , ч⁻¹ (значение λ на рис. 6...9 следует умножить на 10⁻⁶). Используя эти значения, можно

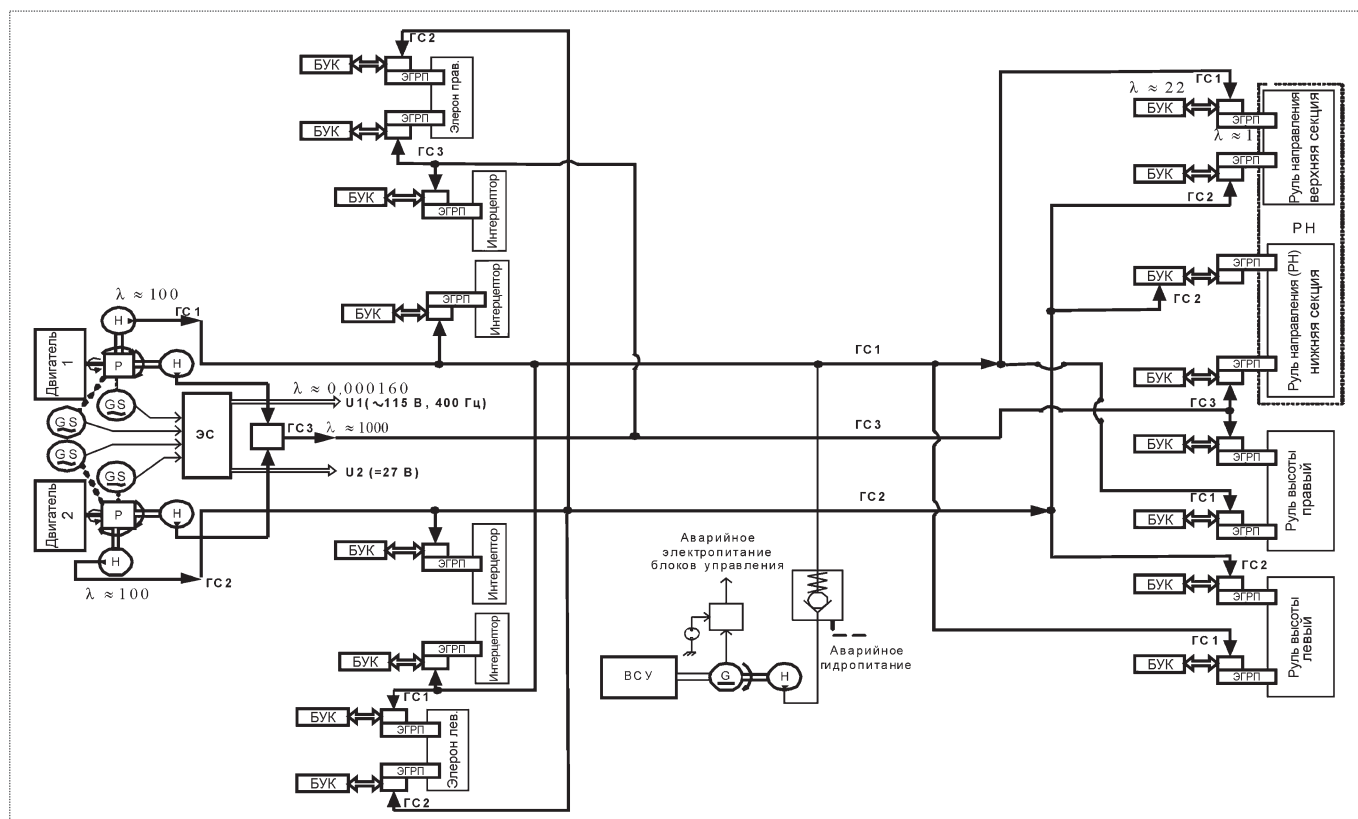


Рис. 6. Схема распределения гидравлической энергии по основным приводам системы управления полетом самолета с тремя гидравлическими системами, резервным гидравлическим и электропитанием от ВСУ. Основное питание блоков управления от одной общей резервированной электро-системы:

ГС1...ГС3 – гидравлические системы; БУК – блок управления и контроля; ЭС – электросистема; ГС – электрогенератор; ЭГРП – электрогидравлический рулевой привод; Н – насос, клапаны, компенсатор; ГЦ – гидроцилиндр; Н – насос; Р – редуктор

приближенно оценить вероятность потери управления той или иной рулевой поверхностью за час полета (без учета отказов в вычислителях системы управления):

интенсивность отказа управления одним приводом, подключенным к гидросистеме ГС1 или ГС2, $\lambda \approx 123 \cdot 10^{-6} \text{ ч}^{-1}$;

интенсивность отказа управления одним приводом, подключенным к гидросистеме ГС3, получающей гидравлическую энергию от двух насосов, $\lambda \approx 23 \cdot 10^{-6} \text{ ч}^{-1}$;

интенсивность отказов управления одной рулевой поверхностью руля высоты, руля направления, приводы которой подключены к гидросистеме ГС1 или ГС2, $\lambda \approx 1,5 \cdot 10^{-8} \text{ ч}^{-1}$;

интенсивность отказа управления нижней секцией руля направления или правой секцией руля высоты, приводы которой подключены к гидросистеме ГС3, $\lambda \approx 0,28 \cdot 10^{-8} \text{ ч}^{-1}$.

Приведенные оценки безотказности приводов рулевых поверхностей управления по курсу и тангажу можно считать базовыми. С ними можно сравнивать оценки безотказности других систем энергоснабжения и других типов рулевых приводов. Поскольку сокращение числа бортовых гидросистем даже на единицу существенно снижает затраты на обслуживание, рассмотрим структуру системы приводов с двумя гидросистемами, которая показана на рис. 7.

Рулевые приводы этой системы получают гидравлическую энергию от двух обычных гидросистем, а электропитание для трех электрогидростатических приводов, установленных вместо типовых приводов с дроссельным регулированием (ЭГРП), подается от одной общей электросистемы. Будем полагать, что электрическая система обладает высокой степенью безотказности. Интенсивность отказа такой электросистемы $\lambda \approx 0,00016 \cdot 10^{-6} \text{ ч}^{-1}$.

Вероятность отказа за час полета ($t = 1 \text{ ч}$) системы электрогидростатического привода, схема которой приведена на рис. 7, соответствует оценке

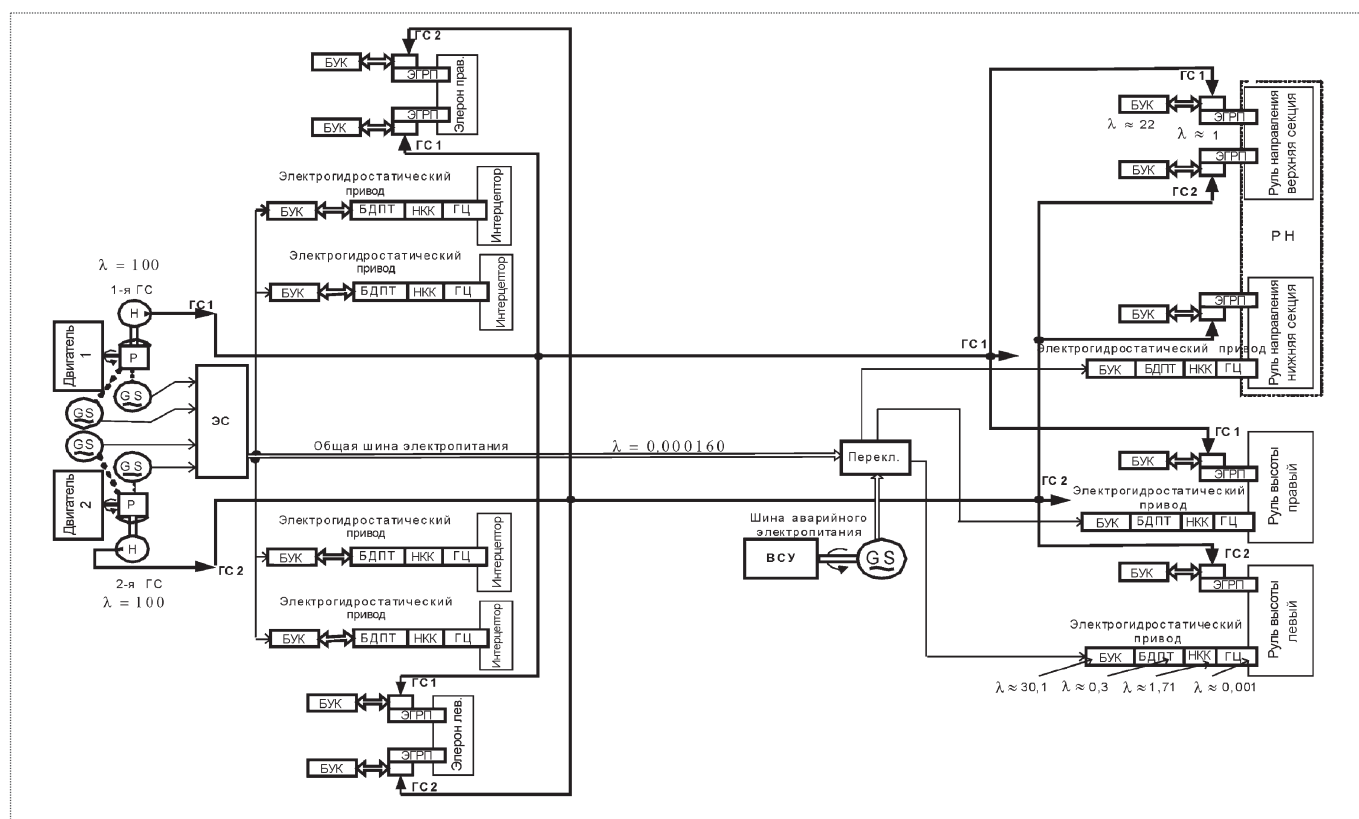


Рис. 7. Схема распределения гидравлической и электрической энергии в системе приводов управления полетом самолета с двумя централизованными гидравлическими системами (ГС1, ГС2), одной электросистемой и резервным электропитанием от ВСУ: НКК — насос, клапаны, компенсатор (остальные обозначения см. на рис. 6)

$$F = (\lambda_{ЭС} + \lambda_{БУК} + \lambda_{БДПТ} + \lambda_{НКК} + \lambda_{ГЦ})t = \\ = (0,00016 + 30,1 + 0,3 + 1,71 + 0,001) \cdot 10^{-6} = 32,1 \cdot 10^{-6}.$$

Вероятность отказа за час полета ($t = 1$ ч) рулевой поверхности, которой управляют два привода — типовой ЭГРП и ЭГСП,

$$F = (\lambda_{ГС1,2} + \lambda_{БУК} + \lambda_{ЭГРП}) \lambda_{ЭГСП} t = \\ = (100 + 22 + 1) \cdot 32,1 \cdot 10^{-12} = 0,3 \cdot 10^{-8}.$$

Аналогично может быть получена оценка вероятности отказа за час полета ($t = 1$ ч) двух секций руля высоты, управляющихся одинаковыми наборами приводов:

$$F = \lambda t \approx 0,3 \cdot 10^{-16},$$

что соответствует практически невероятному событию.

Однако поскольку отказ единственной шины электросистемы все-таки возможен, целесообразно рас-

смотреть вариант системы приводов с двумя гидросистемами и тремя независимыми электросистемами, одна из которых использует энергию двух генераторов и обладает повышенной степенью безотказности (рис. 8).

В рассматриваемой системе вероятность отказа за час полета ($t = 1$ ч) управления одной, например нижней, секцией руля направления

$$F = (\lambda_{ГС1,2} + \lambda_{БУК} + \lambda_{ЭГРП}) (\lambda_{ЭС1,2} + \lambda_{ЭГСП}) t = \\ = (100 + 22 + 1) \cdot (184 + 32,1) \cdot 10^{-12} = 2,6 \cdot 10^{-8}.$$

Аналогичная оценка для рулевой поверхности, гидростатический привод которой подключен к двояк-енной электросистеме (отказ управления левой секции руля высоты), соответствует величине $F \approx 1,6 \cdot 10^{-8}$. Нетрудно видеть, что полученные оценки возможности потери управления одной рулевой поверхностью при использовании электрогидравлических и электрогидростатических приводов, подключаемых к одной типовой гидросистеме и к одной независимой электросистеме, близки.

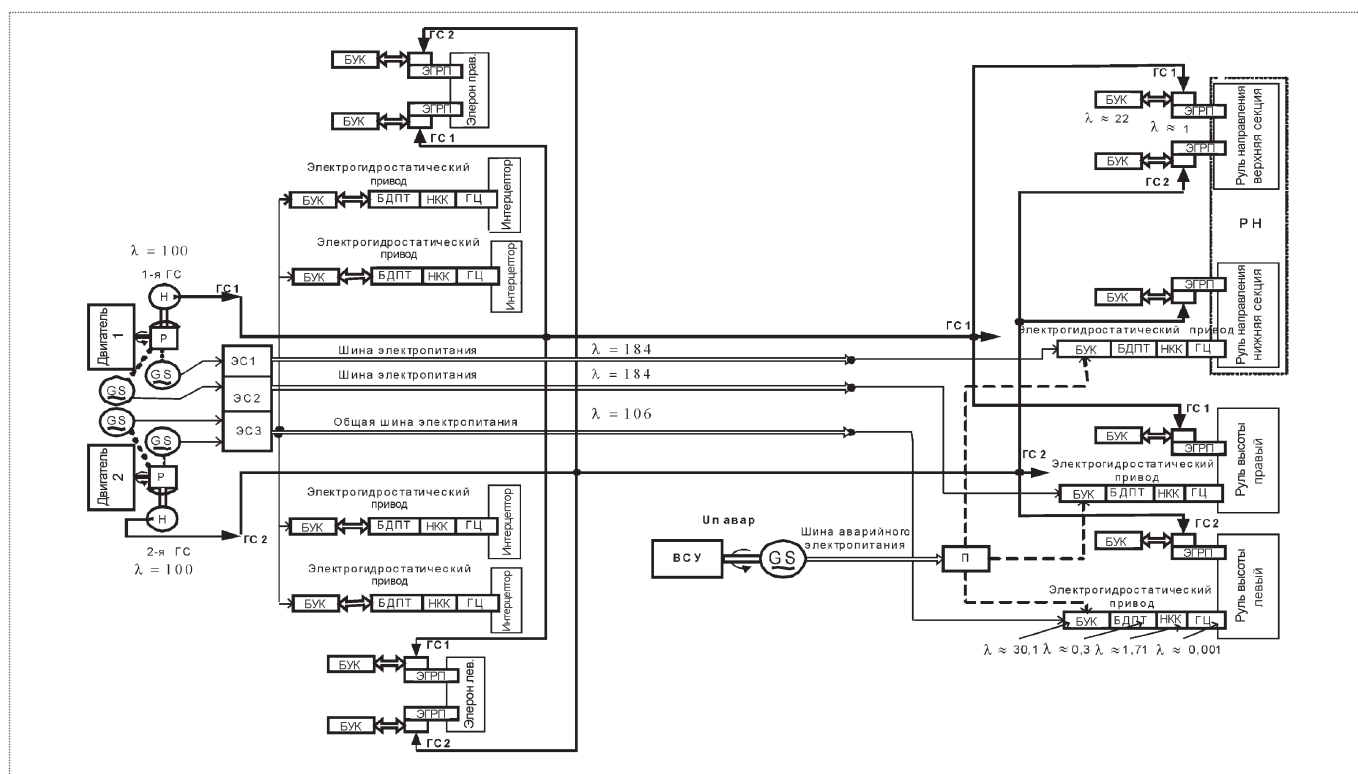


Рис. 8. Схема распределения гидравлической и электрической энергии в системе приводов управления полетом самолета с двумя централизованными гидравлическими системами (ГС1, ГС2), тремя электросистемами (ЭС1 ... ЭС3) и резервным питанием от ВСУ: НКК — насос, клапаны, компенсатор (остальные обозначения см. на рис. 6)

Стремление уменьшить протяженность длинных гидравлических магистралей на самолете приводит к варианту системы приводов с локальными источниками гидравлической энергии, которые расположены в непосредственной близости к группам однотипных приводов. Роторы насосов блоков локальных гидросистем приводятся в движение регулируемые электродвигателями. Структура такой системы показана на рис. 9.

Энергетический комплекс рулевых приводов, показанный на рис. 9, состоит из четырех гидравлических систем. Две гидросистемы расположены вблизи маршевых двигателей самолета. Они обеспечивают энергией типовые электрогидравлические приводы элеронов и типовые системы приводов шасси. Другие две гидросистемы расположены в хвостовой части самолета. Насосы этих систем имеют регулируемый электропривод от двух электросистем (локальные гидросистемы 3 и 4). Данные гидросистемы питают энергией типовые электрогидравлические приводы с дроссельным регулированием скорости. Каждая рулевая поверхность руля высоты и нижняя секция руля направления управляются двумя приводами — ЭГРП и ЭГСП.

Рассмотрим оценки безотказности управления в такой системе. Наибольший интерес представляет оценка безотказности поверхностей управления в хвостовой части самолета — руля высоты и руля направления.

Интенсивность отказа ЭГРП с учетом его блока гидропитания ($t = 1$ ч)

$$\lambda_{\text{ЭГРП}+\text{ГС}+\text{ЭС}} = (\lambda_{\text{ЭС}} + \lambda_{\text{БУК}} + \lambda_{\text{БДПТ}} + \lambda_{\text{ГС}} + \lambda_{\text{ЭГРП}})t = (184 + 30,1 + 0,3 + 100 + 22 + 1) \cdot 10^{-6} = 337,4 \cdot 10^{-6}.$$

Вероятность отказа за час полета ($t = 1$ ч) управления верхней секцией руля направления

$$F = (\lambda_{\text{ЭГРП}+\text{ГС}+\text{ЭС}})^2 t = 11,4 \cdot 10^{-8}.$$

Интенсивность отказа одного привода типа ЭГСП

$$(\lambda_{\text{ЭГСП}})_{\min} = (\lambda_{\text{ЭС2}} + \lambda_{\text{ЭГСП}}) = (106 + 32,1) \cdot 10^{-6} = 138 \cdot 10^{-6}.$$

Вероятность отказа за час полета ($t = 1$ ч) управления нижней секцией руля направления или одной из секций руля высоты, на которые установлены два привода,

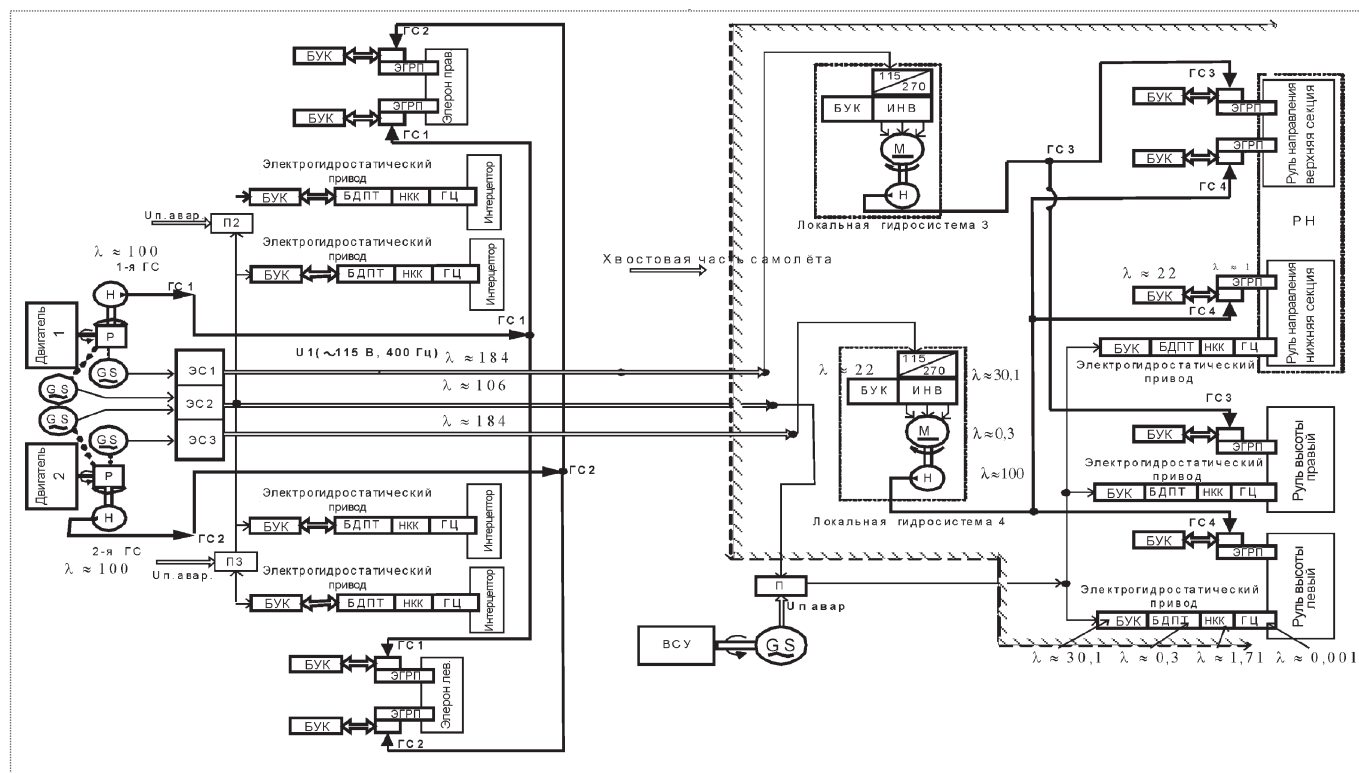


Рис. 9. Схема распределения гидравлической и электрической энергии по основным приводам системы управления полетом самолета с двумя централизованными гидравлическими системами (ГС1, ГС2) и двумя гидросистемами с электроприводом (ГС3, ГС4):

П — переключатель; ИНВ — инвертор; НКК — насос, клапаны, компенсатор (остальные обозначения см. на рис. 6)

$$F = (\lambda_{\text{ЭГСП}})_{\min} \lambda_{\text{ЭГРП+ГС+ЭС}} t =$$

$$= 138 \cdot 337,4 \cdot 10^{-12} = 4,6 \cdot 10^{-12}.$$

Как следует из приведенных оценок, системы приводов с локальными гидросистемами, насосы которых имеют регулируемый электропривод, существенно проигрывают по безотказности системам, показанным на рис. 6...8. Для повышения безотказности такой системы приводов необходимо упрощать систему электропривода в локальных гидросистемах (например, следует отказаться от регулирования скорости вращения ротора насоса).

Другие аспекты перехода к "более электрическому" самолету

Замена комплекта типовых электрогидравлических приводов рулевых поверхностей на электромеханические или электрогидростатические приводы не является основным фактором, определяющим цель создания "более электрического" самолета. Основными факторами, создающими значительный положительный эффект перевода энергоемких систем самолета на электрическую энергию, является электрофикация систем:

- кондиционирования салона;
- антиобледенения;

электрического запуска маршевых двигателей. Предусматривается замена существующих пневматических стартеров электрическими и при этом предполагается объединение функций генератора напряжения и электродвигателя — стартера в одной электромашине.

Указанные системы являются существенно более энергоемкими, чем система рулевых приводов поверхностей управления магистральных и региональных самолетов, поэтому эффект от их перевода на электрическое питание и управление весьма существенен.

По зарубежным оценкам, комплексный переход на "более электрический" самолет позволяет [7, 8]:

- снизить потребление топлива на 8...10 %;
- уменьшить полную взлетную массу самолета на 6...8 %;
- снизить прямые эксплуатационные расходы на 4...6 %;
- снизить стоимость жизненного цикла самолета на 3...5 %;
- снизить время технического обслуживания систем самолета на 4...4,5 %;
- улучшить экологические условия при эксплуатации;
- уменьшить номенклатуру комплектующих изделий.

Вот тот положительный эффект, ради которого проводятся столь объемные и дорогостоящие работы. В качестве примеров работ по переводу ряда систем самолета на электрическую энергию приведем следующие:

A-380 — замена одной централизованной гидросистемы на электросистему, питающую резервные приводы интерцепторов. Это привело к уменьшению массы самолета на 450 кг;

B-787 — использование обратимых стартер-генераторов, установленных на авиадвигателях; обеспечение кондиционирования салона с помощью электроприводов насосов; электрифицированная антиобледенительная система. Предполагается, что эти мероприятия снизят расход топлива на 3 %.

Исходя из изложенного можно сделать следующие выводы:

1. Развитие бортовых электромеханических систем и их компонентов в целях сокращения числа общих гидравлических систем является перспективным направлением в авиационной технике.

2. Замена только гидравлических рулевых приводов на электромеханические не является той целью, достижение которой существенно повысит эффективность энергетического комплекса самолета. Повышение энергетической и экономической эффективности энергетических комплексов перспективных самолетов — задача комплексная. Она должна включать в себя создание новых систем генерирования и распределения электрической энергии; объединение систем электрического старта маршевых двигателей и электрогенераторов, перевод на электромеханические приводы таких систем, как система кондиционирования салона, антиобледенительная система и другие энергоемкие системы.

3. Эффективным конструкторским решением, которое позволяет при наличии надежной бортовой электрической системы питания заменить гидравлические приводы на электрические, является электрогидростатический привод. Этот привод для самолетостроительной компании в смысле обслуживания является электрическим. Однако для основных его элементов (элек-

тродвигателя, насоса, клапанов, гидроцилиндра) имеются достоверные оценки безотказности и долговечности, что позволяет строить резервированные системы рулевых приводов с обеспечением требуемой степени надежности и отказобезопасности.

4. Целесообразные области применения на самолетах чисто электромеханических приводов, которые содержат механические преобразователи движения (шариковинтовые, волновые редукторы и другие подобные устройства), ограничивается областью рулевых поверхностей, работающих эпизодически, отказ которых не приводит к катастрофической ситуации. Например, целесообразной областью применения таких приводов могут быть силовые системы управления закрылками и предкрылками, воздушными тормозами, переставным стабилизатором и другие, работающие на режимах взлета и посадки самолета. Причиной такого ограничения является технический риск повышенного износа механических трущихся пар при малых амплитудах входных сигналов и при значительных эксплуатационных нагрузках.

Литература

1. **Европейский** взгляд на "более электрический" самолет: перевод ОКБ им. А.С. Яковлева // Air & Cosmos 2004/10,12. Une vision europeenne pou... AIR&COSMOS#1962.
2. **The "more electric" architecture revolution** / MILTECH-10/2005.
3. **Mikhail A.** Electric Cabin // Aviation Week&Space Technology. March 28, 2005.
4. **System** electric d'invepemn de passe de l'A380.
5. **Spec:** preparer l'avion plus électrique // AIR&COSMOS #2012-6 Janvier 2006.
6. **Отчет** по результатам поездки на Международную конференцию по авиационной гидравлике и системам управления полетом Комитета A-6 SAE Aerospace. ОАО "ОКБ Сухого". Октябрь 2002.
7. **Ермаков С.А., Карев В.И., Селиванов А.М.** Оценка эффективности применения электрогидростатических приводов для управления рулевыми поверхностями транспортного самолета. МАИ, 2006.
8. **Проблемы** электрификации самолета // Информационные материалы. ЦАГИ. 2007.

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

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

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

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

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

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

Сдано в набор 02.11.07. Подписано в печать 18.12.07. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,38. Зак. 10. Свободная цена.

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

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