



АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА

Орган Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского
и Академии наук авиации и воздухоплавания

Журнал выходит ежемесячно
Выпускается с августа 1998 г.

Г.В. НОВОЖИЛОВ –

Главный редактор (авиация)

А.С. КОРОТЕЕВ –

Главный редактор (ракетная техника
и космонавтика)

Л.А. ГИЛЬБЕРГ –

зам. Главного редактора

Члены редакционной коллегии	Редакционный совет
В.В. АЛАВЕРДОВ	А.М. МАТВЕЕНКО – председатель
А.А. АЛЕКСАНДРОВ	О.М. АЛИФАНОВ
А.П. АЛЕКСАНДРОВ	Н.А. АНФИМОВ
А.Н. ГЕРАЩЕНКО	И.В. БАРМИН
В.Г. ДМИТРИЕВ	В.Е. БАРСУК
А.Н. ЗЕЛИН	В.Ф. БЕЗЪЯЗЫЧНЫЙ
Б.И. КАТОРГИН	Б.В. БОДИН
П.И. КЛИМУК	А.Ф. ВОИНОВ
А.А. ЛЕОНОВ	Ю.Ф. ГОРТЫШОВ
В.А. ЛОПОТА	М.Б. ГУЗАИРОВ
А.М. МАТВЕЕНКО	В.А. ДАВЫДОВ
С.В. МИХЕЕВ	Г.Л. ДЕГТЯРЕВ
Н.Ф. МОИСЕЕВ	О.Ф. ДЕМЧЕНКО
А.Ф. МОРОЗЕНКО	Н.Н. ДОЛЖЕНКОВ
Ф.Н. МЯСНИКОВ	Ю.С. ЕЛИСЕЕВ
А.Н. ПЕРМИНОВ	С.Ю. ЖЕЛТОВ
М.А. ПОГОСЯН	Л.М. ЗЕЛЕННЫЙ
Г.М. ПОЛИЩУК	А.Н. КИРИЛИН
Г.Г. РАЙКУНОВ	В.А. КОБЗЕВ
О.Н. РУМЯНЦЕВА	В.А. КОМАРОВ
М.П. СИМОНОВ	А.А. КОРОТЕЕВ
В.В. ТЕРЕШКОВА	В.В. КРЫМОВ
И.Б. ФЕДОРОВ	А.Н. КУРИЛЕНКО
Е.А. ФЕДОСОВ	Л.Н. ЛЫСЕНКО
В.В. ХАРТОВ	А.П. МАНИН
С.Л. ЧЕРНЫШЕВ	В.А. МЕНЬШИКОВ
Ответственные секретари журнала	Т.А. МУСАБАЕВ
И.Н. МЫМРИНА	В.Е. НЕСТЕРОВ
Д.Я. ЧЕРНИС	К.М. ПИЧХАДЗЕ
Редактор- организатор	С.С. ПОЗДНЯКОВ
О.С. РОДЗЕВИЧ	В.А. ПОЛЕТАЕВ
	Ю.А. РЫЖОВ
	Г.Г. САЙДОВ
	В.Г. СВЕТЛОВ
	А.Н. СЕРЬЕЗНОВ
	М.Ю. СМУРОВ
	В.П. СОКОЛОВ
	А.В. СОЛЛОГУБ
	В.А. СОЛОВЬЕВ
	А.И. ТАТУЕВ
	Б.Е. ЧЕРТОК
	В.В. ШАЛАЙ
	В.А. ШАТАЛОВ
	И.С. ШЕВЧУК

Представители журнала:

г. Казань: Р.И. АДГАМОВ, тел. (843) 238-46-23

Роскосмос: А.А. ВОРОБЬЕВ, тел. (495) 975-45-86

Минобороны РФ: А.В. ДРОБЫШЕВСКИЙ,
тел. (495) 696-44-38

г. Уфа: О.Б. СЕВЕРИНОВА, тел. (3472) 73-07-23

Франция, Париж: Е.Л. ЧЕХОВ,
тел. (10331) 47-49-28-05

© ООО "Издательство Машиностроение", 2010

© ООО "Машиностроение – Полет", 2010

СОДЕРЖАНИЕ

Мартынов М.Б. Семён Алексеевич Лавочкин – выдающийся создатель авиационной и ракетной техники	3
Долгов О.С., Лякишев М.А. Влияние моментно-инерционных характеристик на компоновку дальнемагистральных самолетов	8
Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Методика прогнозных исследований перспективных космических систем дистанционного зондирования Земли	18
Белявский А.В., Куриленко А.Н., Макаров Ю.Н., Панкратов А.А. Мониторинг финансово-экономического состояния организаций РКП в условиях мирового финансового кризиса	27
Балык В.М., Кулакова Р.Д., Хесин Л.Б. Статистический синтез системы летательных аппаратов оптимального типажа методом покоординатного спуска	32
Богданов В.И., Павленко В.Ф., Якубовский К.Я. Концепции создания перспективных авиационных двигателей	42
Морозенко А.А. Адаптация предприятий в условиях кризиса	49
Сохин И.Г. Адаптивное управление состояниями компетентности космонавтов	53

Журнал входит в перечень утвержденных ВАК РФ изданий для публикации трудов соискателей ученых степеней.

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.

За содержание рекламных материалов ответственность несет рекламодатель.

Плата с аспирантов за публикацию статей не взимается.

Аннотации статей журнала и требования к оформлению представляемых авторами рукописей приведены на сайте издательства "Машиностроение"

<http://www.mashin.ru>

Адрес редакции: 107076, Москва, Стромынский пер., 4

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

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

Адрес электронной почты: polet@mashin.ru

Адрес в интернете: <http://www.mashin.ru>



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

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

The journal is issued monthly
Published since August 1998

G.V. NOVOZHILOV –

Editor-in-Chief (Aviation)

A.S. KOROTEYEV –

Editor-in-Chief (Rocket Technology
and Cosmonautics)

L.A. GILBERG –

Deputy Editor-in-Chief

Editorial

Board Members

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

**Executive secretaries
of the journal**

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS
Editor Organizer
O.S. RODZEVICH

Editorial

Committee

A.M. MATVEYENKO,
Chairman
O.M. ALIFANOV
N.A. ANFIMOV
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. BEZYZYCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTYAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKO
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOBZEV
V.A. KOMAROV
A.A. KOROTEYEV
V.V. KRYMOV
A.N. KURYLENKO
L.N. LYSENKO
A.P. MANIN
V.A. MENSNIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
K.M. PICHKHADZE
S.S. POZDNYAKOV
V.A. POLETAYEV
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLOGUB
V.A. SOLOV'EV
A.I. TATUEV
B.E. TCHERTOK
V.V. SHALAY
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

Representatives of the journal:

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

CONTENTS

Martynov M.B. Semyon A. Lavochkin Is An Outstanding Designer Of Aviation And Rocket Technologies	3
Dolgov O.S., Lyakishev M.A. Influence Of Moment Of Inertia Characteristics On The Layout Of Long-Haul Airliners	8
Matveev Yu.A., Lamzin V.V. Technique Of Look-Ahead Research Of Perspective Earth Remote Sensing Space Systems	18
Belyavsky A.V., Kurilenko A.N., Makarov Yu.N., Pankratov A.A. Financial And Economic Monitoring Of Rocket And Space Industry Enterprises Under The Conditions Of The Global Financial Crisis	27
Balic V.M., Kulakova R.D., Khesin L.B. Statistical Synthesis Of System Of The Flying Device Of An Optimum Type By A Method Of Coordinate Descent	32
Bogdanov V.I., Pavlenko V.F., Yakubovsky K.Ya. Future Aircraft Engine Development Concepts	42
Morozenko A.A. Adaptation Of The Enterprises In The Conditions Of Crisis	49
Sokhin I.G. Adaptive Management Of Cosmonauts' Competence States	53

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

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

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

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

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

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

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

E-mail address: polet@mashin.ru

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

УДК 629.7

Семён Алексеевич Лавочкин – выдающийся создатель авиационной и ракетной техники

К 110-летию со дня рождения

М.Б. Мартынов

E-mail: npol@laspace.ru



МАРТЫНОВ
Максим Борисович –
заместитель генерального
конструктора – руководи-
тель ОКБ НПО
им. С.А. Лавочкина

В статье показан творческий путь выдающегося создателя авиационной и ракетной техники, члена-корреспондента АН СССР С.А. Лавочкина.

Ключевые слова: истребитель; авиапромышленность; зенитная управляемая ракета; крылатая ракета "Буря".

M.B. Martynov. Semyon A. Lavochkin Is An Outstanding Designer Of Aviation And Rocket Technologies (For the 110th anniversary)

The article represents a brief overview of creative career of Semyon A. Lavochkin – the eminent designer of aviation and rocket technologies, Corresponding Member of the USSR Academy of Sciences.

Key words: fighter; aviation industry; anti-aircraft guided missile; winged missile "Burya".

11 сентября 2010 г. исполнилось 110 лет со дня рождения выдающегося конструктора авиационной и ракетной техники Семёна Алексеевича Лавочкина, имя которого начиная с 1960 г. с гордостью носит наше предприятие.

С.А. Лавочкин родился 11 сентября 1900 г. в Смоленске, в семье учителя гимназии. В 1917 г. окончил гимназию с золотой медалью и ушел добровольцем в Красную Армию. До 1920 г. служил в пограничной дивизии рядовым. В 1920 г. был командирован для обучения в Московское высшее техническое училище (ныне МГТУ им. Н.Э. Баумана). В 1929 г. окончил аэромеханический факультет, получив квалификацию инженера-аэромеханика. В течение первых восьми лет своей инженерной деятельности С.А. Лавочкину довелось потрудиться в нескольких больших и малых организациях, занимавшихся самолетостроением. Работая с авиаконструкторами П. Ришаром, А. Лавилем, В.А. Чижевским, С.Г. Козловым, Д.П. Григоровичем, он получил необходимые практические навыки и специализированные знания в области аэродинамики, конструирования, проектирования и организации испытаний летательных аппаратов различного типа – от торпедоносца открытого моря до гигантского транспортного самолета.

Работая в различных творческих коллективах, Семён Алексеевич приобретал дополнительные навыки в мастерстве ведения дискуссий, которым достаточно хорошо владел уже в юные годы. Профессиональную дискуссию, полемику он считал наиболее действенным инструментом для выявления и уточ-

нения позиций, взглядов, точек зрения каждого из участников процесса созидания, определения возможности сближения различных мнений и выработки оптимальных условий результативного продолжения творческого процесса.

В 1938 г. по приглашению А.Н. Туполева С.А. Лавочкин перешел на работу в Главное управление авиационной промышленности Наркомавиапрома СССР.

С.А. Лавочкин совместно с коллегами В.П. Горбуновым и М.И. Гудковым разработали проект истребителя и представили его на конкурс, объявленный Правительством СССР в 1939 г. Задачей конкурса было выявить свежие конструкторские решения. Результат превзошел мечты молодого конструктора. Проект был признан одним из лучших.

В качестве производственной базы для постройки нового самолета трем конструкторам выделили подмосковный завод № 301 (г. Химки). С 1939 г. здесь начались работы по созданию истребителя "ЛаГГ". Истребитель прошел испытания и был принят к серийному производству. С 1940 г. пути Лавочкина, Гудкова и Горбунова разошлись — каждый из них возглавил свое КБ.

Согласно решению коллегии наркомата, установившей единоначалие в работах над самолетом, С.А. Лавочкин был назначен ответственным конструктором ЛаГГ-3. Главным по производству "лагов" стал завод № 21 в Горьком, туда и был направлен Семён Алексеевич Лавочкин с основной частью коллектива своего ОКБ (30 человек). Состав КБ пополнился молодыми специалистами из ОКБ А.А. Архангельского и других расформированных авиационных КБ, в результате чего численность его приблизилась к сотне.

Именно этот период стал чрезвычайно важным в жизни лавочкинского коллектива. Он

характеризуется самоотверженным трудом всех его членов, сумевших в кратчайшие сроки во время Великой Отечественной войны наладить серийный выпуск истребителей ЛаГГ-3 и продолжить улучшение характеристик созданной боевой машины на основе опыта ее фронтového применения.

Колоссальный объем экспериментальных работ, связанных с вносимыми в конструкцию изменениями, применением другого типа двигателя, установкой иного вида вооружения и т.д., привели в результате к созданию истребителя Ла-5, ставшего одной из трех основных боевых машин советской истребительной авиации в годы Великой Отечественной войны. Следующим стал Ла-7 (Ла-5 — эталон 1944 г.), признанный соответствующим уровню лучших истребительных самолетов, находившихся на вооружении ВВС Советской Армии и иностранных государств во время второй мировой войны.

За годы Великой Отечественной войны в ОКБ С.А. Лавочкина были разработаны более 10 экспериментальных и несколько серийных истребителей: Ла-5, Ла-5ФН и Ла-7. Серийный выпуск истребителей "Ла" был налажен на пяти заводах страны. Всего

же с 1941 по 1945 г. в СССР с конвейеров сошли 22,5 тыс. истребителей конструкции С.А. Лавочкина. По сути, каждый третий советский самолет-истребитель того времени был "лавочкинский". На них воевали и асы, и недавние выпускники летных училищ. В историю вошли многократные примеры выдающегося мастерства и отваги в бою наших летчиков-асов — Героев Советского Союза И.Н. Кожедуба, А.И. Покрышкина, А.П. Маресьева. Они громили врага на самолетах конструкции Лавочкина!



Семён Алексеевич Лавочкин — член-корреспондент Академии наук СССР, генерал-майор инженерно-авиационной службы, дважды Герой Социалистического Труда (1943, 1956), четырежды лауреат Сталинской премии (1941, 1943, 1946, 1948)

Работа главного конструктора и его ОКБ получила высокую оценку: в марте 1943 г. главный конструктор С.А. Лавочкин был удостоен звания Героя Социалистического Труда и стал лауреатом Сталинской премии, орденами и медалями были награждены многие работники ОКБ.

Развитием винтомоторного Ла-7 в послевоенные годы стали последние поршневые цельнометаллические истребители Ла-9 и Ла-11. В конце 1940-х — начале 1950-х гг. именно эти самолеты составляли костяк истребительной авиации СССР.

Президиум Верховного Совета Союза Советских Социалистических Республик за выдающиеся работы по созданию во время Великой Отечественной войны новых типов истребительных самолетов указом от 2 ноября 1944 г. наградил Опытно-конструкторское бюро Героя Социалистического Труда С.А. Лавочкина Орденом Ленина.

После войны С.А. Лавочкин активно работал над созданием реактивных самолетов. В его ОКБ, вернувшись из Горького в подмосковные Химки еще в 1945 г., были разработаны экспериментальные и серийные реактивные истребители.

Ла-160 (1947 г.) стал первым в нашей стране самолетом со стреловидным крылом. Благодаря новому конструкторскому решению 26 декабря 1948 г. впервые в СССР на истребителе Ла-176 летчик О.В. Соколовский достиг скорости звука в полете со снижением.

За комплекс работ по созданию скоростных реактивных истребителей со стреловидными крыльями в 1948 г. С.А. Лавочкину в четвертый раз была присуждена Сталинская премия.

В конце 1940-х — начале 1950-х гг. в ОКБ был создан всепогодный истребитель-перехватчик Л-200 с радиолокационной станцией (РЛС), обеспечивавшей уничтожение самолетов противника в любых метеоусловиях и в любое время суток.

1950 г. стал переломным в работе ОКБ С.А. Лавочкина. Решением правительства именно его коллективу было поручено ответственное задание: спроектировать, построить, испытать и внедрить в серию новейшие образцы ракет, обладающих высокими, до тех пор невиданными такти-



Серийный самолет ЛаГГ-3 (лето 1941 г.)

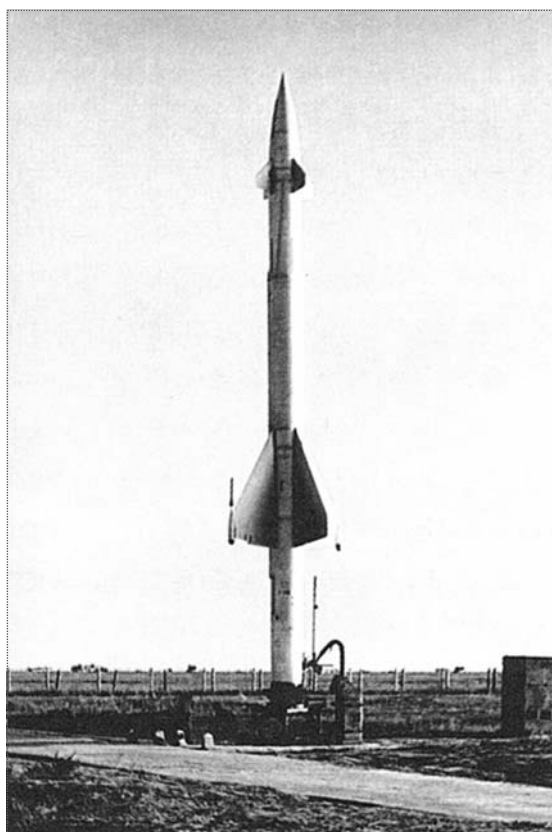
ко-техническими данными. Речь шла о создании зенитных управляемых ракет (ЗУР) для первой отечественной системы противовоздушной обороны (ПВО) С-25.

Предстояло начать фактически с нуля и пройти весь путь от идеи до создания системы. В 1951—1955 гг. под руководством С.А. Лавочкина были разработаны и испытаны наземные ЗУР "205", "215" и ракеты класса "воздух—воздух". В 1955 г. вокруг Москвы появились знаменитые защитные "кольца" — система ПВО "Беркут" — с лавочкинскими ракетами, которые несли боевое дежурство вплоть до начала 1980-х гг. (ЗУР "217М", "218").

За создание первых отечественных ЗУР в 1956 г. ОКБ было награждено орденом Трудового Красного Знамени, а С.А. Лавочкин получил вторую Золотую звезду Героя Социалистического Труда.



Истребитель Ла-5



ЗУР "207А" на старте (система ПВО С-25)

В 1950 г. параллельно с работами по ракетной тематике С.А. Лавочкин приступил к созданию беспилотного самолета-мишени Ла-17, который мог использоваться также как фронтовой фото-разведчик (с соответствующей фотоаппаратурой). Судьба этой работы Лавочкина — пример необычайного "долголетия": с 1954 по 1993 г. самолеты-мишени Ла-17 находились в серийном производстве (ежегодно выпускалось 500–600 штук) и применялись в войсках ПВО.

В 1954 г. С.А. Лавочкин начинает две крупнейшие работы: по созданию межконтинентальной сверхзвуковой крылатой ракеты "Буря" и практически в то же время (1955 г.) проектирует новый зенитный комплекс ПВО "Даль", основу которого составляли ракеты класса "земля—воздух" большой дальности (до 500 км), предназначенные для поражения высокоскоростных воздушных целей.

Работы по "Буре" продолжались до 1960 г. и завершились успешными испытаниями. При ее



Старт самолета-мишени Ла-17

разработке генеральному конструктору пришлось решать множество труднейших технических и конструкторских задач: преодоление звукового барьера, обеспечение устойчивого полета при скорости свыше 3500 км/ч, создание конструкции, способной работать в условиях сверхвысоких температур. И все это в неимоверно сжатые сроки. "Буря" прошла 18 испытательных пусков!

В июне 1960 г. Семён Алексеевич Лавочкин скоропостижно скончался от сердечного приступа на одном из южных полигонов. Последние пуски ракеты "Буря" проводились уже без генерального конструктора.

Семён Алексеевич был чрезвычайно требовательным человеком, человеком, умеющим на любом высоком уровне отстаивать свои принципы. В то же время он умел признавать свои ошибки, и не только признавать, но и исправлять, и избегать их повторения впредь. А проявлять свою уверенность в правильности принятых конструкторских решений или убеждаться в их ошибочности приходилось иногда на очень высоком уровне — в непосредственном общении с руководителями страны.

Будучи бесконечно преданным своему делу, Семён Алексеевич строил свою работу, опираясь, прежде всего, на людей, близких ему по духу, — высокопрофессиональных, ответственных, честных. Поддержка в нужный момент, умение отстоять и защитить С.А. Лавочкиным своих сотрудников делали их его соратниками, а уж положительная оценка и доверие с его стороны для большинства из них были созвучны с самой высокой наградой.

Как бережно сохраняемая легенда передаются из поколения в поколение "лавочкинцев" рассказы о том, что Семён Алексеевич мог поставить свою утверждающую подпись на чистом ватманском листе, прекрасно понимая, что данное им своему сотруднику задание будет выполнено в самом лучшем виде, или что слов с его стороны: "Считайте, что я вас выругал" было вполне достаточно для неукоснительного устранения причин произнесения этой фразы.

Высококласный специалист, широко эрудированный и творческий человек, он всячески поощрял проявление и развитие таких же черт и у своих сотрудников. Обоснованно новаторский стиль работы стал "визитной карточкой" возглавляемого им конструкторского коллектива.

"Когда, наконец, мне становится ясным, какой должна быть новая машина, я зову к себе своих товарищей по работе. "Вот что я придумал, — говорю я им, — как вам это нравится?" Они слушают внимательно, что-то записывают, чертят. Начинается обсуждение. Иногда мне кажется, что им слишком нравится моя идея, и я не могу сдержаться:

— Критикуйте же, черт возьми! — кричу я им.

Они входят в азарт, и в кабинете поднимается такой шум, что посетители, сидящие в приемной, могут подумать, что тут собрались заклятые враги. Но всем нам дорого наше общее дело, поэтому мы так горячимся и выходим из себя. Наконец, обсуждение заканчивается. Мы довольны — каждому из нас, по крайней мере, ясно, в чем он прав и в чем ошибался. Теперь можно начинать. И вот на листе появляется первая линия. Десятки людей думают о будущем самолете". (С.А. Лавочкин.)

Один из общепринятых в мире способов признания заслуг человека, будь то его деятельность на благо общества или достижение им выдающихся профессиональных результатов — увековечение его памяти в названиях различного рода объектов, существующих или создаваемых вновь, природных или рукотворных, априори вызывающих к себе интерес, привлекающих внимание. Именем Лавочкина названы улицы в Москве и подмосковных Химках, в городах Волгоград, Смоленск и Липецк.



Межконтинентальная крылатая ракета "Бура" на старте

Созданная С.А. Лавочкиным конструкторская школа продолжает существовать и сегодня. Память о выдающемся конструкторе и незаурядном человеке живет не только в названии предприятия, им основанного, — Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина, — но и в памяти людей, которым посчастливилось работать с Семёном Алексеевичем и которые передают опыт новым поколениям "лавочкинцев".

Библиографический список

1. **Самолеты** победы. М.: Машиностроение, 2005.
2. **Якубович Н.В.** Истребители Лавочкина. Сломавшие хребет Люфтваффе. М.: Яуза, Эксмо. 2008.
3. **Крупкин С.И.** Генеральный конструктор Семён Алексеевич Лавочкин // Вестник ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина". 2010. № 3.
4. **Пичхадзе К.М.** Творческий путь уникальной конструкторской школы // Вестник ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина". 2010. № 3.



ДОЛГОВ
Олег Сергеевич —
заместитель декана Мос-
ковского авиационного
института (государствен-
ного технического универ-
ситета), кандидат техн.
наук



ЛЯКИШЕВ
Максим Андреевич —
инженер-конструктор
ОАО "Сухого"

Влияние моментно-инерционных характеристик на компоновку дальнемагистральных самолетов

О.С. Долгов, М.А. Лякишев

E-mail: maximmai@mail.ru

Выявлены характерные зоны преимущественной компоновки агрегатов самолета в соответствии с их массой. Определены закономерности между геометрическими параметрами в альтернативных вариантах компоновки топлива и двигателей в крыле и моментно-инерционными характеристиками самолета. Проанализировано влияние схемных решений на моментно-инерционную компоновку дальнемагистральных самолетов большой пассажироместимости.

Ключевые слова: моменты инерции; компоновка топливных баков; компоновка силовой установки.

O.S. Dolgov, M.A. Lyakishev. Influence Of Moment Of Inertia Characteristics On The Layout Of Long-Haul Airlines

The paper describes the preferable zones for attaching and placing accessories to and on the aircraft based on their weight parameters. It reviews regularities between the geometric characteristics of alternative variants of placing fuel and engines in the wing and the moment of inertia parameters of the aircraft. Furthermore, it gives an account of the influence exerted by various layout solutions on the moment of inertia in long-haul high-capacity airliners.

Key words: moment of inertia; fuel tank layout; power plant layout.

Характерное для современных дальнемагистральных самолетов большой пассажироместимости (ДМС БП) увеличение линейных размеров приводит к изменению в течение полета моментов инерции самолета пропорционально четвертой степени и, кроме того, к росту потребных управляющих моментов. Это противоречит возможностям системы управления и требует адекватных мер со стороны проектировщиков. Анализ проблемы показал необходимость согласования моментно-инерционных показателей для современных дальнемагистральных самолетов большой пассажироместимости.

Методика согласования моментно-инерционного облика самолета с возможностями системы управления. Для получения требуемого уровня управляемости возможны несколько направлений исследований, связанных с увеличением располагаемых моментов, а также со снижением и стабилизацией потребных моментов на управление.

Увеличение располагаемых моментов предполагает соответствующее увеличение площадей поверхностей управления. Однако в канале крена, например, это приводит, во-первых, к потерям полезной площади крыла, которую у дальнемагистральных самолетов большой пассажироместимости желатель-

но использовать для механизации и улучшения взлетно-посадочных характеристик, и, во-вторых, к повышению уровня энергопотребления системы управления и, значит, к росту массы исполнительных устройств.

Проблема нехватки мощности энергетических систем усугубляется рядом особенностей перспективных дальнемагистральных самолетов большой пассажироместности. Это подтверждается работами ученых ЦАГИ (рис. 1). Традиционное расположение исполнительных устройств за центром жесткости сечения приводит к снижению скорости флаттера. Широко применение находят альтернативные типы поверхностей управления, такие как интерцепторы, элерон-закрылки и др. Однако их применение имеет ряд ограничений (относительно небольшая эффективность, наличие зон нечувствительности), связанных с размещением и геометрическими параметрами таких поверхностей.

Другой путь увеличения располагаемых моментов связан с увеличением плеча приложения силы. Это достигается за счет перемещения поверхностей управления на увеличенное расстояние от оси вращения самолета. В большинстве случаев для поверхности управления выбирается такое расположение, которое обеспечивает максимальный управляющий момент относительно заданной оси при текущих схемных решениях в облике самолета.

Например, в канале крена выбор плеч рулевых поверхностей ограничивается размахом крыла. Поскольку размах крыла выбирается исходя из условия удовлетворения требований, не связанных с управляемостью самолета, то компоновочное поле рулей имеет ограниченные размеры и, как правило, значительно повлиять на величину располагаемых управляющих моментов через параметры плеча приложения силы без концептуального изменения облика самолета не удастся. Дополнительным фактором, ограничивающим величину плеча, является недостаточная (без специальных мероприятий) жесткость законцовки крыла. В частности, для элеронов это приводит к потере эффективности или к обратной реакции.

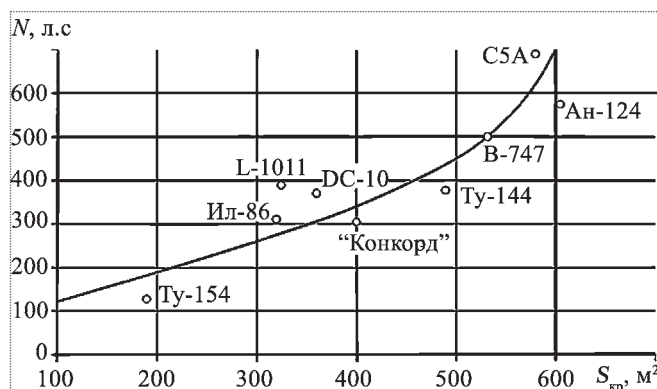


Рис. 1. Зависимость мощности, потребляемой системой управления, от размерности самолета ЦАГИ [1]

Еще одним способом повышения располагаемых моментов является повышение эффективности системы управления за счет применения энергетических методов, основанных на использовании избыточной мощности силовой установки (ее необходимо заранее зарезервировать).

Рассмотренные способы увеличения эффективности системы управления приводят, с одной стороны, к росту собственных моментов инерции крыла и, как следствие, к циклическому увеличению моментов инерции всего самолета, а с другой – к повышению уровня энергопотребления.

Таким образом, актуальной становится задача обеспечения требуемого уровня управляемости за счет снижения моментов инерции самолета. Заметим, что во многих случаях кроме снижения моментов инерции важно еще и обеспечение стабильности моментов инерции самолета в течение полета.

Анализ влияния массово-инерционных характеристик агрегатов ЛА на компоновку самолета. Анализ известных проектно-конструкторских решений [2] подтвердил, что одним из основных аспектов, позволяющих сделать успешный образец ДМС БП, является выбор рациональных вариантов моментно-инерционной компоновки. Это определило актуальность задачи разработки научно-методического обеспечения для проведения комплексных исследований по выявлению рациональных конструктивно-компоновочных решений на базе математического моделирования с использованием ЭВМ и средств машинной графики.

Учитывая, что моменты инерции зависят только от массы и ее расположения, можно провести анализ массово-инерционных показателей основных агрегатов самолета как в пространстве (по трем осям), так и относительно отдельно взятых осей.

При проведении синтеза [3] на основании геометрических параметров компоновки и распределения массы агрегатов определяются относительные радиусы инерции отдельных агрегатов

$$\bar{i}_j = \sqrt{\frac{\bar{I}_j^{OX}}{\bar{m}_j}},$$

где $\bar{I}_j^{OX}$ — момент инерции агрегата относительно оси OX ; $\bar{m}_j$ — относительная масса агрегата.

Градиентом приращения по относительной массе агрегата является квадрат его относительного радиуса инерции, а градиентом приращения по относительному радиусу инерции — удвоенное произведение относительной массы на относительный радиус инерции [2]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{I}_j^{OX}}{\partial \bar{m}_j} &= \frac{\partial (\bar{m}_j \bar{i}_j^2)}{\partial \bar{m}_j} = \bar{i}_j^2; \\ \frac{\partial \bar{I}_j^{OX}}{\partial \bar{i}_j} &= \frac{\partial (\bar{m}_j \bar{i}_j^2)}{\partial \bar{i}_j} = 2 \bar{m}_j \bar{i}_j. \end{aligned} \quad (1)$$

Например, в зависимости от градиента приращения момента инерции относительно оси OX по относительной массе агрегата можно выделить три характерные для дальнемагистральных самолетов зоны компоновки.

Первая зона, границей которой служит сфера, описанная из центра масс самолета относительным радиусом $r_1 = 0,09...0,21$, предпочтительна для компоновки агрегатов с удельной массой, равной 700 кг/м^3 и более. Здесь желательно размещать агрегаты, которые меняют собственный момент инерции в течение полета. Согласно [4–7] доля общей массы самолета, приходящейся на эту относительно небольшую зону, составляет 50...65 %.

Во второй зоне, внешней границей которой служит цилиндр, описанный из центра масс относительным радиусом $r_2 = 0,79...0,91$, желатель-

но компоновать агрегаты с удельной массой $200...700 \text{ кг/м}^3$.

В третьей зоне, к которой относится все компоновочное пространство за пределами внешних границ первых двух зон, размещаются агрегаты и отсеки с удельной массой менее 200 кг/м^3 . Компоновка агрегатов, меняющих свою массу в течение полета, в третьей зоне нежелательна. В ней размещаются обтекатели РЛС, антенное оборудование и органы управления.

Сформулированные положения легли в основу рассматриваемых далее проектных исследований.

Анализ влияния геометрических параметров в альтернативных вариантах компоновки топлива и двигателей на моментно-инерционные характеристики самолета. Информация, полученная на основании проведенных исследований [4–7], позволяет сформировать компоновочное поле для размещения внутренних крыльевых топливных баков.

Доступное компоновочное пространство описывается системой неравенств

$$f(x, y, z) \leq 0. \quad (2)$$

По оси OZ оно ограничено с одной стороны законцовкой крыла. С другой стороны возможным ограничением может стать зона центроплана, если она занята фюзеляжем, и нежелательно располагать топливные баки в непосредственной близости от пассажирской гермокабины.

По осям OX и OY основные ограничения на компоновочные зоны накладываются со стороны геометрических параметров крыла, которые выбираются из условий, не связанных с размещением топлива.

При выборе зон компоновки топливных баков необходимо учитывать, что при вращательных эволюциях самолета топливо не участвует в них полностью [6], так как не увлекается стенками топливного бака, а скользит относительно них. Данное обстоятельство приобретает особенную актуальность для топливных баков цилиндрической формы с гладкими стенками (такие топливные баки характерны для фюзеляжа). При вращении относительно продольной оси такого бака

собственный момент инерции топлива относительно мал.

Для фюзеляжных топливных баков переносный момент инерции относительно оси OX также незначителен, следовательно, полный момент инерции такого бака тоже мал.

Топливные баки, расположенные в крыле, имеют непропорциональную прямоугольную форму, небольшую строительную высоту и обрешетку стенок в виде стрингеров и нервюр. Поэтому собственный момент инерции топлива в таком баке приближается к моменту инерции твердого тела.

Следовательно, для топлива градиент приращения относительного момента инерции по относительному радиусу инерции будет иметь более крутую зависимость по сравнению с аналогичной зависимостью для двигателей:

$$\bar{I}_j^{OX} = \bar{I}_{j\text{соб}}^{OX} + \bar{I}_{j\text{пер}}^{OX}; \quad (3)$$

$$\frac{\partial \bar{I}_{\text{дв}}^{OX}}{\partial \bar{i}_{\text{дв}}} = \frac{\partial (\bar{m}_{\text{дв}} \bar{i}_{\text{дв.соб}}^2)}{\partial \bar{i}_{\text{дв}}} + \frac{\partial (\bar{m}_{\text{дв}} \bar{i}_{\text{дв.пер}}^2)}{\partial \bar{i}_{\text{дв}}} = 2\bar{m}_{\text{дв}} (\bar{i}_{\text{дв.соб}} + \bar{i}_{\text{дв.пер}}). \quad (4)$$

Для топливных баков зависимость приращения моментов инерции топливных баков от радиуса-вектора R от оси OX до центра масс топливного бака существенно отличается от аналогичной зависимости для двигателей (4):

в случае уменьшения R

$$\frac{\partial \bar{I}_T^{OX}}{\partial \bar{i}_T} \rightarrow 2 \bar{m}_T \bar{i}_{T.\text{пер}};$$

в случае увеличения R (5)

$$\frac{\partial \bar{I}_T^{OX}}{\partial \bar{i}_T} \rightarrow 2 \bar{m}_T (\bar{i}_{T.\text{соб}} + \bar{i}_{T.\text{пер}}).$$

С учетом данной зависимости можно сформировать предпочтительные зоны компоновки топливных баков по градиентам приращений ($\max 0,5...0,7$ от размаха крыла) в зависимости от моментно-инерционных показателей. Это обеспечит стабильность моментов инерции самолета в течение полета при выработке топлива.

Особенности моментно-инерционной компоновки относительно оси OX .

Моменты инерции самолета во многом зависят от схемных решений в облике самолета. В каждом случае в зависимости от заданных масс целевой нагрузки и оборудования проводится формирование компоновочной схемы самолета — осуществляется взаимная пространственная увязка основных компоновочных элементов самолета и определяются моменты инерции самолета.

Следующий этап характеризуется действиями, направленными на выявление групп элементов, для которых известны масса и зоны компоновки. Кроме того, ведется контроль соотношения моментов инерции отдельных агрегатов и систем самолета. Все это позволяет сформировать уравнение существования самолета с использованием моментов инерции. Практически все входящие в уравнение существования моменты инерции агрегатов зависят от полного момента инерции самолета.

В качестве примера рассмотрим в первом приближении зависимость между моментом инерции крыла и моментом инерции всего самолета. При увеличении момента инерции самолета относительно продольной оси для выполнения требований по устойчивости и управляемости необходимо увеличить эффективность системы управления по крену.

Увеличение эффективности в рамках существующего уровня научно-технического развития приводит к увеличению массы системы управления и ее момента инерции. При этом увеличиваются инерционные нагрузки, требующие вынужденного увеличения массы конструкции. Таким образом, происходит цепная реакция, связанная с ростом моментов инерции самолета.

Можно показать, что каждая из составляющих полного момента инерции самолета определенным образом отражает выполнение заданных требований.

Более подробно рассмотрим те слагаемые уравнения, которые непосредственным образом влияют на моментно-инерционные характеристики самолета. Для этого запишем уравнение существования самолета в моментах инерции, взяв

частную производную по взлетной массе и по радиусу инерции самолета относительно оси OX :

$$\begin{aligned} \frac{\partial I^{OX}}{\partial m_0} &= \frac{\sum_{j=1}^n \partial I_j}{\partial m_0} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial (m_j i_j^2)}{\partial m_0} = \\ &= \sum_{j=1}^n \left(i_j^2 \frac{\partial m_j}{\partial m_0} + m_j \frac{\partial i_j^2}{\partial m_0} \right); \\ \frac{\partial I^{OX}}{\partial i_0} &= \frac{\sum_{j=1}^n \partial I_j}{\partial i_0} = \frac{\sum_{j=1}^n \partial (m_j i_j^2)}{\partial i_0} = \\ &= \sum_{j=1}^n \left(i_j^2 \frac{\partial m_j}{\partial i_0} + m_j \frac{\partial i_j^2}{\partial i_0} \right), \end{aligned} \quad (6)$$

где I^{OX} — собственный момент инерции самолета относительно оси OX ; m_0 — взлетная масса самолета; i_0 — радиус инерции самолета относительно оси OX ; m_j — масса j -го агрегата; i_j — радиус инерции j -го агрегата относительно оси OX .

Приближенно можно считать, что малые (конечные) приращения $\partial m_j / \partial m_0$ равны относительным массам соответствующих агрегатов и систем. Масса целевой нагрузки также однозначно задана в техническом задании (ТЗ) и может быть принята постоянной, поэтому это ее приращение целевой нагрузки в данном случае принято равным нулю.

Для малых конечных приращений может быть принято, что значения $\partial i_j^2 / \partial i_0$ равны относительным радиусам инерции соответствующих агрегатов.

Для самолетов классической схемы расположение большинства агрегатов относительно оси OX однозначно определено, поэтому для них приращение $\partial i_j^2 / \partial m_0$ при анализе малых приращений можно принять равным нулю.

По результатам проведенного анализа массовых характеристик и зон компоновки основных агрегатов магистральных самолетов было определено, что в большинстве случаев градиент изменения моментов инерции самолета зависит от массовых и компоновочных параметров двигателя и топлива.

Относительные массы силовой установки и топлива зависят от ряда параметров, однозначно определенных в ТЗ и характеризующих целевое назначение самолета. Следовательно, можно принять массу двигателя постоянной, а ее приращение считать равным нулю. Вместе с тем проектировщик обладает определенной свободой в выборе зон компоновки двигателей. Масса и относительный радиус инерции топлива меняются в процессе выработки топлива, поэтому эти составляющие оказывают непосредственное влияние на изменение моментно-инерционного облика самолета по дальности полета h . Данную зависимость необходимо учитывать при выборе зон компоновки топлива.

Таким образом, при заданных массо-геометрических параметрах самолета основными компонентами, влияющими на инерционные характеристики относительно оси OX , являются масса топлива в крыльевых баках и зоны компоновки топлива и двигателей (рис. 2). Следовательно, данные компоненты уравнения моментно-инерционного баланса можно рассматривать как параметры, определяющие моментно-инерционную компоновку самолета и, в конечном счете, облик системы управления.

Проведенный пространственный анализ моментно-инерционного облика самолета (см. рис. 2) и показателей устойчивости и управляемости показал, что для самолетов

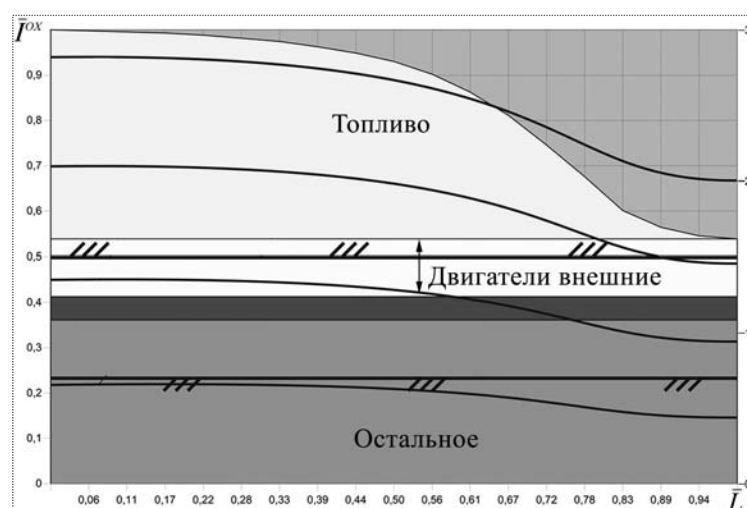


Рис. 2. Анализ моментно-инерционного облика и степени изменения моментов инерции относительно оси OX в течение полета за счет выработки топлива

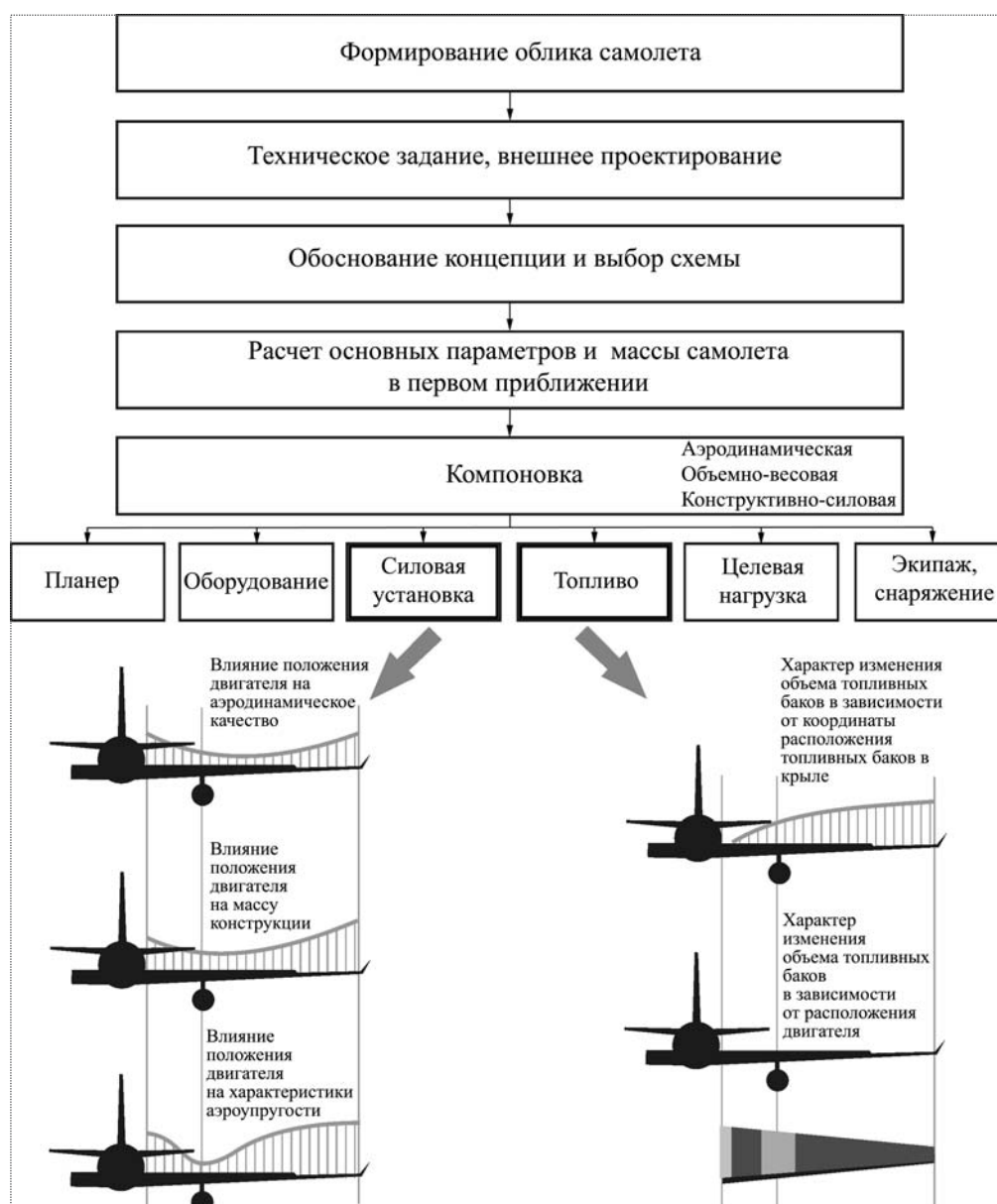


Рис. 3. Анализ влияния параметров компоновки силовой установки и топливных баков на облик самолета

классической схемы показатели моментов инерции относительно оси OX наименее чувствительны к вариантам загрузки коммерческой нагрузки и в основном зависят от компоновки двигателей и топливных баков. Это позволило из всего процесса создания самолета, от зарождения идеи до запуска в серийное производство и эксплуатацию, выделить этапы компоновки силовой установки, топливных баков (рис. 3).

Компоновка силовой установки оказывает большое влияние на облик самолета. Можно вы-

делить влияние параметров компоновки на изменение аэродинамических характеристик самолета, изменение собственных частот колебаний планера, массы конструкции и эффективного объема топливных баков, которые также зависят и от максимальной координаты расположения топливных баков в крыле и т.д.

В рамках этого этапа локализованы задачи согласования моментно-инерционной компоновки двигателей и топливных баков относительно оси OX с возможностями системы управления ру-

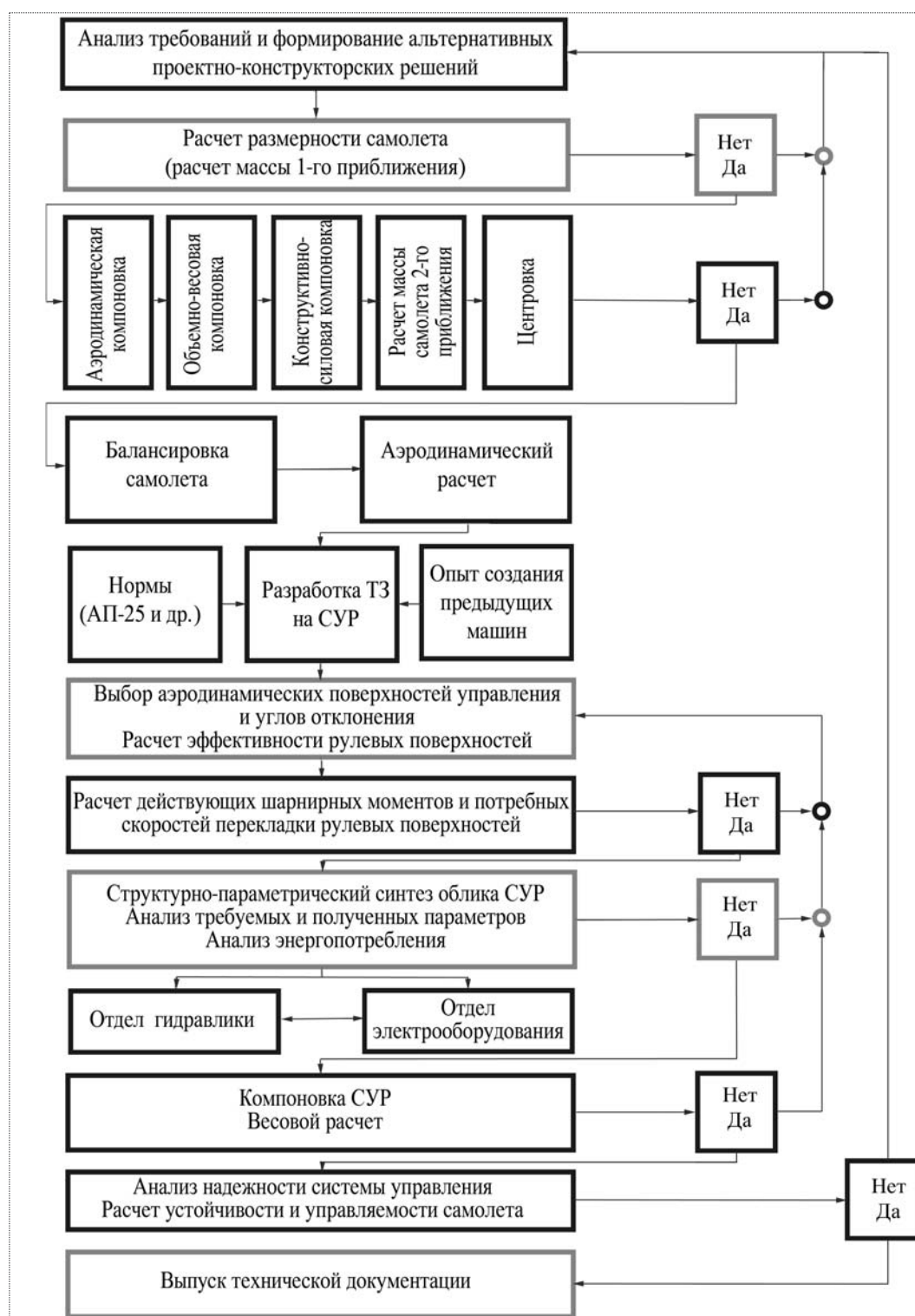


Рис. 4. Структура процесса согласования облика системы управления с моментно-инерционной компоновкой самолета

лями (рис. 4) в канале крена при условии удовлетворения требованиям и ограничениям, пред-

ставленным в таблице. Для самолетов рассматриваемого класса процесс компоновки носит спе-

Требования и ограничения

Требования	Ограничения		
К системе управления рулями (СУР)	Обеспечение управляемости: $\dot{\omega} = 0,3 \dots 1,0$. Крен от -30° до $+30^\circ$ за 6...7 с	Обеспечение устойчивости	Обеспечение заданной надежности $P < 10^{-9}$
К энергосистеме	Мощность энергосистемы $N > 600$ л.с.	Надежность энергосистемы $P < 10^{-9}$	Стабильность характеристик энергосистемы
К информационной системе	Точность данных, поступающих от информационных систем, не менее 10^{-4}	Время поступления данных от информационных систем $t < 10^{-3}$ с	Количество ошибочных данных, поступающих от информацио- нных систем, не более 10^{-5} с
К обслуживанию и эксплуатационной технологичности	Ремонтопригодность	Осмотр и контроль	Ресурс
К моментно-инерционным характеристикам	Масса агрегатов	Расположение агрегатов	Инерционные нагрузки
К проектным ограничениям	Объемно-весовая компоновка	Аэродинамическая компоновка	Конструктивно-силовая компо- новка

цифический характер в силу особенностей ДМС БП. Рассмотрим причины, которые вызывают необходимость модификации традиционных процедур.

Задача формирования моментно-инерционной компоновки относительно продольной оси самолета OX и анализ ее влияния на канал крена системы управления имеют свою специфику. С одной стороны, момент инерции относительно продольной оси самолета OX является минимальным по сравнению с моментами инерции относительно осей OY и OZ , а требования к располагаемым угловым ускорениям достаточно высокие — $0,3 \dots 1,2$ рад/с². С другой стороны, момент инерции относительно оси OX слабо зависит от размещения полезной нагрузки и способен в 1,5–2,5 раза (для дальнемагистральных самолетов большой пассажировместимости классической компоновки) уменьшаться в процессе полета за счет выработки топлива.

Изменение компоновки топлива и двигателей кроме снижения моментов инерции позволяет значительно стабилизировать показатели управляемости самолетом по дальности полета.

Стабилизация моментно-инерционных показателей в течение полета является одной из основных задач компоновки дальнемагистральных самолетов большой пассажировместимости. Это

связано с тем, что значительное изменение степени управляемости (см. рис. 1, 2) приводит к изменению законов управления самолетом, а на аварийных режимах полета — и к возможной потере управляемости самолетом.

В свою очередь ограничения по моментам инерции на аварийных режимах полета непосредственным образом влияют на выбор альтернативных подходов к обеспечению резервирования в системе управления, направленных на удержание уровня управляемости в заданных пределах в случае возникновения отказов в системе управления.

После определения потребных моментов и в соответствии с выбранным подходом к формированию облика системы управления можно переходить к этапу определения структурно-параметрического облика системы управления.

Предложенный подход к формированию моментно-инерционного облика является результатом проведенного анализа процессов проектирования магистральных самолетов и их модификации с учетом особенностей проектирования и эксплуатации дальнемагистральных самолетов большой пассажировместимости.

Компоновка дальнемагистрального самолета большой пассажироемкости существенно отличается от компоновки магистральных самолетов. Выбор компоновочных зон для двигателей и топлива является определяющим фактором, влияющим на инерционные показатели относительно оси OX и, как следствие, на выбор стратегии формирования структурно-параметрической схемы системы управления в канале крена.

Особенности моментно-инерционной компоновки относительно оси OZ . Моментно-инерционные показатели относительно оси OZ для самолетов классической схемы зависят в первую очередь от размещения коммерческой нагрузки. Зависимость от расположения двигателей и топливных баков проявляется на уровне выбора схемы расположения этих агрегатов и в дальнейшем слабо зависит от геометрических параметров компоновки. В связи с этим значение $\partial i_j^2 / \partial m_0$ при анализе малых приращений можно принять равным нулю.

Это позволяет выделить этапы компоновки зон расположения коммерческой нагрузки, силовой установки и топливных баков при формировании схемных решений.

Компоновка силовой установки оказывает большое влияние на облик самолета.

В частности, можно отметить влияние параметров компоновки на изменение аэродинамических характеристик самолета, собственных частот колебаний планера, массы конструкции и т.д. В рамках этого этапа локализуются задачи согласования моментно-инерционной компоновки коммерческой нагрузки, двигателей и топливных баков относительно оси OZ с возможностями системы управления рулями в канале тангажа [4] при условии удовлетворения таблице требований и ограничений. Для самолетов рассматриваемого класса процесс компоновки носит специфический характер в силу особенностей ДМС БП. Рассмотрим причины, которые вызывают необходимость модификации традиционных процедур.

Изменение моментно-инерционной компоновки относительно оси OZ во время полета за счет выработки топлива может успешно компенсироваться за счет балансировочного стабилиза-

тора или в отдельных случаях за счет перекачки и сброса части топлива. В совокупности с большими резервами по увеличению эффективности рулей высоты это снижает критичность требований к параметрам моментно-инерционной компоновки относительно оси OZ при сохранении необходимости контроля за изменением моментно-инерционных показателей в течение полета и соотношения моментов инерции самолета в целом.

Особенности моментно-инерционной компоновки относительно оси OY . Моментно-инерционная компоновка самолета классической схемы относительно оси OY непосредственно зависит от параметров моментно-инерционной компоновки относительно осей OX и OZ . Среднестатистический момент инерции самолета классической схемы относительно оси OY составляет 96 % от суммы моментов инерции относительно осей OX и OZ .

В целом, проведенный анализ позволяет записать систему уравнений существования для самолетов данного класса по всем степеням свободы:

$$\begin{aligned} 1 &= \bar{m}_{п.н} + \bar{m}_{с.н} + \bar{m}_{о.у} + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_{с.у.р} + \bar{m}_т + \dots + \bar{m}_к; \\ 1 &= \bar{I}_{п.н}^{OX} + \bar{I}_{с.н}^{OX} + \bar{I}_{о.у}^{OX} + \bar{I}_{с.у}^{OX} + \bar{I}_{с.у.р}^{OX} + \bar{I}_т^{OX} + \dots + \bar{I}_к^{OX}; \\ 1 &= \bar{I}_{п.н}^{OZ} + \bar{I}_{с.н}^{OZ} + \bar{I}_{о.у}^{OZ} + \bar{I}_{с.у}^{OZ} + \bar{I}_{с.у.р}^{OZ} + \bar{I}_т^{OZ} + \dots + \bar{I}_к^{OZ}; \\ 1 &= \bar{I}_{п.н}^{OY} + \bar{I}_{с.н}^{OY} + \bar{I}_{о.у}^{OY} + \bar{I}_{с.у}^{OY} + \bar{I}_{с.у.р}^{OY} + \bar{I}_т^{OY} + \dots + \bar{I}_к^{OY}, \end{aligned} \quad (7)$$

где $\bar{m}_{п.н}$ — относительные моменты агрегатов самолета (полезной нагрузки); $\bar{I}_{п.н}^{OX}$ — относительный момент инерции агрегатов самолета (полезной нагрузки) относительно соответствующих осей (в данной случае OX); п.н — полезная нагрузка (коммерческая, пассажиры, их багаж и т.д.); с.н — снаряжение и оборудование, обеспечивающее определенные условия комфорта и размещения полезной нагрузки на борту; о.у — оборудование, которое обеспечивает эксплуатацию самолета в заданных условиях (пилотажно-навигационное, энергетическое оборудование и т.д.); с.у — силовая установка; с.у.р — момент инерции системы управления рулями самолета; т — топливо на борту самолета; к — конструкция самолета (фюзеляж, крыло, оперение, шасси).

Это дает возможность успешно решить задачу формирования моментно-инерционного облика самолета и определяет актуальность разработки перспективных методов выявления моментно-инерционного облика перспективных самолетов на ранних этапах проектирования. Все это позволит провести комплексные исследования по выявлению рациональных моментно-инерционных решений с учетом особенностей моментно-инерционной компоновки самолетов различных классов на базе математического моделирования с использованием ЭВМ и средств машинной графики.

Использование полученных результатов сократит время, снизит стоимость и повысит качество проектно-конструкторских работ на этапе согласования моментно-инерционной компоновки самолета.

Библиографический список

1. **Аэродинамика** и динамика полета магистральных самолетов / под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Изд. ЦАГИ, 1995. 772 с.
2. **Долгов О.С.** Влияние моментно-инерционной компоновки самолета на облик системы управления // *Качество и жизнь*. 2005. № 5.
3. **Куприков М.Ю., Лисейцев Н.К., Максимович В.З.** Формально-эвристический метод компоновки маневренного самолета вертикального взлета и посадки // *Авиационная техника*. 1996. № 2. С. 100–103.
4. **Егер С.М., Лисейцев Н.К. и др.** Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.
5. **Хорафас Д., Легг С.** Конструкторские базы данных. М.: Машиностроение, 1990. 224 с.
6. **Шейнин В.М., Козловский В.И.** Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т. 1, 2. М.: Машиностроение, 1977. 208 с.
7. **Lind N.** Optimization, cost benefit analysis, specification // *Proc. 3rd Int. Conf. on Applications of Statistics in Soil and Structural Engineering (ICASP 3)*, Sydney. Vol. 3. 1979. P. 373–384.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ГЛОНАСС ЗАРАБОТАЕТ В ПОЛНОМ ОБЪЕМЕ УЖЕ В ЭТОМ ГОДУ

Орбитальная группировка российской космической навигационной системы ГЛОНАСС до конца года будет развернута до штатного состава, сообщил глава Роскосмоса Анатолий Перминов.

"Орбитальная группировка ГЛОНАСС к концу этого года позволит нам работать на 100 % по всему миру", — сказал А. Перминов, принимая участие в закладке памятного знака в фундамент информационно-аналитического центра ГЛОНАСС. Информационно-аналитический центр ГЛОНАСС создается на территории ЦНИИ машиностроения в подмосковном Королеве. Здание Центра должно быть построено до конца 2012 г. По словам А. Перминова, в новом здании будут сосредоточены все службы, занимающиеся системой ГЛОНАСС. Кроме того, здесь же будет находиться представительство ООН в России по информационно-навигационным системам. А. Перминов сообщил, что в России разрабатывается новая программа "ГЛОНАСС", рассчитанная на период до 2020 г.

В свою очередь, генеральный директор ЦНИИмаш Геннадий Райкунов отметил, что в новом информационно-аналитическом центре будет проводиться работа по созданию концепции развития ГЛОНАСС, а также ее взаимодействию с другими зарубежными информационными навигационными системами, в том числе американской GPS, европейской "Галилео", а также с создаваемыми китайской, индийской, японской системами. Г. Райкунов напомнил, что сегодня на орбите функционирует 21 космический аппарат "ГЛОНАСС-М". До конца года их будет 25. По его словам, планируется довести орбитальную группировку ГЛОНАСС до 30 аппаратов.

Г. Райкунов отметил, что применение новых технологий обработки сигналов, а также обеспечение совместимости ГЛОНАСС и других зарубежных систем позволит значительно повысить точность навигационных сигналов. "Мы получим принципиально новое качество. Это будут уже не метры, а десятки сантиметров", — сказал Г. Райкунов.

Вестник Интерфакс — АВН № 30 (459) 2010 г.

НА КОСМОДРОМЕ КУРУ ЗАВЕРШАЕТСЯ СТРОИТЕЛЬСТВО СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ РАКЕТ "СОЮЗ"

На космодроме Куру во французской Гвиане создана необходимая инфраструктура для космических запусков с помощью российских ракет-носителей "Союз-СТ", сообщил первый заместитель генерального директора — генеральный конструктор ракетно-космического центра "ЦСКБ-Прогресс" (Самара) Равиль Ахметов. "На комплексе запуска "Союз" в Гвианском космическом центре построены все необходимые сооружения: монтажно-испытательный комплекс, командный пункт, стартовое сооружение, мобильная башня обслуживания, зарядно-аккумуляторная станция, площадки хранения и перелива компонентов ракетного топлива, энергоблок и другие обеспечивающие сооружения", — сказал Р. Ахметов. Он напомнил, что из России во французскую Гвиану доставлены две ракеты-носителя "Союз-СТ", доставлено и смонтировано необходимое технологическое оборудование. В настоящий момент завершаются работы по автономным приемочным испытаниям технологического оборудования. На мобильной башне обслуживания ведутся работы по монтажу как российского, так и европейского оборудования. В мае в Гвианском космическом центре на комплексе, предназначенном для подготовки и запуска российских ракет "Союз-СТ", проведено заседание консультативного комитета участников проекта, который завершился подписанием сводного целевого графика. Дата первого запуска "Союза-СТ" с Куру — декабрь 2010 г.

Вестник Интерфакс — АВН № 29 (458), 2010 г.



МАТВЕЕВ
Юрий Александрович —
декан МАИ, академик
Российской академии кос-
монавтики им. К.Э. Циол-
ковского, профессор, док-
тор техн. наук



ЛАМЗИН
Владимир Владимирович —
научный сотрудник МАИ,
кандидат техн. наук

Методика прогнозных исследований перспективных космических систем дистанционного зондирования Земли

Ю.А. Матвеев, В.В. Ламзин

E-mail:matveev_ya@mail.ru

Представлена методика прогнозных исследований перспективных проектов космических систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с учетом развития (модернизации) техники в планируемый период. Разработана схема прогнозных исследований, которая учитывает динамику функциональных связей. Методика позволяет найти рациональное решение по продлению срока эффективного применения космической системы ДЗЗ при ограниченных затратах.

Ключевые слова: космическая система; космический аппарат; дистанционное зондирование; модернизация; оптимизация параметров; эффективность; планируемый период.

Yu.A. Matveev, V.V. Lamzin. Technique Of Look-Ahead Research Of Perspective Earth Remote Sensing Space Systems

The technique of look-ahead researches of perspective projects of earth remote sensing (ERS) space systems with the account of development (modernization) of technics during the planned period is presented. The scheme of look-ahead researches witch considers dynamics of functional communications is developed. The technique allows to find the rational decision on prolongation of time of effective application of ERS space system at the limited expenses.

Key words: space system; spacecraft; remote sensing; modernization; optimization of parameters; effectiveness; planned period.

Разработка космических систем дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ) связана со значительными затратами времени, а их эксплуатация обычно осуществляется в течение длительного времени. Выбор альтернативного варианта, определение сроков реализации проекта КС ДЗЗ, программы работ и времени эксплуатации проводятся в таком случае при значительной неопределенности. Это усложняет принятие проектных решений.

Ошибка при проектировании может привести к материальным потерям, снижению срока активного существования (САС) и другим негативным явлениям. Поэтому проектанты-разработчики ищут специальные приемы, технические средства, которые позволят снизить возможный проигрыш. В связи с этим появляется проблема создания методов оценки проектных решений, учитывающих влияние фактора времени и неопределенностей, обеспечения устойчивости решений, эффективности разработки и эксплуатации космической техники при ограниченных затратах.

Если говорить о технических приемах по обеспечению устойчивости решений, эффективности разработки и эксплуатации космической техники при ог-

раниченных затратах, продолжительности САС, то можно отметить два основных направления.

Первое направление связано с поиском неизменяемых по существу подсистем, модулей, блоков и конструкций, но обладающих в силу заложенных свойств возможностью быть использованными при широком спектре условий применения и действующих нагрузок.

В основе второго направления лежит представление о возможности проведения доработки (модернизации) техники в процессе эксплуатации, что при сравнительно малых начальных затратах позволяет наращивать эффективность ее использования.

Анализ показывает, что второе направление — проведение модернизации системы и создание модификаций космических аппаратов (КА) — дает возможность рационально использовать научно-технический задел, продлить сроки эксплуатации. Роль этого направления в настоящее время значительна.

Как обобщение основной проектной задачи [1] на случай, когда априори учитывается возможность доработки техники, изменения параметров и характеристик КС ДЗЗ в планируемый период, сформулируем динамическую проектную задачу с учетом развития (модернизации) техники: определить параметры подсистем и КС ДЗЗ в целом, функции их изменения при проведении модернизации системы в планируемый период с тем, чтобы при выполнении целевой нагрузки поставленных задач с эффективностью не ниже заданного уровня математическое ожидание суммарных затрат на реализацию проекта КС ДЗЗ было минимальным.

При таком подходе варьируются не параметры, как в обычных задачах проектирования, а функции изменения параметров $\Pi(t)$, где $t = (t_1, t_2, \dots, t_n)$ определяет дискретное время проведения модернизации (n — число модернизаций). Поскольку при исследовании перспективных КС ДЗЗ имеет место ряд неопределенных и случайных факторов (могут быть не определены как внешние, так и внутренние функциональные и параметрические связи), то решение $\Pi(t)$ носит случайный характер, динамическая проектная задача является стохастической.

Решение динамической задачи проектирования КС ДЗЗ с учетом развития техники в планируемый период включает анализ процесса развития и поиск оптимальной модернизации КС ДЗЗ. В таком случае задачу модернизации можно определить на основе схемы расчлененного исследования динамической задачи проектирования. Для ее формирования воспользуемся формализованной записью динамической задачи проектирования и приемами декомпозиции.

На основе опыта постановки проектно-конструкторских задач динамическая задача проектирования КС ДЗЗ с учетом развития техники в планируемый период может быть записана в следующем виде:

$$\begin{aligned} MC_{\Sigma}^{KC}(\cdot) = & M_{\alpha} \int_{t_n}^{t_0} C_{PC}(\Pi^2(t_0), \Pi^1, P_0(t, N_0(t)), N_0, \\ & \alpha_0(t_0, \Pi(t))) \eta(t) dt + \sum_{i=1}^n M_{\alpha_M} \int_{t_{n_i}}^{t_i} C_M^i(\Pi^2(t_i), \Pi^1, \\ & P_{M_i}(t_i, N_i(t)), N_i, \alpha_M(t_i, \Pi(t))) \eta(t) dt + \\ & + \sum_{i=1}^n M_{\alpha_{\mathcal{P}}} \int_{t_{n_i}}^{t_{i+1}} C_{\mathcal{P}}^i(\Pi^2(t_i), \Pi^1, P_{\mathcal{P}_i}(t_i, N_i(t)), N_i, \\ & \alpha_{\mathcal{P}_i}(t_i, \Pi(t))) \eta^{\mathcal{P}_i}(t) dt - MC_{\mathcal{L}}(\cdot) \rightarrow \min_{\Pi(t) \in G(\cdot)} \end{aligned} \quad (1)$$

при $\Pi(t) = \{\Pi^1, \Pi^2(t_i), P_0(\cdot), P_{M_i}(\cdot), P_{\mathcal{P}_i}(\cdot), N_i, t_i, n\}$ и выполнении ограничений

$$\begin{aligned} \sigma_a C_{\Sigma}^{KC}(\cdot) & \leq \sigma_a C_{\Sigma}^{KC}(\cdot)^{3\lambda}; \\ W(\Pi^1, \Pi^2(t), P_{\mathcal{P}_i}(t, N(t)), N_i, \mathcal{C}(t)) & \geq W^{3\lambda} \\ \text{для } \forall t \in \langle T \rangle; \\ T_{PC}(\Pi^1, \Pi^2(t), P_{\mathcal{P}_i}(t, N(t))) & \leq T_{PC}^{3\lambda}; \\ \mathcal{C}(t) & = \mathcal{C}(t)^{3\lambda}. \end{aligned}$$

Здесь $MC_{\Sigma}^{KC}(\cdot)$, $\sigma_a C_{\Sigma}^{KC}(\cdot)$ — соответственно математическое ожидание и среднее квадратичное отклонение суммарных приведенных затрат на разработку и создание, модернизацию и эксплуатацию КС ДЗЗ за вычетом ликвидных средств за период $t_n - t_k$ (t_n и t_k — соответственно момент начала разработки и конца эксплуатации системы); $M_{\alpha} \int_{t_n}^{t_0} C_{PC}(\cdot) \eta(t) dt$ — математическое ожидание суммарных приведенных затрат $C_{PC}(\cdot)$

на разработку, создание и ввод в эксплуатацию КС ДЗЗ к моменту начала эксплуатации системы t_0 ; $M_{\alpha_M} \int_{t_{n_i}}^{t_i} C_M^i(\cdot) \eta^{M_i}(t) dt$ — математическое

ожидание затрат $C_M^i(\cdot)$ на проведение n модернизаций (t_{n_i} и t_i — начало и окончание работ при i -й модернизации); $M_{\alpha_{\mathcal{E}}} \int_{t_{n_i}}^{t_{i+1}} C_M^j(\cdot) \eta^{\mathcal{E}_i}(t) dt$ — мате-

матическое ожидание затрат $C_M^i(\cdot)$ на эксплуатацию (t_{n_i} и t_{i+1} — соответственно начало и окончание эксплуатации системы после i -й модернизации); $\eta(t)$, $\eta^{M_i}(t)$, $\eta^{\mathcal{E}_i}(t)$ — соответственно коэффициенты дисконтирования затрат (приведения затрат к моменту окончания эксплуатации системы t_k) на разработку, создание и ввод в эксплуатацию КС ДЗЗ, i -ю модернизацию (индекс "М") и эксплуатацию (индекс "Э"); $\Pi(t)$ — вектор-функция изменения параметров КС ДЗЗ; $\Pi^2(t_0)$, $\Pi^2(t_i)$ — вектор-функция изменения параметров КС ДЗЗ в моменты начала ее эксплуатации t_0 и окончания i -й модернизации t_i соответственно; Π^1 — целочисленный вектор параметров, определяющих состав и структурные особенности КС ДЗЗ; $P_0(t, N(t))$, $P_{M_i}(t, N_i(t))$, $P_{\mathcal{E}_i}(t, N_i(t))$ — соответственно функции изменения надежности при разработке и создании (изготовлении) КС ДЗЗ, после ее i -й модернизации (индекс "М") и в i -й период ($t_{i+1} - t_{n_i}$) эксплуатации (индекс "Э"); $N_i(\cdot)$ — функция числа испытаний элементов системы при разработке и создании КС ДЗЗ ($i = 0$) и i -й модернизации; N_i — число образцов при разработке и создании КС ДЗЗ ($i = 0$) и после i -й модернизации; $\alpha_0(\cdot)$, $\alpha_{M_i}(\cdot)$ и $\alpha_{\mathcal{E}_i}(\cdot)$ — соответственно коэффициенты проектных моделей при разработке и создании (индекс "0"), i -й модернизации (индекс "М") и эксплуатации (индекс "Э") КС ДЗЗ; $MC_L(\cdot)$ — математическое ожидание ликвидного капитала — средств, возвращаемых при снятии подсистем КС ДЗЗ с эксплуатации и их утилизации; $W(\cdot)$ — функция эффективности применения КС ДЗЗ; $T_{PC}(\cdot)$ — функция, определяющая период времени разработки и создания КС ДЗЗ; $\Pi(t)$ — функция целевой нагрузки на КС ДЗЗ и условий ее применения; $G(\cdot)$ — область допустимых значений пара-

метра $\Pi(t); \langle T \rangle$ — планируемый период времени функционирования КС ДЗЗ ($\langle T \rangle = t_k - t_0$).

Индекс "зд" характеризует заданное значение функции (параметра).

Предполагается, что к моменту проведения исследований имеется прогноз изменения значений целевой нагрузки $\Pi(t)$ на КС ДЗЗ в планируемый период времени. При оптимизации варьируемые параметры и функции выбираются с учетом ограничений. Они должны удовлетворять требованию по вероятности выполнения задачи и находиться в области $G(\cdot)$, задаваемой функциональными и параметрическими, внешними и внутренними связями.

Важным моментом является ограничение на длительность разработки. Фактор времени может быть решающим при модернизации КС ДЗЗ. Если положить число модернизаций n равным нулю, то целевая функция $M_{\Sigma}^{KC}(\cdot)$ будет содержать два слагаемых, определяющих математическое ожидание затрат на разработку и создание КС ДЗЗ и ее эксплуатацию. Кроме того, $\Pi(t) = \Pi(t_0)$.

Таким образом, статическая задача проектирования КС ДЗЗ реализуется как частный случай динамической задачи (1).

Рассмотренная задача (1) является основной при исследовании модернизации КС ДЗЗ, главные задачи модернизации определяются при ее расчлененном анализе. Используя приемы декомпозиции, сформируем логическую схему расчлененного исследования динамической задачи проектирования КС ДЗЗ с учетом развития (модернизации) техники в планируемый период (рис. 1).

В данном случае, оставляя в стороне вопросы решения задачи оптимизации параметров и процесса обеспечения надежности базовой КС ДЗЗ, рассмотрим задачу оптимизации программы развития КС ДЗЗ в планируемый период.

Задача оптимизации программы развития КС ДЗЗ в планируемый период представляется в виде



Рис. 1. Логическая схема расчлененного исследования динамической задачи проектирования КС ДЗЗ

$$MC_{\Sigma}^{KC}(\cdot) = \sum_{i=1}^n \{ M_{\alpha_M} \int_{t_{ni}}^{t_i} C_M^i(\Pi(t)) \eta^i(t) dt + \\ + M_{\alpha_g} \int_{t_{ni}}^{t_{i+1}} C_g^i(\Pi(t), \Pi^1) \eta^{g_i}(t) dt - MC_{\alpha}^i(\cdot) \} \rightarrow \min_{\Pi^1, \Pi(t) \in G(\cdot)}$$

при $\Pi(t) = \{ \Pi^2(t_i), P_{M_i}(\cdot), N_i, t_i, n \}$ и выполнении ограничений

$$\sigma_{\alpha} C_{\Sigma}^{KC}(\cdot) \leq (\sigma_{\alpha} C_{\Sigma}^{KC})^{3д}; \\ \Pi^1 = \Pi^{13д}; \Pi^2(t_0) = \Pi^2(t_0)^{3д}; \\ W(\Pi^2(t), P_{M_i}(t_i, N_i(t)), P_g(t_i, N_i, \Pi^2(t)), N_i, (2) \\ \Pi(t) \geq W^{3д} \text{ для } \forall t \in \langle T \rangle; T_{PC_i}(\Pi(t)) \leq T_{PC_i}^{3д}; \\ \Pi(t) = \Pi(t)^{3д}.$$

Обозначения задачи (2) соответствуют обозначениям задачи (1).

Требуется определить число и сроки проведения модернизации, объем и характер доработок с тем, чтобы эффективность КС ДЗЗ была не ниже, а трудоемкость разработки и создания не выше заданной величины в планируемый период экс-

плуатации и чтобы затраты средств на модернизацию и эксплуатацию при этом были минимальными.

Особенности задачи (2) заключаются в следующем:

определено начальное состояние (базовая космическая система ДЗЗ);

варьируются не параметры, а функции их изменения (т.е. задача (2) — динамическая);

оптимизация проводится в среднем (критерий — математическое ожидание) при условии выполнения нагрузки, переменной (случайной или неопределенной) во времени.

Выделяя группу параметров t_i, n и N_i при поэтапной оптимизации задачи (2), определим главные задачи модернизации КС ДЗЗ:

оптимизация параметров модернизации к моменту прогноза $t_i \in \langle T \rangle$;

оптимизация программы модернизации — числа, сроков и объема модернизаций в планируемый период $\langle T \rangle$;

оптимизация процесса обеспечения надежности к моменту прогноза $t_i \in \langle T \rangle$.

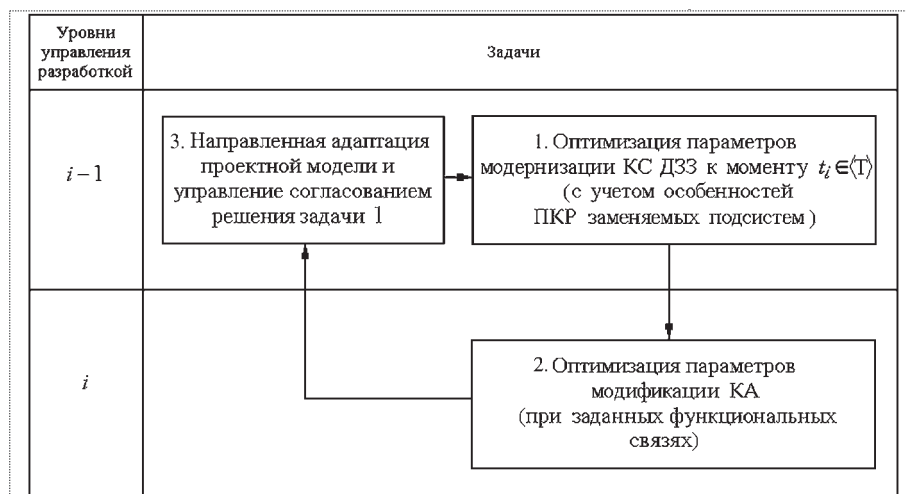


Рис. 2. Алгоритм согласованной оптимизации параметров КС ДЗЗ при модернизации к моменту прогноза t_i и параметров модификации КА

В ходе проектного анализа модернизации КС ДЗЗ в силу комплексного характера исследований одновременно определяются рациональная структура системы Π^1 , проектные параметры подсистем $\Pi^2(\cdot)$, процесс отработки и обеспечения надежности, а также программа модернизации — число и сроки модернизации в планируемый период. Проведение проектного анализа в данном случае затруднено.

Рассмотрим одну из главных задач — задачу оптимизации параметров модернизации к моменту прогноза $t_i \in \langle T \rangle$, представим общую схему прогнозных исследований КС ДЗЗ в планируемый период $\langle T \rangle$, определим состав проектных моделей, необходимых для оценки характеристик перспективных КА. Следует отметить, что прогнозные исследования конкретных образцов подсистем КС ДЗЗ позволяют построить и уточнить модели, оценить характеристики альтернативных технических решений, установить закономерности (оценить влияние динамики функциональных связей на решение).

Особенностью проектных исследований КС ДЗЗ при модернизации к моменту прогноза $t_i \in \langle T \rangle$ является необходимость учета изменений проектно-конструкторских решений (ПКР) при замене подсистем, динамики функционирования связей. Проблемы модернизации КС ДЗЗ и

создания модификаций КА взаимосвязаны и взаимообусловлены.

Анализ показывает, что рациональным подходом к поиску эффективного решения является применение метода многоуровневой согласованной оптимизации. При этом используются схема многоуровневого управления разработкой, многоуровневая модель проектных исследований и статистический метод согласованного оптимизационного поиска с учетом изменений ПКР при замене подсистем [2, 3].

Для решения поставленной задачи разработан алгоритм исследований (рис. 2). При двухуровневой схеме управления разработкой производится согласование оптимизируемых параметров КС ДЗЗ с учетом особенностей ПКР заменяемых подсистем и параметров модификации КА при заданных функциональных связях.

Алгоритм исследования включает последовательное решение трех задач:

оптимизация параметров КС ДЗЗ при модернизации к моменту прогноза t_i (с учетом особенностей ПКР заменяемых подсистем);

оптимизация параметров модификации КА (при заданных функциональных связях);

направленная адаптация проектной модели и управление согласованием решения задачи 1.

В данном случае, оставляя в стороне вопросы решения третьей задачи, для которой подходы и методы решения подробно представлены в [2], рассмотрим особенности решения (схемы прогнозных исследований) задач 1 и 2.

Задача оптимизации параметров модернизации КС ДЗЗ к моменту прогноза t_i имеет вид

$$\begin{aligned}
 MC_{\Sigma_i}^{KC}(\cdot) = & M_{\alpha_M} \int_{t_{u_i}}^{t_i} C_M^i(\Pi, \alpha_M(t, \Pi)) \eta^{M_i}(t) dt + \\
 & + M_{\alpha_j} \int_{t_{u_i}}^{t_{i+1}} C_j^i(\Pi, \alpha_j(t, \Pi)) \eta^{j_i}(t) dt - MC_{\alpha}^i(\cdot) \rightarrow \min_{\Pi^1, \Pi(t) \in G(\cdot)}
 \end{aligned}$$

при $\Pi(t) = \{\Pi^2(t_i), P_{M_i}(t_i, N_i(t)), N_i,$

$t_i, n\}$ и выполнении ограничений

$$\sigma_a C_{\Sigma}^{KC}(\cdot) \leq (\sigma_a C_{\Sigma}^{KC})^{3д}; \quad (3)$$

$$W(\Pi^2(t), P_{M_i}(t_i, N_i(t)), P_{\theta_i}(t_i, N_i, \Pi^2(t)), N_i,$$

$$\Pi(t) \geq W^{3д} \text{ для } \forall t \in \langle T_i \rangle^{3д};$$

$$t_i = t_i^{3д}; N_i = N_i^{3д}; t_i - t_{n_i} \leq T_{PC_i}^{3д};$$

$$\Pi^2(t_{i-1}) = \Pi^2(t_{i-1})^{3д}; \Pi(t) = \Pi(t)^{3д}.$$

где $\langle T_i \rangle^{3д}$ — заданное значение планируемого периода модернизации системы ($\langle T_i \rangle^{3д} \in \langle T \rangle$).

Остальные обозначения задачи (3) соответствуют обозначениям задачи (1).

Таким образом, при i -й оптимальной модернизации КС ДЗЗ находятся параметры, а также функция изменения надежности, определяющая процесс формирования модернизации, при которых эффективность функционирования системы в период $\langle T_i \rangle^{3д}$ не ниже заданного уровня, а математическое ожидание суммарных затрат на проведение модернизации в ограниченный срок ($t_i - t_{n_i}$) и эксплуатацию имеет минимальное значение.

Основные особенности решения этой задачи состоят в следующем:

формирование множества допустимых изменений (замен подсистем), вносимых в базовый проект при модернизации КС ДЗЗ;

прогнозирование определяющих параметров, задающих внутренние и внешние функциональные связи к моменту t_i ;

уточнение связей проектной модели при особенностях ПКР заменяемых подсистем;

комплексная оптимизация параметров и процесса обеспечения надежности модернизации КС ДЗЗ.

Схема прогнозных исследований модернизации перспективных КС ДЗЗ приведена на рис. 3. Первые два блока — генерирование альтернативных вариантов структурных изменений КС ДЗЗ при модернизации и уточнение функциональных связей — определяют слабо формализуемые процедуры. В каждом конкретном случае решение имеет свои особенности и уточняется при разра-



Рис. 3. Схема прогнозных исследований модернизации перспективных КС ДЗЗ на $(i-1)$ -м уровне управления разработкой

ботке. Далее при прогнозировании динамики связей (определяющих параметров) используются приемы корреляционного и регрессионного анализа [4].

В настоящее время при выборе проектных решений проводят оценку риска реализации проекта. Риск — это возможные потери, связанные с реализацией проекта. Они обусловлены неопределенностью, неточностью задания внешних и внутренних связей, а также условий реализации проекта.

Оценка риска — это не только методическая, но и методологическая проблема. Она связана с оценкой перспектив развития техники на основе опытных данных (случайная выборка) и эвристических представлений разработчика (субъективных по своей сути). Задача разработчика — найти такое проектное решение, которое снизит риск

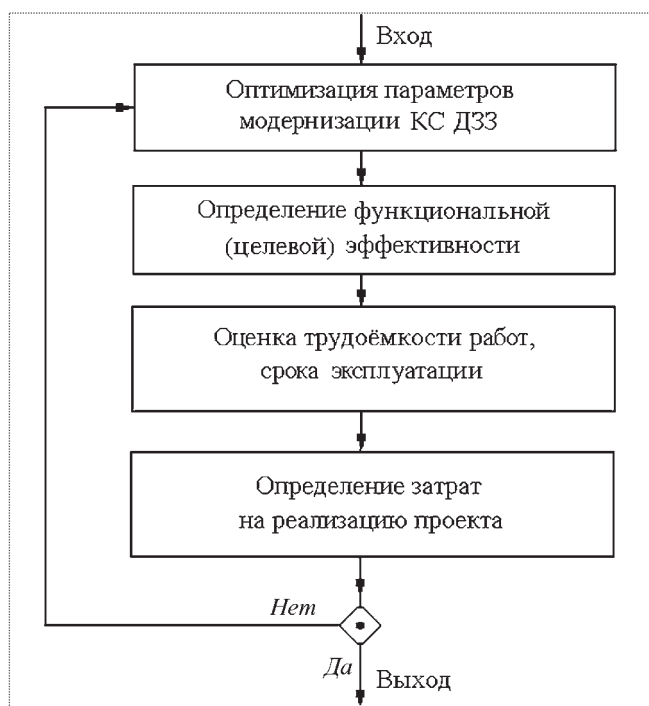


Рис. 4. Укрупненный алгоритм оптимизации параметров модернизации КС ДЗЗ

реализации проекта и обеспечит выполнение целевой задачи при ограниченных затратах.

В общем случае речь так же идет об определении факторов, неточное значение которых в наибольшей степени влияет на возможные потери. Если есть возможность (имеются необходимые ресурсы и время), то ставится и решается задача эффективного уточнения решения.

Процедура оценки надежности и риска реализации проекта – самостоятельная задача, требующая отдельного рассмотрения. Следует заметить, однако, что в случае сравнительного анализа проектов модернизации КС ДЗЗ оценка надежности и риска реализации проекта может быть решающим фактором, влияющим на принятие решения.

При оптимизации параметров модернизации КС ДЗЗ используются проектные зависимости (модели), определяющие целевую (функциональную) эффективность, трудоемкость работ и затраты на реализацию проекта. Укрупненный алгоритм оптимизации параметров модернизации КС ДЗЗ приведен на рис. 4. Формирование соответствующих зависимостей должно прово-

диться с учетом особенностей КС ДЗЗ. В общем случае – это чрезвычайно важная задача, от точности решения которой зависит справедливость проектных оценок.

Если задача оптимизации параметров модернизации КС ДЗЗ к моменту прогноза $t_i \in \langle T \rangle$ относится к верхнему $(i - 1)$ уровню управления разработкой, то на нижнем (i) уровне решаются вопросы создания модификации КА.

Основная задача оптимизации параметров модификации КА к моменту прогноза $t_i \in \langle T \rangle$ имеет вид

$$MC_{KA}(\Pi_{KA}, \alpha(t, \Pi_{KA})) \rightarrow \min_{\Pi_{KA}, \alpha(\cdot) \in G(\Pi_{KA}^M)}$$

при

$\Pi_{KA} = \{\Pi_{KA}^1, \Pi_{KA}^2(t_i, \Pi_{KA}^1), P_{KA}(t_i, N_i(t))\}$ и выполнении ограничений

$$\begin{aligned} \sigma_\alpha C_{KA}(\cdot) &\leq (\sigma_\alpha C_{KA})^{3d}; \\ W_{KA}(\Pi_{KA}, P_{KA}(t_i, N_i(t)) \Pi(t)) &\geq W_{KA}^{3d}; \\ t_i &= t_i^{3d}; \quad T_{PC}^{KA}(\Pi_{KA}) \leq (T_{PC}^{KA})^{3d}; \\ M_{KA}(\Pi_{KA}) &\leq M_{KA}^{3d}; \quad \Pi_{KA}(t) = \Pi_{KA}(t)^{3d}, \end{aligned} \quad (4)$$

где $MC_{KA}(\cdot)$, $\sigma_\alpha C_{KA}(\cdot)$ – соответственно математическое ожидание и среднее квадратичное отклонение суммарных затрат на разработку, создание и запуск КА; Π_{KA} – вектор-функция изменения параметров КА; Π_{KA}^1 – целочисленный вектор параметров, определяющих состав и структурные особенности КА при модификации; $\Pi_{KA}^2(\cdot)$ – вектор-функция изменения параметров КА в момент t_i ; $P_{KA}(t_i, N_i(t))$ – функция изменения надежности при разработке и создании (изготовлении) модификаций КА; $N_i(\cdot)$ – функция числа испытаний подсистем КА; $W_{KA}(\cdot)$ – функция эффективности применения КА; $T_{PC}^{KA}(\cdot)$ – функция, определяющая период разработки и создания КА; $\Pi_{KA}(t)$ – функция целевой нагрузки на КА и условий ее применения; $G(\Pi_{KA}^M)$ – область допустимых значений параметра Π_{KA} при модификации.

Анализ показывает, что расчлененные исследования перспективных проектов модификации КА к моменту t_i включают взаимосвязанное решение трех главных задач (рис. 5):

прогнозирование определяющих параметров, условий функционирования;

оптимизация параметров модификации КА (при заданных функциональных связях);

оптимизация процесса обеспечения надежности модификации КА.

Задача оптимизации параметров модификации КА к моменту t_i при заданных функциональных связях формулируется следующим образом: при заданном базовом КА, составе предложений по замене подсистем, условиях применения и нагрузке требуется найти параметры, при которых средние суммарные затраты на создание модификаций КА к моменту прогноза и на эксплуатацию минимальны.

При этом должны выполняться ограничения по эффективности и срокам создания. Критерий целевой функции – математическое ожидание затрат на разработку и создание модификации КА – представляется в виде

$$MC_{КА}(\Pi_{КА}^1, \Pi_{КА}^2(t, \Pi_{КА}^1)) \rightarrow \min_{\Pi_{КА}^1, \Pi_{КА}^2(\cdot) \in G(\cdot)}.$$

Характер модификации КА влияет на формулировку указанных задач, вид функциональных зависимостей, размерность вектора варьируемых параметров. Область допустимых значений варьируемых параметров $G(\cdot)$ задается системой равенств и неравенств, определяющих внешние и внутренние функциональные и параметрические связи. Исследование модификации КА проводится комплексно с решением вопросов модернизации КС ДЗЗ.

При анализе модификации КА для определения внутренних связей используются данные о заменяемых подсистемах. Так как вопросы замены подсистем, оптимизации их параметров должны решаться с учетом ограничений, накладываемых особенностями функционирования модификации КА, то оптимизация параметров модификации КА и параметров заменяемых

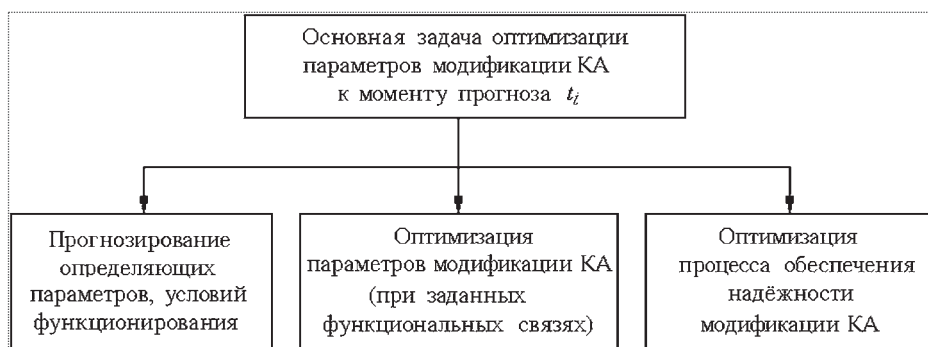


Рис. 5. Логическая схема расчлененного исследования основной задачи оптимизации параметров модификации КА к моменту прогноза t_i

подсистем должна проводиться также совместно и согласованно.

На рис. 6 приведена блок-схема алгоритма оптимизации параметров модификации КА при заданных функциональных связях. При поиске рационального решения используются проектные зависимости (модели) для определения баллистических характеристик, массо-



Рис. 6. Блок-схема алгоритма оптимизации параметров модификации КА при заданных функциональных связях

вых показателей и геометрических размеров. Используются также зависимости для определения целевой эффективности и надежности функционирования модификации КА, затрат на реализацию проекта КА. Формирование соответствующих зависимостей проводится с учетом особенностей модификации КА.

Итак, разработана схема прогнозных исследований перспективных проектов КС ДЗЗ с учетом развития техники в планируемый период. Показано, что модернизация и поиск рациональных проектных решений проводятся комплексно и согласованно с оптимизацией параметров модификаций КА и параметров заменяемых подсистем. Комплексные исследования позволяют учесть динамику функциональных связей, найти рациональное решение по продлению срока эффективного применения КС ДЗЗ при ограниченных затратах.

Анализ проектных решений при модернизации КС ДЗЗ и создании модификаций КА позволяет установить закономерности развития техники и технологий, оценить, в частности для КА, эффективность использования унифицированных космических платформ и повышения ресурса работы отдельных подсистем и КА в целом.

Методика прогнозных исследований может применяться при корректировке программ развития КС ДЗЗ, определении требований к перспективным КА и их модификациям.

Работа выполнена в рамках реализации мероприятия 1.1 ФЦП "Научно-педагогические кадры инновационной России" на 2009–2013 гг. Госконтракт 02.740.11.0471 от 30.09.2009 г.

Библиографический список

1. Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Метод многоуровневой оптимизации параметров модификации космических аппаратов и модернизации космической системы ДЗЗ // Тр. XLII научных чтений, посвященных разработке творческого наследия К.Э. Циолковского. Калуга. 2007. С. 177–178.
2. Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Оптимизация параметров космической системы дистанционного зондирования Земли с учетом особенностей проектно-конструкторских решений космических аппаратов // Вестник МАИ. 2009. Т. 16. № 6. С. 55–66.
3. Матвеев Ю.А. Статистический метод многоуровневой многоэтапной оптимизации ЛА / Научные чтения по авиации и космонавтике, 1981 г. М.: Наука, 1983. С. 176–181.
4. Матвеев Ю.А. Методы прогнозирования характеристик летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2004. 80 с.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

РОССИЙСКИЕ УЧЕНЫЕ СОЗДАЛИ НЕЙТРОННЫЕ ГЕНЕРАТОРЫ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПАСНЫХ ВЕЩЕСТВ В МЕТРО И ИЗУЧЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ МАРСА И ЛУНЫ

Всероссийский научно-исследовательский институт автоматики (ВНИИА) разработал нейтронные генераторы для обнаружения в общественных местах опасных веществ, в 2011 г. ими начнут оснащать столичный метрополитен, сообщил заместитель главного конструктора ВНИИА Евгений Боголюбов. По его словам, поставка приборов — нейтронных генераторов ИНГ-27 — начнется в рамках федеральной целевой программы обеспечения транспортной безопасности, которая будет утверждена в ближайшее время. В 2011 г. планируется произвести около 200 систем обнаружения на базе этих генераторов, прежде всего для оснащения станций метрополитена. Е. Боголюбов заявил, что прибор не имеет аналогов в мире, около 30 таких генераторов уже поставлено за рубеж.

Е. Боголюбов также сообщил, что Росатом поставит для НАСА прибор, предназначенный для исследования поверхности Марса. Импульсный нейтронный генератор, предназначенный для определения содержания воды в грунте, будет установлен на борту передвижной марсианской научной лаборатории НАСА, запуск которой запланирован на 2011 г. Прибор готов. Он прошел испытания на мысе Канаверал.

Е. Боголюбов сообщил также, что Роскосмос планирует запустить в 2012 г. на Луну российский аппарат с аналогичным нейтронным генератором для исследования лунной поверхности. На 2013 г. в соответствии с межправительственным российско-индийским соглашением запланирован запуск на Луну нейтронного генератора в составе передвижной совместной исследовательской лаборатории. Е. Боголюбов не исключил также, что российским генератором будет оснащен и американский летательный аппарат, который в 2015 г. НАСА планирует направить для исследования Венеры.

Вестник Интерфакс — АВН № 31 (460), 2010 г.

УДК 629.7

Мониторинг финансово-экономического состояния организаций РКП в условиях мирового финансового кризиса

**А.В. Белявский, А.Н. Куриленко, Ю.Н. Макаров,
А.А. Панкратов**

E-mail: agat@roscosmos.ru

Описываются основные положения методики проведения мониторинга финансово-экономического состояния организаций ракетно-космической промышленности в условиях мирового финансового кризиса, дан анализ результатов этого мониторинга.

Приводятся результаты анализа экономического состояния организации ракетно-космической промышленности (РКП) по итогам 2009 г., подтверждающего эффективность выбранной системы мониторинга. Показана необходимость сохранения мониторинга авансирования и оплаты работ по государственному заказу по кооперации исполнителей — соисполнителей работ в рамках обеспечения работ правительственной комиссии по повышению устойчивости развития российской экономики.

Ключевые слова: финансовый кризис; мониторинг финансово-экономического состояния; государственный заказ; объемы кредитов; платежеспособность.

A.V. Belyavsky, A.N. Kurilenko, Yu.N. Makarov, A.A. Pankratov. Financial And Economic Monitoring Of Rocket And Space Industry Enterprises Under The Conditions Of The Global Financial Crisis

The article presents the key methods to hold financial and economic monitoring of rocket and space industry companies during the global financial turmoil, offering summary of the monitoring results. It also reviews the economic indicators of the rocket and space industry in 2009, which prove the efficiency of the selected monitoring approach. The authors attach paramount importance to the need for repetitive monitoring of advances and settlements for works under the state acquisition program with respect to contractors and subcontractors as part of the efforts by the Russian government's economic sustainability commission.

Key words: financial crisis; financial and economic monitoring; state acquisition program; loan portfolio; solvency.

Мировой финансово-экономический кризис, разразившийся с конца 2008 г., оказал определенное влияние на экономику ракетно-космической промышленности (РКП) в основном в двух главных аспектах:

влияние на увеличение затрат организаций и, соответственно, на снижение эффективности их финансово-хозяйственной деятельности при использовании кредитов, рост процентных ставок по кредитам;

снижение спроса на производимую организациями РКП непрофильную (конверсионную) гражданскую продукцию.

В целях своевременного предотвращения в организациях РКП последствий кризисных явлений, которые могли бы привести к снижению финансово-экономической устойчивости, уменьшению объемов производства, невы-



БЕЛЯВСКИЙ
Александр Владимирович —
начальник Центра "Прогнозирование основных технико-экономических показателей и анализ финансово-экономического состояния ракетно-космической промышленности и наземной космической инфраструктуры" ФГУП "Организация "Агат"



КУРИЛЕНКО
Александр Николаевич —
директор ФГУП "Организация "Агат"



МАКАРОВ
Юрий Николаевич —
начальник Сводного управления организации космической деятельности Роскосмоса, кандидат техн. наук



ПАНКРАТОВ
Андрей Анатольевич —
начальник Управления реализации программ и бухгалтерского учета Роскосмоса, кандидат техн. наук

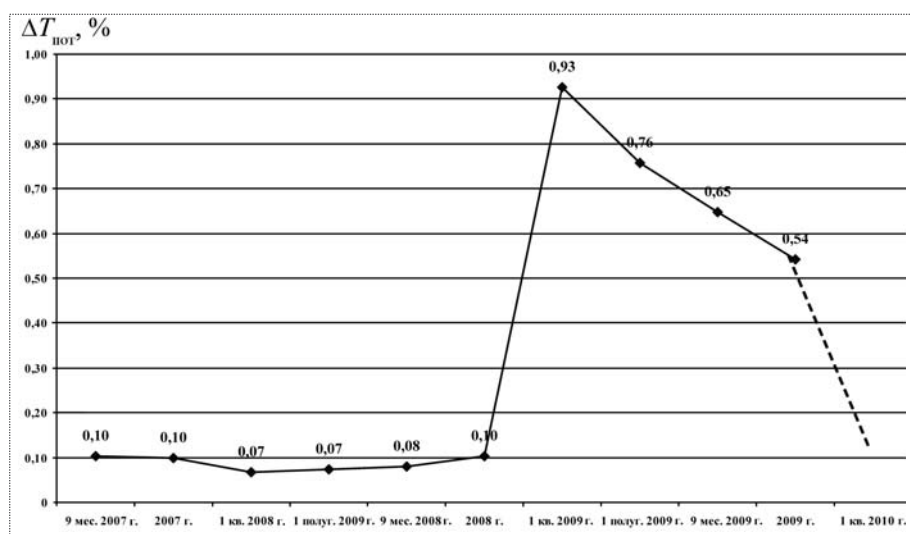


Рис. 1. Потери рабочего времени в организациях РКП по инициативе администрации

полнению государственного оборонного заказа, а также с учетом задач, решаемых по вопросам финансово-экономического оздоровления и предотвращения банкротства организаций, находящихся в ведении Федерального космического агентства, 29 января 2009 г. Федеральным космическим агентством выпущен приказ "Об организации мониторинга финансово-экономического состояния предприятий и организаций ракетно-космической промышленности в условиях мирового финансового кризиса". Этот документ определил порядок представления организациями РКП в Федеральное космическое агентство данных еженедельного и ежемесячного мониторинга, анализа этих данных с привлечением ФГУП "Организация "Агат".

Авторами был разработан порядок анализа данных мониторинга, алгоритмы расчета показателей — индикаторов угроз, показателей, изменение которых в сторону ухудшения сигнализирует о приближении кризисного явления.

Далее приводится описание этих алгоритмов.

Предварительно заметим, что использование разработанных подходов целесообразно в режиме стандартного мониторинга финансово-экономического состояния организаций РКП.

Для оценки потерь рабочего времени и социальных последствий, связанных с влиянием финансово-экономического кризиса, еженедельно

анализировались данные мониторинга по показателю числа людей, работающих на условиях сокращенного рабочего времени. Кроме того, использовались данные ежемесячной статистической отчетности по труду по аналогичным показателям, предусмотренным соответствующими формами отчетности.

Анализ результатов мониторинга использования трудовых ресурсов позволил своевременно выявить и принять организационные меры по восстановлению положения в социальной сфере по большинству организаций РКП.

Наиболее сложная ситуация в этом плане сложилась в феврале — марте 2009 г. Основная и единственная причина потерь рабочего времени, а также угрозы сокращения работников — это снижение потребности в продукции некоторых организаций на рынке гражданской (не РКТ) продукции, в том числе товаров народного потребления. Организациями были разработаны дополнительные меры по увеличению качества продукции и снижению затрат на ее производство. Эти меры позволили большинству организаций заключить дополнительные контракты (договоры) на реализацию товаров, спрос на которые в условиях кризиса упал.

На рис.1 показана динамика потерь рабочего времени в 2008–2009 гг. Расчет потерь ΔT выполнен следующим образом (все по соответствующему отчетному, плановому периоду):

$$\Delta T_{\text{пот}} = \frac{\Delta T_1 + \Delta T_2}{\Delta T_{\text{н}}} 100 \%,$$

где ΔT_1 , чел.-ч. — потери рабочего времени работниками, работавшими неполное рабочее время по инициативе администрации; ΔT_2 , чел.-ч. — потери рабочего времени работниками, которым были предоставлены отпуска без сохранения или с частичным сохранением заработной платы по инициативе администрации;

$\Delta T_n = \chi(T_r - \Delta T_6)$, чел.-ч — "нормативный" (базовый) показатель рабочего времени; χ , чел. — средняя численность работников; T_r , ч — количество рабочих часов в отчетном (плановом) периоде; ΔT_6 , ч — потери рабочего времени по причине болезни работников.

Как видно из рис. 1, наиболее сложное положение в отрасли в части использования (загрузки) рабочей силы сложилось в 1-м квартале 2008 г. После принятых мер положение значительно улучшилось и по предварительным данным в 1-м квартале 2009 г. стабилизировалось.

Отметим, что производство гражданской (без РКТ) продукции в организациях отрасли с переходом на рыночную экономику вызвало затруднение. В условиях неполной загрузки мощностей и, соответственно, высокого уровня накладных расходов производство большинства видов гражданской продукции становится слишком дорогим и нерентабельным. Представляется, что в условиях организационно-правового реформирования отрасли при создании корпоративного типа структур указанная проблема будет решена "автоматически".

Несмотря на то что в социальном плане рассматриваемая проблема практически решена — обеспечено сохранение рабочих мест и загрузка работников, — объем гражданской продукции (без РКТ) в целом по РКП в 2009 г. против 2008 г. упал на 15,7 %.

По данным мониторинга финансового состояния оценивались:

объемы привлекаемых кредитов и займов с данными о процентных ставках по рублевым и валютным кредитам;

степень кредитной зависимости и платежеспособности;

финансовая обеспеченность и степень проавансированности.

При завышенных процентных ставках по кредитам, получаемым организациями, руководством Роскосмоса принимались конкретные меры по последующей смене банка кредитора или изменению размера ставок и т.п. Иными словами, работа в этом направлении была неформальной.

Степень кредитной зависимости и платежеспособности оценивалась по данным мониторинга о краткосрочной кредиторской и дебиторской задолженностях, в том числе просроченных, о займах и кредитах, о размерах оборотных активов и выручке и др.

В частности, кредитная зависимость оценивалась двумя способами:

$$\alpha_1 = \frac{3K}{B_\Sigma};$$

$$\alpha_2 = \frac{3K}{B_k},$$

где α_1 — кредитная зависимость по общему доходу; α_2 — кредитная зависимость по доходу от основной деятельности; $3K$ — размер краткосрочных займов и кредитов на момент наблюдения; B_Σ — годовая выручка от всех видов деятельности; B_k — годовая выручка от основной деятельности по заключенным контрактам.

При относительно высоких значениях показателей кредитной зависимости организациями представлялись пояснения, расшифровки данных, и в зависимости от этого Роскосмосом принимались конкретные меры по снижению или остановке роста этой зависимости.

Платежеспособность оценивалась тремя способами (по данным на момент наблюдения):

$$K_{т.л}^1 = \frac{OA - A_b}{K_{об} - A_n};$$

$$K_{т.л}^2 = \frac{OA - A_b}{K_{об} - A_n - 3K};$$

$$K_{т.л}^3 = \frac{OA - A_b}{KP_{пр}};$$

где $K_{т.л}^1$, $K_{т.л}^2$, $K_{т.л}^3$ — коэффициенты текущей ликвидности (платежеспособности); OA — оборотные активы; A_b — авансы выданные; $K_{об}$ — краткосрочные обязательства; A_n — авансы полученные; $KP_{пр}$ — просроченная кредиторская задолженность.

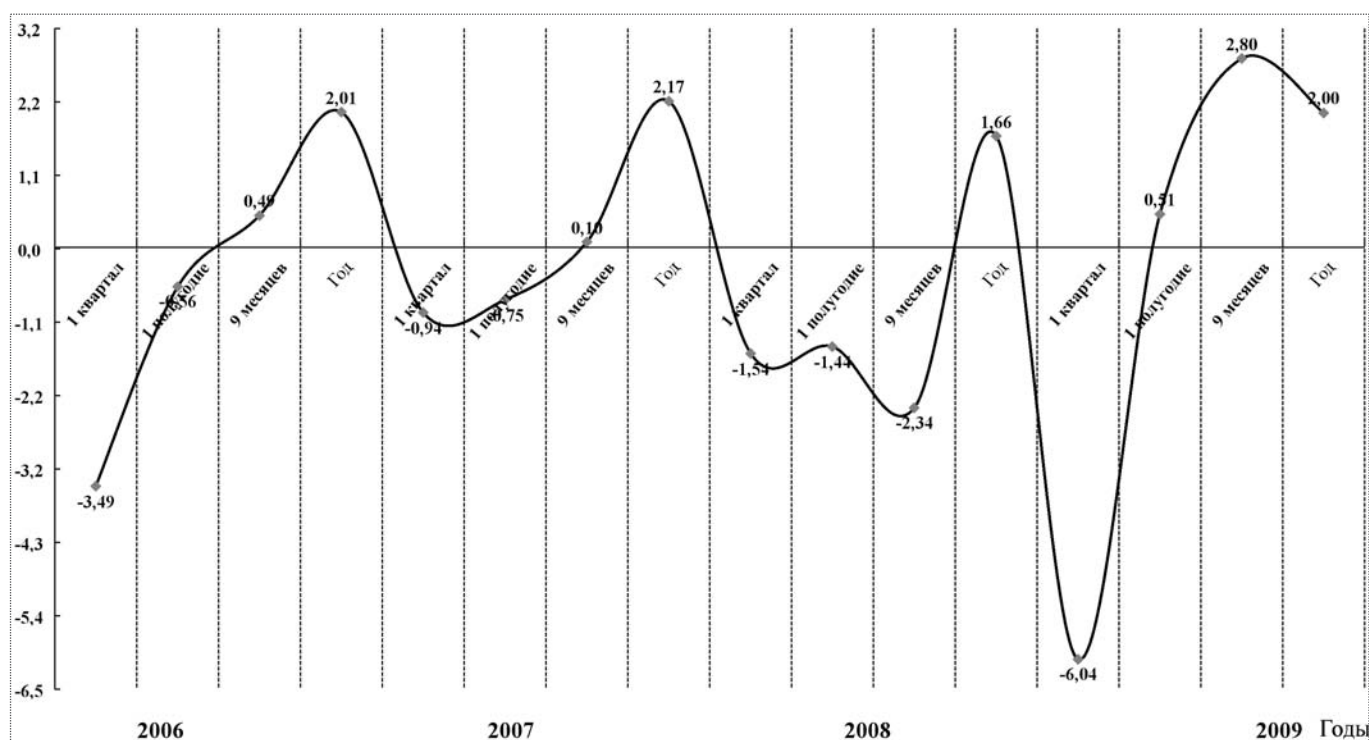


Рис. 2. Динамика общей рентабельности (по Роскосмосу в целом)

При относительно низкой платежеспособности принимались аналогичные меры по ее повышению.

Наиболее действенными были меры, принимавшиеся Роскосмосом по результатам оценки степени финансовой обеспеченности и проавансированности. Они оценивались по данным на момент наблюдения следующим образом:

$$K_{\text{опл}} = \frac{Q_{\text{опл}}}{Q_{\text{сд}}};$$

$$K_a = \frac{A_{\text{п}}}{Q_3},$$

где $K_{\text{опл}}$ — степень выполнения обязательств по оплате выполненных работ; K_a — степень проавансированности работ по заключенным (договорам); $Q_{\text{опл}}$ — оплата заказчиком выполненных работ; $Q_{\text{сд}}$ — объем сданных (выполненных) работ; $A_{\text{п}}$ — авансы, полученные по заключенным контрактам (договорам); Q_3 — объем работ по заключенным контрактам (договорам).

Принятая система мониторинга позволяла отслеживать оплаченность и проавансированность работ по кооперации соисполнителей — от государственных заказчиков (Роскосмос и др.) и головных исполнителей до потребителей и поставщиков второго и третьего уровней.

Анализ результатов производственно-хозяйственной деятельности и финансового состояния организаций РКП по итогам 2009 г. показывает, что благодаря, прежде всего, налаженной системе авансирования государственных заказов, а также своевременным мерам, принимаемым по упорядочению кредитования, организации дополнительных мероприятий по совершенствованию организации производства и сбыта гражданской продукции удалось минимизировать отрицательное влияние мирового финансового кризиса на функционирование и развитие РКП.

Объем продукции в 2009 г. по сравнению с 2008 г. (в сопоставимых ценах) вырос на 16,5 % (хотя по гражданской продукции, без РКП, он упал на 15,7 %), выросли производительность труда и фондоотдача. По предварительным данным, возросла общая рентабельность продукции.

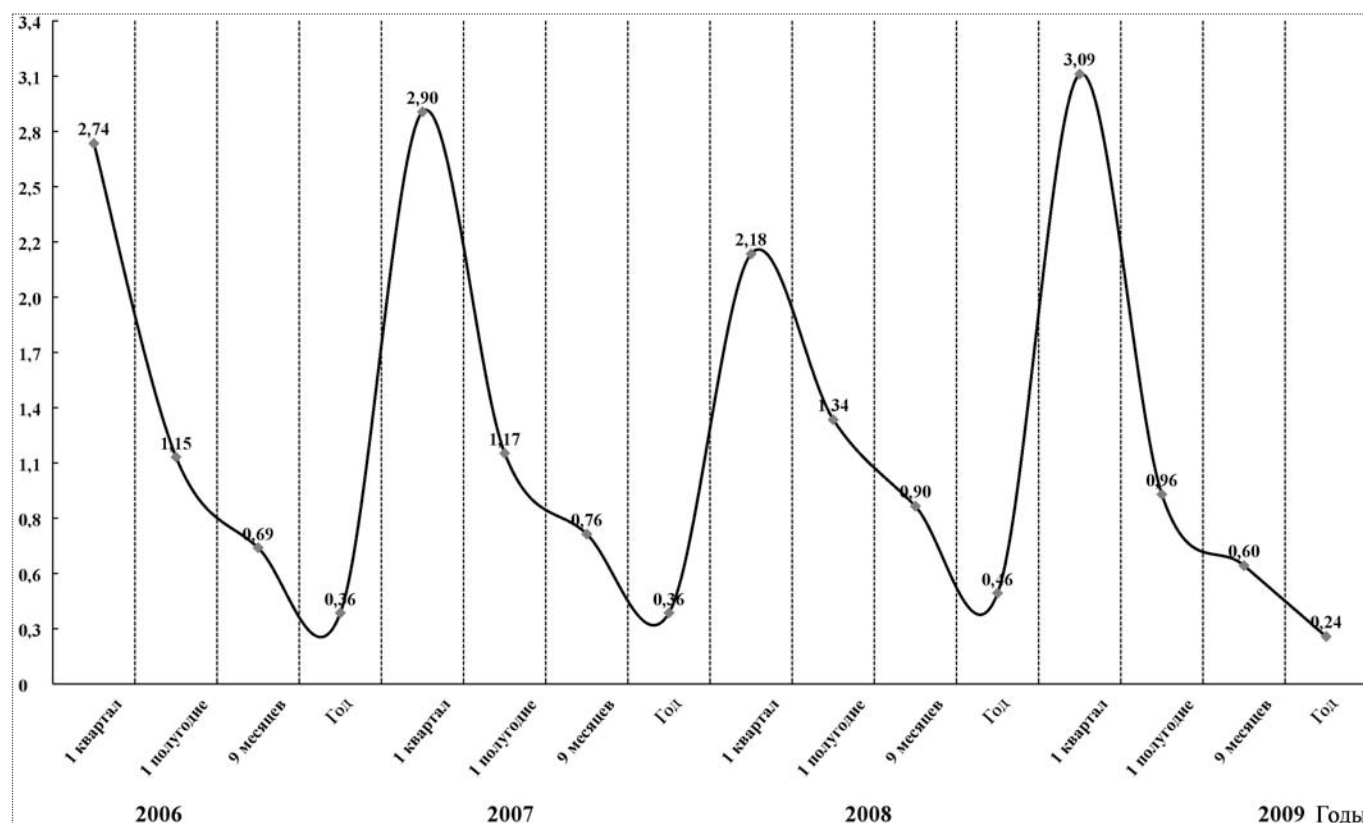


Рис. 3. Коэффициент кредитной зависимости (по Роскосмосу в целом)

На рис. 2 показана общая рентабельность, рассчитанная по прибыли до налогообложения. При этом особо можно выделить показатели за 1-й квартал 2009 г.

Из графика, представленного на рис. 3, видно, что в конце 2009 г. снизилась кредитная зависимость не только по отношению к 1-му кварталу, но и к итогам 2008 г. и предыдущих лет.

В результате можно сделать следующие выводы: отрасль успешно преодолела кризисные явления 2008–2009 гг.;

целесообразно сохранить систему мониторинга финансово-экономического состояния организаций отрасли в текущем году, ограни-

чив ее месячным (без недельного) периодом наблюдения и сократив число наблюдаемых показателей;

системы мониторинга авансирования и оплаты работ по государственному заказу целесообразно сохранить для системообразующих организаций в рамках обеспечения работ Правительственной комиссии по повышению устойчивости развития российской экономики и, в частности, Межведомственной комиссии по мониторингу за финансово-экономическим состоянием организаций, входящих в перечень системообразующих организаций.



БАЛЫК
Владимир Митрофанович — профессор МАИ (государственного технического университета, доктор техн. наук)



КУЛАКОВА
Раиса Дмитриевна — профессор МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского, кандидат техн. наук



ХЕСИН
Лев Борисович — аспирант МАИ (государственного технического университета)

Статистический синтез системы летательных аппаратов оптимального типажа методом покоординатного спуска

В.М. Балык, Р.Д. Кулакова, Л.Б. Хесин

E-mail: werek@yandex.ru

Рассматривается задача построения системы ЛА (летательных аппаратов) оптимального типажа методом статистического синтеза, который позволяет полностью формализовать процесс типажирования системы. Распределение целевых задач по элементам системы проводится на основании понятия расстояния между проектными параметрами ЛА, входящих в систему, которое зависит от структуры и характеристик внешнего целевого множества.

Ключевые слова: летательный аппарат; статистический синтез; проектные параметры.

V.M. Balic, R.D. Kulakova, L.B. Khesin. Statistical Synthesis Of System Of The Flying Device Of An Optimum Type By A Method Of Coordinate Descent

The solution of construction of system Fd (the Flying device) is considered. An optimum type a method of statistical synthesis which allows to formalize completely process of the systems. Distribution of target problems on elements of system is spent on the basis of concept of distance between design parameters Fd that is entered in system depend on structure and characteristics of external target set.

Key words: flying device; statistical synthesis; project parameters.

Непрерывно расширяющийся спектр решаемых летательными аппаратами целевых задач приводит к экономической целесообразности применения не отдельного универсального ЛА, а некоторой системы ЛА, построенной из разнотипных или разноразмерных аппаратов. Такая целесообразность обуславливается еще и тем, что внешнее множество целевых задач отличается неопределенностью как по составу таких задач, так и по их характеристикам. Так, например, неопределенными могут быть массы полезных нагрузок, частоты их запусков и т.п. Традиционно существуют два подхода к решению таких задач: разработка под каждую частную целевую задачу специализированного ЛА и разработка универсального ЛА, способного решить любую задачу из заданного целевого множества. Во втором случае необходимо правильное определение расчетного случая, предопределяющего оптимальность выбора проектных характеристик ЛА, что является весьма сложной проблемой. Более того, такого расчетного случая в реальности может и не существовать, и поэтому, в общем случае, необходимо учитывать весь диапазон решаемых целевых задач и соответствующих условий. При таком подходе рациональное решение соответствует построению системы ЛА, состоящей из разнотипных и разноразмерных ЛА, которые совместно решают весь задан-

ный спектр целевых задач при минимальных затратах на создание такой системы.

Применение известных методов построения многоцелевых систем ЛА предполагает, что состав комплектующих модулей, диапазоны изменения их проектных параметров являются заданными. Это предопределяет комбинаторный характер методов построения систем ЛА, в процессе чего определяется оптимальная распределяющая функция $E(x)$, которая описывает распределение исходного множества целевых задач по отдельным ЛА построенной системы. Такой фиксированный характер информации, как по структуре, так и по параметрам возможных вариантов ЛА, как правило, приводит к заранее регламентированным проектным решениям, что обуславливает потери оптимальности системы ЛА в целом.

В предлагаемой технологии статистического синтеза системы ЛА множество допустимых стратегий построения системы ЛА не фиксируется, и оптимальный вариант системы определяется в итерационном режиме исходя из требований целевых задач. Рациональная стратегия здесь строится в виде комплекса структурно-параметрических связей, формируемых средствами теории статистического синтеза [1, 2]. Далее по полученным проектно-параметрическим связям идентифицируются: аэродинамическая схема, тип двигательной установки, вид конструктивно-силовой схемы и т.д. и их параметры [3].

Другая принципиальная особенность статистического синтеза системы ЛА состоит в том, что здесь мера сходства проектных решений ε не задается, а выбирается формализованным образом. Данная мера сходства является ключевым параметром при типажировании сложных технических систем. Обычно этот параметр задается, и тем самым предопределяется окончательное решение, т.е. "оптимальное" типажирование системы ЛА, например, как это делается в методе динамических сгущений [4]. При статистическом синтезе ε выбирается по формальным алгоритмам, некоторые из которых здесь рассматриваются. В работе приводятся теоретические аспекты статистического синтеза беспилотных летательных аппаратов (БЛА) оптимального типажа, ко-

торые иллюстрируются решением модельной задачи.

1. Постановка задачи синтеза системы БЛА. Пользуясь терминологией и определениями, данными в [5], рассмотрим ряд альтернативных постановок задачи синтеза системы БЛА.

Рассматривается внешнее множество целевых задач X и множество стратегий построения системы БЛА. Совокупность m любых элементов (центров) $y_j \in Y$; $j = 1, \dots, m$ назовем стратегией A :

$$A = \{y_j\} \subset Y; \quad j=1, \dots, m. \quad (1)$$

Определим на X однозначную целочисленную *распределяющую* функцию $E(x)$, принимающую значения $1, 2, \dots, m$. Тогда каждому центру $y_j \in Y$; $j = 1, \dots, m$ сопоставляется в X его *область Дирихле* D_j , в точках которой распределяющая функция принимает значения, равные j (т.е. *область Дирихле* D_j состоит из такого множества целевых задач, которые решаются БЛА j -го типа):

$$D_j = \{x \in X / E(x) = j\}, \quad j=1, \dots, m. \quad (2)$$

Очевидно, что области Дирихле не пересекаются, а их объединение задает внешнее множество целевых задач

$$\begin{aligned} D_j \cap D_k &= \emptyset; \quad \forall j, k=1, 2, \dots, m; \quad j \neq k; \\ \bigcup_{j=1}^m D_j &= X. \end{aligned} \quad (3)$$

Простой многоцелевой системой назовем тройку $(X, Y, E(x))$. Определим векторные функционалы (функции)

$$f = f(x, y, M(D_{E(x)})); \quad f = (f^1, f^2, \dots, f^s), \quad (4)$$

значения которых определяются значениями $x \in X$, $y \in Y$ и мерой $M(D_{E(x)})$ области Дирихле (X полагается измеримым), в которую входит элемент $x \in X$. Компоненты $f^1, f^2, \dots, f^s$ назовем показателями эффективности выполнения целевой задачи с $x \in X$ центром y стратегии (3).

Функции (4) определены для любых $y \in Y$, $M(D_{E(x)}) \geq 0$. Область их определения на множе-

стве X будем обозначать через $J(y)$, т.е. считать ее зависящей от соответствующего элемента $y \in Y$. Тогда необходимо потребовать, чтобы

$$D_j \subset J(y_j); \quad \forall j=1, 2, \dots, m; \quad y_j \in Y. \quad (5)$$

Большое значение в приложениях имеют частные случаи, когда

$$a) \quad J(y) = X; \quad \forall y_j \in Y, \quad (6)$$

т.е. функции (4) определены на всем множестве X ;

$$б) \quad f = f(a). \quad (7)$$

Это случай, когда показатели эффективности представлены функциями.

Будем считать, что при фиксированных стратегиях $A \subset Y$ распределяющей функции $E(x)$ определено понятие *вектора эффективности многоцелевой системы* на любом внешнем множестве $X_a \subset X$

$$J = J(X_a, A, E(x)); \quad J = (J^1, J^2, \dots, J^s) \quad (8)$$

и правило, позволяющее вычислить вектор эффективности на объединении подмножеств X_a через значения векторов эффективности на этих подмножествах. Тем самым задается вектор эффективности всей многоцелевой системы.

Задача *оптимизации* многоцелевой системы заключается в выборе ее характеристик, оптимальных с точки зрения минимизации (максимизации) вектора эффективности всей системы. При этом самым общим будет случай, когда внешнее множество X задано и требуется найти оптимальную стратегию построения системы БЛА и распределяющую функцию E . Это задача общей оптимизации:

$$f(X, A^*, E^*(x)) = \min_{A \subset Y} f(X, A, E(x)). \quad (9)$$

Задача формирования оптимального облика многоцелевой системы БЛА состоит в выборе таких характеристик системы, при которых функционал (9) достигает своего минимального значения. В случае, если J является векторным функ-

ционалом, задача выбора рационального облика системы БЛА имеет вид

$$J^* = (X^*, A^*, E^*(x)) = \text{opt } J(X, A, E(x)), \quad (10)$$

где $\text{opt}(\dots)$ — значение оптимальности.

Отсутствие заданного множества допустимых структур связано с особенностями рассматриваемого подхода, суть которого состоит в восстановлении зависимостей между параметрами БЛА и характеристиками целевого множества:

$$Y = Y(X). \quad (11)$$

Пусть, например, множество внешних целевых задач X задается некоторым диапазоном полезных нагрузок $m_{\text{пн}}^{\min} \leq m_{\text{пн}} \leq m_{\text{пн}}^{\max}$, которые необходимо доставить на заданную дальность $L = L_{\text{зад}}$. Тогда

$$X = \{m_{\text{пн}}^{\min} \leq m_{\text{пн}} \leq m_{\text{пн}}^{\max} \mid L = L_{\text{зад}}\}. \quad (12)$$

Далее, пусть стратегия построения отдельного БЛА — y_j , $j = 1, \dots, m$, где m — число типов БЛА в системе БЛА, имеет следующий состав:

$$y_j = \{P_j, \mu_{\text{дв } j}, m_{\text{кр } j}, M_{0j}\}, \quad (13)$$

где P_j — тяга маршевого двигателя, $\mu_{\text{дв } j}$ — относительная масса двигателя, $m_{\text{кр } j}$ — масса крыльев, M_{0j} — стартовая масса БЛА.

Тогда стратегия построения БЛА определяется в виде

$$A = \{P_j, \mu_{\text{дв } j}, m_{\text{кр } j}, M_{0j}\}, \quad j = \overline{1, m}.$$

Как правило, в проектных задачах рассматриваются показатели эффективности в затратной форме и в форме целевой эффективности (например, вероятности поражения цели или потребного числа БЛА j -го типа, исходя из заданной вероятности поражения k -й цели БЛА с i -м выражением полезной нагрузки $m_{\text{пн } i}$).

При этом при поиске экстремума одного из показателей другой представляется в виде функционального ограничения. Для рассматриваемой модельной задачи принят затратный показатель эффективности в стоимостной форме, система

БЛА оптимального типажа строится исходя из условия минимума ее стоимости, т.е.

$$C^{\text{opt}} = \min_{(E(x), A \subset Y)} C(X, A, E(x)). \quad (14)$$

В явном виде стоимостной критерий оптимальности системы БЛА имеет вид

$$C = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^P n_j C_i, \quad (15)$$

где m — число типов БЛА в системе; P — число вариантов полезных нагрузок; C_i — стоимость БЛА i -го типа; n_j — потребное число БЛА j -го типа. Данное число рассчитывается в зависимости от заданной вероятности поражения k -й цели БЛА с i -м вариантом полезной нагрузки. Соответствующая зависимость имеет вид

$$w_i = (1 - P_{\text{ПВО}}) W_{\text{ПН } i} W_{\text{над } i} W_{\text{нав } i}, \quad (16)$$

где $P_{\text{ПВО}}$ — вероятность преодоления системы ПВО; $W_{\text{ПН } i}$ — эффективность боевой части с полезной нагрузкой $m_{\text{ПН } i}$; $W_{\text{над } i}$, $W_{\text{нав } i}$ — надежность и вероятность правильного наведения БЛА с $m_{\text{ПН } i}$. Тогда потребное число БЛА j -го типа определяется в виде

$$n_j = \frac{\lg(1 - W_{\Sigma})}{\lg(1 - W_j)}, \quad (17)$$

где W_{Σ} — суммарная эффективность системы БЛА, которая в данной задаче принимается $W_{\Sigma} = 0,95$.

В [5] показано, что минимизация стоимости системы БЛА осуществляется как за счет выбора оптимальной стратегии A , так и за счет выбора функции распределения $E(x)$.

При выборе стратегии построения системы A зависимость (11) в рамках рассматриваемой модельной задачи сводится к следующей системе уравнений:

$$\begin{aligned} P &= P(m_{\text{ПН}}); \\ \mu_{\text{ДУ}} &= \mu_{\text{ДУ}}(m_{\text{ПН}}); \\ m_{\text{кр}} &= m_{\text{кр}}(m_{\text{ПН}}); \\ M_0 &= M_0(m_{\text{ПН}}), \end{aligned} \quad (18)$$

решение которых сводится к решению уравнения, связывающего показатель стоимости системы с ее проектными параметрами, т.е.

$$C = C(P, \mu_{\text{ДУ}}, m_{\text{кр}}, M_0). \quad (19)$$

Далее из зависимости (19) для каждого заданного значения полезной нагрузки $m_{\text{ПН } i}$, $i = \overline{1, P}$, определяются оптимальные значения проектных параметров

$$P_i^{\text{opt}}, \mu_{\text{ДУ } i}^{\text{opt}}, m_{\text{кр } i}^{\text{opt}}, M_{0i}^{\text{opt}}, i = \overline{1, P},$$

средствами теории статистического синтеза, так как это показано в разд. 2 статьи.

Выбор функции распределения $E(x)$ сводится к построению функциональной связи между стоимостью системы БЛА и мерой сходства проектных решений ε , т.е.

$$C = C(\varepsilon), \quad (20)$$

из которой выбирается оптимальное ε^{opt} :

$$\varepsilon^{\text{opt}} = \underset{\varepsilon}{\text{Arg min}} C(\varepsilon). \quad (21)$$

Задача (21) также решается методами теории статистического синтеза, соответствующие алгоритмы приведены в разд. 3.

2. Методы в задачах типажирования. При построении системы БЛА методами теории статистического синтеза должны быть решены следующие две основные задачи.

1. Подбор наиболее подходящего типа базисных функций восстанавливаемой функциональной зависимости параметров из имеющегося набора типов.

2. Нахождение оптимальных значений нелинейных параметров $\alpha_j, j = 1, 2, \dots, n$ для каждого типа базисных функций полинома. Для самого общего случая полином регрессии имеет вид так называемого полинома полного описания Колмогорова—Габора. Для исходной выборки с входными $X = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ и выходными значениями $Y = (y_1, y_2, \dots, y_n)$ такой полином имеет вид:

$$Y = a_0 + \sum_{i=1}^N a_i x_i + \sum_{i=1}^N \sum_{j \leq 1} a_{ij} x_i x_j + \dots + \sum_{i=1}^N \sum_{j \leq 1} \sum_{k \leq 1} a_{ijk} x_i x_j x_k + \dots, \quad (22)$$

где все коэффициенты a_0 , a_i , a_j , a_{ijk} неизвестны.

Перечень типов базисных функций, в первом приближении, включает в себя тригонометрический (ряд Фурье), степенной полином с целыми показателями степеней, степенной полином с дробными показателями степеней, экспоненциальные ряды.

В общем случае степенной полином можно описать следующим образом:

$$Y(x) = \sum_{i=0}^n C_i X^{\alpha_i}, \quad (23)$$

где C_i — линейные параметры полинома; α_i — нелинейные параметры; n — размерность типажа.

Экспоненциальный ряд описывается в виде

$$Y(x) = \sum_{i=0}^n C_i x^R, \quad (24)$$

где α_i, β_i — нелинейные параметры; $R = -\alpha_i x^{\beta_i}$.

Тригонометрический полином (ряд Фурье) в общем случае имеет следующий вид:

$$Y(x) = C_0 + \sum_{i=1}^n [a_i \cos(\omega_i x) + b_i \sin(\omega_i x)] = C_0 + \sum_{i=1}^n A_i \sin(\omega_i x + \phi_i), \quad (25)$$

где ω_i — частота, a_i, b_i — коэффициенты Фурье, которые можно вычислить по формулам

$$a_i = \frac{2}{N} \sum_{i=1}^N y(x_i) \cos(\omega_i x_i);$$

$$b_i = \frac{2}{N} \sum_{i=1}^N y(x_i) \sin(\omega_i x_i);$$

C_0 — среднее значение таблично заданной функции,

$$C_0 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N y(x_i);$$

A_i и ϕ_i — амплитуда и фаза соответственно:

$$A_i = \sqrt{a_i^2 + b_i^2}, \quad \text{tg } \phi_i = \frac{b_i}{a_i}.$$

Поскольку основными элементами в теории самоорганизации являются статистические выборки, по которым строятся восстанавливаемые зависимости, а также внешние критерии, по которым определяется оптимальный порядок восстанавливаемого регрессионного полинома, то в задаче синтеза БЛА необходимо сформировать соответствующую статистическую выборку. В качестве источника данных для статистической выборки могут выступать параметрический анализ аналогичных систем ЛА либо экспериментальные исследования аналогов. Необходимую выборку можно сформировать и с помощью вычислительного эксперимента с использованием ЭВМ. Для этого в большинстве случаев достаточно составить математическую модель, однозначно связывающую основные проектные параметры и критерии БЛА.

Статистическая выборка является носителем исходной информации в задачах статистического синтеза. Согласно основному принципу теории статистического синтеза сложных систем выборка подразделяется на две неравные части, называемые соответственно обучающей и проверочной последовательностями. По обучающей последовательности определяются линейные параметры C_i регрессионного полинома методом наименьших квадратов (МНК-методом), а на точках проверочной последовательности вычисляются внешние критерии, по которым определяется оптимальное число членов полиномиальной зависимости. Оптимальная степень (число членов) восстанавливаемого полинома соответствует минимуму внешнего критерия. В качестве внешнего критерия принят критерий регулярности

$$\Delta^2(B) = \frac{\sum_{i=1}^{N_b} (J_T - J_M)_i^2}{\sum_{i=1}^{N_b} J_{T,i}^2} \Rightarrow \min, \quad (26)$$

где $J_{\tau, i}$ — табличные значения функционала задачи, например, значение стоимости системы БЛА из статистической выборки; $J_{M, i}$ — модельные значения функционала в точке i , рассчитанные на основе восстанавливаемого полинома, например, по полиному (19); N_b — число точек выборки, не использованных при построении полинома, т.е. число проверочных точек.

Решение будем искать в классе степенных полиномов. Это обусловлено основной проблемой, возникающей при синтезе систем БЛА методами самоорганизации, состоящей в правильной интерпретации получаемых проектно-функциональных зависимостей. В общем случае можно выделить ряд общих признаков, позволяющих принимать конкретные решения:

- если параметр d_i входит в сформированную зависимость с положительным коэффициентом, то его рост ведет к росту функции $f = f(d_i)$ и наоборот;

- если коэффициент при параметре d_i отрицательный, то d_i и $f(d_i)$ имеют взаимнообратное изменение; при этом сама величина коэффициента отражает степень влияния параметра d_i на выходную характеристику $f(d_i)$;

- если параметры d_i, d_j в реальной системе не взаимодействуют между собой, т.е. взаимные корреляции разнородных элементов равны нулю, то их ковариация в восстановленной модели близка к нулю: $d_i d_j \cong 0$. Это важный результат, так как вполне очевидно, что структурные элементы, описываемые в данной зависимости параметрами d_i и d_j , могут быть обособлены друг от друга, а по данному каналу $[d_i, d_j]$ может проходить одна из границ структурной декомпозиции системы, формирующая будущий структурный контур технической системы;

- если в полиномиальном представлении ковариация параметров d_i и d_j оказалась близкой к единице ($d_i d_j \cong 1$), то проектное решение должно быть направлено на обеспечение взаимодействия между параметрами d_i и d_j .

Часто может оказаться полезным заранее сформировать элементную базу из агрегатов переменных, которым в рамках исследуемой задачи

Таблица 1

Части выборки	X_1	X_2	...	X_n	J
$A\{$ $B\{$	X_{11}	X_{21}	...	X_{n1}	J_1
	X_{12}	X_{22}	...	X_{n2}	J_2
	...	...	...	...	...
	X_{1n}	X_{2n}	...	X_{nn}	J_N

может быть дана содержательная интерпретация. Это могут быть конструкции вида

$$d_i d_j, \frac{1}{d_i}, \frac{1}{d_j}, \frac{1}{d_i + d_j}, d_i + d_j, \frac{1}{d_i d_j}, \frac{d_i}{d_j}, \quad (27)$$

которые представляются как базисные элементы, и по ним строится соответствующая проектно-функциональная связь.

Именно поэтому для интерпретации содержательной сути полученных регрессионных проектных зависимостей предпочтительнее и удобнее применять степенные полиномиальные ряды, содержащие как проектные параметры в чистом виде, так и заранее сформированные базисные элементы вида (27).

Итак, если статистическая выборка имеет вид, представленный в табл. 1, и требуется восстановить n -мерную функцию $J = J(X_1, X_2, \dots, X_n)$, то исходная выборка делится на обучающую часть (A) и проверочную (B), где N — объем выборки.

Решение в классе степенных полиномов представляется следующим образом:

$$J(x) = \sum_{i=0}^m (C_i x^{\alpha_i}), \quad (28)$$

где m — число членов регрессионного полинома.

Основной способ нахождения оптимальных значений нелинейных параметров α_i , $i = 0, 1, 2, \dots, m$ вариационного базиса состоит в построении корреляционной зависимости между этими нелинейными параметрами и выходной переменной J статистической выборки. В данном случае составляется функционал

$E(\alpha) = J(\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_i)$, $i = \overline{1, m}$, для чего случайным образом для каждого целого m выбираются N значений параметров $\alpha_j, j = 1, 2, \dots, N$ из интервала $[\alpha_{\min}, \alpha_{\max}]$, определяемого из граничных условий. Полученная корреляционная зависимость $E(\alpha)$ в дальнейшем позволяет предсказывать значения $\alpha_j, j = 1, 2, \dots, N$, обеспечивающие минимум функционалу на данном шаге процесса оптимизации. Построение корреляционного полинома осуществляется с применением так называемого комбинаторного метода [4].

Алгоритм комбинаторного метода построения вариационного базиса имеет пошаговую структуру. На каждом шаге ищется следующий член регрессионного полинома. Формируемый полином будет представляться в виде

$$J^{(k)}(x) = \sum_{j=1}^{k-1} (C_j x^{\alpha_j}) + [C_k x^{\alpha_k}]_{\text{var}}, \quad (29)$$

где нелинейные параметры $\alpha_j, j = \overline{1, k-1}$ являются зафиксированными, поскольку они оптимизированы на предыдущих шагах, и варьированию подлежит лишь параметр α_k, C_k для элемента с индексом VAR.

Для выявления корреляционной зависимости между вектором нелинейных параметров α и выходной величиной J на каждом шаге оптимизации базиса строится дополнительная выборка, где входными параметрами являются параметры α , а выходными — J . На k -м шаге оптимизации такая дополнительная выборка имеет вид, представленный в табл. 2.

Таблица 2

$(\alpha_k)_1$	$(\alpha_k)_2$	...	$(\alpha_k)_N$
J_1	J_2	...	J_N

По каждой дополнительной выборке строится степенной полином оптимальной сложности вида

$$J(\alpha_i) = b_0 + b_1 \alpha_i + b_2 \alpha_i^2 + \dots + b_p (\alpha_i)^p, \quad (30)$$

порядок которого p определяется по минимуму внешнего критерия селекции.

Внешние критерии, в отличие от внутренних статистических критериев, рассчитываются на точках проверочной части B МНК-методом. Линеинные параметры b_i определяются по обучающей части A выборки, и система линейных уравнений имеет вид

$$\begin{aligned} b_0 + b_1 (\alpha_k)_1 + b_2 (\alpha_k)_1^2 + \dots + b_p (\alpha_k)_1^p &= J_1; \\ b_0 + b_1 (\alpha_k)_2 + b_2 (\alpha_k)_2^2 + \dots + b_p (\alpha_k)_2^p &= J_2; \\ &\dots \\ b_0 + b_1 (\alpha_k)_{N_A} + b_2 (\alpha_k)_{N_A}^2 + \dots + b_p (\alpha_k)_{N_A}^p &= J_{N_A} \end{aligned} \quad (31)$$

или в матричной форме

$$A B = J,$$

где A — матрица (в общем случае прямоугольная) известных коэффициентов с размерностью $N_A^* (p+1)$ (где p — порядок полинома (31)), составленная из входных данных выборки табл. 2; B — вектор-столбец искомых линейных параметров; J — вектор-столбец выходных данных этой выборки. Решение МНК-методом, минимизирующее среднеквадратическую ошибку, имеет вид

$$B = (A^T A)^{-1} A^T J. \quad (32)$$

Из решения системы (31) определяются линейные параметры $b_0, b_1, \dots, b_p$ регрессионного полинома (30).

Порядок p полинома (30) определяется следующим образом. Для $p = 1, 2, \dots$ находятся линейные параметры $b_i, i = 0, 1, 2, \dots$ и на их основе определяются критерии регулярности.

Полином оптимальной сложности (т.е. оптимального порядка p) соответствует минимуму критерия $\Delta^2(B)$, и если при этом выполняется условие $\Delta^2(B) \leq \varepsilon$, где ε — заданная точность вычислений, то построение полинома оптимальной сложности закончено. В противном случае переходим к следующему шагу $k+1$, и полином (30) достраивается невязкой $\Delta^{(k)}$, которая строится также в виде степенного полинома

$$\Delta^{(k)} = \sum_{i=1}^{m_k} b_i^{(k)} (\alpha_k)^i,$$

порядок которого m_k определяется по минимуму критерия регулярности

$$\Delta^2(B)_k = \frac{\sum_{i=1}^{N_b} (J_{\tau} - J_M^{(k)})_i^2}{\sum_{i=1}^{N_b} J_{\tau,i}^2}, \quad (33)$$

$$\text{где } J_M^{(k)} = \sum_{i=0}^p b_i (\alpha_k)^i + \sum_{i=1}^{m_k} b_i^{(k)} (\alpha_k)^i.$$

В рассматриваемом подходе используется критерий регулярности, но для ускорения сходимости вариационного ряда (29) к решению исходной задачи критерий $\Delta^2(B)$ заменяется его модификацией, являющейся относительной погрешностью аппроксимации:

$$\Delta^2(B)_S = \frac{\sum_{i=1}^{N_b} [(J_{\tau,i} - \sum_{j=0}^{k-1} J_{M,i}^{(j)}) - J_{M,i}^{(k)}]^2}{\sum_{i=1}^{N_b} J_{\tau,i}^2} \leq \varepsilon. \quad (34)$$

Индекс S указывает на номер итерации при построении регрессионного полинома. Если условие (34) выполнено, то это означает, что полином оптимальной сложности построен.

Итак, пусть регрессионный полином, связывающий стоимость системы БЛА с ее проектными параметрами, имеет вид

$$C = \sum_{i=1}^m (C_{1i} P^{\alpha_{1i}} + C_{2i} \mu_{\text{ДУ}}^{\alpha_{2i}} + C_{3i} m_{\text{кр}}^{\alpha_{3i}} + C_{4i} M_0^{\alpha_{4i}}). \quad (35)$$

Рассмотрим построение данного полинома на k -м шаге, $1 \leq k \leq m$. Если применять алгоритм покоординатного спуска [6], то полином (35) редуцируется к следующей последовательности полиномов:

$$C = \sum_{i=1}^m C_{1i} P^{\alpha_{1i}};$$

$$C = \sum_{i=1}^m C_{2i} \mu_{\text{ДУ}}^{\alpha_{2i}};$$

$$C = \sum_{i=1}^m C_{3i} m_{\text{кр}}^{\alpha_{3i}};$$

$$C = \sum_{i=1}^m C_{4i} M_0^{\alpha_{4i}},$$

к которым применима схема вычислений по (29...34), т.е. линейные параметры C_{1i} , C_{2i} , C_{3i} , C_{4i} рассчитываются МНК-методом по матричной формуле (32), а нелинейные параметры α_{1i} , α_{2i} , α_{3i} , α_{4i} определяются из полинома вида (30):

$$\alpha_{ji} = \text{Arg min } J^{(k)}(\alpha_k), \quad j = \overline{1, 4}.$$

Критерием остановки работы алгоритма является условие (34).

Более общая вычислительная схема предполагает решение следующей задачи нелинейного программирования:

$$J^{\text{opt}} = \min_{d \in D} \frac{\sum_{j=1}^{N_B} \left[C_{\tau j} - \sum_{i=1}^m (C_{1i} P_j^{\alpha_{1i}} + C_{2i} \mu_{\text{ДУ}j}^{\alpha_{2i}} + C_{3i} m_{\text{кр}j}^{\alpha_{3i}} + C_{4i} M_{0j}^{\alpha_{4i}}) \right]^2}{\sum_{j=1}^{N_B} C_{\tau j}^2},$$

где $d = \{C_{1m}, C_{2m}, C_{3m}, C_{4m}, \alpha_{1m}, \alpha_{2m}, \alpha_{3m}, \alpha_{4m}\}$; D — область допустимых значений варьируемых параметров, $C_{\tau j}$, $j = 1, N_B$ — табличные значения стоимости системы БЛА. После того как линейные и нелинейные параметры найдены, полином (35) становится полностью определенным и по этому полиному из условия минимума стоимости определяются оптимальные значения P^{opt} , $\mu_{\text{ДУ}}^{\text{opt}}$, $m_{\text{кр}}^{\text{opt}}$, M_0^{opt} , которые являются исходной информацией для построения функции распределения целевых задач.

3. Построение функции распределения целевых задач. Построение функции $E(x)$ рассмотрим на примере модельной задачи, в которой проектные параметры рассматриваются в нормализованной

(безразмерной) форме. Если нормализация проведена, то можно ввести расстояние между проектными параметрами по следующей элементарной формуле:

$$\Delta d_{ik} = |d_{ij} - d_{ks}|, \quad j, s = \overline{1, 4}.$$

Здесь d_{ij} – j -й проектный параметр, относящийся к БЛА, доставляющему i -ю полезную нагрузку на заданную дальность. Введем также предельно допустимое расстояние между проектными параметрами – ε . При этом, если $\Delta d_{ik} \leq \varepsilon$, то принимается, что $d_{ij} \approx d_{ks}$, т.е. аппараты с такими параметрами относятся к одному типу.

Далее, множество внешних целевых задач представим в виде дискретного множества

$$X = \{m_{\text{пн } i}, i = \overline{1, 8} | L = 800\},$$

т.е. рассматриваются восемь различных полезных нагрузок, которые необходимо доставить на расстояние $L = 800$ км. Массы полезных нагрузок брались в интервале от 150 кг до 500 кг с шагом 50 кг. Потребное число БЛА определялось по формуле (17), и соответствующие результаты приведены в табл. 3.

Проектные параметры БЛА рассчитывались для каждой полезной нагрузки m_i , в табл. 4 приведены соответствующие результаты расчетов.

Стоимость БЛА i -го типа определялась по формуле

$$C_i = m_{\text{пн}} C_{\text{уд. пн}} + m_{\text{бс}} C_{\text{уд. бс}} + m_{\text{т}} C_{\text{уд. т}} + m_{\text{ду}} C_{\text{уд. ду}} + m_{\text{кр}} C_{\text{уд. кр}} + m_{\text{оп}} C_{\text{уд. оп}} + m_{\text{прив}} C_{\text{уд. прив}}, \quad i = \overline{1, 8}. \quad (36)$$

Здесь $m_{\text{бс}}$ – масса бортовых систем; $m_{\text{т}}$ – масса топлива; $m_{\text{ду}}$ – масса двигателя; $m_{\text{кр}}$ – масса крыла; $m_{\text{оп}}$ – масса оперения; $m_{\text{прив}}$ – масса приводов. Все перечисленные массы здесь умножаются на соответствующие удельные стоимости.

Статистическая выборка для формирования зависимости $C = C(\varepsilon)$ строилась для следующей последовательности предельно допустимых расстояний:

Таблица 3

Параметр	Номер целевой задачи							
	1	2	3	4	5	6	7	8
$m_{\text{пн } i}$	150	200	250	300	350	400	450	500
W_i	0,6	0,7	0,65	0,5	0,8	0,75	0,8	0,8
n_i	3,27	2,49	2,85	4,32	1,86	2,16	1,86	1,86
Округление n_i	4	3	3	5	2	3	2	2

Таблица 4

Параметр	Масса полезной нагрузки $m_{\text{пн } i}$, кг							
	150	200	250	300	350	400	450	500
P , Н	3905,8	4224,9	4501,2	4765,1	5053,5	5328,3	5599,9	5161,4
$\mu_{\text{ду}}$	0,054	0,053	0,052	0,051	0,05	0,049	0,049	0,048
$m_{\text{кр}}$, кг	41,584	48,288	55,066	61,742	68,907	76,337	84,152	91,745
M_0 , кг	1293,0	1428,8	1559,4	1679,5	1809,7	1936,1	2061,7	2185,3

$$\varepsilon = \{0,05; 0,1; 0,15; 0,2; 0,25; 0,3; 0,35; 0,4; 0,45; 0,5\}.$$

С учетом проектных параметров, приведенных в табл. 4, и формулы (36) были рассчитаны стоимости систем БЛА с различной допустимой комплектацией. Ниже приводятся два допустимых варианта комплектации системы БЛА для различных ε :

• $\varepsilon = 0,25$. В этом случае в один тип БЛА объединились те варианты БЛА, в которых максимальная разница проектных безразмерных параметров не превышала 0,25:

$$C_{\Sigma_5} = (n_1 + n_3) C_3 + (n_2 + n_4 + n_5) C_5 + (n_6 + n_7 + n_8) C_8 + C_{250} + C_{350} + C_{500}. \quad (37)$$

Здесь 1-я и 3-я полезные нагрузки доставляются БЛА, спроектированным для доставки 250 кг, 2-я, 4-я и 5-я полезные нагрузки доставляются БЛА, спроектированным для доставки 350 кг, 6-я, 7-я и 8-я полезные нагрузки доставляются

БЛА, спроектированным для доставки 500 кг; C_{250} , C_{350} , C_{500} — затраты на НИОКР по БЛА, доставляющим соответственно 250 кг, 350 кг и 500 кг;

• $\varepsilon = 0,45$. В этом случае в один тип БЛА объединились те варианты БЛА, в которых максимальная разница проектных безразмерных параметров не превышала 0,45:

$$C_{\Sigma_9} = (n_1 + n_2 + n_3 + n_4 + n_6) C_6 + (n_7 + n_8) C_8 + C_{400} + C_{500}.$$

Окончательно была получена статистическая выборка, состоящая из десяти строчек ($N = 10$)

ε	C_{Σ}	ε	C_{Σ}
ε_1	$C_{\Sigma 1}$	ε_6	$C_{\Sigma 6}$
ε_2	$C_{\Sigma 2}$	ε_7	$C_{\Sigma 7}$
ε_3	$C_{\Sigma 3}$	ε_8	$C_{\Sigma 8}$
ε_4	$C_{\Sigma 4}$	ε_9	$C_{\Sigma 9}$
ε_5	$C_{\Sigma 5}$	ε_{10}	$C_{\Sigma 10}$

По данной выборке с помощью алгоритма самоорганизации был построен полином вида (30)

$$C(\varepsilon) = b_0 + b_1 \varepsilon + b_2 \varepsilon^2 + \dots + b_m \varepsilon^m,$$

по которому было найдено оптимальное ε из решения следующей задачи:

$$\varepsilon^{\text{opt}} = \text{Arg min} C(\varepsilon).$$

При принятых исходных данных оптимальное значение ε равнялось $\varepsilon^{\text{opt}} = 0,25$, и этому параметру соответствовал вариант построения системы БЛА, записанный в (37). Поясним на примере процесс построения систем БЛА. Пусть рассматриваются две целевые задачи: доставка $m_{\text{ПН}} = 150$ кг и $m_{\text{ПН}} = 250$ кг, и пусть расстояние между оптимальными параметрами, полученными для этих нагрузок, равны:

$$\Delta P = |0,6 - 0,8| = 0,2;$$

$$\Delta \mu_{\text{ДУ}} = |0,052 - 0,054| = 0,002;$$

$$\Delta m_{\text{кр}} = |0,6 - 0,46| = 0,14;$$

$$\Delta M_0 = |0,71 - 0,59| = 0,12,$$

и максимальная разность

$$\varepsilon = \max \{0,2; 0,002; 0,14; 0,12\} = 0,2.$$

Так как $\varepsilon < \varepsilon^{\text{opt}}$, то это означает, что полезные грузы $m_{\text{ПН}} = 150$ кг и $m_{\text{ПН}} = 250$ кг обслуживаются одним типом БЛА. Аналогично осуществляются сравнения и для других целевых задач.

В соответствии с оптимальным вариантом полезные грузы 150 кг и 250 кг доставляются БЛА, проектные параметры которого рассчитаны для доставки $m_{\text{ПН}} = 150$ кг (I тип), $m_{\text{ПН}} = 250$ кг, $m_{\text{ПН}} = 300$ кг, $m_{\text{ПН}} = 350$ кг (II тип), $m_{\text{ПН}} = 400$ кг, $m_{\text{ПН}} = 450$ кг, $m_{\text{ПН}} = 500$ кг доставляются БЛА, рассчитанным под $m_{\text{ПН}} = 500$ кг (III тип).

В заключение следует отметить, что полученные результаты носят нетривиальный характер, так как здесь при типажировании учитываются много факторов, в частности таких, как частоты пусков и затраты на НИОКР.

Библиографический список

1. Балык В.М., Костомаров Д.П., Кукулин В.И., Шишаев К.А. Самоорганизационный подход к построению вариационного базиса // Математическое моделирование. 2002. Т. 14. № 10. С. 43–58.
2. Ивахненко А.Г. Индуктивный метод самоорганизации моделей сложных систем. Киев: Техника. 1981.
3. Тарасов Е.В., Балык В.М. Методы проектирования ЛА: учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2008.
4. Айвазян С.А. Методы анализа данных. Подход, основанный на методе динамических сгущений. М.: Наука, 1985.
5. Пиявский С.А., Брусов В.С., Хвилон Е.А. Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1974.
6. Бахвалов Н.С. Численные методы. М.: Наука, 1975.



БОГДАНОВ
Василий Иванович — профессор Рыбинской государственной авиационной технической академии, доктор техн. наук



ПАВЛЕНКО
Виктор Федорович — первый вице-президент Академии наук авиации и воздухоплавания, профессор ВВА им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, докт техн. наук



ЯКУБОВСКИЙ
Константин Яковлевич — ведущий конструктор ФГУП "ММПП "Салют"

Концепции создания перспективных авиационных двигателей

В.И. Богданов, В.Ф. Павленко, К.Я. Якубовский

E-mail: k_yakubovsky@rambler.ru

В статье представлены направления зарубежных исследований по поиску новых схем силовых установок для универсального боевого самолета. Основные исследования ведутся в направлении создания многорежимной силовой установки, позволяющей обеспечить бесфорсажный крейсерский сверхзвуковой полет за счет изменения в полете степени двухконтурности и степени повышения давления компрессоров, использования регулируемого соплового аппарата турбины, а также за счет оптимального распределения потока воздуха из воздухозаборника. Авторами предложена концепция создания отечественной силовой установки с переменной степенью двухконтурности для самолетов обычного и короткого взлета и посадки.

Ключевые слова: комбинированная силовая установка (КСУ); турбореактивный двигатель переменной двухконтурности; VAATE; ADVENT; сверхзвуковой крейсерский полет.

V.I. Bogdanov, V.F. Pavlenko, K.Ya. Yakubovsky. Future Aircraft Engine Development Concepts

The article elaborates on the main approaches by foreign scientists in search for new patterns of propelling parts for a multirole combat aircraft. The research is mostly focused on the development of a multi-mode power plant, featuring non-supercharged supersonic flight capability achieved as a result of the variations of the in-flight bypass ratio and compressor pressure ratio, the use of variable nozzles in the turbine, and more effective distribution of the airflow from the intake. The authors offer a concept of a Russian variable bypass ratio power plant for conventional and short take-off/landing aircraft.

Key words: compound propulsion system; variable bypass ratio turbojet engine; VAATE; ADVENT; supersonic cruise flight.

Ведущие зарубежные двигателестроительные компании ведут обширные научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по дальнейшему совершенствованию газотурбинных двигателей. В США эти работы координируются известными программами INPTET и ее преемницей VAATE.

Компаниями GEAE и AADC в рамках этапа I работ по программе INPTET были созданы и прошли испытания демонстрационные газогенератор ХТС76 и двигатель ХТЕ76 с переменным рабочим процессом, на которых исследовались работоспособность и возможность удовлетворения требованиям по топливной экономичности [1]. Дальнейшим развитием этих разработок в рамках этапа III программы INPTET стали газогенератор ХТС77 и двигатель ХТЕ77 с форсажной камерой (рис. 1). В двигателях ХТЕ76 и ХТЕ77 наряду с новыми конструктивными решениями (магнитные подшипники, встроенный стартер-генератор, реактивное сопло с газодинамическим регулированием и управление вектором тяги и др.) для реализации изменяемого рабочего процесса применены:

компрессор высокого давления с периферийной ступенью вентилятора с приводом от первой ступени компрессора;

регулируемый сопловой аппарат турбины высокого давления.

Казалось бы, новшеств более чем достаточно. Однако в работе [2] показано дальнейшее развитие двигателя XTE77 (рис. 2) уже в рамках проекта ADVENT (*adaptive versatile engine technology* – технология адаптивного универсального двигателя). Здесь для более полной реализации преимуществ изменяемого рабочего процесса, повышения эффективности силовой установки на режиме сверхзвукового крейсерского полета и расширения возможностей применения двигателя на других типах самолетов исключена форсажная камера, увеличен диапазон изменения степени двухконтурности и улучшена совместная работа двигателя с воздухозаборником за счет введения дополнительного внешнего контура, в котором работает вентиляторная ступень "флэйд". Эта ступень представляет собой надстройку из рабочих лопаток на периферийной части рабочего колеса вентилятора с регулируемым направляющим аппаратом (рис. 2).

В работе [3] отмечено, что для больших сверхзвуковых скоростей полета проектом ADVENT предусмотрена установка дополнительного ТРД, вероятно, во внешний контур основного двигателя. В этом варианте уже комбинированная силовая установка при работающем ТРД может обеспечить уменьшение степени двухконтурности до уровня, близкого к нулю. Проектом предусмотрено применение двигателя на пяти типах летательных аппаратов [3].

В работах [4, 5] рассмотрена концепция подобной комбинированной силовой установки (КСУ) с ТРД во втором контуре.

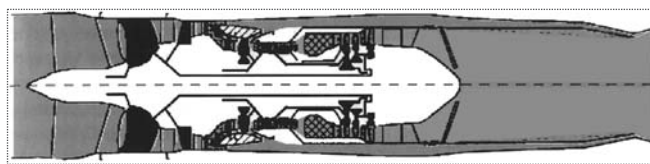


Рис. 1. Схема двигателя XTE77

Данная схема позволяет радикально решить проблему необходимого изменения степени двухконтурности от нуля до, по крайней мере, единицы с использованием существующих газогенераторов. Предлагаемая концепция создания и дальнейшего совершенствования КСУ на базе исходных унифицированных узлов двигателей поколения IV для самолетов как обычного взлета и посадки (ОВП), так и короткого и вертикального взлета и посадки (КВВП) основывается на следующих принципах:

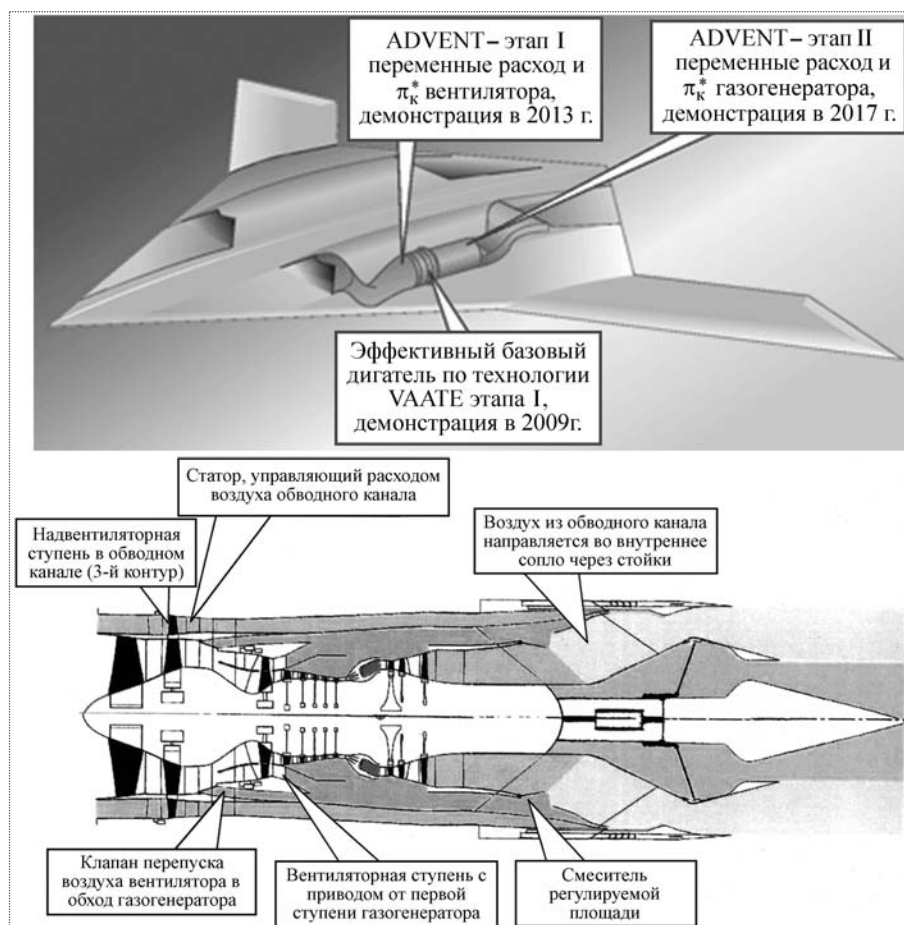


Рис. 2. Схема двигателя ACE фирмы GEAE как первый шаг в реализации программы ADVENT и вариант БПЛА на его основе

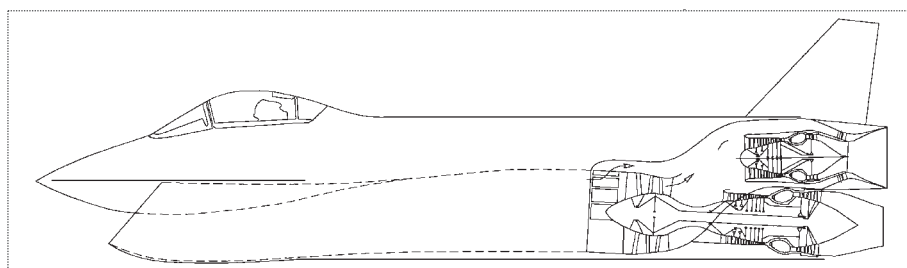


Рис. 3. Схема самолета с КСУ для ОВП

1. Двухдвигательная силовая установка делает истребитель дорогим, однодвигательная, даже обладая высокой надежностью, уступает по живучести двухдвигательной, т.е. два двигателя — дорого, а один — мало. Поэтому как альтернатива двухдвигательной силовой установке предлагается КСУ с изменяемым рабочим процессом на базе ТРДД с выносным модулем — ТРД, расположенным во втором контуре. Выносной ТРД может работать в автономном режиме как второй двигатель (рис. 3) [4]. Такую концепцию компромиссной силовой установки можно назвать "полтора двигателя". Работа КСУ в режиме ТРД обеспечивает более экономичный сверхзвуковой ($M_n = 2,0$) крейсерский полет, чем ТРДДФ.

2. Выносной модуль ТРД является форсированным вариантом газогенератора основного ТРДД и использует весь воздух второго контура основного ТРДД, что обеспечивает степень двухконтурности $m \approx 1,0$ [5].

3. Для самолета с ОВП на выходе ТРД применяется двухпоточное сопло с частично "жидкими" стенками, в котором механически регулируется только площадь среза [4]. Это сопло имеет простую конфигурацию и позволяет исключить сложное устройство для переключения подачи воздуха и герметизации обводного канала ТРД. Сопло может работать на дозвуковом (режим ТРДД) и сверхзвуковом (режим ТРД) режимах полета (рис. 4). При включенном ТРД тяга создается в основном им

(~ 70 %). Наличие "жидких" стенок упростит конструкцию поворотной части сопла для изменения вектора тяги, обводной канал позволит решить проблему охлаждения сопла подачей воздуха в его наиболее теплонапряженный сектор отклоняемой части [5].

4. Повышение температуры газа T_T перед турбиной, конструктивно соответствующей двигателю поколения IV, до значения T_T , близкого к уровню поколения V, обеспечивается путем уменьшения суммарной степени повышения давления в компрессоре π_k^* (за счет снижения $\pi_{в}^*$ вентилятора) и, соответственно, снижения температуры охлаждающего турбину воздуха. Кроме того, снижается физическая частота вращения ротора газогенератора, при этом его приведенная частота вращения остается прежней из-за снижения температуры воздуха перед компрессором газогенератора. Также допускается меньший ресурс выносного модуля по сравнению с газогенератором основного ТРДД. Влияние на экономичность двигателя снижения π_k^* на дозвуковых скоростях компенсируется значительным (приблизительно в два раза по сравнению с ТРДДФ поколения IV) увеличением степени двухконтурности основного ТРДД, а на сверхзвуковых скоростях ($M_n \approx 2$), как известно, π_k^* слабо влияет на экономичность. Уменьшение π_k^* также заметно снижает удельную массу двигателя γ за счет сокращения числа ступеней ком-

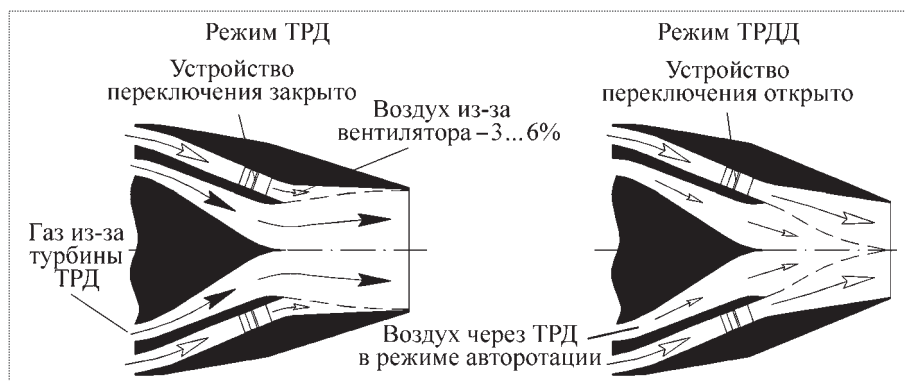


Рис. 4. Сопло выносного модуля

прессора, снижения частоты его вращения и связанной с этим замены материалов [5]. Следует иметь в виду, что ТРД с температурой перед турбиной, соответствующей поколению V, мало уступает по удельной тяге ТРДФФ.

5. Применение в выносном модуле ТРД газогенератора, однотипного с основным ТРДД, позволяет проводить непрерывную модернизацию КСУ. Вначале новые решения обрабатываются на выносном модуле, а затем переносятся на основной газогенератор [5]. В случае возникновения проблем с надежностью нового выносного модуля в начальный период эксплуатации могут быть разрешены полеты без его использования — с применением только основного ТРДД.

Предлагается следующий порядок создания и дальнейшего совершенствования КСУ.

Силовая установка	G_B , кг/с	π_K^*	m	T_T , К	R_{Φ} , кгс	$C_{R\Phi}$, кг/кгс·ч	R , кгс	C_R , кг/кгс·ч	M , кг	γ , кг/кгс
АЛ-31Ф	111	23	0,57	1665	12 500	1,91	7688	0,77	1547	0,12
КСУ этапа I для ОВП	104	15,5	1,05	1800	10 430	1,10	6732	0,81	1100	0,1
КСУ этапа I для КВВП	104	15,5	1,05	1800	9910	1,13	6651	0,82	1400	0,1*

Первый этап: КСУ создается на базе существующего газогенератора, например известного двигателя типа АЛ-31Ф, который используется как для основного ТРДД, так и для выносного модуля. Здесь новым элементом является одноступенчатый вентилятор. На этом этапе проверяется выбранная концепция, оцениваются ее потенциальные возможности, перспективность.

Второй этап: для выносного модуля создается новый газогенератор, в состав которого могут входить перспективные узлы и элементы, соответствующие поколению V: компрессор с сокращенным числом ступеней блинговой конструкции; высокотемпературная турбина ($T_T \geq 1900$ К) [1, 6]; опоры ротора нового типа (газодинамические, магнитные, керамические) [1]; встроенный стартер-генератор [1]. При его создании могут применяться новые материалы.

Третий этап: газогенератор основного ТРДД заменяется отработанным на выносном модуле газогенератором.

Выполнена предварительная расчетно-конструкторская проработка КСУ первого этапа с использованием газогенератора и турбины низкого давления двигателя АЛ-31Ф. Выбрана степень повышения давления в вентиляторе $\pi_B^* = 2,4$. Для полной реализации преимуществ изменяемого рабочего процесса, особенно на больших сверхзвуковых скоростях ($M_n > 2$), потребуется его регулирование (по аналогии с проектом ADVENT). Основные результаты предварительной проработки представлены в таблице, где G_B — суммарный расход воздуха через КСУ; π_K^* — суммарная степень повышения давления в компрессоре; m —

степень двухконтурности (для КСУ — на режиме ТРДД); T_T — температура газов перед турбиной (для КСУ — в выносном газогенераторе); R_{Φ} , $C_{R\Phi}$ — тяга и удельный расход топлива на форсированном режиме (для КСУ — с включенным выносным модулем); R , C_R — тяга и удельный расход топлива на нефорсированном режиме (для КСУ — с отключенным выносным модулем); M — масса двигателя; γ — удельная масса двигателя; $0,1^*$ — эквивалентная удельная масса, с учетом исключения из конструкции самолета оперения.

Здесь, по предварительным оценкам, повышение температуры газов перед турбиной до 1750 К для основного ТРДД и до 1800 К для выносного модуля обеспечивается за счет:

снижения температуры охлаждающего воздуха на ~ 100 К из-за невысокой суммарной степени повышения давления;

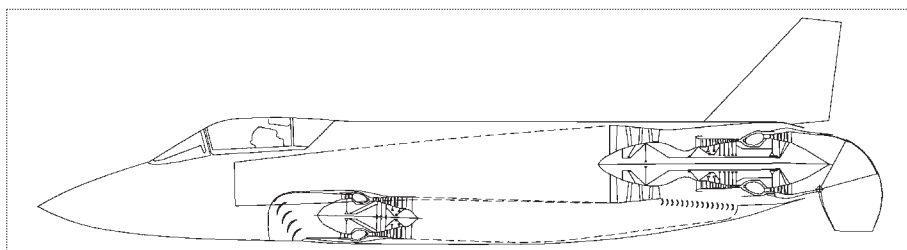


Рис. 5. Схема самолета КВВП с КСУ

снижения физической частоты вращения ротора газогенератора на $\sim 6\%$ (т.е. снижения нагрузки на рабочие лопатки на $\sim 12\%$), при этом приведенная частота вращения ротора газогенератора сохраняется;

допущения в два раза меньшего ресурса выносного модуля.

Данные значения T_r следует считать предварительными, они должны уточняться при более глубокой конструкторской проработке.

Заслуживает внимание схема комбинированной силовой установки для самолетов вертикального и короткого взлета и посадки (СКВВП) (рис. 5), состоящая из основного двухконтурного подъемно-маршевого двигателя (ТРДД) и выносного подъемного турбореактивного двигателя (ТРД). Схему предложил В.Ф. Павленко (А.с. № 242263 от 25.06. 1985 г.).

Для определения особенностей и характеристик такой схемы силовой установки был проведен большой объем исследований с изменением степени повышения давления воздуха в вентиляторе и в компрессоре газогенератора, степени двухконтурности, температуры газов перед турбиной подъемно-маршевого ТРДД, степени повышения давления воздуха в компрессоре и температуры газов перед турбиной подъемного ТРД.

Показано, что подъемный ТРД работает на сжатом в вентиляторе ТРДД воздухе и через него проходит во столько раз больше воздуха по сравнению с работой в атмосферном воздухе, во сколько раз давление за вентилятором ТРДД больше давления атмосферного воздуха. Поэтому и тяга ТРД, работающего на сжатом в вентиляторе ТРДД воздухе, во столько же раз больше. Это позволяет получить тягу в таком подъемном двигателе, в 2...3 раза большую (в зависимости от сте-

пени повышения давления в вентиляторе ТРДД), чем в подъемном двигателе, работающем на атмосферном воздухе, при одинаковых их габаритах и массе. В результате если для СКВВП требуются два подъемных двигателя, работающих на атмосферном воздухе (например, таких как на

СВВП Як-38С), то при применении данной схемы силовой установки потребуется только один подъемный ТРД.

В отличие от традиционной схемы, благодаря тому, что для подъемного ТРД в предлагаемой схеме не требуется подача атмосферного воздуха, на СКВВП нет верхних створок (воздухозаборников) для подачи атмосферного воздуха в подъемный ТРД. Атмосферный воздух поступает через один передний воздухозаборник в подъемно-маршевый ТРДД, а затем после вентилятора — в подъемный ТРД.

Благодаря отсутствию верхней створки и потока воздуха в вертикальном направлении через фюзеляж самолета данная схема силовой установки обеспечивает большую свободу в размещении подъемного и подъемно-маршевого двигателей друг относительно друга и относительно центра масс самолета. Так, у СКВВП традиционной схемы подъемные ТРД расположены за кабиной пилота (Як-38), а подъемно-маршевый двигатель смещен ближе к центру масс относительно хвостовой части самолета, что не оставляет места для полезной нагрузки в фюзеляже и усложняет компоновку для обеспечения центровки самолета. При применении предлагаемой схемы КСУ возможно размещение подъемного ТРД под кабиной пилота, а подъемно-маршевого двигателя в хвостовой части самолета. При этом в фюзеляже в районе центра масс самолета высвобождается место между каналами воздухозаборника. Возможны и другие варианты компоновки силовой установки такой схемы на СКВВП.

Применение данного типа силовой установки на СКВВП упрощает задачу обеспечения и целенаправленного изменения балансировки самолета, а также управления на всех режимах полета за

счет изменения режимов работы ТРД и ТРДД, что важно, так как на взлете и посадке традиционные аэродинамические органы управления малоэффективны.

Для обеспечения малой массы подъемные ТРД создаются с невысокими значениями степени повышения давления в компрессоре: $\pi_{\kappa}^* = 6...7$ и, соответственно, с малым числом ступеней. Это, конечно, снижает экономичность подъемных ТРД. В предлагаемой схеме силовой установки подъемный ТРД работает уже на сжатом в вентиляторе ТРДД воздухе и суммарная степень повышения давления на входе в камеру сгорания ТРД составляет 12...14 и более. Следовательно, и экономичность подъемного ТРД в этой схеме будет выше по сравнению с подъемным ТРД, работающим на атмосферном воздухе.

Серьезной задачей при создании силовой установки предлагаемой схемы является удачное решение конструкции, обеспечивающей подвод воздуха от вентилятора ТРДД на вход подъемного ТРД, и системы перекрытия его поступления при необходимости.

У КСУ для самолета КВВП очевидна проблема обеспечения приемлемых потерь тяги при развороте высокотемпературного газового потока в ограниченном затурбинном объеме и в поворотных соплах. Однако благодаря высокому уровню давления в тракте подъемного ТРД за турбиной (на взлете $P \approx 7$ кгс/см²) относительное влияние потерь давления $\Delta\sigma$ на тягу R невелико из-за "выполживания" характеристик $R \sim f(\pi_{\kappa})$ [4]. Зависимость потерь тяги ΔR от располагаемого полного перепада давлений π_{κ}^* и $\Delta\sigma$ для сопла ТРД показана на рис. 6. Так, например, потери полного давления на повороте потока, соответствующие $\Delta\sigma = 7\%$, при $\pi_{\kappa}^* = 2,3$ вызовут падение тяги сопла на 4% (силовая установка самолета "Харьер"), а для рассматриваемой КСУ при $\pi_{\kappa}^* = 6,2$ потери будут в 2,5 раза меньше и составят всего 1,6% тяги.

Для решения основной проблемы самолета КВВП (рис. 7) — повышения его весовой отдачи предлагается передать функции управления

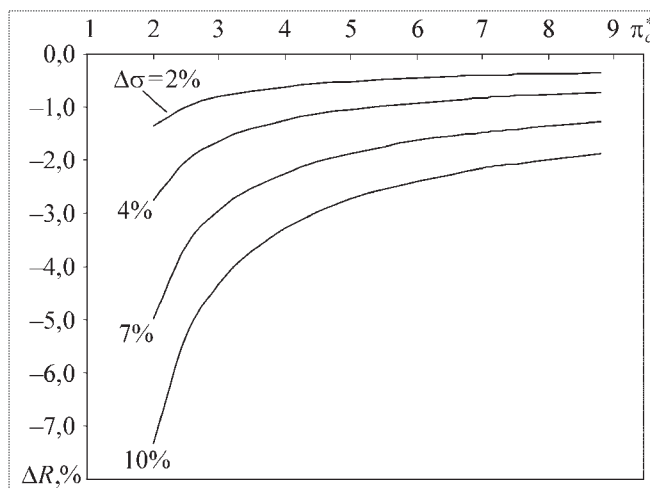


Рис. 6. Зависимость потерь тяги ΔR от π_{κ}^* и $\Delta\sigma$

самолетом в маршевом полете силовой установкой. Оно будет осуществляться путем манипулирования вектором тяги, что позволит исключить из конструкции самолета оперение. Данная концепция в настоящее время считается перспективной даже для самолетов с ОВП [2]. Возможность создания основной части тяги силовой установки (до 70%) впереди центра масс самолета позволяет обеспечить его более рациональную компоновку. За счет поворота сопел выносного ТРД, расположенных по бокам фюзеляжа (см. рис. 7), основной импульс управляющего воздействия от поворотных передних сопел будет направляться в сторону маневра, что повышает маневренность самолета [4, 5]. Может оказаться целесообразным такой вариант исполнения выходного устройства, когда при отключении ТРД основная часть расхода воздуха второго контура ТРДД направляется прямо в свое сопло. Такое сопло представляет собой кольцевую щель во втором контуре ТРДД, соосную поворотному соплу первого контура и образующуюся продольным смещением обечайки (см. сопловую часть ТРДД на рис. 7).

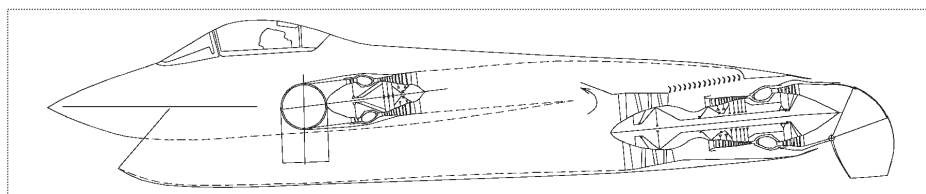


Рис. 7. Схема самолета КВВП без оперения с КСУ с изменяемым вектором тяги

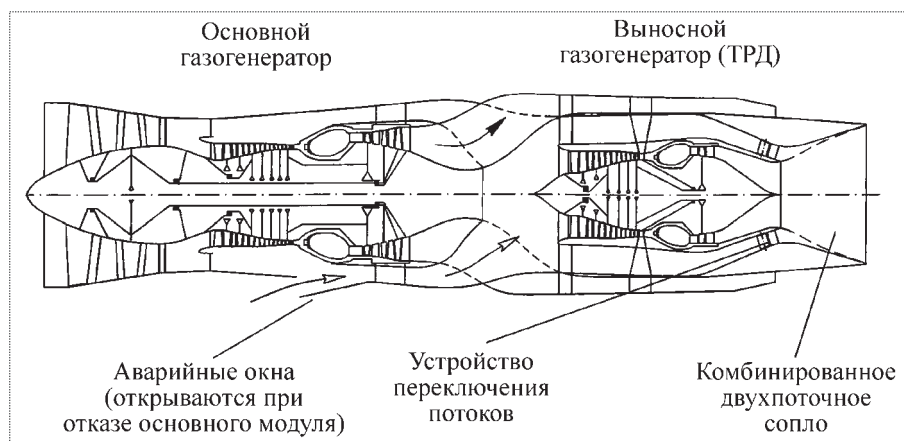


Рис. 8. Схема КСУ для больших сверхзвуковых скоростей полета

При этом сопла выносного модуля должны прикрываться и пропускать оставшуюся часть расхода воздуха с приемлемым уровнем потерь через авторотирующий турбокомпрессор выносного ТРД.

Выводы

По сравнению с двухдвигательной силовой установкой рассматриваемая КСУ для самолета с ОВП за счет применения упрощенных сопел, одноступенчатого вентилятора, сокращения числа турбокомпрессоров с четырех до трех будет иметь на ~ 30 % меньшую стоимость. Увеличение дальности полета при $M_{\Pi} \approx 2$ за счет использования режима ТРД может составить не менее 35 % по сравнению с ТРДДФ.

Умеренная степень повышения давления π_k^* и высокая температура перед турбиной T_T позволяют обеспечить полет при $M_{\Pi} = 3,0$ с удельной тягой на уровне, соответствующем ТРДФ. Однако при этом для снижения лобового сопротивления необходимо выносной ТРД разместить соосно основному ТРДД по схеме "тандем" (рис. 8). Тогда для обеспечения работы КСУ в режиме ТРД на больших сверхзвуковых скоростях, как отмечено выше, потребуются дополнительная механизация вентилятора и

регулируемое выходное устройство. Здесь повышение T_T до 1900 К и выше при работе двигателя в режиме ТРД обеспечит дальнейшее увеличение M_{Π} . Для перспективных самолетов КВВП представляет большой интерес комбинированная силовая установка, состоящая из подъемно-маршевого ТРДД и выносного подъемного ТРД, работающего на сжатом воздухе вентилятора ТРДД (см. рис. 5, 7).

Учитывая зарубежный опыт

и состояние отечественного двигателестроения, считаем целесообразным рассмотреть в первую очередь создание комбинированной силовой установки на базе уже созданного научно-технического задела, а затем проводить ее дальнейшую модернизацию.

Библиографический список

1. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей / под ред. В.А. Скибина и В.И. Солонина. М., ЦИАМ. 2004.
2. Re-inventing the jet: new engine demonstrators win US support. Jane's international defense review. March 2007.
3. Календарь работ по программе ADVENT // Аэронавтика и космос. 2008. № 1–2.
4. Богданов В.И., Павленко В.Ф., Якубовский К.Я. Концепция комбинированной силовой установки V поколения для самолетов с обычным и вертикальным взлетом и посадкой // Вестник Академии наук авиации и воздухоплавания. 2003. № 2.
5. Богданов В.И., Щербаков А.А., Якубовский К.Я. Важная концепция истребителя V поколения с комбинированной силовой установкой // Крылья Родины. 2007. № 5.
6. Иностранные авиационные двигатели, 2005: Справочник ЦИАМ / под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. М.: Изд. дом "Авиамир", 2005.

Адаптация предприятий в условиях кризиса

А.А. Морозенко

E-mail: kanz@mgsu.ru



МОРОЗЕНКО
Андрей Александрович —
доцент МГСУ, кандидат
техн. наук

В статье рассмотрены принципиальные подходы к оценке признаков упадка предприятий. Предложены методы для анализа и изучения закономерностей организационно-технологических преобразований, связанных с негативными изменениями во внешней бизнес-среде.

Ключевые слова: упадок организации; бизнес-среда; рецессия; бифуркация; структурное преобразование.

A.A. Morozenko. Adaptation Of The Enterprises In The Conditions Of Crisis

In article basic approaches to an estimation of signs of decline of the enterprises are considered. Methods for the analysis and studying of laws of the organizational-technological transformations, connected with negative changes in an external business environment are offered.

Key words: organization decline; a business environment; recession; structural transformation.

Согласно теории о жизненном цикле все организации рождаются, становятся старше и в конце концов прекращают свою деятельность. На всем этапе жизненного цикла организации переживают периоды роста и временного упадка. Кроме того, реальность современной окружающей среды такова, что для некоторых компаний непрерывный рост и расширение деятельности могут оказаться невозможными.

В условиях жесткого ограничения ресурсов некоторые организации останавливаются в своем росте и многие переживают упадок. Большое число крупных компаний и холдингов пришли к краху отчасти из-за быстрого роста и неэффективного контроля. С того времени, как экономика начала переживать трудности, существенно сократили свои штаты многие крупные компании. Из бизнеса также вышли сотни «мелких» компаний, которые, казалось, могли быстро расти.

Термин "упадок организации" употребляется в случаях, когда в течение определенного периода наблюдается существенное и абсолютное сокращение ресурсов организации. Часто упадок организации ассоциируется с негативными изменениями во внешней бизнес-среде: экономические кризисы, дефолты, колебания курса валют и т.п. Такие изменения — основной индикатор упадка, при этом можно выделить еще два, способствующих ускорению этого процесса — отсутствие гибкости в производственно-технологической сфере и излишняя бюрократизация управленческого аппарата. В целом необходимо охарактеризовать три фактора, определяющих упадок организации:

Негативные изменения во внешней бизнес-среде способствуют сокращению ресурсов, способных поддержать организацию. Когда среда предоставляет меньше возможностей вследствие сокращения потребительского спроса, организации должны сократить масштабы своих операций либо начать работать

в другой области и удовлетворять изменившиеся запросы потребителей.

Уязвимость. Отсутствие гибкости в производственно-технологической сфере компании свидетельствует о ее уязвимости и стратегической неспособности к процветанию в окружающей среде. Например, сегодня производственный комплекс переживает спад, который, в первую очередь, затрагивает два типа организаций: узкоспециализированные и еще не занявшие прочного положения на рынке и крупные компании с длительными инвестиционными проектами на начальной стадии их реализации. Многие компании оказываются уязвимыми, поскольку они не способны выработать стратегию, соответствующую требованиям окружающей среды, оперативно сократить издержки или перейти на новые технологические схемы.

Бюрократизация и потеря управленческого контроля. О потере управленческого контроля следует говорить, когда организация, становясь старше, утрачивает свою эффективность, чрезмерно бюрократизируется, а оперативность в решении вопросов ухудшается. Организация сохраняет шаблонные формы работы, успешные в прошлом, и не может приспособиться к меняющейся

окружающей среде. Тревожными сигналами являются: чрезмерный рост штатов, сложность административных процедур, отсутствие эффективной коммуникации и координации, устаревшая организационная структура.

В условиях экономического спада в первую очередь страдают производители, результатом деятельности которых является узкоспециализированная, высокотехнологичная, дорогостоящая продукция. В случаях, когда на создание такой продукции уходят месяцы и годы, эти негативные воздействия могут привести к необратимым последствиям.

Сегодня мы наблюдаем рецессию практически во всех производственных направлениях. Меры реагирования и адаптирования к такой ситуации специалистами пока не выработаны. Сегодня уверенно можно сказать, что рецессия — это повсеместный процесс. Резкое падение спроса на продукцию, отсутствие адекватного снижения стоимости сырья, ужесточение кредитной политики свидетельствуют о серьезном снижении объемов строительных производств, структурных преобразованиях, сокращениях персонала.

Основная задача управленцев должна заклю-



Модель 1. Стадийность снижения производительности разрушающейся организации

чаться в том, чтобы как можно раньше распознать признаки упадка организации, не дать возможности разрастись этому явлению, эффективно реорганизовать и сохранить организацию. При решении поставленной выше задачи необходимо учитывать инертность российских компаний, нежелание менеджеров верить в происходящее, а присущий российскому бизнесу оптимизм накладывается на поиск научных подходов к выходу из сложившейся ситуации.

Чтобы иметь полное представление о процессе разрушения (упадка) организации, рассмотрим модель, построенную по результатам исследований организационных структур, переживших упадок. На основании этой модели упадок проходит пять стадий, причины которых необходимо охарактеризовать.

Первая стадия упадка связана с начинающимися внешними и внутренними переменами, которые угрожают долговременному росту. Как правило, для этой стадии характерны рост штатов и усложнение процедур согласования внутри организации на фоне сокращения потребительского спроса. Руководители часто пропускают признаки упадка, свойственные этой стадии. Поэтому необходимо разрабатывать эффективные процедуры анализа ситуации и системы контроля, реагирующие на возможные изменения.

Вторую стадию упадка называют бездействием. Ей свойственно отрицание проблемы, несмотря на признаки ухудшения деятельности. На этой стадии подчиненные начинают информировать руководство о первых признаках провала в производственной деятельности, а руководство убеждает подчиненных, что все в порядке, так как отчетный бухгалтерский период не закрыт, и причин для беспокойства нет. На этой стадии руководители должны установить факт упадка и начать немедленно действовать, чтобы организация могла адаптироваться к окружающей среде и стать более гибкой.

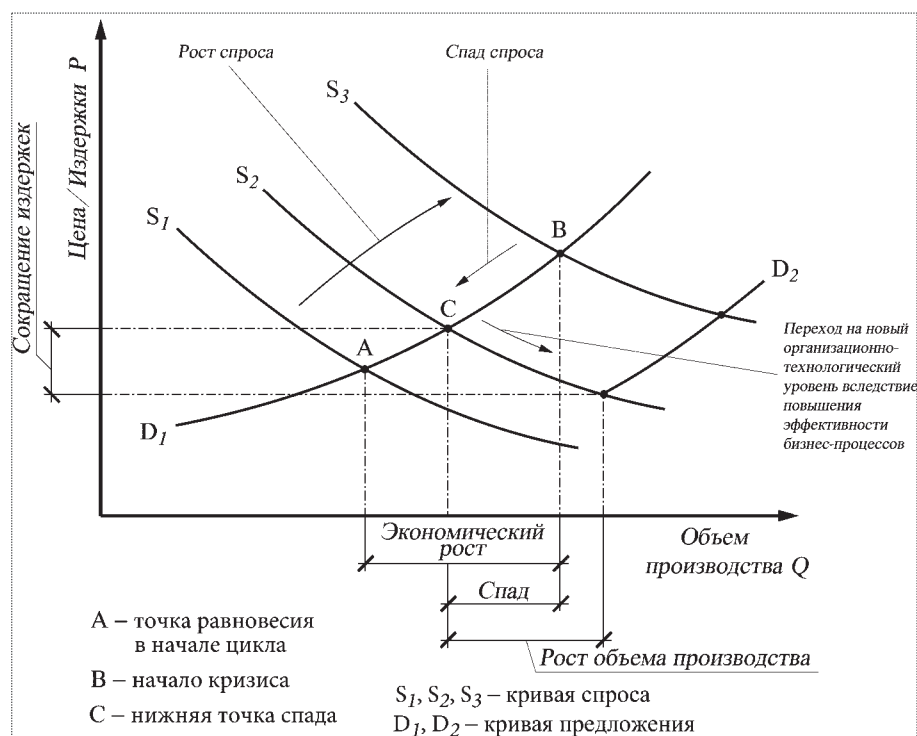
На третьей стадии организация сталкивается с серьезными проблемами и в первую очередь из-за того, что ее начинают покидать высококвалифицированные специалисты, начинаются задержки заработной платы, теряется общий контроль. Сложные обстоятельства побуждают руководителей к крупным переменам. Это может быть введение режима экономии, включая сокращение штатов. Руководители должны представить подчиненным ясную картину происходящего, обозначить свои ценности и дать необходимую информацию. Крупные ошибки, допущенные на этой стадии, снижают шансы организации на изменение хода событий.

Как уже говорилось ранее, упадок организации неразрывно связан с негативными измене-

ниями во внешней бизнес-среде, и стадия кризиса является для организации переломной. Она может пережить хаос, попытаться вернуться к своим основам, предпринимать резкие изменения и т.д. Социальная ткань организации разрушается, поэтому возникает необходимость в решительных действиях: смене руководства, революционных изменениях структуры, стратегии и культуры производства. Одним из методов, применяемых для анализа и изучения закономерностей таких процессов, является теория бифуркации. Эта теория в полной мере применима ввиду того, что организационная структура переходит из одного состояния в другое — эффективно реорганизуется или разрушается. Простейшим примером бифуркации в природе служит переход воды из одного состояния в другое (лед/вода) — меняется кристаллическая решетка за счет изменения ряда параметров внешней среды. Проецируя эти процессы на конкретные предприятия, необходимо проанализировать те изменения, которые происходят во внешней среде и в конечном счете оказывают влияние на организационную структуру.

Стадия распада. Эта стадия упадка необратима. Организация утрачивает свои рынки и репутацию, лишается лучших сотрудников, а ее капитал истощается. Единственно возможной стратегией оказывается закрытие организации в соответствии с существующими юридическими нормами.

Хозяйственная деятельность осуществляется совокупностью компаний, которые производят определенный набор товаров и услуг, пользуясь определенным набором технологий. Эта совокупность может быть графически описана агрегированной кривой предложения D_1 (модель 2), располагающейся в координатах P (уровень издержек и цен) и Q (уровень объема производства). В докризисный период производится некоторое количество товаров и услуг (точка A) с издержками или по цене P_1 . В этот начальный момент спрос описывается кривой S_1 . Потом, по мере подъема производства все большего количества добавленной стоимости, кривая спроса сдвигается вправо (S_2), требуя все больше предложения.



Модель 2. Организационно-технологическая реорганизация предприятия в условиях ограничения материально-технических ресурсов

Некоторое время предложение реагирует адекватно, производя больше, и временные точки равновесия все время перемещаются вправо. Но поскольку ресурсы конечны, то по мере роста спроса на них они дорожают. Сначала медленно, потом, по мере приближения к исчерпанию, все быстрее и быстрее.

Помимо того, что этот процесс ведет к росту издержек и цен, он приводит к тому, что стоимость ресурсов обгоняет ценность, которую они производят. Это, в свою очередь, приводит к падению прибыльности и к уменьшению возможностей инвестировать, что является одним из факторов, определяющих поворот от роста к спаду (точка В).

В результате этого процесса роста стоимости ресурсов и снижения прибыльности компании становятся менее устойчивыми, и любое потрясение может обеспечить их поворот к краху.

В момент кризиса бизнес и капитал начинают приспосабливаться к новым условиям сжатого спроса. Причем те компании, которым во время роста не хватало ресурсов и поэтому они исполь-

зовали более совершенные технологии, оказываются в выигрышном положении, и структура агрегированного предложения резко меняется в их пользу и в пользу тех, кто быстрее реагировал на кризис, снизив издержки не только за счет падения цен на ресурсы, но и за счет повышения эффективности своей деятельности.

Этот процесс приводит к сдвигу кривой предложения вправо вниз (модель 2, кривая D_2), и вот уже тот же объем товара производится по более низкой цене, и в этих условиях есть стимул заниматься инвестициями. Система готова к новому этапу подъема на новом по эффективности уровне.

В этой принципиальной схеме важно то, что сдвиг кривой предложения непосред-

ственно связан с внутренними изменениями и переходом на новый организационно-технологический уровень. Как показывает эта модель, в ситуации упадка, когда организация стремится избежать полного распада, необходим правильный менеджмент, базирующийся на методе корректировки функционирования предприятия в процессе его жизнедеятельности: оценка ключевых показателей — планирование корректировки — осуществление корректировки — анализ итоговых результатов. Руководители должны замечать признаки упадка, осмысливать их, предпринимать необходимые действия, предвидеть и менять ход событий.

Библиографический список

1. Арнольд В.И. Теория катастроф. 5-е изд. М.: Едитория УРСС, 2009. 136 с.
2. Ричард Л. Дафт. Теория организации: Учебник для студентов вузов, обучающихся по специальности "Менеджмент организации"; пер. с англ. / под ред. Э.М. Короткова. М.: ЮНИТИ-ДАНА, 2009. 736 с. (серия "Зарубежный учебник").
3. Журнал Эксперт: Лучшие материалы. Анатомия Рецессии. М.: Изд-е ЗАО "Группа Эксперт".

Адаптивное управление состояниями компетентности космонавтов

И.Г. Сохин

E-mail: isokhin@yandex.ru



СОХИН
Игорь Георгиевич —
ведущий научный сотрудник
ФГБУ "НИИЦПК им.
Ю.А. Гагарина", кандидат
техн. наук

Рассматривается подход к сложной операторской деятельности космонавтов в системе "ЦУП—экипаж—пилотируемый космический объект" с позиций нелинейных динамических систем, имеющих состояния неустойчивости. Предложена концепция адаптивного моделирования на тренажерах устойчивых состояний компетентности космонавтов как их способности к деятельности с гарантированным качеством и надежностью в условиях управляемой неопределенности.

Ключевые слова: подготовка космонавтов; центр управления полетами (ЦУП); система "ЦУП—экипаж—ПКО"; обеспечение безопасности космического полета; нештатная и аварийная ситуации; моделирование состояний компетентности; нелинейность; неустойчивость; самоорганизация; управляемая неопределенность.

I.G. Sokhin. Adaptive Management Of Cosmonauts' Competence States

The article reviews an approach to study a complex cosmonaut activity in "MCC—crew—spacecraft" system from the position of non-linear dynamic system having unstable states. The concept of adaptive modeling the cosmonauts' competence states by trainers is proposed. The stable cosmonauts' competence state is considered as an ability of cosmonauts to ensure the reliability of space screws activity in controlled uncertainty conditions.

Key words: cosmonauts training; mission control center (MCC); "MCC—crew—spacecraft" system; space flight safety; off-nominal and emergency situations; competence states modeling; nonlinearity; instability; self-organization; controlled uncertainty.

Особенностью профессиональной деятельности космонавтов является необходимость получения первичного опыта работы в космосе в наземных условиях.

Экипажи пилотируемых космических объектов (ПКО) приобретают профессиональную компетентность в процессе полунатурной моделируемой деятельности на тренажерах. Поэтому к тренажерной подготовке космонавтов предъявляются чрезвычайно высокие требования.

В целях успешного выполнения программы космического полета и обеспечения безопасности наземная тренажерная подготовка космонавтов должна гарантировать качество и надежность деятельности членов экипажей ПКО во всевозможных штатных и резервных полетных операциях [1], а также устойчивость и адекватность их действий в нештатных (аварийных) ситуациях.

Особое место в тренажерной подготовке космонавтов занимает обеспечение безопасности. Подготовка к деятельности в нештатных ситуациях космического полета является наиболее сложной в силу ряда специфических особенностей. Она требует глубокой и всесторонней подготовки космонавтов, как теоретической, так и практической. Кроме того, широкий спектр разно-

родных по содержанию и форме возможных нештатных ситуаций космического полета приводит к необходимости оптимального выбора тех из них, которые должны моделироваться на тренажерах в процессе подготовки космонавтов.

Под оптимальностью в данном случае понимается следующее. Репрезентативная выборка нештатных ситуаций, моделируемых на тренажерах в процессе подготовки, должна обеспечивать, во-первых, адаптивность процесса подготовки по отношению к состоянию подготовленности космонавтов, во-вторых, гарантированное качество деятельности космонавтов во всех расчетных нештатных ситуациях программы космического полета.

В настоящее время подготовка космонавтов, в том числе тренажерная, выполняется по типовым программам, оптимизированным для трех исходных уровней подготовленности. Программы ориентированы на "среднего" космонавта и не учитывают индивидуальных особенностей конкретного человека. Поэтому существующая система тренажерной подготовки представляет собой динамическую самообучающуюся систему без обратной связи, относящейся к классу моделей "вход-выход".

В условиях ресурсных ограничений (время подготовки, возможности технических средств и др.) подготовка по типовым программам не может гарантированно обеспечить требуемое качество и надежность деятельности членов экипажей ПКО во всевозможных нештатных ситуациях космического полета. Необходим адаптивный подход к тренажерной подготовке космонавтов. При таком подходе репрезентативная выборка нештатных ситуаций, моделируемых на тренажерах в процессе тренировок, осуществляется динамически, исходя из текущего состояния подготовленности (компетентности) космонавтов. Для реализации данного подхода необходима, прежде всего, концепция структуризации данных тренажерной подготовки относительно целей управления.

В рамках разрабатываемого автором процессно-компетентностного подхода к подготовке космонавтов рассматриваются три категории:

пространство входов;

состояние компетентности;
пространство выходов.

Каждая из этих категорий, по существу, является моделью, имеющей собственную структуру и количественную меру на множестве своих параметров. Причем пространства входов и выходов относятся к объекту, с которым взаимодействуют космонавты (т.е. к среде, включающей систему "ЦУП-ПКО").

Состояние компетентности является внутренней характеристикой космонавтов (или экипажа ПКО в целом). В отличие от первых двух категорий оно является абстрактной категорией, которая не может быть измерена непосредственно, а должна определяться через отношения двух других категорий.

Под компетентностью будем понимать состояние подготовленности космонавта, характеризующее его выраженную (демонстрируемую в реальности) способность осуществлять деятельность с требуемым качеством в конкретных условиях. В такой интерпретации понятие профессиональной компетентности оказывается связанным с условиями и результатами деятельности и является одной из ключевых категорий в системе отношений "вход" — "компетентность" — "выход".

Структуру компетентности космонавтов составляют отдельные компетенции, характеризующие качество отдельных операторских функций применительно к различным видам деятельности космонавтов в системе "ЦУП — экипаж — ПКО". В общем случае могут рассматриваться такие основные классы операторских функций, как контроль и оценка состояния ПКО, прогноз развития событий, принятие решений, планирование действий, исполнение, внутригрупповое взаимодействие и т.п.

Деятельность космонавтов в космическом полете рассматривается как процесс их взаимодействия с окружающей средой, которая для космонавтов представлена воздействиями и реакциями ЦУП и ПКО (рис. 1). Здесь входами U являются:

цели деятельности, определяемые программой полета и указаниями ЦУП;
состояния ПКО;

располагаемые ресурсы экипажа, включающие средства и способы осуществления деятельности в данных конкретных условиях.

Выходом Y процесса является качество результатов деятельности экипажа по отношению к ожидаемому воздействию на состояние ПКО:

обеспечение устойчивости состояний ПКО;
выполнение программы полета (ПрП);
обеспечение безопасности космического полета (БКП).

Нормы деятельности являются нормативно-правовыми регуляторами способов осуществления деятельности космонавтов, правил поведения и ответственности. Экипаж ПКО в модели представлен состоянием его компетентности X (см. рис. 1).

Отметим важные особенности рассматриваемого процесса деятельности космонавтов в реальном космическом полете.

Во-первых, воздействия на космонавтов среды (главным образом нештатных состояний ПКО) носят случайный характер. Вследствие этого деятельность космонавтов в космическом полете связана с той или иной степенью неопределенности входной информации.

Во-вторых, взаимодействие космонавтов со средой носит характер отрицательной обратной связи — деятельность экипажа направлена на устранение рассогласований между фактическим и требуемым состояниями ПКО, обеспечение устойчивости его состояний.

В-третьих, экипаж ПКО сам является сложной нелинейной системой, имеющей как устойчивые, так и неустойчивые состояния. Поэтому гарантируемые качество и надежность деятельности экипажа ПКО определяются исключительно его устойчивыми состояниями.

Таким образом, в целях обеспечения гарантированных результатов деятельности космонавта необходимо определить диапазон неопределенности, или, что равносильно, диапазон параметров "входов", при которых деятельность космонавта остается устойчивой. Это устойчивое состояние деятельности при определенном уровне сложности «входов» будет характеризовать состояние компетентности космонавта.

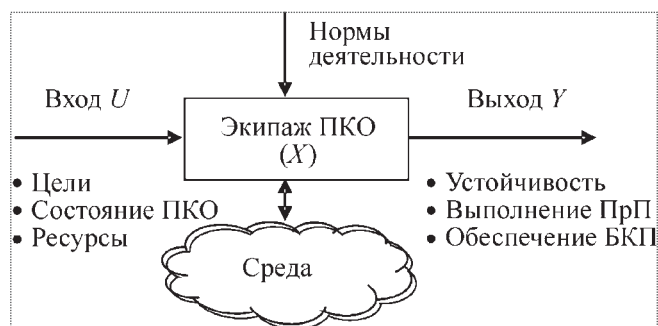


Рис. 1. Процессно-компетентностная модель деятельности космонавтов в космическом полете

Для введения количественной меры неопределенности «входов», ценности информации, получаемой космонавтов в процессе обучения, предлагается использовать динамическую теорию информации, развиваемую на основе синергетического подхода [2, 3].

Сложная операторская деятельность космонавтов в системе "ЦУП — экипаж — ПКО" рассматривается с позиций нелинейных динамических систем, имеющих состояния неустойчивости. В отличие от традиционных линейных подходов к деятельности человека-оператора сложных систем человек—машина, в которых линейность означает пропорциональность отклика системы силе внешнего воздействия и применяется принцип суперпозиции "входов", синергетический подход основан на нелинейности сложных систем. С позиций синергетики эволюция сложных систем, в том числе и человека, характеризуется увеличением сложности создания новых, более совершенных упорядоченных структур [2].

Цель обучения человека заключается в том, чтобы с помощью самоорганизации уменьшить информационную меру расхождения между внутренней моделью мира в сознании и реальной окружающей средой. Синергетикой было доказано, что в основе возникновения и эволюции информации лежит неустойчивость.

Неустойчивость является непрямым условием генерации новой ценной информации. Воспринимать, хранить и передавать информацию можно (и даже лучше) в устойчивых процессах. Однако создавать ценную информацию можно только в условиях неустойчивости.

Применительно к теории динамических систем «информация есть запомненный выбор одного варианта из нескольких возможных и равноправных» [3]. Данное определение имеет ряд преимуществ: оно четкое, понятное и широко используется в естественных науках; позволяет понять механизмы деятельности человека с естественно-научной точки зрения; допускает введение меры — количества ценной информации.

Когда делается выбор одного варианта из n возможных (реализующихся априорной вероятностью $p_i, i = 1, 2, \dots, n$), количество информации выражается формулой

$$I = -\sum_{i=1}^n p_i \log_2 p_i, \quad i = \overline{1, n}. \quad (1)$$

Ценность информации зависит от цели, которая преследуется. Чем в большей мере информация помогает достижению цели, тем более ценной она считается.

Для введения количественной меры ценной информации в деятельности космонавта необходимо рассмотреть два принципиально различных способов выбора информации — рецепцию и генерацию [3].

Рецепция информации — выбор, сделанный на основании информации, которую человек принимает извне. На языке теории динамических систем рецепция информации означает перевод системы в одно определенное состояние независимо от того, в каком состоянии она находилась ранее. Рецепция информации осуществляется космонавтом при выполнении установленных процедур, изложенных в бортовой документации.

Генерация информации — выбор, сделанный без подсказки извне. Космонавт генерирует новую ценную информацию в незнакомых нештатных ситуациях, т.е. когда система "ЦУП — экипаж — ПК" переходит в неустойчивое состояние, выход из которого априорно не известен.

Рецептируемая и генерируемая информации определены на разных множествах. Рецептируемая информация определена на множестве объектов предметной деятельности с их структурой и семантикой. При генерации происходит обра-

ботка (перекодировка — перевод с языка одного множества на язык другого) и свертка (уменьшение количества при сохранении ценности) информации. Поэтому генерируемая информация — это некая абстракция, кодирующая объекты действительности и не имеющая отношения к семантике. Как при рецепции, так и при генерации, способность космонавта воспринимать или генерировать зависит от информации, которую он уже содержит, т.е. от его компетентности.

Для определения ценности информации удобно использовать нормированную меру ценности [3]:

$$V = \frac{P - p}{1 - p}, \quad 0 < V < 1, \quad (2)$$

где p, P — вероятности достижения цели до и после получения информации соответственно.

Априорная вероятность p зависит от информационной тары или, что то же самое, полного количества информации I (см. формулу (1)): $p = 2^{-I}$.

При равновероятности событий $p = 1/n$ полная информация $I = \log_2 n$. Апостериорная информация P может быть как больше, так и меньше p . В последнем случае ценность отрицательна, и такая информация является дезинформацией.

Согласно формуле (2) ценность информации зависит от априорной вероятности p достижения цели, т.е. от того, какой предварительной информацией располагает космонавт перед выбором варианта. Эту предварительную осведомленность определим как когнитивную составляющую компетентности космонавта.

Если предварительная осведомленность космонавта отсутствует, т.е. $p = 1/n$, и при этом после получения информации цель достигается наверняка ($P = 1$), то ценность информации максимальна и равна 1.

Ценность информации эволюционирует во времени. При решении проблемы выбора ценной становится та информация $u_j(x, t)$ из множества возможных вариантов $u_i(x, t), i = \overline{1, N}$, которая привела к выбору j -го удачного варианта ($V_j = 1$) и вытеснению других вариантов ($V_{i \neq j} = 0$).

Таким образом, подготовка космонавтов может рассматриваться как информационно-динамический процесс, в котором в результате моделирования на тренажерах деятельности космонавтов в усложняющихся условиях ими генерируется новая ценная информация. Совокупность ценной информации, которой обладает космонавт в текущий момент, характеризует состояние его компетентности.

Для генерации новой ценной информации, являющейся главным атрибутом развития, необходимо сочетание двух условий моделирования деятельности на тренажерах: наличие неустойчивости, мультистационарности "пространства входов" (для выбора космонавтами какого-нибудь одного из нескольких вариантов) и запоминание выбранных космонавтами состояний "пространства выходов".

Модель "входов" должна быть мультистационарной, чтобы структурировать пространство признаков "входов" в соответствии с возможными стационарными состояниями системы "ЦУП – экипаж – ПКО". В процессе подготовки происходит эволюция состояний компетентности космонавтов, создаются более совершенные упорядоченные информационные структуры.

Эволюцию состояний компетентности космонавтов, как и любых других самоорганизующихся систем, можно представить как чередование устойчивых и неустойчивых стадий (которые проявляются в правильных или ошибочных действиях космонавтов). Это предположение экспериментально подтверждается данными стадий становления навыков человека-оператора (автоматизация навыка, высокая степень автоматизации навыка, деавтоматизация навыка, вторичная автоматизации навыка).

На основе приведенных выше общеметодологических предпосылок была предложена многоуровневая концептуальная схема адаптивного моделирования на тренажерах состояний компетентности космонавтов (рис. 2) [4].

В соответствии с этой концепцией необходимо абстрагироваться от частных свойств предметной деятельности и выделения структурно-информационных отношений в абстрактном виде,

не искаженном частностями. Такие отношения можно описать в виде математических структур.

Концептуальная схема моделирования компетентности космонавтов в ходе тренировок на тренажерах представлена в виде многоуровневого двустороннего процесса прямого и обратного "восхождения от абстрактного к конкретному". Подготовка космонавтов на тренажерах рассматривается как дискретный процесс с рекуррентным изменением входных воздействий $U(t)$ от очередной тренировки к следующей. В целях адаптации входных воздействий к текущему состоянию компетентности космонавта используются вышестоящие уровни, представленные абстрактными информационными объектами. Информационные объекты вышестоящего уровня порождают информационные объекты нижестоящего уровня.

Нижний уровень модели представлен объектами реальной предметной деятельности космонавтов в системе "ЦУП – экипаж – ПКО". Здесь входами $U(t) \subset U$ являются временные ряды полетных операций и нештатных ситуаций, моделируемых на t -й тренировке на тренажере. Пространственно-временная структура U -входов изоморфна структуре деятельности космонавтов в космическом полете.

Выходами $Y(t)$ являются зафиксированные отклонения состояний системы "ЦУП–экипаж–ПКО" от области допустимых состояний, определяемых нормами деятельности. На этом уровне инструктор реализует программу тренировки на тренажере и собирает данные о выходах $Y(t)$.

На втором уровне происходит изоморфное преобразование входных и выходных данных, определенных на разных множествах.

Вектор $U^\varphi(t+1) = \langle u_1, \dots, u_n \rangle$, определяемый на четвертом уровне и описывающий сложность (неопределенность) входных сигналов в факторном пространстве оценочных признаков u , порождает множество $U(t+1)$ полетных операций и нештатных ситуаций, сложность которых соответствует сложности вектора $U^\varphi(t+1)$.

Вектор $Y^\varphi(t) = \langle y_1, \dots, y_m \rangle$, получаемый в результате оценочного преобразования $Y(t)$, опи-

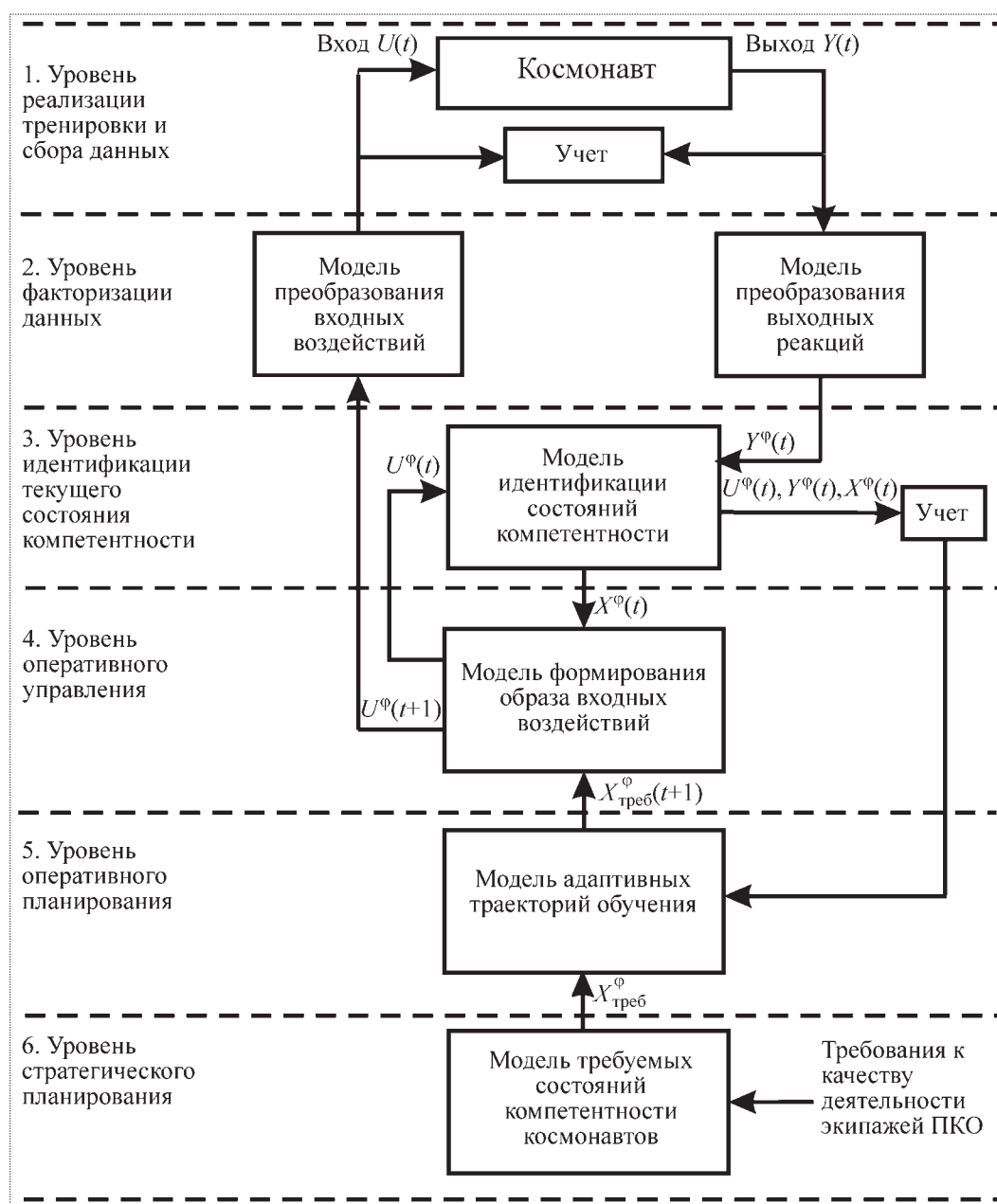


Рис. 2. Концептуальная схема адаптивного моделирования на тренажерах состояний компетентности космонавтов

сывает меру отклонения состояния системы "ЦУП – экипаж – ПКО" как результат операторской деятельности космонавтов $Y(t)$ относительно области устойчивых допустимых состояний $Y_{\text{доп}}(t)$.

Вектора $U^\varphi(t)$ и $Y^\varphi(t)$ используются для идентификаций состояний компетентности космонавтов как нелинейных функций $X^\varphi(t) =$

$$= f\{U^\varphi(t), Y^\varphi(t); U^\varphi(t-1), Y^\varphi(t-1); \dots, U^\varphi(t=0), Y^\varphi(t=0)\}.$$

На четвертом уровне формируется вектор входных воздействий $U^\varphi(t+1) = \langle u_1, \dots, u_n \rangle$ для очередной тренировки по разности текущего $X^\varphi(t)$ и требуемого $X_{\text{треб}}^\varphi(t+1)$ состояний компетентности космонавта. Факторизованный вектор

$U^o(t+1) = \langle u_1, \dots, u_n \rangle$ определяет неопределенность входных воздействий на очередной тренировке в зависимости от достигнутого состояния компетентности космонавта и выбранной стратегии обучения.

На уровне оперативного планирования выбирается траектория обучения в фазовом пространстве компетентности, отвечающая требованиям подготовки и индивидуальным возможностям конкретного космонавта. Задание требований к итоговому состоянию компетентности космонавта, а также управление подготовкой в целом осуществляются на уровне стратегического планирования.

Таким образом может быть выполнено адаптивное моделирование на тренажерах состояний компетентности космонавтов в условиях управляемой неопределенности входных воздействий. Адаптивность достигается за счет управляемого снятия неопределенности, касающейся состояний компетентности космонавта, путем оптими-

зации сложности управляющих воздействий. Пределы управления, обеспечивающие определенное гарантированное качество деятельности космонавтов в условиях космического полета, определяются устойчивостью результатов моделируемой деятельности космонавтов к некоторому диапазону сложности входных воздействий.

Библиографический список

1. ГОСТ Р ИСО 9000—2001. Системы менеджмента качества. Основные положения и словарь.
2. Майнцер К. Сложносистемное мышление: Материя, разум, человечество. Новый синтез: пер. с англ. / под ред. Г.Г. Малинецкого. М.: Книжный дом "ЛИБРОКОМ", 2009. 464 с.
3. Чернавский Д.С. Синергетика и информация: Динамическая теория систем. М.: Книжный дом "Либроком", 2009. 304 с.
4. Сохин И.Г. Комплексная подготовка экипажей МКС как управляемый технологический процесс. Звездный городок, 2007. 178 с.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

В РОССИИ НЕОБХОДИМО ВОЗРОЖДАТЬ АВИАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА КЛИМАТ

"Бороться с аномальной жарой и засухой в ряде регионов России могли бы помочь авиационные комплексы мониторинга природных процессов и воздействия на окружающую среду, но в последние десятилетия они были утрачены. В свое время в СССР широко исследовалась так называемая модель глобального климата, в частности возможность противодействия его катастрофическим изменениям. Была создана мощная группировка из нескольких десятков специальных самолетов и вертолетов", — сказал летчик-испытатель Александр Акименков, принимавший участие в метеоэкспериментах. Он отметил, что, используя авиационные методы, можно было бы, например, вызывать осадки над местами распространения лесных или торфяных пожаров. Отработаны также технологии воздействия на тайфуны, торнадо или грозовые облака.

По словам А. Акименкова, полеты выполнялись не только на территории СССР, но и за рубежом, в частности на Кубе, во Вьетнаме, в ряде ближневосточных стран и Северной Африке. В распоряжении Центральной аэрологической лаборатории были 4 самолета Ан-12, оснащенные специальной аппаратурой воздействия на облачность. Кроме того, в экспериментах по воздействию на атмосферу участвовали 4 самолета Ил-18, часть которых была оснащена радиолокационными и тепловизионными средствами аэрозондирования, а также 5 базировавшихся в Воронеже самолетов Ту-134СХ и спецсамолеты Ан-26 и Ан-30. В интересах ученых работала также большая вертолетная группа, в том числе уникальный по грузоподъемности вертолет Ми-26. В 1990-е гг. работы в этом направлении еще проводились, но уже бессистемно. Сегодня же ни одного из тех специальных летательных аппаратов не осталось. Программа глобального климата разрушена. Ввиду того, что изменения погоды приобретают крайне неблагоприятный характер, необходимо срочно воссоздать систему авиационного мониторинга и воздействия на окружающую среду. Погодой можно и нужно управлять. Достаточно воздействовать на атмосферу в активных точках", — считает летчик-испытатель.

Вестник Интерфакс — АВН № 30 (459), 2010 г.

БЕСПИЛОТНЫЙ САМОЛЕТ АНГЛИИ ПРОВЕЛ В НЕБЕ БОЛЕЕ ОДНОЙ НЕДЕЛИ, УСТАНОВИВ РЕКОРД

Английский "беспилотник" установил рекорд длительности полета, в небе он находился более недели, сообщила британская телерадиовещательная корпорация Би-би-си.

Беспилотный самолет Zephyr работает от энергии солнечных батарей.

Он создан английской компанией Qinetiq, осуществляющей разработки в сфере военно-технического комплекса. Масса самолета 53 кг, размах крыла более 22 м. У самолета два двигателя, работающих на солнечных батареях.

Вестник Интерфакс — АВН № 29 (458), 2010 г.

**Во втором полугодии 2010 г. в издательстве "Машиностроение"
выходят следующие книги по авиации, ракетной технике
и космонавтике:**

Динамика полета: учебник для вузов / А.В. Ефремов, В.Ф. Захарченко, В.Н. Овчаренко и др.; под ред. академика РАН Г.С. Бюшгенса.

Изложены методы расчета траекторий движения самолета и его характеристик устойчивости и управляемости. Рассмотрены уравнения движения в различных системах координат, частные случаи движения. Приведены методы расчета летных характеристик самолета, сил и моментов, действующих на самолет в продольном и боковом движениях. Рассмотрены методы исследования динамики возмущенного движения, принципы построения современных автоматизированных систем управления. Приведенные методы применимы для исследования динамики самолетов различных схем, в том числе и самолетов со статической неустойчивостью.

Вертолеты: Труды ОКБ МВЗ им. М.Л. Миля / под ред. генерального конструктора А.Г. Самусенко.

Настоящая книга — сборник научных работ сотрудников ОКБ, создающего вертолеты марки "Ми". В них рассмотрены проблемы, возникающие при проектировании и эксплуатации вертолетов. В сборник также включены работы основателя ОКБ М.Л. Миля и его последователей, до сих пор имеющие практическое значение.

Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Соллогуб А.В., Макаров В.П. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли.

Изложена новая концепция обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА дистанционного зондирования Земли на всех этапах их функционирования. Рассматриваются основные компоненты, на которых базируется система управления живучестью.

Формирование рационального облика перспективных авиационных ракетных систем и комплексов / РАН; В.В. Панов, Г.И. Горчица, Ю.П. Балько и др.; редкол. серии: В.В. Панов (пред.) и др. (Справ. б-ка разработчика-исследователя).

Рассмотрены основные научно-методические аспекты формирования облика авиационного ракетного оружия на этапах предпроектной и проектной разработки. Приведены методические приемы и способы решения теоретических задач на этапе формирования рационального облика перспективных авиационных ракетных систем и комплексов, основных характеристик ракет и их оценки с позиций эффективности авиационных боевых комплексов. Рассмотрены математические модели подсистем ракеты и основы проектирования ее облика, в том числе автоматизированного.

Дедков В.К., Татуев А.И. Обеспечение надежности технических объектов по стадиям их жизненного цикла.

Изложены основные положения теории надежности применительно к проблеме оценивания и обеспечения показателей надежности сложных технических объектов на различных стадиях их жизненного цикла. Рассмотрен ряд особенностей проблемы оценивания и обеспечения показателей надежности, которые необходимо учитывать при проектировании и эксплуатации таких объектов, а также при проведении их испытаний.

Приобрести книги по цене издателя

можно, прислав заявку по почте: 107076, г. Москва, Стромьинский пер., д. 4;

по факсу: (499) 269-48-97; по e-mail: realiz@mashin.ru.

Информация по тел. (499) 269-48-96, 269-52-98 и на сайте WWW.MASHIN.RU

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

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

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

ООО "Издательство Машиностроение"/ООО "Машиностроение—Полет", 107076, Москва, Стромьинский пер., 4

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

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

Сдано в набор 07.07.10. Подписано в печать 08.09.10. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,10. Зак. 637. Свободная цена.

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

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