



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. ЗЕЛЕНЬКИЙ
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

Ламзин В.В., Макаров Ю.Н., Матвеев Ю.А. Проектный анализ изделий ракетно-космической техники с учетом требований конкурентоспособности	3
Сильвестров М.М., Бегичев Ю.И., Котицын Л.О., Ползик В.П. Эргатический информационно-управляющий комплекс многоцелевых беспилотных вертолетов	11
Осяев О.Г., Остапенко А.В. Эмпирические зависимости для ядер ползучести и релаксации полимерных компози- тов в процессе старения	23
Бачев Н.Л., Матюнин О.О. Моделирование и исследова- ние рабочего процесса в камере ЖРД при сверхкритичес- ких параметрах	28
Вырыпаев А.А., Козлов Д.М., Комаров В.А., Кузне- цов А.С. Комплексный учет весовой и аэродинамической эффективности крыльев в проектировании самолетов	35
Нестеров В.А., Лященко О.В. Разработка алгоритма управления очередью потока воздушных судов, прибы- вающих на аэродром	45
Виноградова О.В. Применение методов искусственного интеллекта при совершенствовании элементов ГТД	49
Богданов Б.Х., Кучкин В.Н. Качество жидкого водорода как топлива двигательных установок ракетно-космических систем	55

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 авто- рами 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. DOLZHENKOV
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. MENSHIKOV
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

CONTENTS

Lamzin V.V., Makarov Yu.N., Matveev Yu.A. Project Analysis Space-Rocket Technics With The Requirements Of Competitiveness	3
Silvestrov M.M., Begichev Yu.I., Kotitsyn L.O., Polzik V.P. Ergatic Information-Management System For Unmanned Utility Helicopters	11
Osyayev O.G., Ostapenko A.V. Empirical Dependence For Creep Kernels And Relaxation Of Polymeric Composites With Aging	23
Bachev N.L., Matyunin O.O. Modeling And Studying Work Process In LPE Combustor In Supercritical Modes	28
Vyrpaev A.A., Kozlov D.M., Komarov V.A., Kuznetsov A.S. Integrated Estimation Of Wing Weight And Aerodynamic Efficiency In Aircraft Design	35
Nesterov V.A., Lyashchenko O.V. Developing Control Algorithm For Aircraft Queuing For Landing On Airfield	45
Vinogradova O.V. Application Of Methods Of The Artificial Intellect In Problems Of Elements Gas-Turbine Engine Perfection	49
Bogdanov B.Kh., Kuchkin V.N. Quality of Liquid Hydrogen Employed As The Fuel In Space Rocket Propulsion System ..	55

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

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

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

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

Representatives of the journal:

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

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

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

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

E-mail address: polet@mashin.ru

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

УДК 629.7

Проектный анализ изделий ракетно-космической техники с учетом требований конкурентоспособности

В.В. Ламзин, Ю.Н. Макаров, Ю.А. Матвеев

E-mail: matveev_ya@mail.ru

Рассматриваются вопросы проектного анализа изделий ракетно-космической техники с учетом требований конкурентоспособности. Обсуждаются особенности и основные подходы разработчика для обеспечения эффективности техники и повышения вероятности реализации продукции (конкурентоспособности).

Ключевые слова: ракетно-космическая техника; проектный анализ; эффективность; вероятность реализации продукции; конкурентоспособность.

V.V. Lamzin, Yu.N. Makarov, Yu.A. Matveev. Project Analysis Space-Rocket Technics With The Requirements Of Competitiveness

Questions of project analysis space-rocket technics with the requirements of competitiveness are considered. The features and basic approaches of the developer to ensure the effectiveness of technics and increase the probability of realization of production (competitiveness) are discussed.

Key words: space-rocket technics; project analysis; effectiveness; the probability of realization of production; competitiveness.

В современных условиях при разработке и создании перспективных изделий ракетно-космической техники (РКТ) становится очевидной проблема обеспечения конкурентоспособности производимой продукции, точнее, ее продвижения на рынке ракетно-космических технологий.

В литературе [1, 2] конкурентоспособность товара рассматривается как некоторое свойство, присущее товару, которое, однако, может меняться во времени и пространстве в связи с изменением условий "жизни" товара. Такой подход позволяет описать факторы конкуренции, но не дает возможности сформулировать эффективные способы реализации продукции, т.е. обеспечить высокий уровень конкурентоспособности.

В статье изложены основные подходы для обеспечения эффективной деятельности предприятия и повышения вероятности реализации своей продукции (конкурентоспособности), оценки рациональности таких подходов, а также приводится методика определения вероятности реализации продукции (конкурентоспособности) на основе экспертных оценок.

При рассмотрении вопросов оценки и обеспечения конкурентоспособности перспективных изделий РКТ необходимо учитывать особенности реализации продукции на внешнем рынке, а также внутри страны. Анализ показывает, что ситуация на рынке высоких технологий РКТ характеризуется жест-



ЛАМЗИН
Владимир Владимирович — научный сотрудник Московского авиационного института, кандидат техн. наук



МАКАРОВ
Юрий Николаевич — начальник Сводного управления организации космической деятельности Федерального космического агентства, кандидат техн. наук



МАТВЕЕВ
Юрий Александрович — декан Московского авиационного института, профессор, академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, доктор техн. наук

кой конкурентной борьбой, наличием коопераций конкурирующих стран, внедрением ограничивающих правил и условий.

На реализацию продукции РКТ оказывают влияние экономические условия внутри страны, такие как разгосударствление промышленности и уменьшение объема государственных заказов; организация конкурсов при определении работ и исполнителей, а также допуск иностранных компаний с большими капитальными возможностями при проведении внутренних конкурсов; "старение" лабораторной, научно-исследовательской баз и их ограниченное использование для перспективных исследований и разработок. При этом значительно усложняются возможности повышения конкурентоспособности продукции.

Основные факторы, влияющие на оценку вероятности реализации выпускаемой продукции. Анализ показывает, что можно выделить три основные группы таких факторов.

Первая группа факторов – внутренние факторы K_i^1 , связанные с особенностями продукции, с деятельностью самого производителя ($i = \overline{1, n}$, где n – количество факторов).

Вторая – внешние факторы K_i^2 , обусловленные общими условиями деятельности предприятия, а также действиями конкурирующей стороны.

Третья – факторы K_i^3 , учитывающие опыт проведения соответствующих работ, реализации продукции и проведения упреждающих оценок.

К внутренним факторам, например, относятся технический уровень производимой продукции, себестоимость и цена изделий, ресурс и сроки службы изделий, сроки изготовления и поставки изделий, уровень техобслуживания и обеспечения запчастями, возможности по предоставлению льгот по оплате, предоплате и страховым гарантиям, наличие лицензированных комплектующих изделий. Эти факторы зависят от особенностей изделий:

- проектных параметров P ;
- применяемых технологий, которые определяются вектором параметров Tx ;
- программы отработки и обеспечения надежности $P(t)$;

особенностей управления функционированием $\varphi(t)$.

На значение ряда факторов также оказывает влияние организация и управление продвижением продукции к потребителю $Q(t)$. Необходимые зависимости устанавливаются на основе опытных данных и с привлечением экспертных оценок специалистов. В общем случае они имеют стохастический характер, а соответствующие оценки являются случайными.

К внешним факторам относятся следующие: наличие конкуренции и степень активности противодействующей стороны; престиж и рейтинговая оценка предприятия; политическая, экономическая и организационная поддержка предприятия со стороны надсистемы (государства); экономические и организационные связи предприятия; наличие и уровень лоббирования деятельности предприятия; уровень стабильности и развития экономической активности в секторе рынка услуг и технологий. Внешние факторы в значительно меньшей степени зависят от деятельности заинтересованного производителя (или просто не зависят), однако влияние их на реализацию продукции может быть значительным.

Для получения необходимых количественных оценок, которые в общем случае могут быть рейтинговыми показателями, используются прогнозные оценки экспертов – специалистов по маркетингу [3]. Такие оценки, по определению, несут в себе элемент субъективизма и случайности. Кроме того, при оценке возможностей реализации планируемой к производству продукции важно учесть наличие опыта проведения подобных операций.

Определение конкурентоспособности как вероятности реализации продукции. В данном случае можно говорить о дифференцированном и комплексном подходах к определению (оценке) конкурентоспособности K продукции.

При дифференцированном подходе проводится частная оценка конкурентоспособности по фактору (факторам), который является главным в конкретной ситуации:

$$K = K_i^1 = \text{вер} (K_i^1 \leq \bar{K}_i^1), \quad (1)$$

где K'_l – достигнутые производителем продукции значения i -го главного фактора (показателя) l -й группы ($l = 1, 2, 3$); $\bar{K}'_l$ – значения i -го главного фактора (показателя) l -й группы для продукции конкурирующей стороны, определенные по опытным данным или данным экспертного анализа.

При комплексном подходе оценка конкурентоспособности представляется в виде

$$K = \prod_l K'_l \text{ или } K = \prod_l a_l K'_l, \quad (2)$$

где K'_l – значение фактора (показателя) l -й группы ($K'_l = \prod_i K'_i = \prod_i \text{вер}(K'_i \leq \bar{K}'_i)$); a_l – эври-

стические коэффициенты ($0 < a \leq 1$), определяющие при оценке конкурентоспособности продукции значимость l -й группы факторов.

В случае оценки конкурентоспособности при комплексном подходе проблемой является определение закона распределения показателей $\bar{K}'_l$ или численных значений их характеристик к моменту реализации продукции и установление связей $K' = \bigcup K'_i$ и $K = \bigcup K'_l$.

Если ставится вопрос об определении путей повышения конкурентоспособности техники к моменту прогнозирования $t_{\text{пр}}$, то имеет место задача оптимизации параметров изделий и управления реализацией продукции. В этом случае требуются установление зависимостей вида $K'_l = f(\Pi, Q(t))$ ($l = 1, 2$) и решение задачи определения рационального повышения конкурентоспособности продукции K , эффективного прогнозирования величины $K(t_{\text{пр}})$ (по существу, задачи проектирования и управления реализацией продукции с учетом требований конкурентоспособности).

На рисунке приведена блок-схема алгоритма определения конкурентоспособности (вероятности реализации продукции) РКТ. В блоке 1 определяются (уточняются) факторы, которые влияют на реализацию проекта (продвижение продукции). Состав факторов может меняться со временем и зависеть от особенностей продукции.

Важно также установление связи (зависимости) рассматриваемых факторов с управляющими параметрами (блок 2). В некоторых случаях эти за-

висимости определяются в процессе проектной проработки. Например, зависимость научно-технического уровня (НТУ) от проектных параметров объекта Π , применяемых технологий Tx , программы отработки и обеспечения надежности $P(t)$ и времени прогнозирования $t_{\text{пр}}$ определяется в виде $НТУ = f(\Pi, Tx, P(t), t_{\text{пр}})$. В других случаях это эмпирические (эвристические) соотношения или рейтинговые оценки экспертов.

Так как такого рода связи (зависимости) имеют случайный характер, то определяются законы распределения показателей и (или) находятся соответствующие численные значения показателей случайной величины.

Блок 4 предназначен для оценки допустимых (достижимых) значений факторов и установления их приоритетов с использованием экспертных оценок (блок 3).

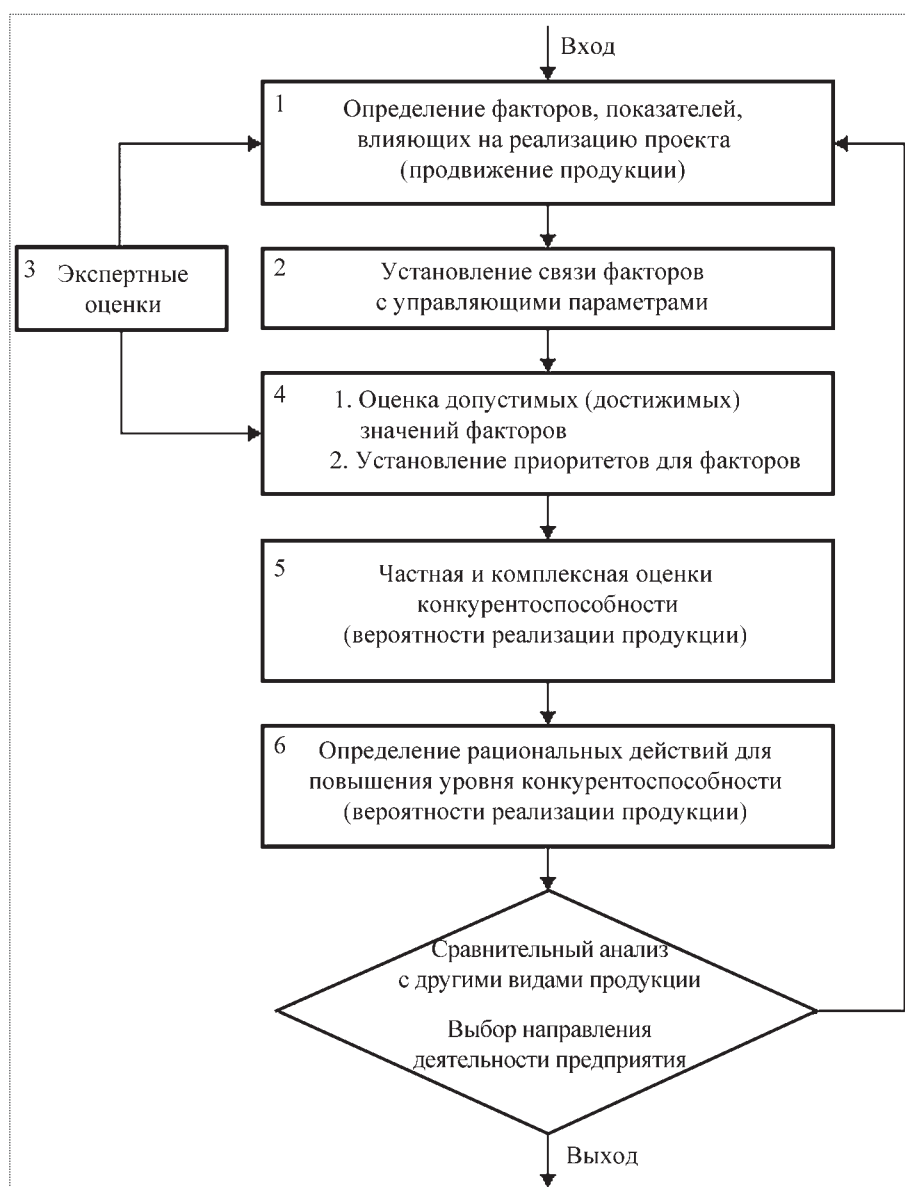
В блоке 5 проводятся частная и комплексная оценки конкурентоспособности (вероятности реализации продукции) РКТ с использованием зависимостей (1) и (2).

Определение рациональных действий для повышения уровня конкурентоспособности (вероятности реализации продукции) РКТ проводится в блоке 6. По результатам сравнения создаваемой продукции с другими видами продукции делается вывод о завершении работ по повышению уровня конкурентоспособности или осуществляется переход к блоку 1 для уточнения факторов, которые влияют на реализацию проекта (продвижение продукции).

Задача определения рационального пути повышения уровня конкурентоспособности продукции. В общем случае в прямой постановке задача повышения конкурентоспособности выпускаемой продукции может быть сформулирована следующим образом: определить рациональные проектные параметры Π и функцию управления $\varphi(t)$, такие, чтобы вероятность реализации продукции P была максимальной:

$$P \rightarrow \text{вер}(K'(\Pi, \varphi(t)) \geq \bar{K}') \rightarrow \max_{\Pi, \varphi(t) \in G(t_{\text{пр}})} \quad (3)$$

при условии, что суммарные затраты на реализацию проекта C_{Σ} и трудоемкость работ над проек-



Блок-схема алгоритма определения конкурентоспособности РКТ

том T_p не превышают допустимых (индекс "зд") величин:

$$C_{\Sigma}(P, \varphi(t)) \leq C_{\Sigma}^{зд}; T_p(P, \varphi(t)) \leq T_p^{зд},$$

где $K^l(P, \varphi(t))$ – l -й обобщенный фактор, определяющий конкурентоспособность ($l = 1, 2, 3$); P – параметры продукции, которые определяют функциональные характеристики техники, влияют на трудоемкость производства и конкуренто-

способность изделий; $\varphi(t)$ – обобщенная функция управления реализацией продукции (комплекс организационно-технических мер для продвижения продукции); $G(t_{np})$ – множество вариантов проектно-плановых решений, формируемое в процессе поиска рациональных значений и зависящее от внешних и внутренних связей; $C_{\Sigma}(\cdot)$ – функция, определяющая суммарные затраты на разработку и производство продукции, мероприя-

тия по продвижению продукции на рынке (реклама и другие действия), которые могут быть выделены на реализацию проекта по выпуску техники; $T_p(\cdot)$ – функция трудоемкости работ, определяющая сроки разработки и производства (изготовления) продукции.

При разработке новой техники и планировании расширения объема ее реализации (поставок на рынок) проводится поиск рациональных параметров и характеристик изделий, определяются возможности и управление продвижением продукции на рынке. Если имеется конкурирующая сторона, предлагающая свою продукцию, то проводится оценка конкурентоспособности продукции техники, определяются пути ее повышения. При этом должны быть учтены следующие ограничения:

$$W(\Pi, \varphi(t)) \geq W^{\text{зд}} \quad \text{и} \quad B(\Pi, \varphi(t)) \geq B^{\text{зд}},$$

где $W(\cdot)$ – вектор показателей целевой эффективности производимой продукции, использование которой планируется в определенных условиях; $B(\cdot)$ – показатель уровня безопасности существования создающей системы, надсистемы (государства) и подсистем, на величину которого может повлиять выбор параметров по повышению конкурентоспособности (вероятности реализации на рынке) продукции.

Требования к целевой эффективности определяются техническим заданием, которое обычно формирует заказчик на основе комплексного изучения перспектив развития технологий.

Учет показателя безопасности важен при той организационно-экономической ситуации, которая сложилась в стране. При ведении относительно самостоятельной коммерческой деятельности предприятий (производителей изделий РКТ) учет показателя безопасности может повлиять на приемы коммерческой активности. Например, применение двигателей конкурирующей стороны на создаваемую предприятием продукцию может способствовать продвижению продукции на рынке.

Вместе с тем такой подход может снизить научно-технический потенциал другой отрасли (например, уменьшить загрузку предприятий по производству двигателей) и тем самым повлиять на уровень безопасности надсистемы (государства), а вопросы исследования влияния предпринимательской активности на безопасность государства требуют самостоятельной проработки.

Задача (1) может быть записана иначе, если использовать другой критерий, а именно прибыль от реализации проекта $\Pi_p(\cdot)$:

$$\Pi_p(\cdot) = p(\Pi, \varphi(t)) C_{\Pi}(\Pi, \varphi(t)) - C_{\Sigma}(\Pi, \varphi(t)) \rightarrow \max_{\Pi, \varphi(t) \in G(t_{\text{пр}})}; \quad (4)$$

$$p(\Pi, \varphi(t)) = \prod_l \text{вер}(K^l(\cdot) \geq \bar{K}^l);$$

$$T_p(\Pi, \varphi(t)) \leq T_{\text{пр}}^{\text{зд}}; \quad W(\Pi, \varphi(t)) \geq W^{\text{зд}};$$

$$B(\Pi, \varphi(t)) \geq B^{\text{зд}},$$

где $p(\Pi, \varphi(t))$ – вероятность продвижения продукции на рынке; $C_{\Pi}(\Pi, \varphi(t))$ – поступление средств в случае планируемой полной реализации продукции на рынке по намеченной цене; $C_{\Sigma}(\Pi, \varphi(t))$ – затраты на разработку, производство, доставку и продвижение продукции на рынке.

Прогнозирование конкурентоспособности продукции РКТ. Прогнозирование конкурентоспособности продукции РКТ проведем на примере двигательной установки (ДУ).

Пусть необходимо оценить уровень конкурентоспособности ДУ, представляемой на международный рынок космических технологий. Согласно алгоритму определения конкурентоспособности (вероятности реализации продукции) РКТ (см. рисунок) сначала определим основные факторы первой группы K_i^1 , которые влияют на возможность реализации продукции: массу (удельную массу) ДУ $m_{\text{ДУ}}(\gamma_{\text{ДУ}}) - K_1^1$; число включений $n_{\text{вкл}} - K_2^1$; удельную тягу $P_{\text{уд}} - K_3^1$; тягу $T - K_4^1$; габаритные размеры ДУ $- K_5^1$; надежность $P - K_6^1$; длительность работы (ресурс) $\tau - K_7^1$; тип топлива $- K_8^1$, экологическую чистоту $- K_9^1$. Эти пара-

метры определяют научно-технический уровень разработки ДУ.

Кроме того, учитываются возможность создания модификаций, себестоимость, цена, сроки изготовления и поставки, наличие системы технологического обслуживания (гарантийные обязательства), льготы (организация продаж).

К факторам второй группы следует отнести следующие: потребность в продукции (данного типа или модификаций) K_1^2 ; уровень активности (противодействия) конкурирующей стороны K_2^2 ; престиж предприятия K_3^2 ; поддержку надсистемы K_4^2 ; экономические связи предприятия K_5^2 ; уровень рекламного обеспечения K_6^2 ; развитие технико-экономической активности (наличие рынка) K_7^2 ; наличие корпоративных связей, отношений и ограничений K_8^2 и наличие торговых ограничений (санкции) K_9^2 .

Третья группа факторов включает опыт реализации продукции K_1^3 и длительность присутствия на рынке космических технологий K_2^3 .

Далее проводится оценка конкурентоспособности по первой группе факторов:

$$K^1 = \prod_i K_i^1.$$

В случае неопределенности данных и вероятностного подхода оценка конкурентоспособности по i -му показателю имеет вид

$$K_i^1 = \text{вер}(\Pi_i < \bar{\Pi}_i),$$

где Π_i — достигнутый уровень показателя качества или НТУ разработки производителя, стремящегося реализовать продукцию; $\bar{\Pi}_i$ — оценка значения уровня i -го показателя качества разработки, которая может быть предложена конкурирующей стороной.

При оценке значения уровня i -го показателя качества разработки $\bar{\Pi}_i$ используются экспертные оценки. По данным опроса k экспертов формируется множество $\{\bar{\Pi}_i\}_k$, и далее определяются среднее значение (математическое ожидание) $M \bar{\Pi}_i$, среднее квадратичное отклонение $\sigma \bar{\Pi}_i$ и функция плотности распределения $f(\bar{\Pi}_i)$ i -го показателя качества разработки $\bar{\Pi}_i$.

При равномерном распределении $\bar{\Pi}_i$

$$K_i^1 = \text{вер}(\Pi_i \leq \bar{\Pi}_i) = \begin{cases} 1, & \text{если } \Pi_i < M \bar{\Pi}_i - 3\sigma \bar{\Pi}_i; \\ 1/(6\sigma \bar{\Pi}_i)(\Pi_i - (M \bar{\Pi}_i - 3\sigma \bar{\Pi}_i)), & \text{если } M \bar{\Pi}_i - 3\sigma \bar{\Pi}_i \leq \Pi_i \leq M \bar{\Pi}_i - \\ - 3\sigma \bar{\Pi}_i; & \\ (M \bar{\Pi}_i)/\Pi_i, & \text{если } \Pi_i > M \bar{\Pi}_i + \\ + 3\sigma \bar{\Pi}_i. & \end{cases}$$

Если используется детерминированная оценка, т.е. известен показатель качества $\bar{\Pi}_i$, тогда

$$K_i^1 = \begin{cases} 1, & \text{если } \Pi_i < \bar{\Pi}_i; \\ \bar{\Pi}_i/\Pi_i, & \text{если } \Pi_i > \bar{\Pi}_i. \end{cases}$$

Оценка конкурентоспособности по второй группе факторов проводится на основе маркетинговых исследований и экспертных оценок, причем

$$K^2 = \prod_i M K_i^2; \quad 0 < K_i^2 \leq 1,$$

где i — количество факторов, которые принимаются внешними и являются актуальными при сложившейся ситуации; $M K_i^2$ — среднее значение i -го фактора (показателя) второй группы.

При учете дополнительных приоритетов некоторых показателей второй группы факторов оценка их значимости может проводиться как экспертным путем, так и исключением маловажных показателей или введением корректирующих коэффициентов α_i . При этом $K^2 = \prod_i \alpha_i K_i^2$ при $0 < \alpha_i < 1$.

Использование K_i^2 при комплексной оценке конкурентоспособности, по существу, корректирует оценку конкурентоспособности по первой группе факторов — факторов технического совершенства.

В некоторых случаях может быть реализован другой прием оценки K^2 : применение экспертных оценок показателей для производителей K_i^2 и для конкурентов $(K_i^2)^k$. На основе экспертных данных определяется функция плотности распределения $f(K_i^2)$ и $f(K_i^2)^k$ для разработчика (производителя) и конкурирующей стороны. Тогда обобщенный показатель второй группы фак-

торов, влияющих на конкурентоспособность продукции, оценивается следующим образом:

$$K^2 = \text{вер} \left(\prod_i K_i^2 > \prod_i (K_i^2)^{\kappa} \right).$$

Достоверность более точных расчетов может быть оценена экспериментально.

Расчет третьей группы факторов, влияющих на оценку уровня конкурентоспособности, проводится также на основе экспертных данных в виде

$$K^3 = \prod_i K_i^3 \text{ при } 0 < K_i^3 < 1.$$

Для оценки комплексного показателя конкурентоспособности (как вероятности реализации продукции на рынке космических технологий) используется зависимость (2).

Уровень конкурентоспособности растет, когда $K \rightarrow 1$. Если оценка конкурентоспособности не удовлетворяет заданному значению (это может быть связано в основном с особенностями продукции, ее качеством, но может зависеть также от точности модели или условий реализации), то может возникнуть вопрос о проведении работ по повышению значения комплексного показателя. При ограниченных ресурсах справедлива постановка задачи о рациональных действиях (или рациональном направлении усилий) для улучшения ситуации.

Пример оценки конкурентоспособности изделий. Пусть на рынке космических технологий предлагается двигательная установка с тягой $T = 2 \cdot 10^4$ Н и компонентами топлива несимметричный диметилгидразин и азотный тетроксид.

Оценка экспертных данных ($k = 4$) перспективных образцов ДУ конкурентов с данным значением тяги приведена в табл. 1. Там же приведены оценки численных характеристик – среднего значения (математического ожидания) $M \bar{P}$ и среднего квадратичного отклонения показателей $\sigma \bar{P}$ ($\bar{P} = \gamma_{\text{ДУ}}, n_{\text{вкл}}, P_{\text{уд}}$). При расчете $M \bar{P}$ и $\sigma \bar{P}$ использовались зависимости

Т а б л и ц а 1
Оценка экспертных данных и численных характеристик образцов ДУ

Показатели	Экспертные данные				Численные характеристики	
	1	2	3	4	$M \bar{P}$	$\sigma \bar{P}$
$\gamma_{\text{ДУ}}$	0,0010	0,0009	0,0011	0,0015	0,001125	0,0002135
$n_{\text{вкл}}$	10	5	3	2	5	3
$P_{\text{уд}}, \text{с}$	290	300	310	295	298,75	7,35

$$M \bar{P} = \frac{\sum_k \bar{P}_k}{k}; \quad \sigma \bar{P} = \sqrt{\frac{\sum_k (\bar{P}_k - M \bar{P})^2}{k}}.$$

Если ДУ, предлагаемая к реализации, имеет характеристики $\gamma_{\text{ДУ}} = 0,001$; $n_{\text{вкл}} = 5$; $P_{\text{уд}} = 300$ с, то, используя эти соотношения, можно определить $K_1^1 = 0,60$; $K_2^1 = 0,50$; $K_3^1 = 0,53$ и, соответственно, $K^1 = \prod_i K_i^1 = 0,159$.

При оценке внешних факторов (показателей) второй группы, влияющих на конкурентоспособность (вероятность реализации продукции), эксперты выделили показатели K_1^2 , K_2^2 , K_3^2 и K_6^2 как самые важные. В табл. 2 представлены экспертные данные, а также численные характеристики среднего значения (математического ожидания) и среднего квадратичного отклонения данных этих показателей.

По экспертным оценкам имеем

$$K^2 = \prod_i \alpha_i M \bar{K}_i^2 = 0,8 \cdot (1-0,7) \cdot 1 \cdot 0,55 = 0,132.$$

При этом $\alpha_i = 1$ для любого значения i (т.е. показатели второй группы факторов равноценны).

На начальном этапе коммерческой деятельности нет достаточного опыта реализации продук-

Т а б л и ц а 2
Оценки экспертных данных и численных характеристик показателей K_i^2

Показатели K_i^2	Экспертные данные				Численные характеристики	
	1	2	3	4	$M \bar{K}_i^2$	$\sigma \bar{K}_i^2$
K_1^2	1	1	0,50	0,80	0,80	0,20
K_2^2	0,80	0,80	0,70	0,50	0,70	0,12
K_3^2	1	1	1	1	1	0
K_6^2	0,70	0,60	0,50	0,40	0,55	0,11

ции, поэтому эксперты оценивают показатель третьей группы факторов K^3 , как равный 0,5. Тогда комплексная оценка уровня конкурентоспособности (вероятности реализации продукции) ДУ с тягой $T = 2 \cdot 10^4$ Н будет иметь значение:

$$K = \prod_i K^i = 0,159 \cdot 0,132 \cdot 0,5 = 0,0104.$$

Эта оценка используется для сравнения с оценкой конкурентоспособности других изделий, представляемых для реализации предприятием (отраслью). По данным сравнительного анализа можно принять решение о направлении активизации коммерческой деятельности. Одновременно такая оценка служит отправной точкой поиска направлений повышения привлекательности предлагаемой техники и вероятности реализации разработки при выделенных ограниченных ресурсах.

При этом важно определить, какая группа факторов в большей мере влияет на интегральную оценку конкурентоспособности продукции, какие факторы вносят наибольший вклад в снижение этой оценки. Естественно, в связи с этим необходимо решать вопрос, в какой мере значимы эти факторы, что можно сделать для того, чтобы их увеличить, и сколько это будет стоить. Таким образом, появляется основа для количественного анализа конкурентоспособности продукции и решения проблемы повышения его уровня для изделий РКТ.

Анализ показателей конкурентоспособности позволяет определить те технические критерии, по которым предлагаемое изделие проигрывает по отношению к конкурирующим изделиям, а при наличии возможностей по ряду показателей (например, ресурсы, время) наметить пути их повышения.

При разбросе данных (при большом значении $\sigma \bar{K}_i^l$ и для любого значения i), определяемых экспертами, необходимо выяснить причины такого разброса. В конечном счете, нужно уточнить оценки, например путем привлечения дополнительных экспертов. Сопоставление интегральных показателей по группам показателей качества K^l ($l = 1, 2, 3$) также дает возможность выявить те направления, по которым может быть основной проигрыш при ведении конкурентной борьбы, при продвижении продукции на рынке космических технологий.

Итак, в современных условиях при планировании разработки и создания изделий РКТ наряду с оценкой эффективности проводится оценка вероятности реализации продукции (конкурентоспособности). В отличие от известных подходов предложенная авторами методика оценки вероятности реализации продукции имеет следующие особенности: комплексный учет факторов (внешних и внутренних) и уровня доверия при наличии ограниченного опыта; использование вероятностной оценки реализации продукции и учет динамики этого показателя, в том числе зависимости от времени; установление связей уровня вероятности реализации продукции с управляющими параметрами и поиск рациональных значений управленческих воздействий для повышения этих показателей.

Исследования показывают, что повышение K^1 (увеличение НТУ) связано с дополнительными затратами. Справедлива постановка задачи определения рациональных действий технического, технологического и организационного характера для повышения этого показателя. Правильная постановка задачи оптимизации усилий для повышения уровня конкурентоспособности дает возможность ориентировать разработчика новой техники при установлении требований и условий реализации продукции, а также определить направление дальнейших исследований.

Так как в основе оценок конкурентоспособности лежат субъективные данные экспертов, то прямая оценка точности (достоверности) полученных численных значений невозможна. Можно, однако, утверждать, что по мере приобретения опыта реализации продукции на рынке точность таких прогнозных исследований конкурентоспособности будет возрастать благодаря повышению компетентности экспертов.

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. **Маркетинг** во внешнеэкономической деятельности предприятия. М.: Внешторгиздат, 1989. 152 с.
2. **Тихонов Р.М.** Конкурентоспособность промышленной продукции. М.: Изд-во стандартов, 1985. 176 с.
3. **Короткий Ю.Г.** Количественная трактовка понятия конкурентоспособности // Тр. XXIV академических чтений по космонавтике. Москва, 2000 г. С. 164.

УДК 629.7

Эргатический информационно-управляющий комплекс многоцелевых беспилотных вертолетов

М.М. Сильвестров, Ю.И. Бегичев Л.О. Котицын, В.П. Ползик

E-mail: IASO@inbox.ru

Представлена технология разработки, создания и функционирования эргатического информационно-управляющего комплекса многоцелевых беспилотных вертолетов средней дальности наземного базирования. Рассматриваются архитектура, концепция построения информационно-управляющего и бортового комплексов управления вертолета, интегрированного наземного пункта управления и его эргатического интерфейса.

Ключевые слова: многоцелевой беспилотный вертолет; информационно-управляющий комплекс; интегрированный наземный пункт управления; эргатический интерфейс; инженерно-психологический образ цели управления; информационная командно-лидерная индикация; мнемокадры; речевой информатор.

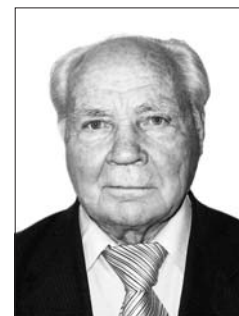
M.M. Silvestrov, Yu.I. Begichev, L.O. Kotitsyn, V.P. Polzik. Ergatic Information-Management System For Unmanned Utility Helicopters

The principal considerations are presented on the design, development and operation technology for an ergatic information-management system of ground-based mid-range unmanned utility helicopters. The architecture and concept of the information management system, helicopter control systems, integrated ground-based control station and its ergatic interface is considered.

Key words: unmanned utility helicopter; information management system; integrated ground-based control station; ergatic interface; engineering-psychological image of control object; information command-leading indication; mnemonic frames; voice message system.

При разработке концепции построения эргатического информационно-управляющего комплекса с наземным пунктом управления многоцелевыми беспилотными вертолетами использовалась целеантропоцентрическая методология создания эргатического информационно-управляющего комплекса (ЭИУК) [1–4]. Она базируется на принципах обеспечения рационального согласования системных совокупных свойств взаимодействия человека-оператора, техники и инженерно-психологического образа цели управления, которые могут реконфигурироваться в зависимости от изменения целевых задач, условий и факторов, определяющих эффективность ЭИУК. основополагающим при этом считается решение возложенных на комплекс задач в заданном районе, определенном интервале времени, с требуемыми точностью и вероятностью.

На рассматриваемый ЭИУК могут быть возложены следующие задачи: мониторинг земной и водной поверхностей; передача данных в реальном масштабе времени с помощью телевизионного, детального фотографического-



СИЛЬВЕСТРОВ
Михаил Михайлович — главный научный сотрудник ФГУП "НИИ авиационного оборудования", доктор техн. наук



БЕГИЧЕВ
Юрий Иванович — старший преподаватель ВУНЦ ВВС "ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина", кандидат техн. наук



КОТИЦЫН
Леонид Олегович — начальник лаборатории ФГУП "НИИ авиационного оборудования"



ПОЛЗИК
Владимир Палладьевич — начальник научно-исследовательского отделения ФГУП "НИИ авиационного оборудования"

го, инфракрасного, радиотехнического оборудования;

- химический анализ проб воздуха;
- измерение уровня радиации;
- ретрансляция радиосигналов;
- целеуказание;
- корректировка стрельбы артиллерии и систем залпового огня;
- ударные действия по наземным целям;
- радиоэлектронное противодействие;
- доставка грузов.

Функциональная архитектура эргатического информационно-управляющего комплекса многоцелевых беспилотных вертолетов (МБПВ) включает:

бортовые комплексы управления группы МБПВ (2 – 4 шт.);

интегрированный наземный пункт управления МБПВ, содержащий рабочие места оператора-летчика, оператора полезной нагрузки и командира комплекса, информационно-управляющую систему, эргатический интерфейс, средства связи наземного пункта управления с беспилотными летательными аппаратами, систему дистанционного командно-лидерного управления, модуль наземной подготовки полетного задания;

мобильный воздушный пункт контроля, корректировки и управления полетом МБПВ, содержащий рабочие места оператора-летчика, оператора полезной нагрузки; информационно-управляющую систему, имеющую мнемокадр с пилотажной и командно-лидерной информацией для дистанционного управления беспилотным летательным аппаратом, мнемокадр с навигационно-тактической информацией на электронной аэронавигационной карте; трехканальную ручку управления, формирующую сигналы по каналам тангажа, крена и рыскания (курса); ручку управления двигателем; пульт управления режимами;

интерактивная автоматизированная система обучения и тренажа операторов и технического персонала, содержащая систему группового обучения, систему индивидуального обучения, унифицированный стенд-тренажер и рабочее место командира-инструктора.

Бортовой комплекс управления беспилотным вертолетом. Для удобства в составе бортового

комплекса управления МБПВ (рис. 1) функционально выделяют управляющее ядро – информационно-управляющую систему (ИУС) беспилотного вертолета. Это набор систем и устройств, непосредственно необходимых для решения задачи управления беспилотным вертолетом (или группой беспилотных вертолетов).

Функционально бортовой комплекс управления беспилотным вертолетом представляет собой автономную систему автоматического управления, бортовую автоматическую систему контроля и регистрации, бортовую обзорно-прицельную систему, бортовой комплекс средств связи, объединенные информационными каналами обмена.

Автономная система автоматического управления (АСАУ) обеспечивает автоматическое (в соответствии с введенным или переданным по радиоканалу полетным заданием) и автоматизированное (по командам с наземного пункта управления) управление полетом МБПВ на всех этапах от взлета до посадки, управление силовой установкой и общевертолетным оборудованием. Построение АСАУ осуществляется по модульному принципу на базе цифровой вычислительной системы.

В составе АСАУ, в свою очередь, можно выделить:

навигационную систему, обеспечивающую определение пилотажных и навигационных параметров МБПВ;

систему автоматического управления полетом многоцелевого беспилотного вертолета;

телевизионно-оптическую контрольную систему, обеспечивающую автоматизированное пилотирование МБПВ на аварийных режимах, а также обзор внешнего пространства вокруг вертолета;

систему управления полезной нагрузкой, обеспечивающую управление различными типами полезной нагрузки по сигналам от бортового комплекса средств связи.

В состав автономной системы автоматического управления функционально входят следующие модули: ввода, хранения и обновления полетного задания; сбора навигационной информации; автономной инерциальной навигации; спутниковой навигации; автономной корреляционной на-

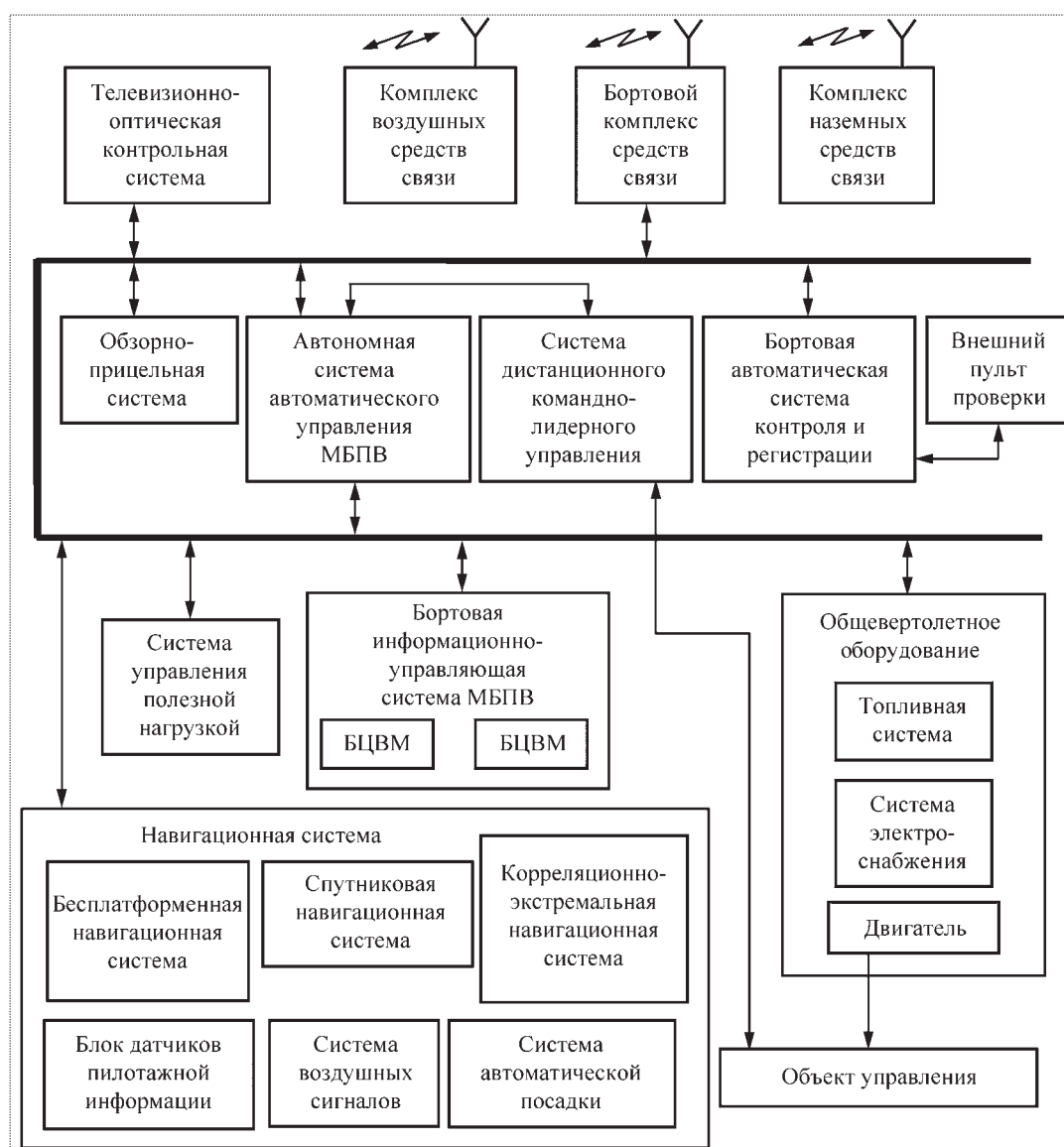


Рис. 1. Структурная схема бортового комплекса управления МБПВ

вигационной системы по полю рельефа; системы воздушных сигналов; контроля выполнения полетного задания; сбора пилотажной информации; траекторного управления; стабилизации и управления полетом; дистанционного управления; управления силовой установкой; управления полезной (целевой) нагрузкой; управления общевертолетным оборудованием.

Бортовая автоматическая система контроля и регистрации обеспечивает автоматический контроль состояния комплекса бортового оборудования в процессе эксплуатации, формирование

пакетов телеметрической информации для передачи на пункт управления и записи в аварийный бортовой регистратор.

В состав бортовой системы контроля и регистрации функционально входят следующие модули: контроля и управления; сбора и обработки информации; формирования пакетов телеметрической информации; хранения информации; бортового регистратора.

Бортовая обзорно-прицельная система представляет собой гиростабилизированную платформу с размещенным на ней телевизионным

низкоуровневым каналом, тепловизионным (инфракрасным) каналом и лазерным дальномером-целеуказателем, а также четырехспектральными пеленгаторами для кругового обзора, установленными на контурном каркасе вертолета. Информация от телевизионных каналов, дальномера и пеленгаторов передается в бортовой комплекс средств связи и АСАУ для передачи потребителям и решения специальных задач.

В состав бортовой обзорно-прицельной системы функционально входят следующие модули: сбора и обработки информации; системы регистрации видеоинформации; телевизионного низкоуровневого канала; тепловизионного (инфракрасного) канала; лазерного дальномера-целеуказателя и четырехспектральные оптические пеленгаторы с встроенным лазерным каналом связи.

Бортовой комплекс средств связи предназначен для передачи на пункт управления данных телеметрической информации, широкополосных телевизионных сигналов, получения команд управления и передачи их в автономную цифровую систему автоматического управления, а также для взаимодействия с другими МБПВ.

В состав бортового комплекса средств связи функционально входят резервированный канал передачи телеметрической информации; резервированный канал команд управления; дублированный широкополосный информационный канал управления, а также следующие модули: автоматического аварийного радиомаяка; системы государственного опознавания; ответчика системы УВД.

Наземная часть ЭИУК МБПВ включает интегрированный наземный пункт управления МБПВ и систему посадки.

Интегрированный наземный пункт управления. Наземный пункт управления (НПУ) информационно-управляющего комплекса многоцелевых беспилотных вертолетов предназначен для выполнения следующих функций:

размещения и транспортировки по земле оборудования и штатного персонала НПУ;

проведения топогеодезической привязки места расположения НПУ к местности;

ввода с электронных носителей, формирования карт и хранения базы данных цифровой картографической информации по заданному району;

приема задания на проведение воздушного мониторинга заданной зоны ответственности, содержащей координаты границ зоны, перечень объектов и т.п.;

автоматизированного формирования полетного задания для МБПВ;

автоматизированного формирования полетного задания по применению целевой нагрузки;

обеспечения проведения автоматизированного предполетного, послеполетного и других видов технического обслуживания МБПВ с отображением необходимой информации на информационно-управляющем поле операторов;

формирования и передачи по командной радиолинии команд управления МБПВ и целевой нагрузкой в режиме командного управления;

приема телеметрической информации с борта МБПВ (пилотажно-навигационной информации и информации о техническом состоянии бортового оборудования), квитанций об исполнении команд управления в режиме командного управления;

приема по широкополосной радиолинии от МБПВ видовой информации по заданной зоне воздушного мониторинга, автоматизированной обработки и отображения этой информации на наземном пункте управления в целях обнаружения, распознавания и определения координат объектов интереса;

приема видовой информации после завершения полета МБПВ посредством сменных электронных наземных записывающих устройств системы видеорегистрации обзорно-прицельной системы и телевизионно-оптической контрольной системы;

регистрации и архивирования входной и выходной информации;

формирования отчетных документов по результатам мониторинга;

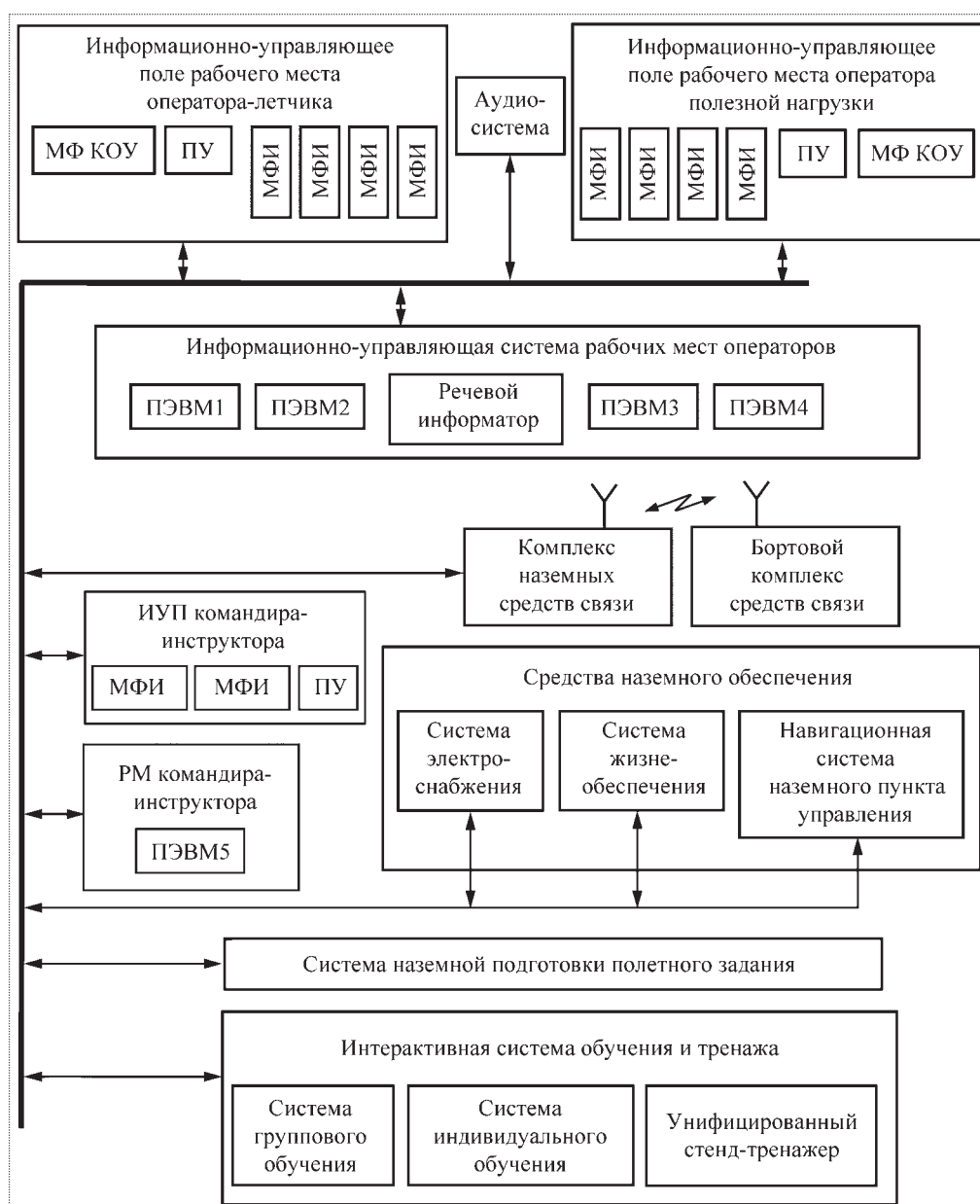


Рис. 2. Структурная схема наземного интегрированного комплекса управления МБПВ (МФ КОУ – многофункциональные командные органы управления; ПУ – пульт управления; МФИ – многофункциональный индикатор; ИУП – информационно-управляющее поле; РМ – рабочее место)

обеспечения автоматической или автоматизированной посадки МБПВ в заданном районе.

В состав наземного пункта управления входят (рис. 2):

- рабочее место оператора-летчика МБПВ;
- рабочее место оператора полезной нагрузки;
- рабочее место командира-инструктора;
- информационно-управляющая система;
- комплекс наземных средств связи;

средства наземного обеспечения ЭИУК, содержащие системы топопривязки и навигации, хранения информации и подготовки донесений, электроснабжения, обогрева и кондиционирования;

интерактивная система обучения и тренировки персонала комплекса.

Функционирование комплекса аппаратно-программных средств НПУ обеспечивается

информационно-управляющей системой с использованием общего, системного и специального программного обеспечения.

Информационно-управляющая система многоцелевого беспилотного вертолета обеспечивает функционирование наземного (или воздушного) пункта управления (рабочих мест операторов и командира, наземного комплекса средств связи), размещаемого на автомобиле (или пилотируемом вертолете), и бортового комплекса управления, размещаемого на многоцелевом беспилотном вертолете. Взаимодействие между пунктом управления и беспилотным вертолетом обеспечивается дублированными линиями передачи данных по защищенному радиоканалу и широкополосной линией передачи видеoinформации с борта беспилотного вертолета.

Блоки наземного комплекса управления имеют следующее назначение.

Рабочее место (РМ) командира-инструктора ЭИУК МБПВ предназначено для планирования работы комплекса, отображения информации о ходе воздушного мониторинга заданной зоны ответственности и формирования отчетных документов.

РМ оператора обзорно-прицельной системы (ОПрС) и целевой нагрузки (ЦН) используется для формирования полетного задания для ОПрС и ЦН, предполетного, послеполетного и других видов технического обслуживания ОПрС и ЦН, обработки и отображения видовой информации от ОПрС и формирования команд управления работой ОПрС и ЦН.

РМ оператора-летчика МБПВ используется для формирования полетного задания МБПВ, предполетного, послеполетного и других видов технического обслуживания МБПВ, обработки и отображения информации о ходе полета МБПВ и формирования команд управления.

Информационно-управляющая система предназначена для формирования у оператора образа пространственного положения МБПВ и технического состояния комплекса бортового оборудования, а также для формирования управляющих воздействий. Для более полного взаимодействия оператора с МБПВ в состав информационно-

но-управляющей системы входит речевой информатор.

Речевой информатор служит для автоматического оповещения операторов (экипажа) о возникшей опасной ситуации на борту МБПВ в виде тональных звуковых сигналов и речевых сообщений.

Средства наземного обеспечения (СНО) предназначены для дистанционного управления ОПрС, приема видовой информации, обработки и отображения этой информации. Они обеспечивают планирование, контроль работы и управления МБПВ, аппаратуры приема информации от МБПВ, жизнеобеспечение штатного персонала ЭИУК МБПВ, автономное электроснабжение НПУ с использованием дизельного агрегата.

Комплекс средств связи наземного пункта управления МБПВ включает:

- командную радиолинию (КРЛ) для передачи команд управления на МБПВ;

- широкополосную линию связи для получения видовой информации с борта МБПВ;

- защищенную линию связи для передачи данных потребителям;

- радиостанцию для радиосвязи между НПУ и другими машинами комплекса в процессе движения.

Взаимодействие между наземным (мобильным) пунктом управления и беспилотным вертолетом обеспечивается эргатической системой дистанционного управления с использованием дублированных линий передачи данных по защищенному радиоканалу и широкополосной линии передачи видеoinформации с борта беспилотного вертолета.

Управляющие сигналы передаются на борт МБПВ посредством оборудования связи через антенну наземного пункта управления. С приемной антенны сигналы поступают в бортовой вычислитель и в радиоэлектронное оборудование МБПВ, которые обрабатывают их и формируют команды для управляющих элементов МБПВ на выполнение заданных оператором маневров.

Истинный курс МБПВ определяется его навигационным оборудованием. Данные об истинном курсе кодируются в соответствующие сигналы и передаются в информационно-управляющую

систему ИУС НПУ. Системой обеспечивается управление полетом МБПВ с использованием электронной карты.

Для управления МБПВ могут быть использованы следующие принципы: автономного управления; дистанционного пилотирования в особых случаях полета и эталонного маневрирования при изменении целевых задач; комбинированного управления.

Автономная система управления обеспечивает полет, возвращение и посадку МБПВ по программе, введенной в бортовой комплекс перед вылетом.

Система дистанционного пилотирования используется как резервная. Она обеспечивает управление МБПВ в случае проявления отказов в основной автономной (автоматической) системе управления. При этом под дистанционным пилотированием подразумевается передача команд траекторного управления: заданной высоты, скорости полета, заданного курса или путевого угла.

Основной недостаток системы дистанционного пилотирования, состоящий в необходимости постоянного двухстороннего информационного контакта с наземным пунктом управления, остается и в этом случае, что не позволяет использовать ее как основную в условиях интенсивного информационного противодействия.

Для решения задач применения предполагается комбинированный способ управления, при котором МБПВ следуют в район применения автономно, по программе, а в случае необходимости принятия решения на применение используют информационный канал для получения поддержки от оператора.

Эргатический интерфейс наземного пункта управления обеспечивает:

информационную (обратную) связь эргатической информационно-командной системы с операторами через многофункциональные индикаторы, средства сигнализации и речевой информатор;

формирование управляющих воздействий операторов и управляющих сигналов на объект управления через органы управления рабочих мест операторов, пульта управления, а также путем курсорно-кнопельного и сенсорного

управления индикацией, компьютерами и вычислительными модулями, выдачу речевым информатором звуковой сигнализации и речевых сообщений на рабочие места наземного пункта управления совместно с визуальными средствами. Для семантического смыслового раскрытия события используются тексты на экранных индикаторах, тексты речевых сообщений, надписи и символы светосигнальных устройств. При этом должны быть обеспечены максимально возможное совпадение формулировок и порядок построения фраз речевого сообщения и соответствующей надписи на экранах индикаторов для уменьшения времени реакции t_p , которым располагает экипаж с момента появления сигнальной информации о возникшей ситуации до момента, когда еще можно предотвратить или прекратить ее опасное развитие.

В процессе решения всего многообразия задач полета летчик-оператор судит о процессе пилотирования и ходе выполнения полетных задач по информационной модели эргатического интерфейса, дающей совокупность текущей информации о состоянии объекта управления, образе цели управления, положении органов управления и их воздействии на управляемый процесс.

Информационная модель представляет собой общую информационную картину, построенную на основе использования уведомительной и предупреждающей информации, поступающей от системы отображения информации, неинструментальной информации, получаемой при систематическом обзоре внекабинного пространства и при ощущении усилий на органах управления, акустических шумов.

В процессе управления используется также информация о цели управления, получаемая летчиком при подготовке к полету, а также поступающая во время полета по каналам связи в СОИ и непосредственно летчику в виде заданных значений скорости, курса полета, указаний об изменении маршрута и профиля полета и т.д. Сравнивая информационную модель с желаемым образом полета, летчик-оператор добивается их совпадения путем воздействия на ручку управления, педали, пульты.

При управлении пространственным движением летательного аппарата (ЛА) оценка операторами сигналов обратной связи, прием, хранение, переработка информации, принятие решения, формирование летчиком управляющих воздействий зависят от цели его деятельности и представления будущего результата.

Для обеспечения высокой эффективности деятельности при управлении полетом вертолета у оператора-летчика должен формироваться образ полета, содержащий представления о пространственном положении по шести координатам и времени; кинематике и динамической модели управляемого процесса; наиболее рациональном в данный момент управляющем воздействии; заданных (желаемых) параметрах пространственного и углового положения вертолета, а также векторе скорости полета.

Кроме того, образ полета должен включать образ конечной цели и прогнозируемого движения к ней.

Дистанционное управление МБПВ может осуществляться операторами с наземных и мобильных воздушных пунктов управления.

Рабочее место оператора-летчика содержит средства задания полетных параметров для автоматического управления МБПВ, органы ручного дистанционного управления, пульт управления режимами целеуказания, коррекции информации и построения виртуальной глассады, пилотажный индикатор, навигационный индикатор и дисплей для визуализации процесса управления вертолетом, которые связаны с вычислительной управляющей системой и модулями связи через интерфейсные блоки.

Органы ручного дистанционного управления МБПВ включают:

- командные органы управления (КОУ) — ручку продольно-поперечного управления, педали, рычаг общего шага;

- кнопфель, расположенный на ручке управления под большим пальцем правой руки, сигналы которого обеспечивают перемещение прицельной марки;

- кнопку режима целеуказания, расположенную там же.

- Пульт управления режимами содержит кнопку привязки к месту посадки (ориентир) и задатчик курса виртуальной взлетно-посадочной полосы (аналоговый или цифровой).

Рабочее место оператора полезной нагрузки и управления тренировкой операторов содержит многофункциональные индикаторы для отображения цифровой картографической, телевизионной и оптико-электронной информации, дисплей для псевдообъемного отображения внешней визуальной обстановки и обучающей информации, пульт управления полезной нагрузкой и блок формирования полетного задания.

Информационно-управляющая система предназначена для информационного командно-лидерного обеспечения операторов пункта управления МБПВ на режимах высокоточного маневрирования многоцелевого вертолета. Разработанная структура построения информационно-управляющей системы и логика взаимодействия экипажа (операторов) с ней обеспечивает:

- создание для оператора-летчика условий простоты определения пространственного положения управляемого объекта и легкости одновременного формирования управляющих воздействий органами управления по основным каналам;

- формирование у летчика-оператора образа цели управления по наблюдаемому изображению лидера;

- выдачу операторам командно-лидерной информации о заданных параметрах движения по принципу "делай как я";

- улучшение условий безопасности полета и точности траекторного маневрирования за счет сосредоточения информации о критических состояниях в лидерном изображении и наличия в нем командной информации об управляющих воздействиях по коррекции параметров процесса управления и о направлении парирования опасных отклонений.

В соответствии с этим разработаны и исследованы информационные кадры рабочих мест операторов наземного интегрированного пункта управления МБПВ, которые дают возможность одновременно видеть главные пилотажные параметры, внешнюю обстановку и опасные состоя-

ния траекторного маневрирования. Они позволяют оператору формировать адекватные управляющие воздействия при полетах на режимах высокоточного маневрирования в маловысотном полете над сложным рельефом местности, захода на посадку и посадки на необорудованное место посадки в сложных условиях, обеспечить управление групповым взаимодействием МБПВ, обеспечить оперативный маневр применением МБПВ, а также позволяют контролировать исправность и правильность функционирования бортовых комплексов МБПВ (обнаруживать сбои в алгоритмическом и программном обеспечении) на протяжении всего этапа применения МБПВ.

На рис. 3 представлен пилотажный информационно-командный мнемокадр.

На пилотажном информационном кадре МБПВ используется новый вид авиагоризонта, сформированный по принципу "вид дистанционно-управляемого вертолета и "лидера" с другого вертолета, находящегося сзади на одной и той же высоте и скорости и связанного с земной системой координат" (ее оси определяются вектором путевой скорости и местной вертикалью).

Символы дистанционно-управляемого вертолета и "лидера" представляются в виде треугольников, каждый из них символизирует "летающее крыло". Символ дистанционно-управляемого вертолета содержит также символ шасси в виде двух небольших равносторонних треугольников на основании символа "летающего крыла" (вблизи середины основания).

Символ дистанционно-управляемого вертолета меняет свою конфигурацию в зависимости

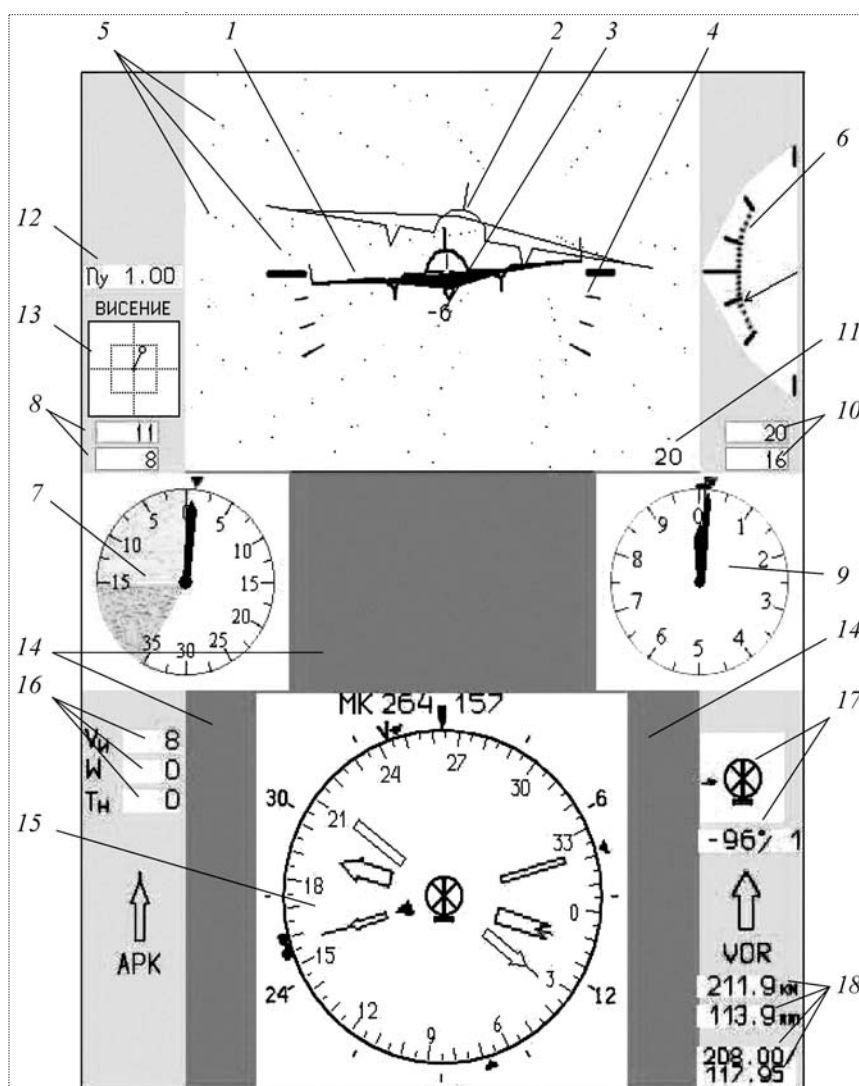


Рис. 3. Мнемокадр с командно-лидерной индикацией для режимов траекторного управления ПМВ, висения, захода на посадку и посадки:

1 – символ летательного аппарата; 2 – символ образа цели управления – "лидера"; 3 – счетчик тангажа; 4 – шкала крена; 5 – символы имитации кристаллической решетки; 6 – вариометр; 7 – индикатор скорости полета; 8 – счетчики заданной и текущей скорости; 9 – высотомер; 10 – счетчики заданной и барометрической высоты; 11 – счетчик радиовысоты; 12 – счетчик вертикальной перегрузки; 13 – индикатор висения; 14 – индикация расстояния до земли; 15 – пилотажно-навигационный прибор; 16 – счетчики скорости и наземной температуры; 17 – индикатор параметров ветра; 18 – счетчики параметров VOR

от изменения угла тангажа и угла скольжения и поворачивается относительно центра экрана в зависимости от фактического угла крена.

Символ "лидера" несет информацию о заданных параметрах по принципу "делай как я" и информацию о критических состояниях путем изменения конфигурации, требующей снижения критических состояний и мигания соответствующими

щих элементов лидерного изображения. Лидерный треугольник в режиме автоматизированного управления меняет форму в зависимости от величины заданных углов тангажа и скольжения, поворачивается в зависимости от величины отклонения заданного крена, перемещается по экрану в зависимости от величины отклонения по высоте и бокового отклонения от заданной траектории, а величина треугольника меняется в зависимости от отклонения скорости полета от заданной. Если скорость полета меньше заданной, то "лидер" уходит вперед и его видимые размеры становятся меньше.

Информационная командно-лидерная индикация в режиме "свободного пилотажа" (ручного управления) имеет одно изображение управляемого объекта. При этом символ лидерного объекта находится как бы под символом управляемого объекта до тех пор, пока "свободный пилотаж" осуществляется в пределах ограничений, установленных для данного ЛА.

При выходе ЛА в процессе пилотирования за пределы ограничений символ лидерного объекта появляется на информационном поле, указывая, какими должны быть действия по вводу управляемого объекта в пределы ограничений, и привлекая внимание летчика миганием.

При исследованиях для формирования командно-лидерной индикации наземного пункта управления использованы законы управления беспилотным вертолетом на режимах стабилизации и управления:

$$\begin{aligned}\Delta\delta_z &= -i_\vartheta \Delta\vartheta - i_{\omega_z} \omega_z; & i_\vartheta &= 0,2340; & i_{\omega_z} &= 0,2280; \\ \Delta\delta_x &= -i_\gamma \Delta\gamma - i_{\omega_x} \omega_x; & i_\gamma &= 0,1180; & i_{\omega_x} &= 0,0935; \\ \Delta\varphi_{\text{дош}} &= -i_\psi \Delta\Psi - i_{\omega_y} \omega_y; & i_\psi &= 0,0821; & i_{\omega_y} &= 0,0948,\end{aligned}$$

где $\Delta\delta_z$ — сигнал управления по каналу тангажа; $\Delta\delta_x$ — сигнал управления по каналу крена; $\Delta\varphi_{\text{дош}}$ — сигнал управления дифференциальным общим шагом (ДОШ); $\Delta\Psi$ — отклонение по курсу; $i_\vartheta, i_\gamma, i_\psi, i_{\omega_x}, i_{\omega_y}, i_{\omega_z}$ — коэффициенты в законах управления беспилотным вертолетом на режимах стабилизации и управления.

Для формирования индексов командного управления на многофункциональном индика-

торе целесообразно использовать следующие зависимости:

$$\begin{aligned}\Delta\vartheta_{\text{инд}} &= i_\vartheta \Delta\vartheta_3 + i_V \Delta V; & i_\vartheta &= 0,67 \text{ мм / } ^\circ; \\ \Delta V &= V_T - V_3; & i_V &= 0,8 \text{ мм / (м / с)};\end{aligned}\quad (1)$$

$$\begin{aligned}\Delta V_{\text{инд}} &= i_V \Delta V + i_\vartheta \Delta\vartheta; & i_V &= 0,8 \text{ мм / (м / с)}; \\ i_\vartheta &= 0,8 \text{ мм / } ^\circ;\end{aligned}\quad (2)$$

$$\begin{aligned}\Delta H_{\text{инд}} &= i_H \Delta H + i_{\dot{H}} \dot{H}; & i_H &= 1 \text{ мм / м}; \\ i_{\dot{H}} &= 3 \text{ мм / (м / с)};\end{aligned}\quad (3)$$

в режиме прямолинейного полета

$$\begin{aligned}\Delta Z_{\text{инд}} &= i_\gamma \Delta\gamma + i_Z \Delta Z + i_{\dot{Z}} \dot{Z}; & i_Z &= 0,4 \text{ мм / м}; \\ i_\gamma &= 1 \text{ мм / } ^\circ; & i_{\dot{Z}} &= 4 \text{ мм / (м / с)};\end{aligned}\quad (4)$$

при выполнении разворотов

$$\Delta Z_{\text{инд}} = i_\gamma \Delta\gamma + i_{3K} \Delta 3K; \quad i_\gamma = 1 \text{ мм / } ^\circ; \quad i_{3K} = 1 \text{ мм / } ^\circ; \quad (5)$$

в режиме прямолинейного полета

$$\gamma_{\text{инд}} = i_\gamma \Delta\gamma + i_Z \Delta Z; \quad i_\gamma = 1 ^\circ / ^\circ; \quad i_Z = 0,5 ^\circ / \text{м}; \quad (6)$$

при выполнении разворотов

$$\gamma_{\text{инд}} = i_\gamma \Delta\gamma + i_{3K} \Delta 3K; \quad i_\gamma = 1 ^\circ / ^\circ; \quad i_{3K} = 0,5 ^\circ / ^\circ, \quad (7)$$

где $\Delta\vartheta_{\text{инд}}$ — заданное положение, индицируемое лидером по тангажу ($\Delta\vartheta = \vartheta - \vartheta_3$); $\Delta V_{\text{инд}}$ — заданное изменение путевой скорости, индицируемое лидером; $\Delta H_{\text{инд}}$ — заданное положение, индицируемое лидером по высоте; $\Delta Z_{\text{инд}}$ — заданное боковое положение, индицируемое лидером; $\Delta 3K$ — отклонение от заданного курса (3К) ($\Delta 3K = \Psi - \Psi_3$); $\gamma_{\text{инд}}$ — заданный угол крена, индицируемый лидером ($\Delta\gamma = \gamma - \gamma_3$).

Использование цифровой карты местности позволяет повысить качество управления группой МБПВ, а также избежать потерь при выполнении заданий над сложными участками местности. В соответствии с этим разработан также навигационный мнемокадр, представленный на рис. 4. Он содержит электронную аэронавигационную карту с псевдообъемным изображением местности путем цветового кодирования опасных высот рельефа местности.

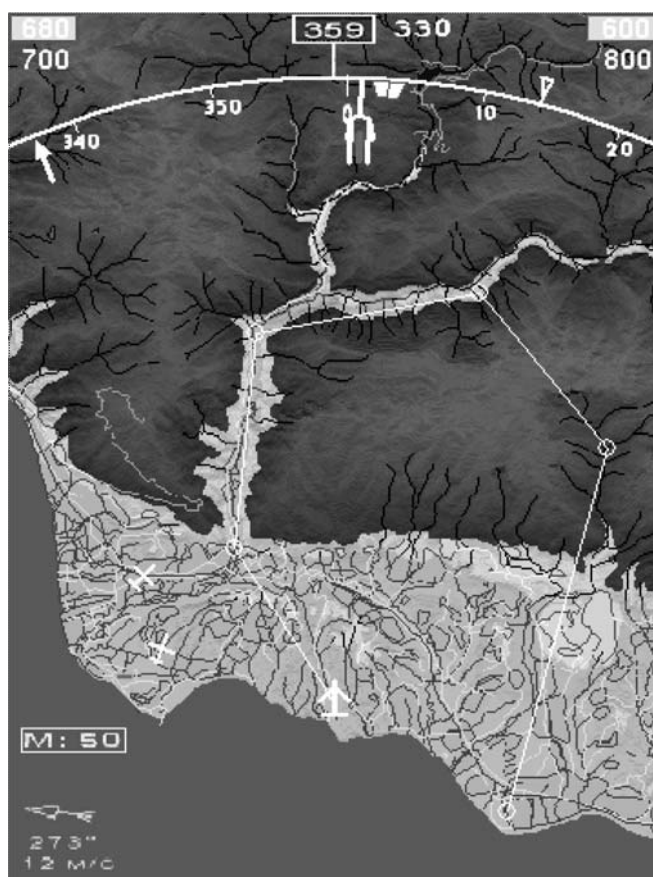


Рис. 4. Навигационный индикатор с аэронавигационной картой и псевдообъемным изображением местности

В составе мобильного воздушного пункта управления многоцелевыми беспилотными вертолетами целесообразно сформировать информационно-управляющее поле (рис. 5), предназначенное для задания полетных параметров для дистанционного командно-лидерного управления, формирования параметров целеуказания, коррекции информации и отображения пилотажно-навигационной и командно-лидерной информации для дистанционного управления группой беспилотных вертолетов.

В эргатическом интерфейсе используется также индикатор общевертолетного оборудования, предназначенный для выдачи операторам текстовых предупреждающих и уведомляющих сообщений и информации о состоянии об-

щеобъектного оборудования (силовой установки, систем механизации крыла, положения шасси, гидро- и пневмосистем, топливной системы, систем электропитания).

Разработанные мнемокадры отображения состояния общевертолетного оборудования МБПВ предназначены для контроля состояния вспомогательной силовой установки, отображения параметров двигателей и несущих винтов, контроля параметров редукторов, отображения параметров топливной системы.

На рис. 6 представлен мнемокадр общевертолетного оборудования при запуске вспомогательной силовой установки, а на рис. 7 — мнемокадр общевертолетного оборудования при индикации состояния системы электроснабжения.

В рассматриваемом эргатическом информационно-управляющем комплексе беспилотных вертолетов используется речевой информатор, разработанный в НИИ авиационного оборудования. Он представляет собой современное вычислительное устройство с необходимым объемом памяти, разветвленным внешним интерфейсом, программным обеспечением, в котором реализованы сложная логика и алгоритмы формирования речевых сообщений на основе электронного словаря для оповещения членов экипажа о возникшей на ЛА ситуации. Речевой информатор решает задачу формирования электрических сигналов в

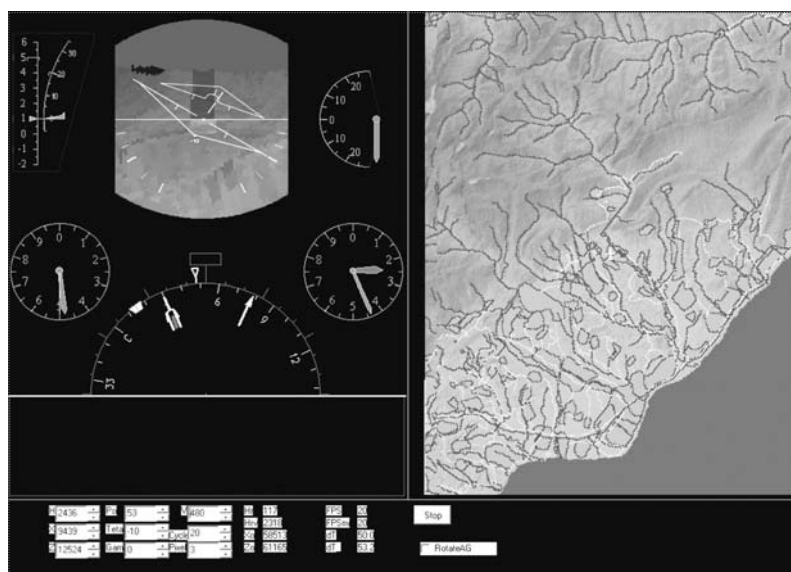


Рис. 5. Информационно-управляющее поле мобильного пункта управления беспилотным ЛА

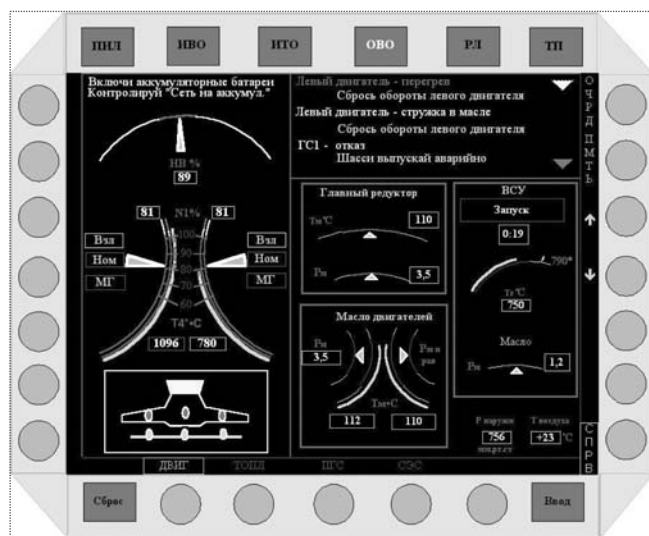


Рис. 6. Мнемокадр общевертолетного оборудования на режиме запуска двигателей при работающей вспомогательной силовой установке

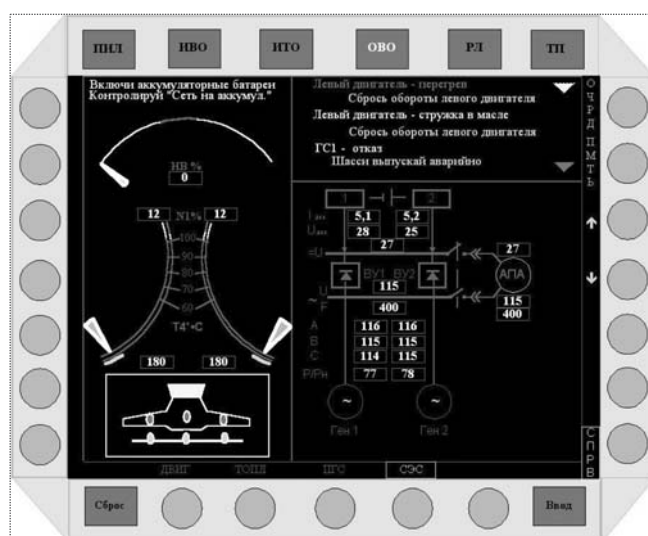


Рис. 7. Мнемокадр общевертолетного оборудования при индикации состояния системы электроснабжения

диапазоне звуковых частот 200...4000 Гц по командам от бортового оборудования.

Алгоритмическая архитектура речевого информатора приведена на рис. 8 в виде пяти условных функциональных блоков:

приема, преобразования, проверки достоверности сигналов;

распределения по приоритетам;

управления очередностью, циклически, блокировки по этапам полета, управления повтором, прерыванием, отключением;

баз тональных и речевых сигналов и сообщений;

распределения выходных сигналов по устройствам (динамик, наушники).

Таким образом, эргатический информационно-управляющий комплекс многоцелевых беспилотных вертолетов с наземным пунктом управления, содержащим рабочие места оператора-летчика, оператора полезной нагрузки и командира комплекса, информационно-управляющую систему, эргатический интерфейс, средства связи наземного пункта управления с беспилотными летательными аппаратами, систему дистанционного командно-лидерного управления, модуль наземной подготовки полетного задания, способен обеспечить решение многоцелевых задач перспективных беспилотных вертолетов.

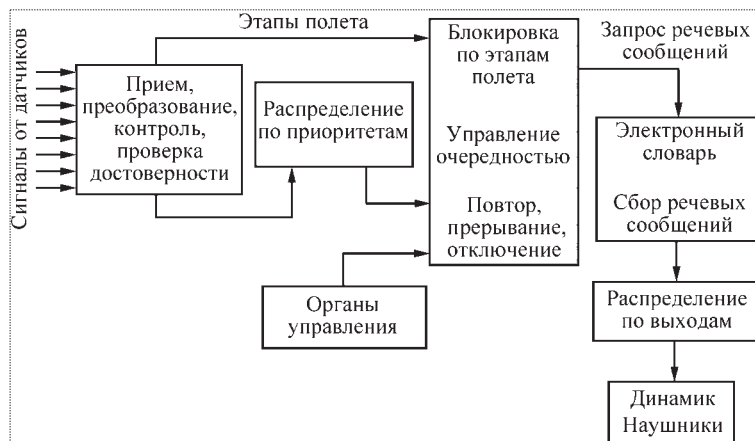


Рис. 8. Алгоритмическая архитектура речевого информатора

Библиографический список

1. Сильвестров М.М., Бегичев Ю.И., Варочко А.Г., Наумов А.И и др. Эргатические интегрированные комплексы летательных аппаратов / под ред. М.М. Сильвестрова. М.: Филиал воениздата, 2007. 510 с.
2. Чернышов В.А., Сильвестров М.М. Методология создания и концепция построения эргатического интегрированного комплекса управления многофункционального маневренного самолета / под ред. М.М. Сильвестрова. Тверь: ООО Издательство "Триада", 2009. 216 с.
3. Буков В.Н., Сильвестров М.М., Бегичев Ю.И. Принципы и архитектура эргатических интегрированных комплексов управления беспилотными летательными аппаратами. Человеческий фактор в авиации и космонавтике: подготовка кадров: Сб. науч. тр. / под ред. А.А. Меденкова. М.: Изд-во МАИ, 2008. С. 6–13.
4. Сильвестров М.М., Чернышов В.А. Эргатический комплекс управления многофункциональным маневренным самолетом // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2009. № 5. С. 10–17.

Эмпирические зависимости для ядер ползучести и релаксации полимерных композитов в процессе старения

О.Г. Осяев, А.В. Остапенко

E-mail: osyevog@mail.ru

На основании данных экспериментального исследования старения и длительной прочности полимерных материалов получены эмпирические зависимости для основных констант вязкоупругости, ядер ползучести и релаксации, которые имеют вид экспонент классической теории наследственной ползучести.

Ключевые слова: длительная прочность; критерии прочности; ядра ползучести; ядра релаксации; старение полимеров.

O.G. Osyayev, A.V. Ostapenko. Empirical Dependence For Creep Kernels And Relaxation Of Polymeric Composites With Aging

Based on the experimental studies of aging and creep rupture strength of polymeric composites, the article reviews empiric dependences for the main constants of viscoelasticity, creep kernels and relaxation, which are represented in the form of exponents of the classical inherited creep theory.

Keywords: creep rupture strength; rigidity criteria; creep kernel; relaxation kernel; polymer aging.

В качестве материалов для изготовления конструкций современных летательных аппаратов все большее применение находят полимерные композиты. Для оценки длительной прочности таких материалов могут быть использованы эмпирические выражения, рассмотренные в работе [1], а также уравнения наследственной теории ползучести, содержащие ядра ползучести и релаксации. В настоящей статье устанавливаются зависимости для критериев длительной прочности по напряжениям и деформациям, а также для ядер ползучести и релаксации на основе единых эмпирических коэффициентов, значения которых также получены в данной работе на примере одного из современных полимерных композитов.

Процессы естественного старения полимерных материалов могут быть описаны с помощью уравнений теории наследственной ползучести, основу которых составляют ядра ползучести и релаксации. Выражение для ядра релаксации согласно [1] имеет вид:

$$R_0(t) = -\frac{1}{\varepsilon_0} \frac{d\sigma}{dt}. \quad (1)$$

Таким образом, ядро $R_0(t)$ представляет собой зависимость от производной функции релаксации напряжений σ по времени. Вид этой функции определяется по данным эксперимента.



ОСЯЕВ
Олег Геннадьевич — старший преподаватель Ростовского военного института Ракетных войск, доцент, кандидат техн. наук



ОСТАПЕНКО
Александр Владимирович — преподаватель Ростовского военного института Ракетных войск

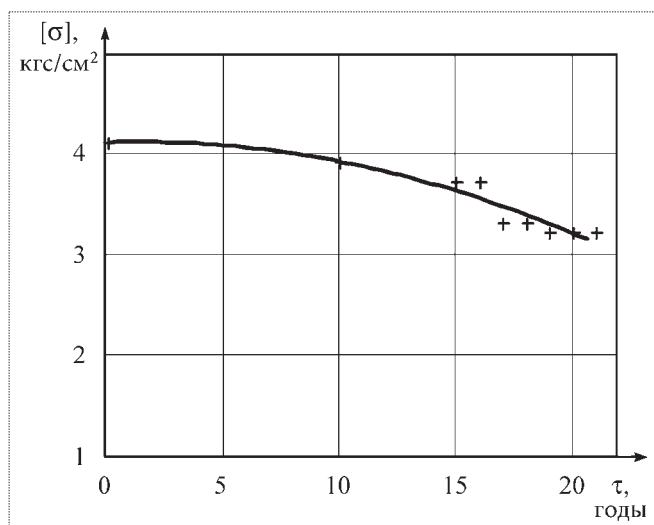


Рис. 1. Снижение прочности конструкционного полимера в процессе старения

Моделирование процессов длительной эксплуатации рассматриваемого полимера показывает, что зависимость напряжений от времени эксплуатации носит убывающий характер (рис. 1).

При построении эмпирической модели рассматриваются предельные напряжения, характеризующие изменение прочности материала в процессе эксплуатации. Для определения ядра релаксации временная зависимость прочности от времени эксплуатации аппроксимируется показательной функцией вида

$$\sigma(t_*) = \sigma(t_0) (\alpha + \beta e^{-\lambda \bar{t}_*}), \quad (2)$$

где α , β , λ — определяемые экспериментально функции материала при рассматриваемых условиях нагружения; t_* — долговечность; t_0 — длительность кратковременного нагружения; $\bar{t}_*$ — приведенное время до разрушения, $\bar{t}_* = t_* / t_0 - 1$.

Значения величин α , β , λ определены опытным путем для случая длительной эксплуатации конструкционного полимера при постоянных значениях параметров теплового и механического режимов нагружения в соответствии с методикой, предложенной в работе [1]: $\alpha = 0,78$; $\beta = 0,22$; $\lambda = 10^{-7}$. Полученная эмпирическая функция имеет вид

$$\sigma_b(t_*) = \sigma_b(t_0) (0,78 + 0,22 e^{-10^{-7} \bar{t}_*}). \quad (3)$$

Выполнив дифференцирование, запишем выражение для ядра релаксации:

$$R_0(t) = -\frac{1}{\varepsilon_0} \frac{d\sigma}{dt} = 0,22 \cdot 10^{-7} \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} e^{-10^{-7} \bar{t}_*}. \quad (4)$$

В полученном уравнении соотношение между начальными напряжениями и деформациями определяет модуль упругости $E_0 = \sigma_0 / \varepsilon_0$, значение которого для рассматриваемого полимерного материала имеет порядок, близкий к порядку стоящего перед ним сомножителя. Время эксплуатации определяется в часах. Малый порядок коэффициентов в уравнениях (3), (4) обусловлен длительностью процессов естественного старения материала при низком уровне тепловых и механических нагрузок.

Полученное эмпирическое уравнение полностью соответствует виду экспоненциальных зависимостей классической теории ползучести

$$R_0(t - \xi) = R_0^0 e^{-\lambda(t - \xi)}, \quad (5)$$

где

$$R_0^0 = \beta \lambda \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} = \beta \frac{E}{\eta} \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} = \beta \lambda E; \quad (6)$$

η — вязкость; ξ — момент времени приложения нагрузки.

Показатель степени $t - \xi$ в выражении (5) является некоторой убывающей функцией аргумента, соответствующей приведенному времени до разрушения $\bar{t}_*$.

В случаях динамического нагружения и воздействия нагрузок более высокого уровня скорость процессов ползучести и релаксации будет возрастать и значения коэффициентов α , β , λ также будут увеличиваться.

В случае многократно повторяющихся нагрузок и выполнения условий, соответствующих гипотезе суммирования повреждений, выражение (5) примет вид

$$R_0(t - \xi) = \sum_n R_{0n}^0 e^{-\lambda_n(t - \xi)}. \quad (7)$$

При наличии опытных данных ядро ползучести можно определить путем дифференцирования эмпирического уравнения для деформаций ползучести. В случае отсутствия данных эксперимента о кривой ползучести можно воспользоваться кинетическими наследственными уравнениями, включающими основные физико-механические и теплофизические константы материалов. В этом случае можно использовать справочные или экспериментальные данные о зависимостях этих характеристик от температуры. В этом состоит одно из преимуществ полученных уравнений.

Используя уравнение связи между ядрами в интерпретации кинетической теории, определим выражение для ядра ползучести:

$$\Pi_0(t - \xi) = 0,22 \cdot 10^{-7} E_0 e^{-10^{-7} \bar{t}} - \int_0^t \frac{E}{\sigma_0 \xi \varepsilon_0 (t - \xi)} \left(\frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a c_v v_{зв}}{3 \lambda_T} \right)^2 d\xi, \quad (8)$$

где α_T — коэффициент термического расширения объема; k — постоянная Больцмана; T — температура; a — межатомное расстояние; c_v — объемная теплоемкость материала; λ_T — теплопроводность материала; $v_{зв}$ — скорость звука в материале; C — атомная теплоемкость.

Располагая опытными данными о реальных процессах обратной ползучести, приведенными на рис. 2, можно воспользоваться способом, аналогичным определению ядра релаксации.

Для определения ядра ползучести аппроксимируем временную зависимость для деформаций показательной функцией вида

$$\varepsilon(t_*) = \varepsilon(t_0) (\alpha + \beta e^{-\lambda \bar{t}_*}), \quad (9)$$

где α , β , λ — определяемые экспериментально функции материала при рассматриваемых условиях нагружения. По данным испытаний они имеют следующие значения: $\alpha = 0,802$; $\beta = 0,198$; $\lambda = 10^{-7}$.

Полученная эмпирическая функция имеет вид

$$\varepsilon(t_*) = \varepsilon(t_0) (0,802 + 0,198 e^{-5,4 \cdot 10^{-7} \bar{t}_*}). \quad (10)$$

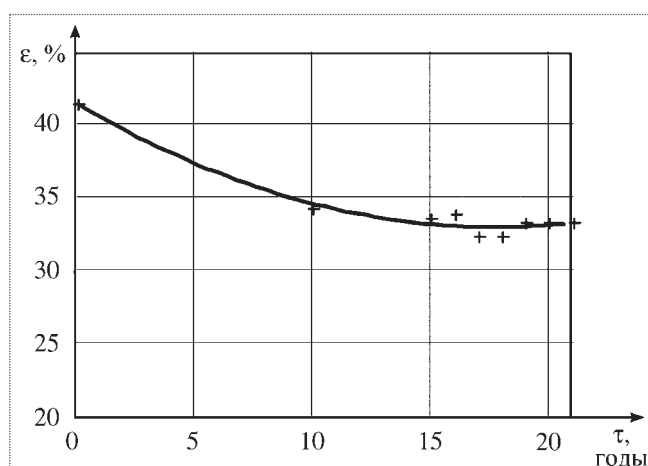


Рис. 2. Изменение предельных деформаций конструкционного полимера в процессе старения

Выполним дифференцирование (10) и запишем выражение для ядра ползучести:

$$\Pi_0(t) = \frac{1}{\sigma_0} \frac{d\varepsilon}{dt} = -1,07 \cdot 10^{-7} \frac{\varepsilon_0}{\sigma_0} e^{-5,4 \cdot 10^{-7} \bar{t}_*}. \quad (11)$$

Полученное эмпирическое уравнение полностью соответствует виду экспоненциальных зависимостей классической теории ползучести:

$$\Pi_0(t - \xi) = \Pi_0^0 e^{-\lambda(t - \xi)}, \quad (12)$$

где

$$\Pi_0^0 = -\beta \lambda \frac{\varepsilon_0}{\sigma_0} = -\beta \frac{E}{\eta} \frac{\varepsilon_0}{\sigma_0} = -\beta \frac{1}{\eta} = -\beta \frac{\lambda}{E}. \quad (13)$$

В случае многократно повторяющихся нагрузок и выполнения условий, соответствующих гипотезе суммирования повреждений, выражение (12) примет вид

$$\Pi_0(t - \xi) = \sum_n \Pi_0^0 e^{-\lambda_n(t - \xi)}. \quad (14)$$

Полученные уравнения могут быть приведены к виду, содержащему в явном виде основные константы упругости и ползучести (вязкоупругости), т.е. вязкость η , модуль упругости E и время релаксации $t_p = \eta/E$.

Запишем уравнение (7) в виде [2]

$$R_0(t - \xi) = \frac{\tilde{E}}{t_p} e^{-\frac{t - \xi}{t_p}}. \quad (15)$$

Сравнивая (15) с полученными эмпирическими уравнениями (4)...(6), находим:

$$\frac{1}{t_p} = \lambda = \frac{E}{\eta}; \quad \tilde{E} = \beta \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} = \beta E; \quad \eta = E t_p = \frac{1}{\lambda} \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0}. \quad (16)$$

Здесь E – модуль упругости состаренного полимера.

Значения величин α , β , λ определены экспериментальным путем на основании выражения (2) и соответствуют использовавшимся в эмпирическом уравнении (3). Для их вычисления экспериментально определялись пределы кратковременной $\sigma_b(t_0)$ и длительной $\sigma_{b1}(t_* \rightarrow \infty)$ прочности. Затем находились значения α и β :

$$\alpha = \frac{\sigma_b(t_* \rightarrow \infty)}{\sigma_b(t_0)}; \quad \beta = 1 - \alpha; \quad (17)$$

$$\alpha + \beta e^{-\lambda t_*} = \frac{\sigma_b(t_*)}{\sigma_b(t_0)}. \quad (18)$$

Тогда

$$\lambda = -\frac{1}{t_*} \ln \left[\frac{1}{\beta} \left(\frac{\sigma_b(t_*)}{\sigma_b(t_0)} - \alpha \right) \right]. \quad (19)$$

Подставляя (17)...(19) в соответствующие выражения (16), получим

$$t_p = \left[-\frac{1}{t_*} \ln \left(\frac{\sigma_b(t_*) - \sigma_b(t_\infty)}{\sigma_b(t_0) - \sigma_b(t_\infty)} \right) \right]^{-1}; \quad (20)$$

$$E = \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0}; \quad (21)$$

$$\eta = \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} \left[-\frac{1}{t_*} \ln \left(\frac{\sigma_b(t_*) - \sigma_b(t_\infty)}{\sigma_b(t_0) - \sigma_b(t_\infty)} \right) \right]^{-1}. \quad (22)$$

Тогда ядро релаксации может быть выражено: через модуль упругости, коэффициент вязкости и эмпирические константы:

$$R_0(t - \xi) = \beta \frac{E}{\eta} \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} e^{-\frac{E}{\eta}(t - \xi)}; \quad (23)$$

через эмпирические константы:

$$R_0(t - \xi) = \beta \lambda \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} e^{-\lambda(t - \xi)}; \quad (24)$$

в кинетической форме:

$$R_0(t - \xi) = -\frac{1}{\varepsilon_0} \frac{E}{(t - \xi)} \frac{\alpha k T}{C} \frac{\alpha}{\Delta}, \quad (25)$$

где a – межатомное расстояние; Δ – линейный размер отрицательной флуктуации плотности (дилатона); a/Δ – коэффициент разгрузки межатомных связей при ползучести и релаксации материала.

В выражении (25) последние два сомножителя представляют собой деформацию ε_d флуктуационного теплового удлинения межатомных связей в дилатонах. Поэтому произведение этих сомножителей и модуля упругости дает напряжение σ_d удлинения межатомной связи в дилатоне при нагружении тела. Тогда выражение (25) можно записать в виде соотношения между напряжениями и деформациями подобно (24):

$$R_0(t - \xi) = -\frac{\sigma_d}{\varepsilon_0} \frac{1}{(t - \xi)}. \quad (26)$$

Для ядер ползучести получим следующие выражения:

через эмпирические константы:

$$P_0(t - \xi) = -\beta \lambda \frac{\varepsilon_0}{\sigma_0} e^{-\lambda(t - \xi)}; \quad (27)$$

в кинетической форме:

$$P_0(t - \xi) = \frac{1}{\sigma_0(t - \xi)} \frac{\alpha k T}{C} \frac{a}{\Delta} \quad (28)$$

или с учетом физического смысла двух последних сомножителей через соотношение деформаций и напряжений:

$$P_0(t - \xi) = \frac{\varepsilon_d}{\sigma_0(t - \xi)}; \quad (29)$$

через модуль упругости, коэффициент вязкости и эмпирические константы:

$$P_0(t - \xi) = -\beta \frac{E}{\eta} \frac{\varepsilon_0}{\sigma_0} e^{-\frac{E}{\eta}(t - \xi)}. \quad (30)$$

Наиболее универсальными являются обобщенные уравнения ядер в виде (23) и (30), включающие модуль упругости, вязкость и эмпирические константы. Эти уравнения имеют одинаковый вид и различаются противоположным знаком и противоположным соотношением между напряжениями и деформациями, поскольку ядро релаксации является резольвентой ядра ползучести. Принимая во внимание соотношение линейной упругости (21), перепишем выражения (23) и (30) в более компактном виде:

$$R_0(t - \xi) = \beta \frac{E^2}{\eta} e^{-\frac{E}{\eta}(t - \xi)}; \quad (31)$$

$$P_0(t - \xi) = -\beta \frac{1}{\eta} e^{-\frac{E}{\eta}(t - \xi)}. \quad (32)$$

Таким образом, на примере конструкционного полимерного материала получены эмпирические зависимости для основных констант вязкоупругости, ядер ползучести и релаксации, которые имеют вид экспонент классической теории наследственной ползучести. Аналогичным образом на основании данных экспериментального исследования старения и длительной прочности могут быть получены соответствующие уравнения и для других исследуемых материалов.

Библиографический список

1. Гольденблат И.И., Бажанов В.Л., Копнов В.А. Длительная прочность в машиностроении. М.: Машиностроение, 1977. 248 с.
2. Биргер А.И., Мавлютов Р.Р. Сопротивление материалов. М.: Наука, 1986. 560 с.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ПОСТАВКИ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ Су-35 РОССИЙСКИМ ВВС И НА ЭКСПОРТ НАЧНУТСЯ В 2012 ГОДУ

Компания "Сухой" успешно реализует программу создания нового многофункционального истребителя Су-35 и в соответствии с графиком начнет поставку серийных машин заказчикам.

"Первые поставки серийных истребителей Су-35 в рамках заключенного Минобороны РФ контракта на закупку 48 самолетов этого типа начнутся в 2012 г.", — сообщил директор программы Су-35, главный конструктор ОКБ Сухого Игорь Демин. По его словам, "тогда же, в 2012 году, начнутся и поставки Су-35 по линии "Рособоронэкспорта". Четыре самолета Су-35, которые будут участвовать в госиспытаниях, после некоторой доработки будут поставлены отечественным ВВС в счет 48 машин".

Комсомольское-на-Амуре авиационное производственное объединение имени Ю.А. Гагарина, как и вся кооперация по программе Су-35, готовится к серийному выпуску истребителя. Вся необходимая документация по Су-35 уже передана на серийные заводы. Бортовая радиолокационная станция с фазированной антенной решеткой типа "Ирбис" будет выпускаться на Рязанском приборном заводе. Двигатели для Су-35, получившие наименование изделие 117С, поставляет Научно-производственное объединение "Сатурн".

Су-35 — глубоко модернизированный сверхманевренный многофункциональный истребитель поколения "4++". В нем использованы технологии пятого поколения, обеспечивающие превосходство над истребителями аналогичного класса.

Отличительными особенностями самолета являются новый комплекс авионики на основе цифровой информационно-управляющей системы, интегрирующей системы бортового оборудования, новая радиолокационная станция (РЛС) с фазированной антенной решеткой с большой дальностью обнаружения воздушных целей и с увеличенным числом одновременно сопровождаемых и обстреливаемых целей (сопровождение 30 и атака 8 воздушных целей, а также сопровождение 4 и атака 2 наземных целей).

На самолете установлены новые двигатели с увеличенной тягой и поворотным вектором тяги.

Су-35 отличается широкой номенклатурой вооружения большой, средней и малой дальности. Истребитель способен нести управляемые авиационные средства поражения антиРЛС, антикорабль и общего назначения, корректируемые авиабомбы, а также неуправляемое вооружение.

Радиолокационная заметность истребителя по сравнению с самолетами четвертого поколения уменьшена в несколько раз за счет электропроводящего покрытия фонаря кабины, нанесения радиопоглощающих покрытий и уменьшенного количества выступающих датчиков. Ресурс самолета — 6 тыс. летных часов, срок эксплуатации — 30 лет, назначенный ресурс двигателей с управляемым соплом — 4 тыс. ч.

Вестник Интерфакс — АВН № 33 (462), 2010 г.



БАЧЕВ
Николай Леонидович —
доцент Пермского государственного технического
университета, кандидат
техн. наук



МАТЮНИН
Олег Олегович —
аспирант Пермского государственного технического
университета

Моделирование и исследование рабочего процесса в камере ЖРД при сверхкритических параметрах

Н.Л. Бачев, О.О. Матюнин

E-mail: matoleg@gmail.com

Рассмотрены уравнения рабочего процесса в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), выполненного по замкнутой схеме "газ + жидкость", в представлении Лагранжа. Проанализированы силовое и тепловое взаимодействия между жидкими каплями и взаимодействие между жидкими каплями и газом. Получено распределение параметров обеих фаз по длине камеры сгорания. Сравниваются результаты численного моделирования с экспериментальными данными по давлению.

Ключевые слова: математическая модель; ЖРД; камера сгорания; межфазное взаимодействие.

N.L. Bachev, O.O. Matyunin. Modeling And Studying Work Process In LPE Combustor In Supercritical Modes

The article scrutinizes the Lagrange equations of the work process in the combustion chamber of a liquid propellant rocket engine, featuring a close-loop "gas+liquid" configuration. It analyses power and heat interactions between liquid drops and cohesion between liquid drops and the gas, offering a distribution of the parameters of both phases along the full length of the combustor. The article also offers the comparison of quantity modeling and experimental data on pressure.

Key words: mathematical modeling; liquid propellant rocket engine; combustion chamber; interphase interaction.

В процессе преобразования компонентов топлива в продукты сгорания возникают двухфазные потоки, для которых характерны полидисперсность распыла жидкости, взаимодействие факелов распыла отдельных форсунок между собой, наличие обратных токов, деформация и дробление капель, прогрев и испарение капель, реакции в газовой фазе, различие в скоростях и температурах между газовой и жидкой фазами, неоднородность течения.

Рассмотренная схема рабочего процесса отражает наиболее существенные факторы, характерные для реагирующих газожидкостных потоков. Влияние второстепенных эффектов необходимо учитывать с помощью различного рода коэффициентов и критериальных зависимостей.

Физическая схема процессов формируется на базе следующих допущений: процесс преобразования и течения газожидкостного потока вдоль камеры рассматривается в одномерной постановке; влияние параметров системы подачи учитывается граничными условиями в сечении $x = 0$; процессы распыла жидкого компонента определяются конструкцией смесительной головки и условно приведены к сечению $x = 0$; все капли имеют сферическую форму; спектр капель заменен средним медианным диаметром; градиенты темпера-

туры внутри капель не учитываются; переносом теплоты путем излучения пренебрегается.

Математическая модель рабочего процесса. Процессы рассматриваются в подходе Лагранжа. В уравнения входят источники члены, обусловленные присутствием в потоке нагреваемых и испаряющихся капель жидкого топлива.

Уравнение сохранения массы газа для двухфазной среды имеет вид

$$\frac{d\rho}{dt} = \dot{m}_{\text{исп}} C_k, \quad (1)$$

где $\dot{m}_{\text{исп}}$ – скорость испарения одиночной капли; C_k – концентрация капель (количество капель в единице объема), кап./м³. В правой части (1) учитывается подвод массы за счет испарения капель топлива.

Запишем уравнение сохранения импульса газа для двухфазной среды:

$$\rho \frac{dW}{dt} = -\frac{dP}{dx} - \dot{m}_{\text{исп}} C_k (W - W_k) - F_k C_k, \quad (2)$$

где W , W_k – скорости газа и жидких капель; F_k – сила аэродинамического взаимодействия между газом и отдельной каплей. Член $\Delta P_{\text{п}} = \dot{m}_{\text{исп}} C_k (W - W_k)$ учитывает передачу импульса от газа к образовавшемуся пару, если $W > W_k$, и наоборот – в противном случае. Сила сопротивления $F_c = F_k C_k$ учитывает передачу импульса от газа к жидким каплям, если $W > W_k$, и наоборот.

Уравнение баланса энергии газа для двухфазной среды можно представить в виде

$$\frac{dT}{dt} = \frac{1}{c_p \rho} \{ [q_{x,p} - c_{p,p} (T - T_{ж})] \dot{m}_{\text{исп}} C_k - q_s C_k \}, \quad (3)$$

где T , $T_{ж}$ – температуры газа и капель; c_p , $c_{p,p}$ – теплоемкости соответственно газа и пара при постоянном давлении; $q_{x,p}$ – тепловой эффект химических реакций; q_s – тепловой поток, подводимый к одиночной капле. Член $Q_{x,p} = q_{x,p} \dot{m}_{\text{исп}} C_k$ описывает увеличение энтальпии парогазовой смеси за счет химической реакции горения в межкапельном пространстве;

член $Q_{\text{п}} = c_{p,p} (T - T_{ж}) \dot{m}_{\text{исп}} C_k$ учитывает передачу теплоты от газа к образовавшемуся пару; член $Q_s = q_s C_k$ описывает количество теплоты, затраченное газом на прогрев и испарение капель.

Уравнение сохранения массы одиночной капли

$$\frac{dm_k}{dt} = -\dot{m}_{\text{исп}}. \quad (4)$$

Уравнение сохранения импульса одиночной капли

$$\frac{dW_k}{dt} = \frac{F_k}{m_k}. \quad (5)$$

Сила взаимодействия F_k ускоряет каплю, если $W > W_k$, и наоборот.

Уравнение баланса энергии одиночной капли

$$\frac{dT_k}{dt} = \frac{1}{c_{k,m_k}} [q_s - \dot{m}_{\text{исп}} h_{\text{исп}}], \quad (6)$$

где $h_{\text{исп}}$ – скрытая теплота испарения. Теплота, подведенная от газа к капле, расходуется на прогрев капли и ее испарение.

Система обыкновенных дифференциальных уравнений (1)–(6) решается методом Рунге–Кутты 4-го порядка.

Модель межфазного взаимодействия. В случае применения модели к практическим расчетам точность получаемых результатов зависит от достоверности используемых членов, описывающих взаимодействие. Одним из определяющих процессов, существенно влияющих на характер и параметры газожидкостных течений, является испарение капли в потоке высокотемпературной газовой смеси. Недостаточно исследован процесс испарения капли в потоке газа при давлениях, больших критического давления для данного компонента.

Используется модель испарения, предложенная в [1], которую схематично можно представить как процесс, идущий в два этапа.

На первом этапе капля нагревается в соответствии с обычными соотношениями нестационарного прогрева (6) от начальной температуры $T_{ж0}$

до некоторой предельной температуры $T_{пр}$, которая все же меньше критической температуры $T_{кр}$. Температура $T_{пр}$ может быть определена из условия равенства сил межмолекулярного взаимодействия в жидкости и аэродинамических сил, обуславливающих разрушение поверхностного слоя капли. Поток пара от капли вызывается двумя причинами:

диффузией паров от поверхности капли в окружающую среду, что обусловлено разностью концентраций испаряемого вещества у поверхности капли и в окружающей среде;

наличием стефановского потока, обусловленного разностью плотностей жидкости и пара ($\rho_{ж} \gg \rho_{п}$), что приводит к выталкиванию пара в окружающую среду.

Указанные факторы в совокупности действуют в одном направлении, вызывая суммарный поток пара от поверхности капли.

При моделировании испарения в условиях обтекания капли газовым потоком обычно используется понятие приведенной пленки. В этом случае выражение для массовой скорости испарения одиночной капли запишется в виде [2]

$$\dot{m}_{исп} = \pi d_{ж} Nu_m D \frac{P}{RT} \ln \frac{P}{P - P_{п}}, \quad (7)$$

где $d_{ж}$ – диаметр капли; Nu_m – массовое число Нуссельта; D – коэффициент диффузии идеальной смеси газов; $P_{п}$ – давление насыщенного пара на поверхности капли.

Давление насыщенных паров при температуре испарения $T_{ж}$ может быть получено по уравнению Клапейрона–Клаузиуса [3]

$$\frac{dP_{п}}{dT_{ж}} = P_{п} \frac{h_{исп}}{R_{п} T_{ж}^2}.$$

После интегрирования имеем

$$P_{п} = P_0 \exp \left[\frac{h_{исп}}{R_{п}} \left(\frac{1}{T_0} - \frac{1}{T_{ж}} \right) \right], \quad (8)$$

где P_0 – известное давление насыщенного пара при какой-либо температуре T_0 ; $R_{п}$ – газовая постоянная пара.

На втором этапе при температуре поверхности $T_{пр}$ скорость испарения капли резко увеличивается. Увеличение скорости диффузии пара через приведенную пленку можно объяснить увеличением количества паров над поверхностью капли по сравнению с условиями насыщения. Это увеличение вызвано действием аэродинамических сил, которые в связи с ослаблением межмолекулярных сил в поверхностном слое разрушают его.

Микроскопические жидкие комплексы, образовавшиеся в результате разрушающего действия аэродинамических сил, мгновенно газифицируются в пределах приведенной пленки. При этом массовая скорость испарения определяется по соотношению [4]

$$\dot{m}_{исп} = \frac{\pi d_{ж}^2}{8} |W - W_{ж}| \sqrt{\rho \rho_{ж}}. \quad (9)$$

Тепловой поток q_s , подводимый к капле от окружающей среды, с учетом совместного протекания тепломассообмена определяется формулой

$$q_s = \alpha F_{ж} (T - T_{ж}) z.$$

Коэффициент теплообмена α определяется по тепловому числу Нуссельта $Nu_t = \alpha d_{ж} / \lambda$; поверхность теплообмена для сферической капли $F_{ж} = \pi d_{ж}^2$. Тогда

$$q_s = \pi d_{ж} Nu_t \lambda (T - T_{ж}) z, \quad (10)$$

где λ – коэффициент теплопроводности идеальной смеси газов. Поправочный коэффициент z учитывает влияние массового потока паров от поверхности испарения капли на теплоподвод к ней и вычисляется по выражению

$$z = \frac{z_0}{\exp(z_0) - 1}, \quad (11)$$

где параметр $z_0 = c_{п} \dot{m}_{исп} / (\alpha \pi d_{ж}^2)$.

Значение поправочного коэффициента $z < 1$, т.е. теплообмен при испарении оказывается меньше, чем "чистый" теплообмен, причем чем больше массовый поток от поверхности капли, тем меньше теплоподвод к ней при прочих равных условиях.

Расчеты тепло- и массообмена капель в потоке газа рассматриваются в приближении диффузионного пограничного слоя, который формируется за время прохождения капель расстояния, равного ее диаметру. Следовательно, для относительно мелких капель можно пользоваться соотношениями Ранца–Маршалла для теплового и массового чисел Нуссельта [2]:

$$\begin{aligned} \text{Nu}_t &= 2 + 0,6 \text{Re}^{1/2} \text{Pr}_t^{1/3}; \\ \text{Nu}_m &= 2 + 0,6 \text{Re}^{1/2} \text{Pr}_m^{1/3}. \end{aligned} \quad (12)$$

Аэродинамическая сила лобового сопротивления определяется по формуле

$$F_k = C_d \rho (W - W_{\text{ж}}) |W - W_{\text{ж}}| \frac{\pi d_{\text{ж}}^2}{8}. \quad (13)$$

Коэффициент аэродинамического сопротивления капель C_d в широком диапазоне чисел Рейнольдса представляется разными зависимостями. Приведенные ниже результаты получены с использованием формулы Ингебо [1]:

$$C_d = 27 \text{Re}^{-0,84}. \quad (14)$$

Это выражение является удобным для математических преобразований и достаточно хорошо согласуется с результатами многочисленных экспериментов при испарении капель. Критерий Рейнольдса для смеси газов определяется формулой

$$\text{Re} = \frac{\rho |W - W_{\text{ж}}| d_{\text{ж}}}{\mu}, \quad (15)$$

где μ – вязкость идеальной смеси газов.

Тепловой эффект реакции горения при стехиометрическом соотношении K_{m0} можно рассчитать на основании термохимического закона Гесса как разность теплоты образования получающихся веществ и теплоты образования веществ, вступающих в реакцию. По этому закону тепловой эффект реакции зависит только от начального и конечного состояний веществ, взятых для реакции, и не зависит от путей развития реакции.

Теплота образования продуктов, вступающих в реакцию

$$\Delta H_0 = \sum_i m_i \Delta h_i, \quad (16)$$

где m_i , Δh_i – соответственно масса и теплота образования исходных веществ.

Теплота образования продуктов, полученных в результате реакции,

$$\Delta H_k = \sum_j m_j \Delta h_j, \quad (17)$$

где m_j , Δh_j – массы и теплоты образования конечных веществ.

Тепловой эффект реакции при стехиометрическом соотношении компонентов K_{m0}

$$q_{\text{х.р}0} = \frac{\Delta H_k - \Delta H_0}{\sum m_i}. \quad (18)$$

Тепловой эффект реакции при реальном соотношении компонентов K_m может быть определен по эмпирической формуле А.В. Квасникова [5]

$$q_{\text{х.р}} = q_{\text{х.р}0} \left(1,06 \frac{K_m}{K_{m0}} - 0,13 \right). \quad (19)$$

Концентрация капель C_k может быть определена из следующих соображений. Массовый расход жидкого компонента через смесительную головку может быть представлен формулой

$$\dot{m}_{\text{ж}} = \rho_{\text{ж}} \frac{\pi d_{\text{ж}0}^3}{6} \dot{n}.$$

Отсюда секундный расход капель с начальным диаметром $d_{\text{ж}0}$ через смесительную головку

$$\dot{n} = \frac{6 \dot{m}_{\text{ж}}}{\pi \rho_{\text{ж}} d_{\text{ж}0}^3}. \quad (20)$$

За бесконечно малое время dt капли, движущиеся с начальной скоростью $W_{\text{ж}0}$, занимают объем

$$V = F_k W_{\text{ж}0} dt,$$

где F_k – площадь поперечного сечения камеры сгорания.

Концентрация капель

$$C_k = \frac{\dot{n} dt}{V} = \frac{\dot{n}}{F_k W_{k0}}. \quad (21)$$

Траектория капли определяется выражением

$$\frac{dx_k}{dt} = W_k. \quad (22)$$

Диаметр капли

$$d_k = \left(\frac{6}{\pi} \frac{m_k}{\rho_k} \right). \quad (23)$$

Анализ результатов численного моделирования.

Для апробации модели в качестве исследуемого объекта была выбрана камера сгорания ЖРД, работающая на топливе АТ+НДМГ по замкнутой схеме с дожиганием окислительного генераторного газа. Обычно считают, что процесс горения топлива лимитируется скоростью испарения жидких капель, вследствие чего он пространственно распределен по объему камеры сгорания.

Как показали проведенные расчеты, объем камеры сгорания можно разделить на несколько различных зон (рис. 1):

1 – зона впрыска и распыла топлива; 2 – зона горения смеси в межкапельном пространстве; 3 – зона горения парогазовой смеси.

Зона впрыска и распыла топлива, непосредственно прилегающая к форсуночной головке камеры сгорания, труднее всего поддается аналитическому описанию. Впрыск компонентов жидкого топлива сконцентрирован на дискретных участках. Следовательно, модель рабочего процесса в под-

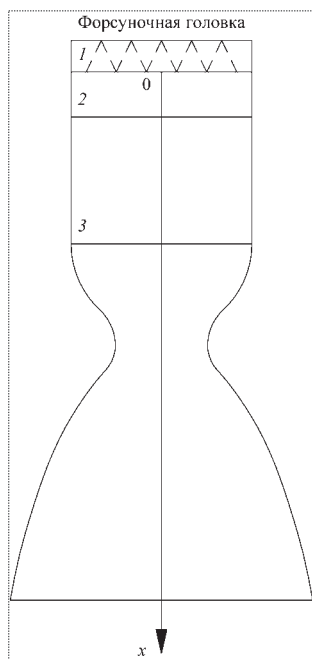


Рис. 1. Зоны камеры сгорания

ходе Лагранжа будет применима в областях 2, 3, лежащих вниз по течению за зоной впрыска и распыла топлива. Начальные значения параметров газовой и капельной сред задавались во входном сечении ($x=0$; $t=0$), совпадающем с плоскостью пересечения конусов распыливания. В качестве начальных значений W_{k0} , W_0 использовались осредненные по поперечному сечению камеры значения, полученные по уравнению расхода:

$$W_{k0} = \frac{\dot{m}_k}{\rho_k F_k}; \quad W_0 = \frac{\dot{m}}{\rho F_k}. \quad (24)$$

Приведенные ниже результаты получены при следующих значениях режимных и геометрических параметров: $d_{k0} = 300 \cdot 10^{-6}$ м; $d_k = 0,43$ м; $T_{k0} = 300$ К; $T_0 = 780$ К; $W_{k0} = 1,1$ м/с; $W_0 = 49,6$ м/с; $\rho_k = 790$ кг/м³; $\rho_0 = 56,2$ кг/м³; $P_0 = 150 \cdot 10^5$ Па; $T_{кр} = 522,2$ К.

На рис. 2 показано изменение массы $\bar{m}_k = m_k / m_{k0}$ и температуры $\bar{T}_k = T_k / T_{кр}$ по координате $\bar{x}_k = x_k / x_{исп}$ ($x_{исп}$ – длина полного испарения капли). При $0,56 \leq \bar{T}_k < 0,98$ параметры у поверхности капли соответствуют условиям насыщения, массовая скорость испарения вычис-

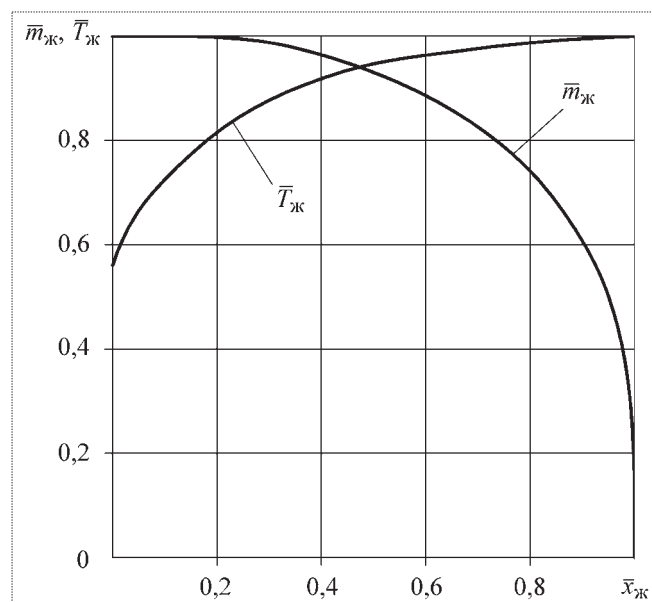


Рис. 2. Изменение массы и температуры капли по длине зоны испарения

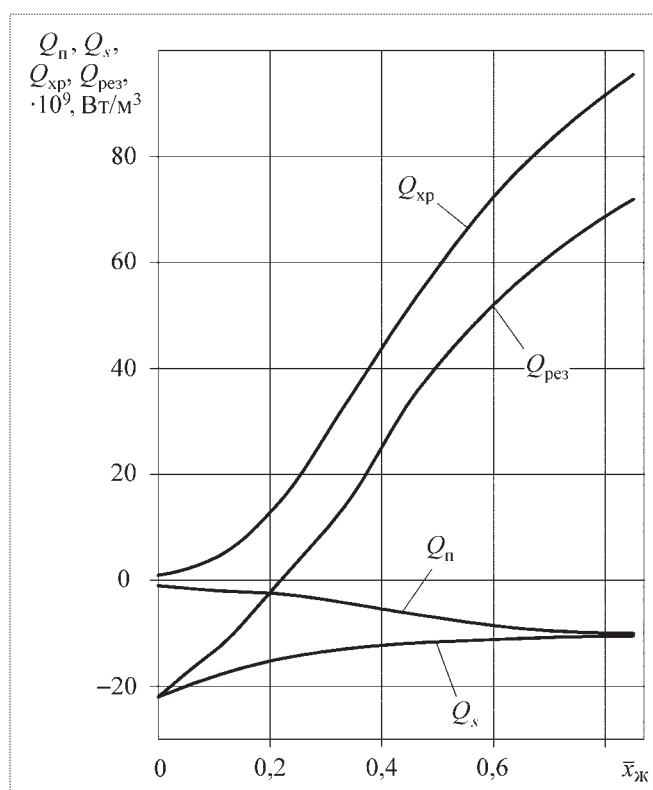


Рис. 3. Анализ источников членов теплового взаимодействия

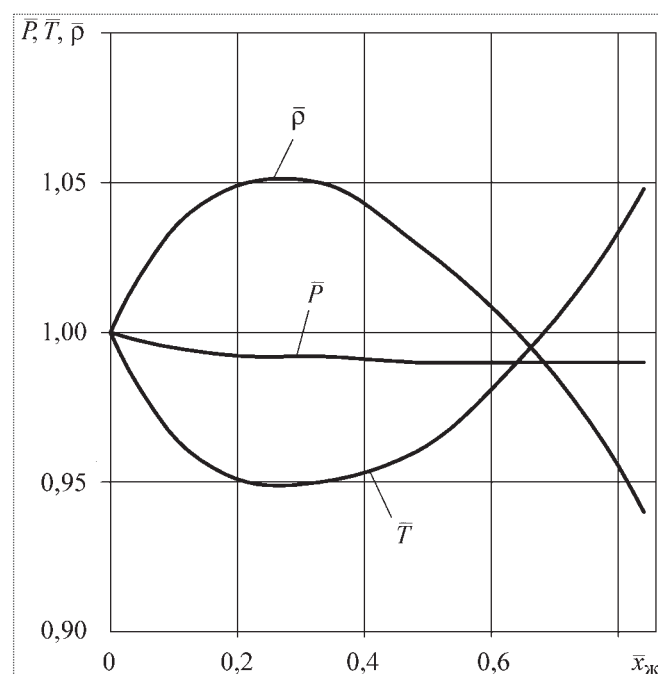


Рис. 4. Изменение параметров парогазовой смеси по длине зоны испарения

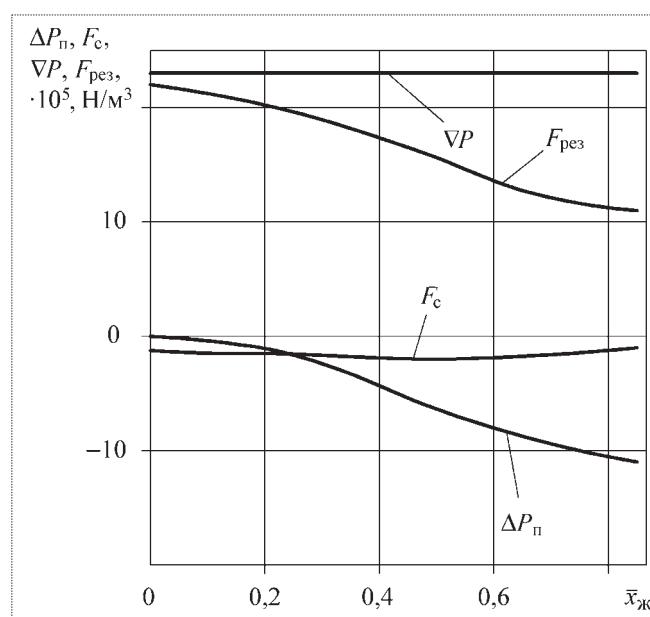


Рис. 5. Анализ источников членов силового взаимодействия

ляется по формуле (7) и в момент достижения $T_{пр} = 0,98 T_{кр}$ составляет $\dot{m}_{исп} = 11 \cdot 10^{-6}$ кг/с. После этого газовый поток начинает срывать с поверхности капли чрезвычайно малые фрагменты жидкости, которые мгновенно газифицируются. В момент разрушения капли скорость испарения вычисляется по (9) и достигает значения $\dot{m}_{исп} = 232 \cdot 10^{-6}$ кг/с.

На рис. 3, 4 показано изменение источников членов $Q_с$, $Q_п$, $Q_{х.р}$ и $Q_{рез} = Q_{х.р} - Q_п - Q_с$ теплового взаимодействия между газовой и капельной средами и параметров газа $\bar{P} = P/P_0$; $\bar{T} = T/T_0$; $\bar{\rho} = \rho/\rho_0$ (рис. 4) по длине зоны испарения капль (область 2 на рис. 1). При $\bar{x}_ж \leq 0,22$ расход тепла от парогазовой смеси на нагрев и испарение капль $Q_с$, нагрев пара $Q_п$ превышает приток тепла за счет реакции горения в межкапельном пространстве $Q_{х.р}$. В результате суммарный тепловой эффект по отношению к газу $Q_{рез}$ становится отрицательным и, как следствие, температура газа уменьшается. При $\bar{x}_ж > 0,22$ $Q_{х.р} > Q_с + Q_п$, температура газа увеличивается, достигая значения $T = 1,05 T_0$ в момент полного исчезновения капль.

На рис. 5, 6 дан анализ источников членов $\Delta P_п$, $F_с$, ∇P и $F_{рез} = \nabla P - \Delta P_п - F_с$ силового взаимодействия между фазами (рис. 5), скоро-

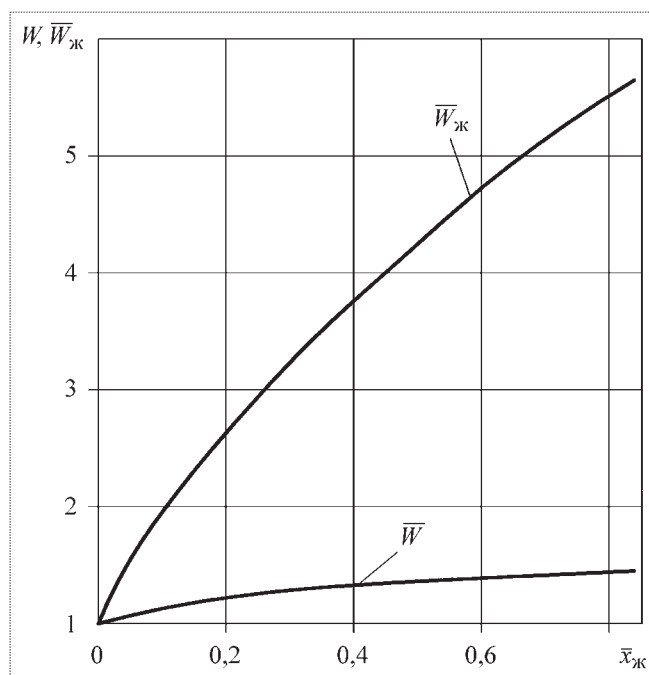


Рис. 6. Изменение скорости газа и капель по длине зоны испарения

стей газа $\bar{W} = W / W_0$ и капель $\bar{W}_ж = W_ж / W_{ж0}$ (рис. 6) по длине зоны испарения капель (область 2 на рис. 1). В процессе испарения капель происходит передача импульса от газа к образовавшемуся пару ΔP_n и оставшимся каплям F_c . Однако силы давления превышают эти потери, и результирующая сила по отношению к газу $F_{рез}$ оказывается положительной. Как следствие, скорости газа и капель увеличиваются, но капли ускоряются значительно сильнее, чем газ. В конце зоны испарения $\bar{W}_ж / \bar{W} = 3,9$.

На рис. 7 показано изменение давления $\bar{P} = P / P_0$, плотности $\bar{\rho} = \rho / \rho_0$, избыточной температуры $\Theta = (T - T_0) / (T_{max} - T_0)$, приведенной скорости $\lambda = W / a_{кр}$ газа по длине камеры сгорания $\bar{x} = x / l_k$. Данные результаты получены в процессе решения системы уравнений (1)–(3) для газовой фазы с нулевыми источниками членами по взаимодействию (область 3 на рис. 1). На входе в сопло $P = 0,94 P_0$; $T = 4,03 T_0$; $\rho = 0,24 \rho_0$; $W = 5,9 W_0$; $\lambda = 0,27$. В сечении

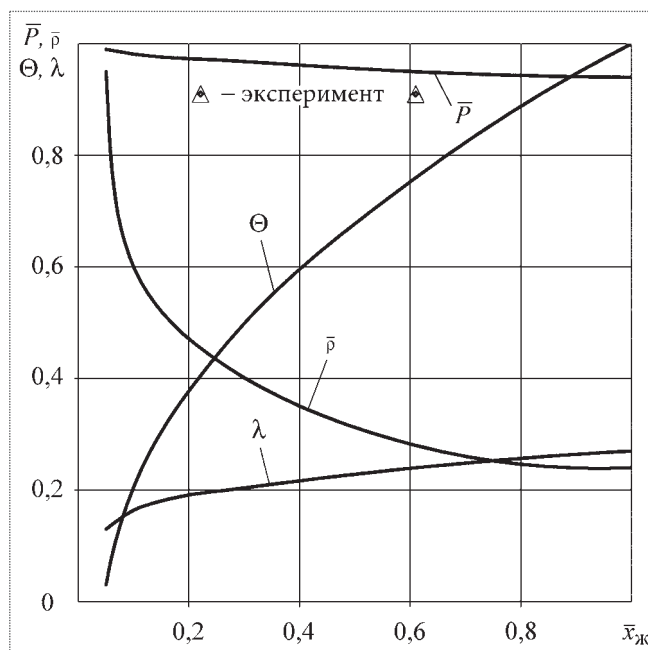


Рис. 7. Изменение параметров газа по длине камеры сгорания

$\bar{x} = 0,61$ приводится сравнение расчетного и экспериментального значений давления на основном режиме работы камеры. Расхождение $\delta = 4,4 \%$ позволяет сделать вывод о работоспособности рассмотренной модели.

Библиографический список

1. Крюков В.Г., Наумов В.И. и др. Горение и течение в агрегатах энергоустановок: моделирование, энергетика, экология / под ред. В.Е. Алемасова. М.: Янус-К, 1997. 304 с.
2. Бирюков В.И., Козлов А.А. Внутрикамерная неустойчивость рабочего процесса в дросселируемых ЖРД. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2007. 383 с.
3. Сивухин Д.В. Общий курс физики. Термодинамика и молекулярная физика. М.: Наука, 1990. 591 с.
4. Лебединский Е.В., Калмыков Г.П. и др. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / под ред. А.С. Коротева. М.: Машиностроение, 2008. 511 с.
4. Штекер М.С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 302 с.

УДК 629.7

Комплексный учет весовой и аэродинамической эффективности крыльев в проектировании самолетов

А.А. Вырыпаев, Д.М. Козлов, В.А. Комаров, А.С. Кузнецов

E-mail: vkomarov@ssau.ru

Предлагается алгоритм выбора рациональных геометрических параметров крыла с использованием безразмерного коэффициента силового совершенства конструкции. Алгоритм ориентирован на виртуальную поддержку ранних стадий проектирования летательных аппаратов нетрадиционных форм. Обсуждается адекватность алгоритма. Приводятся результаты выбора рациональных параметров ступенчатого крыла.

Ключевые слова: безразмерный коэффициент силового совершенства; аэродинамическое качество; проектирование; крыло.

A.A. Vyrypaev, D.M. Kozlov, V.A. Komarov, A.S. Kuznetsov. Integrated Estimation Of Wing Weight And Aerodynamic Efficiency In Aircraft Design

An algorithm for wing planform design optimization based on the dimensionless criterion of structure load-carrying perfection is proposed. The algorithm is intended to be used at early design stages for a computer-aided development of unconventional aircraft configurations. Validity issues are discussed. Results of a telescopic wing design optimization are presented.

Key words: dimensionless criterion of structure load-carrying perfection; lift-to-drag ratio; aircraft design; wing.

Транспортная эффективность самолетов определяется весовым и аэродинамическим совершенством их конструкций. Получение желаемых значений этих характеристик требует, как правило, противоречивых проектных решений.

Так, уменьшение индуктивного сопротивления достигается увеличением удлинения крыла, но это ведет к увеличению его массы. Уменьшение удельной нагрузки и относительной толщины профиля также увеличивает массу конструкции и т.д. Тем не менее, при выборе облика самолета определенные приоритеты отдаются требованиям аэродинамики. Оптимизация внешних форм ведется с приближенным учетом требований прочности и оценки массы конструкции.

Сложившуюся практику можно объяснить и оправдать представлением результатов аэродинамических экспериментов и расчетов с использованием безразмерных коэффициентов c_{ya} и c_{xa} и аэродинамического качества K , которые удобно использовать в проектных расчетах. В связи с успехами численных методов аэродинамики эти коэффициенты можно определять практически для любых конфигураций летательных аппаратов (ЛА), включая нетрадиционные.

В этом отношении методика прогнозирования массы конструкций с помощью известных "весовых формул", основу которых составляет, как правило,



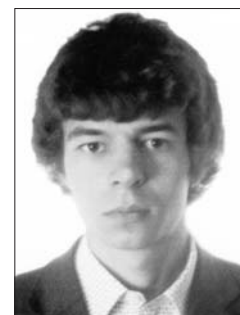
ВЫРЫПАЕВ
Артем Александрович – инженер СГАУ



КОЗЛОВ
Дмитрий Михайлович – профессор СГАУ, кандидат техн. наук



КОМАРОВ
Валерий Андреевич – директор Института авиационных конструкций СГАУ, профессор, доктор техн. наук



КУЗНЕЦОВ
Антон Сергеевич – аспирант СГАУ

балочная модель конструкции, является недостаточно универсальной, особенно для поиска новых эффективных конфигураций ЛА.

Определенные удобства для оценки минимальной массы конструкции, которую можно спроектировать внутри заданной аэродинамической компоновки ЛА, дает использование безразмерного коэффициента силового фактора C_K [1, 2], вычисляемого через математическую модель тела переменной плотности (ТПП) [3–5]. При этом любой аэродинамической конфигурации крыла можно поставить в соответствие безразмерный критерий аэродинамического совершенства — аэродинамическое качество K и безразмерный критерий силового совершенства — коэффициент силового фактора C_K . Величина K определяет расход топлива, величина C_K — массу конструкции.

Комплексная целевая функция. Для выбора оптимальных геометрических параметров крыла необходимо построить комплексную целевую функцию — свертку из частных критериев оптимальности крыла — весового и аэродинамического совершенства. При этом наиболее целесообразно использование взлетной массы ЛА m_0 как достаточно общего критерия оценки эффективности ЛА в целом, определяемого из уравнения существования самолета [6]:

$$m_0 = \frac{m_{\text{ком}} + m_{\text{сл}}}{1 - \bar{m}_{\text{кон}} - \bar{m}_{\text{СУ}} - \bar{m}_{\text{Т}} - \bar{m}_{\text{об.уп}}}, \quad (1)$$

где $m_{\text{ком}}$ и $m_{\text{сл}}$ — массы коммерческой и служебной нагрузок; $\bar{m}_{\text{кон}}$, $\bar{m}_{\text{СУ}}$, $\bar{m}_{\text{Т}}$, $\bar{m}_{\text{об.уп}}$ — относительные массы конструкции, силовой установки (СУ), топлива, оборудования и управления соответственно.

Относительная масса топлива $\bar{m}_{\text{Т}}$ может быть определена по формуле Бреге [6]:

$$\bar{m}_{\text{Т}} = 1 - e^{\left(-\frac{L c_{\text{р.крейс}}}{\alpha M_{\text{крейс}} K} \right)}, \quad (2)$$

где α — числовой коэффициент, учитывающий дополнительный к крейсерскому расход топлива на взлет, набор высоты, снижение и посадку; $M_{\text{крейс}}$ — крейсерское число Маха; $c_{\text{р.крейс}}$ —

удельный расход топлива на крейсерском режиме; L — расчетная дальность крейсерского участка полета.

С использованием коэффициента силового фактора C_K относительная масса конструкции крыла $\bar{m}_{\text{кр}}$ может быть вычислена по формуле [1]:

$$\bar{m}_{\text{кр}} = \varphi n_p g \sqrt{S} C_K \frac{1}{[\sigma]}, \quad (3)$$

где φ — коэффициент полной массы, который выражает отношение полной массы конструкции крыла к массе силового материала; n_p — расчетная перегрузка; S — площадь крыла; $[\sigma]$ — удельная прочность предполагаемого конструкционного материала.

Перепишем (1) в следующем виде:

$$m_0 = \frac{m_{\text{ком}} + m_{\text{сл}}}{1 - (\bar{m}_{\text{кон-кр}} + \bar{m}_{\text{СУ}} + \bar{m}_{\text{об.уп}}) - \bar{m}_{\text{кр}} - \bar{m}_{\text{Т}}}, \quad (4)$$

где $\bar{m}_{\text{кон-кр}}$ — относительная масса конструкции самолета без учета крыла.

В этой записи в целевую функцию m_0 аэродинамическое качество K входит через относительную массу топлива $\bar{m}_{\text{Т}}$, а критерий силового совершенства конструкции C_K — через относительную массу конструкции крыла $\bar{m}_{\text{кр}}$.

Алгоритм выбора рациональных геометрических параметров крыла. В проектировании самолетов можно сформулировать ряд оптимизационных задач, в которых требуется комплексный учет аэродинамического и весового совершенства. Не снижая общности рассуждений, рассмотрим конкретную оптимизационную задачу, в которой исходными данными являются значения массы коммерческой нагрузки $m_{\text{ком}}$, дальности полета L и параметров $V_{\text{крейс}}$ и $H_{\text{крейс}}$. Требуется найти рациональные геометрические параметры крыла, которые обеспечивают минимум взлетной массы самолета m_0 с учетом ограничений по взлетным, посадочным и крейсерским режимам полета.

Решение этой задачи может быть выполнено по следующему алгоритму (рис. 1):

1. Из условия обеспечения взлета, посадки и крейсерского режима полета определяется значение удельной нагрузки на крыло p_0 . На основа-

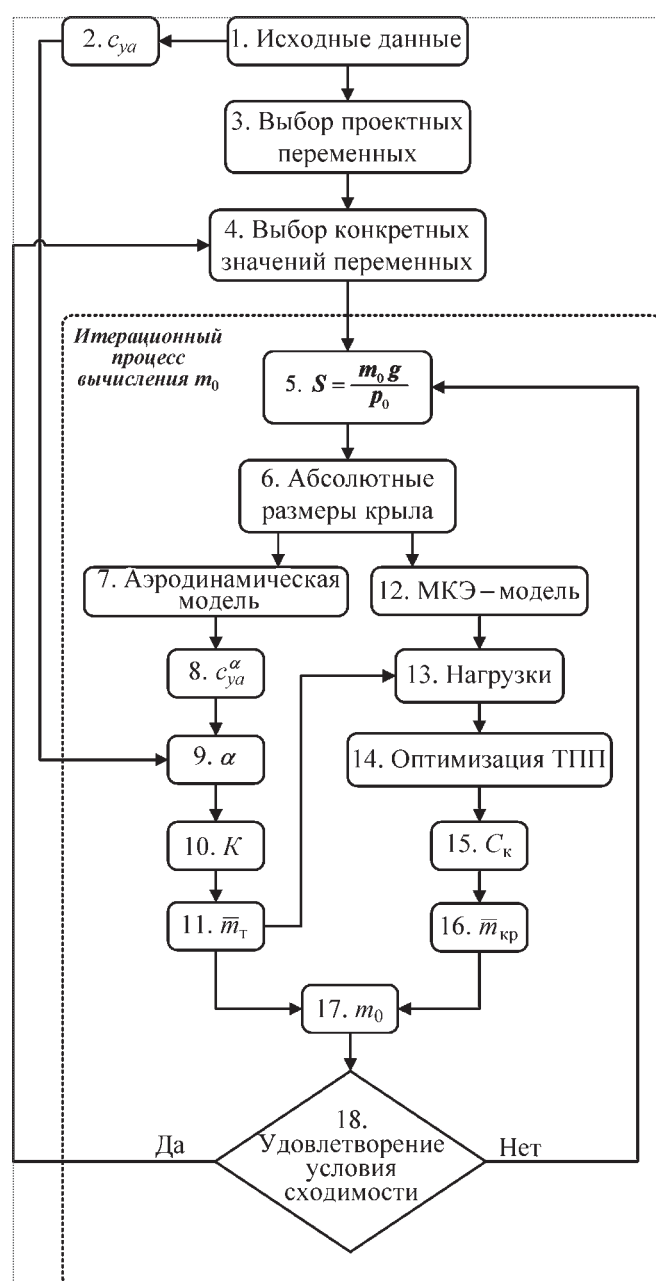


Рис. 1. Алгоритм выбора рациональных параметров крыла

нии статистики или иным способом принимаются значения удельного расхода топлива на крейсерском режиме $c_{p,рейс}$, масса служебной нагрузки $m_{сл}$, относительные массы конструкции без крыла $\bar{m}_{кон-кр}$, силовой установки $\bar{m}_{су}$, оборудования и управления $\bar{m}_{об.упр}$, значения коэффициента полной массы ϕ , расчетной перегрузки n_p и удельной прочности предполагаемого конструкционного материала $[\sigma]$, а также начальные зна-

чения взлетной массы самолета m'_0 и относительной массы конструкции крыла $\bar{m}'_{кр}$ (блок 1 на рис. 1).

2. Из условия обеспечения необходимой для крейсерского режима полета подъемной силы рассчитывается требуемое значение коэффициента подъемной силы крыла c_{ya} (блок 2):

$$c_{ya} = \frac{2 p_0}{\rho_H V_{крейс}^2}. \quad (5)$$

3. Выбираются проектные переменные $[x_1, x_2, \dots, x_n]$ – параметры крыла, подлежащие оптимизации (например, удлинение и сужение) (блок 3).

4. Проектным переменным присваиваются значения, соответствующие i -му шагу оптимизации: $x_1 = x_{1i}, x_2 = x_{2i} \dots x_n = x_{ni}$ (блок 4). Способ определения этих значений зависит от применяемого метода оптимизации. Вопрос о выборе метода оптимизации обсуждается далее. Для начальных значений проектных переменных номер шага оптимизации i принимается равным 1.

5. По заданному значению удельной нагрузки на крыло p_0 и начальному значению взлетной массы самолета $m_0^{j-1} = m'_0$ вычисляется необходимая площадь крыла S^j (блок 5).

6. Вычисляются абсолютные размеры крыла (блок 6).

7. Для определения значения аэродинамического качества K может быть использован один из численных методов аэродинамики. На основе аэродинамической модели крыла (блок 7) вычисляется значение производной c_{ya}^α (блок 8). Рассчитывается значение угла атаки, обеспечивающее заданную величину коэффициента подъемной силы c_{ya} (блок 9). Для этого угла атаки производится расчет коэффициента лобового сопротивления c_{xa} , качества самолета K (блок 10) и относительной массы топлива $\bar{m}_T$ (блок 11).

8. Строится конечно-элементная модель (КЭМ) крыла с использованием тела переменной плотности (блок 12).

9. Рассчитываются нагрузки для КЭМ крыла с учетом разгрузки крыла массовыми силами от топлива и конструкции крыла (блок 13). На этом этапе используется начальное значение относи-

тельной массы конструкции крыла $\bar{m}'_{кр}$. В процессе дальнейших вычислений относительная масса конструкции крыла последовательно уточняется.

10. Выполняется итерационная процедура оптимизации распределения плотности в конечно-элементной модели крыла (блок 14), вычисляются значения коэффициента силового фактора C_k (блок 15) и относительной массы конструкции крыла $\bar{m}^j_{кр}$ (блок 16).

11. По найденным значениям относительной массы топлива $\bar{m}_t$ и относительной массы конструкции крыла $\bar{m}^j_{кр}$ через (4) вычисляется новое значение взлетной массы самолета m_0^j (блок 17).

12. Проверяется условие сходимости (блок 18). Если полученное значение взлетной массы отличается от использованного более чем на заданную величину, процесс вычисления m_0 повторяется (блоки 5–17). Таким образом, в результате выполнения блоков 5–17 алгоритма последовательно уточняются относительная масса конструкции крыла с учетом его разгрузки массовыми силами от топлива и конструкции крыла, а также взлетная масса самолета. В результате для выбранных значений проектных переменных за счет оптимизации распределения плотности в КЭМ крыла достигаются минимальные значения массы конструкции крыла и взлетной массы самолета.

После выполнения в блоке 18 условия сходимости происходит выбор новых значений проектных переменных (блок 4). Значение номера шага оптимизации i увеличивается на единицу.

Реализация алгоритма. Алгоритм вычисления взлетной массы для заданных значений проектных переменных реализован в виде подпрограммы для комплекса конечно-элементного расчета MSC. Nastran for Windows. На основе построенной для определенных значений проектных переменных КЭМ крыла и рассчитанного значения массы топлива подпрограмма реализует 5, 6, 12–18-й блоки алгоритма.

Значения аэродинамических характеристик крыла (блоки 7–10) вычисляются на основе метода дискретных вихрей, реализованного в программе Tornado [7].

Аэродинамическое качество самолета принято пропорциональным аэродинамическому качеству крыла:

$$K = \beta K_{кр}. \quad (6)$$

Коэффициент пропорциональности β , отражающий влияние сопротивления несущих частей самолета, для дозвукового транспортного самолета, как показывает опыт, может находиться в диапазоне 0,7...0,5. В данном случае принято значение $\beta = 0,5$. При необходимости для оценки аэродинамического качества самолета может быть использована более точная аэродинамическая модель.

Примеры расчетов. Трапецевидное крыло. Для демонстрации алгоритма сначала рассмотрим хорошо изученное во всех отношениях и сравнительно простое для моделирования нестреловидное трапецевидное крыло ($\chi_{0,5} = 0$).

Форма крыла характеризуется размерами в плане – размахом l , центральной хордой b_0 , концевой хордой b_k и профилем поперечного сечения.

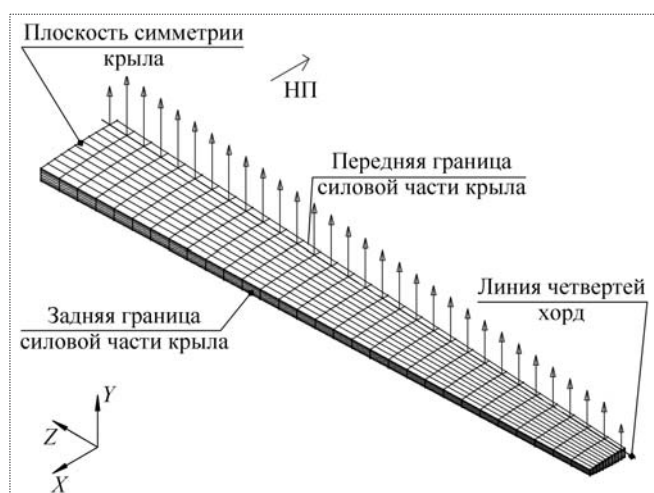
В качестве проектных переменных удобно принимать безразмерные параметры – удлинение λ , сужение η и относительную толщину профиля $\bar{c}$. Абсолютные геометрические размеры крыла могут быть выражены через его безразмерные параметры и площадь S .

В качестве проектных переменных рассмотрим два параметра – удлинение λ и сужение η . Относительную толщину профиля будем считать заданной и постоянной: $\bar{c} = 0,12$.

Так как число проектных переменных невелико и зависимость целевой функции – взлетной массы – от проектных переменных, очевидно, будет иметь пологий характер, в качестве метода оптимизации целесообразно использовать наиболее простой для реализации метод перебора вариантов.

Проектные переменные изменялись по следующим наборам дискретных значений:

$$\lambda = [2; 4; 6; 8; 9,6; 12]; \quad \eta = [1; 2,2; 3].$$

Рис. 2. Пример конечно-элементной модели крыла ($\lambda = 9,6$; $\eta = 2,2$)

В качестве исходных значений массы целевой нагрузки, дальности полета, взлетной массы, служебной нагрузки, удельной нагрузки на крыло и удельного расхода топлива приняты характеристики, близкие к характеристикам одного реального самолета:

масса коммерческой нагрузки $m_{\text{ком}} = 25\,200$ кг;
 расчетная дальность полета $L = 3500$ км;
 начальное значение взлетной массы $m_0 = 110\,750$ кг.

Остальные характеристики даны в [8].

Аэродинамическая нагрузка и нагрузка от массовых сил конструкции и топлива распределялись по размаху крыла пропорционально хордам и прикладывались на одной четверти хорд.

Для каждого варианта значений проектных переменных строилась многослойная конечно-элементная модель из трехмерных элементов Solid, включающая только кессонную часть крыла, ограниченную по хорде относительными координатами $\bar{x} = 0,2$ и $\bar{x} = 0,7$. Пример КЭМ крыла для значений проектных переменных $\lambda = 9,6$ и $\eta = 2,2$ представлен на рис. 2.

На рис. 3 показана сетка конечных элементов в сечении по центральной нервюре. Толщины наружных слоев конечных элементов выбраны из условия равенства расстояния между центрами тяжести этих элементов эффективной строительной высоте реального крыла, т.е. расстоянию ме-

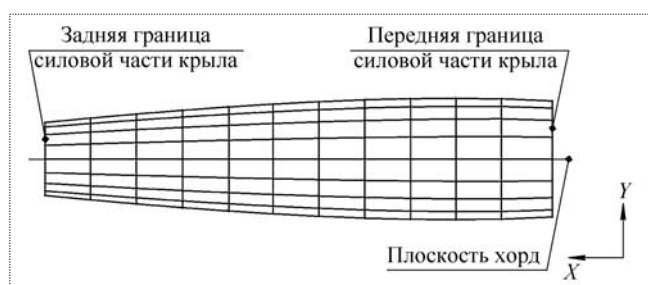


Рис. 3. Конечно-элементная сетка на центральной нервюре крыла

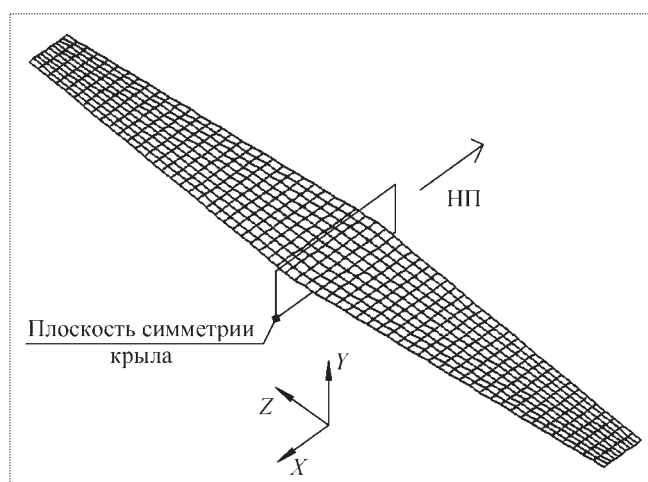
жду центрами тяжести верхней и нижней панелей обшивки.

В аэродинамическую модель включена вся омываемая поверхность крыла, а также его подфюзеляжная часть. Пример аэродинамической модели для значений проектных переменных $\lambda = 9,6$; $\eta = 2,2$ показан на рис. 4.

По описанному алгоритму для 18 вариантов значений проектных переменных получены значения взлетной массы и других рассчитываемых характеристик самолета. Для каждого варианта проводились по три итерации вычисления взлетной массы самолета (блоки 5–18 на рис. 1).

Основные результаты представлены в табл. 1, 2 и на рис. 5, 6.

На рис. 5 представлена зависимость взлетной массы самолета от удлинения крыла λ и сужения η . Видно, что для каждого значения сужения крыла с ростом удлинения взлетная масса само-

Рис. 4. Пример аэродинамической модели крыла ($\lambda = 9,6$; $\eta = 2,2$)

Т а б л и ц а 1

Зависимость аэродинамического качества самолета от удлинения и сужения трапециевидного крыла

K		λ					
		2,0	4,0	6,0	8,0	9,6	12,0
η	1,0	8,33	11,45	13,84	15,77	17,06	18,70
	2,2	8,39	11,48	13,94	15,98	17,37	19,15
	3,0	8,41	11,49	13,94	15,98	17,38	19,16

Т а б л и ц а 2

Зависимость коэффициента силового фактора трапециевидного крыла от η и λ

C_k		λ					
		2,0	4,0	6,0	8,0	9,6	12,0
η	1,0	1,78	5,13	9,05	12,93	15,83	19,93
	2,2	1,45	3,85	6,88	10,10	12,63	16,22
	3,0	1,37	3,50	6,24	9,21	11,58	15,00

лета приобретает наименьшее значение при некотором удлинении $\lambda_{\text{опт}}$ из заданного диапазона.

Этот очевидный факт объясняется противоположным влиянием удлинения на аэродинамические и весовые характеристики крыла и самолета (см. рис. 6). Переход от крыла прямоугольной формы в плане к крылу с сужением $\eta = 2,2$ приводит к заметному увеличению аэродинамического качества и уменьшению относительной массы

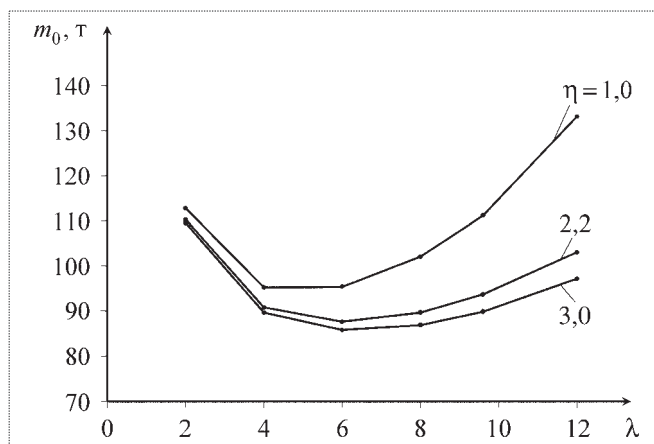


Рис. 5. Зависимость взлетной массы самолета от удлинения и сужения трапециевидного крыла

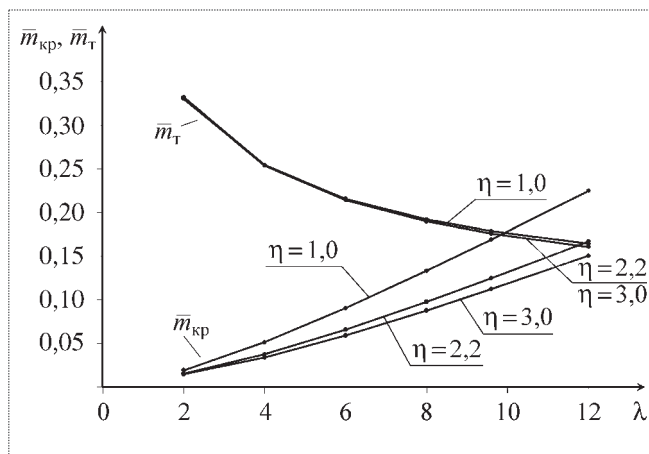


Рис. 6. Зависимость относительной массы конструкции и относительной массы топлива от удлинения и сужения трапециевидного крыла

крыла. Дальнейшее увеличение сужения до $\eta = 3,0$ на аэродинамическое качество влияет слабо, снижение относительной массы крыла продолжается, причем более интенсивно при больших удлинениях.

Для рассмотренного ряда дискретных значений проектных переменных минимальное значение взлетной массы самолета с трапециевидным крылом $m_0 = 85\,824$ кг достигается при $\lambda = 6,0$, $\eta = 3,0$. Более точно рациональные значения удлинения и сужения трапециевидного крыла можно установить путем проведения дополнительных расчетов в диапазоне значений $\lambda = 6...8$ в окрестности значения $\eta = 3,0$.

Заметим, что учет опирания крыла на борт фюзеляжа приведет к снижению коэффициента C_k и в итоге даст несколько большую величину рационального значения удлинения крыла.

Расчеты рассматриваемого летательного аппарата с дальностью полета, увеличенной до $L = 7000$ км, показали существенный рост взлетной массы. При этом в качестве рационального значения удлинения была получена величина порядка 10 единиц.

Ступенчатые крылья. В качестве примера и в продолжение исследований [9] применим алгоритм к выбору рациональных параметров ступенчатого крыла. Рассмотрим ступенчатое крыло с прямоугольной в плане формой корневой и концевых частей.

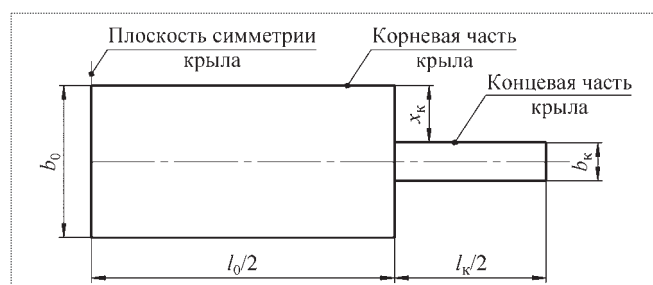


Рис. 7. Геометрические параметры ступенчатого крыла

Форма в плане такого крыла описывается с помощью следующих параметров (рис. 7):

хорда корневой части крыла b_0 ;

размах корневой части крыла l_0 ;

хорда концевой части крыла b_k ;

размах концевой части крыла l_k ;

положение концевой части по оси абсцисс x_k .

Введем следующие безразмерные параметры:

$$\text{удлинение крыла } \lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{(l_0 + l_k)^2}{S};$$

отношение хорд концевой и корневой частей $\bar{c}_t = b_k / b_0$;

отношение размахов концевой и корневой частей $\bar{l} = l_k / l_0$;

относительное положение концевой части по оси абсцисс $\bar{x}_k = x_k / b_0$.

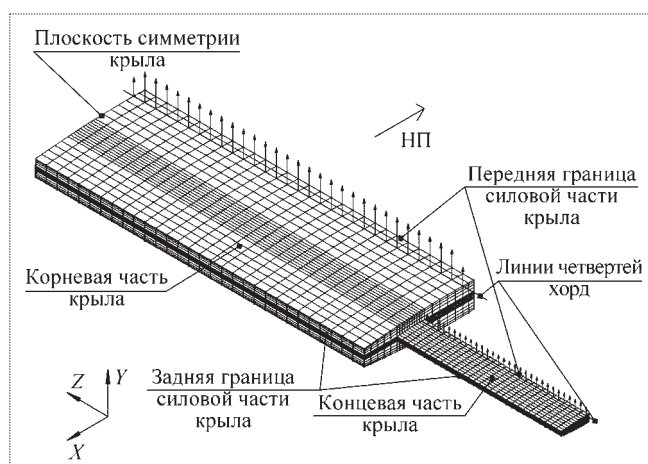
Абсолютные размеры могут быть выражены через перечисленные безразмерные параметры и площадь крыла S .

Относительную толщину профиля, как и для трапецевидного крыла, примем постоянной: $\bar{c} = 0,12$.

В данной задаче в качестве проектных переменных могут фигурировать следующие независимые геометрические параметры: удлинение λ , отношение хорд $\bar{c}_t$, отношение размахов $\bar{l}$ и относительное положение концевой части $\bar{x}_k$.

В демонстрационных целях рассмотрим в качестве проектных переменных удлинение λ и отношение размахов $\bar{l}$. Значение $\bar{c}_t$ примем, опираясь на результаты [9], постоянным: $\bar{c}_t = 0,25$. Считаем, что линии половин хорд корневой и концевой частей совпадают.

Для удобства сравнения полученных результатов с результатами оптимизации трапецевидно-

Рис. 8. Конечно-элементная модель ступенчатого крыла ($\lambda = 6,0$; $\bar{l} = 0,5$)

го крыла примем тот же ряд значений удлинения $\lambda = [2; 4; 6; 8; 9,6; 12]$.

Будем рассматривать варианты ступенчатого крыла для значений $\bar{l} = [0; 0,25; 0,50; 0,75]$.

Конечно-элементные и аэродинамические модели ступенчатых крыльев строились с использованием тех же принципов, которые были приняты при построении соответствующих моделей трапецевидных крыльев.

На рис. 8 показан общий вид КЭМ для значений проектных переменных $\lambda = 6,0$ и $\bar{l} = 0,5$.

Заметим, что ступенчатое крыло с $\bar{l} = 0$ будет аэродинамически эквивалентно рассмотренному трапецевидному крылу с $\eta = 1,0$. Его можно рассматривать в качестве тестовой задачи для проверки взаимного соответствия конечно-элементных моделей ступенчатого и трапецевидного крыльев.

Для 24 вариантов сочетаний проектных переменных по описанному алгоритму было выполнено, как и для трапецевидного крыла, по три итерации вычисления значения взлетной массы и других соответствующих характеристик самолета. Полученные результаты представлены в табл. 3, 4 и на рис. 9, 10.

На рис. 9 представлена зависимость взлетной массы самолета от удлинения λ и отношения размахов $\bar{l}$ ступенчатого крыла.

Т а б л и ц а 3

Зависимость аэродинамического качества самолета от удлинения λ и отношения размахов $\bar{l}$ ступенчатого крыла

K		λ					
		2,0	4,0	6,0	8,0	9,6	12,0
$\bar{l}$	0	8,33	11,45	13,84	15,77	17,06	18,70
	0,25	9,09	12,48	15,17	17,40	19,26	20,83
	0,50	9,37	12,59	15,11	17,19	18,95	20,46
	0,75	9,66	12,74	15,28	17,03	18,68	20,12

Т а б л и ц а 4

Зависимость коэффициента силового фактора ступенчатого крыла от удлинения λ и отношения размахов $\bar{l}$

C_K		λ					
		2,0	4,0	6,0	8,0	9,6	12,0
$\bar{l}$	0	1,75	5,13	9,05	12,93	15,83	19,93
	0,25	1,40	3,82	6,81	9,99	12,58	16,07
	0,50	1,25	3,20	5,66	8,34	10,59	13,71
	0,75	1,24	3,02	5,29	7,73	9,82	12,76

Значения взлетной массы самолета, вычисленные для трапецевидных крыльев, имеющих значения $\eta = 1,0$, и полученные для ступенчатых крыльев с $\bar{l} = 0$, практически совпадают. Разница составляет $\sim 0,1\%$ и обусловлена различной под-

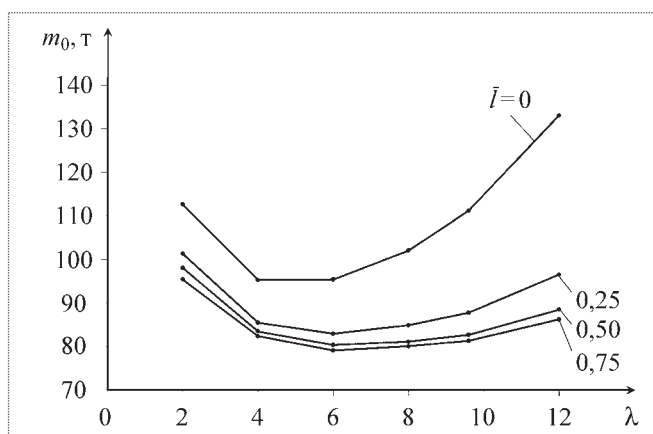


Рис. 9. Зависимость взлетной массы самолета от удлинения λ и отношения размахов $\bar{l}$ ступенчатого крыла

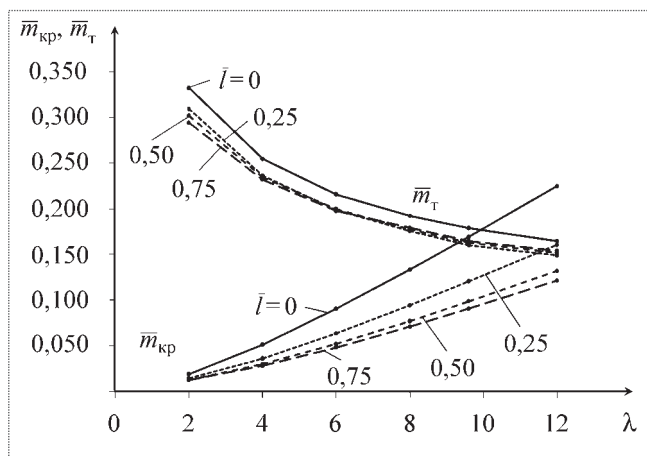


Рис. 10. Зависимость относительной массы конструкции и относительной массы топлива от удлинения λ и отношения размахов $\bar{l}$ ступенчатого крыла

робностью конечно-элементной сетки в моделях трапецевидного и ступенчатого крыльев.

Как и для трапецевидного крыла, зависимость взлетной массы от удлинения имеет экстремум. С ростом удлинения увеличивается аэродинамическое качество крыла (см. табл. 3) и, как следствие, уменьшается относительная масса топлива, а относительная масса конструкции крыла увеличивается (см. рис. 10).

При переходе от прямоугольного в плане крыла ($\bar{l} = 0$) к телескопическому крылу с $\bar{l} = 0,25$ наблюдаются резкое увеличение аэродинамического качества самолета, уменьшение относительной массы топлива и относительной массы конструкции крыла. При дальнейшем увеличении относительной длины подвижной части крыла относительная масса конструкции крыла продолжает уменьшаться, но менее интенсивно.

Характер зависимости относительной массы топлива от отношения размахов в диапазоне $\bar{l} = 0,25 \dots 0,75$ изменяется по мере увеличения удлинения. При малых значениях удлинения с увеличением отношения размахов относительная масса топлива уменьшается монотонно. При больших значениях удлинения зависимость относительной массы топлива от отношения размахов имеет выраженный экстремум (рис. 11).

Для построения графика на рис. 11 были дополнительно рассчитаны два значения $\bar{m}_T$ для $\bar{l} = 0,05$ и $\bar{l} = 0,1$.

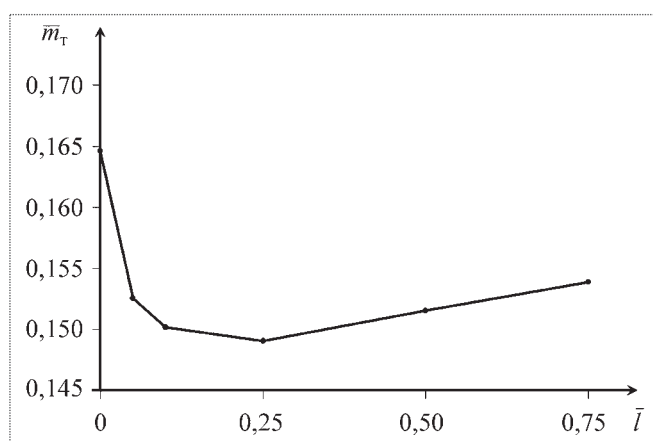


Рис. 11. Зависимость относительной массы от отношения размаха $\bar{l}$ крыла при $\lambda = 12,0$

Для рассмотренных сочетаний проектных переменных минимальная взлетная масса самолета со ступенчатым крылом m_0 , равная 97 097 кг, достигается при значениях $\lambda = 6,0$, $\bar{l} = 0,75$. Она на 7,8 % меньше, чем минимальная взлетная масса самолета с трапециевидным крылом ($m_0 = 85\,824$ кг, $\lambda = 6,0$, $\eta = 3,0$).

Как и для трапециевидного крыла, более точно рациональные значения удлинения и относительной длины подвижной части крыла можно установить путем проведения дополнительных расчетов в диапазоне $\lambda = 6 \dots 8$ и в окрестности значения $\bar{l} = 0,75$.

В приведенных примерах аэродинамические нагрузки прикладывались в упрощенном виде — пропорционально хордам.

В целях получения более точного результата и для оценки влияния распределения воздушной нагрузки по размаху на полученные значения массы конструкции и взлетной массы самолета были проведены дополнительные расчеты.

Для двух лучших крыльев — трапециевидного ($\lambda = 6,0$, $\eta = 3,0$) и ступенчатого ($\lambda = 6,0$, $\bar{l} = 0,75$) — выполнен расчет взлетной массы самолета по использованной методике для распределения нагрузки по размаху крыла в соответствии с циркуляцией, полученной из аэродинамического расчета моделей.

Результаты, представленные в табл. 5, подтверждают, что для трапециевидного крыла ис-

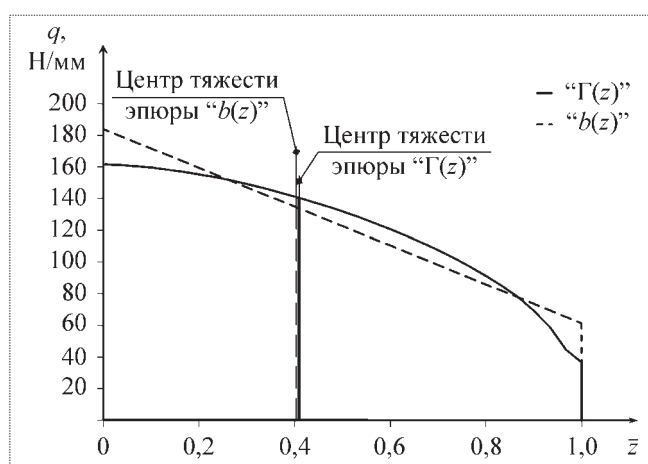


Рис. 12. Распределение погонной нагрузки по размаху трапециевидного крыла

пользование приближенного распределения аэродинамической нагрузки по размаху крыла пропорционально хордам приводит к результатам весовых расчетов, близким к результатам, полученным для распределения аэродинамической нагрузки в соответствии с циркуляцией из аэродинамического расчета.

Центры тяжести эюр погонной нагрузки в случае распределения пропорционально хордам и согласно вычисленной циркуляции, практически совпадают (рис. 12).

Для ступенчатого крыла распределение нагрузки пропорционально хордам значительно отличается от распределения с учетом циркуляции (рис. 13), и использование подобного упрощения существенным образом сказывается на значении взлетной массы самолета и еще более значительно — на коэффициенте силового фактора C_k (см. табл. 5).

Таким образом, тестовая задача о выборе параметров трапециевидного крыла демонстрирует работоспособность предлагаемого алгоритма. Его главная особенность состоит в том, что он открыт для использования высокоточных методов математического моделирования конструкций на ранних стадиях проектирования.

Использование 3D-моделей переменной плотности в сочетании с представлением результатов оптимизации конструкций через безразмерный коэффициент силового фактора позво-

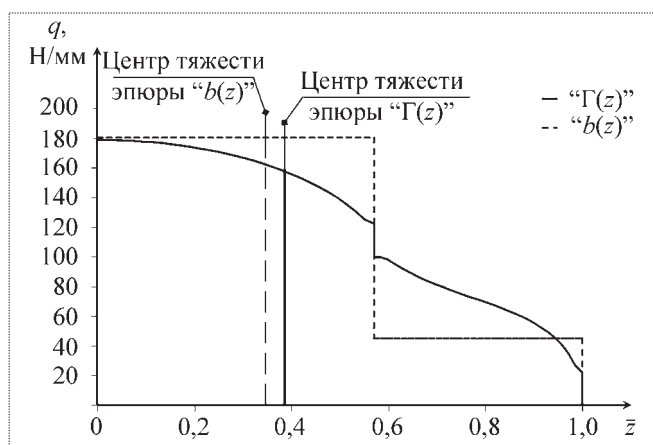


Рис. 13. Распределение погонной нагрузки по размаху ступенчатого крыла

Библиографический список

1. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2000. № 1. С. 31–39.
2. Гуменюк А.В., Комаров В.А. Критерий силового совершенства конструкции крыльев // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2003. № 6. С. 24–30.
3. Комаров В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций / Актуальные проблемы авиационной науки и техники. М.: Машиностроение, 1984. С. 114–129.
4. Болдырев А.В., Комаров В.А., Лаптева М.Ю., Попович К.Ф. Учет статической аэроупругости на ранних стадиях проектирования // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2008. № 1. С. 34–39.

Т а б л и ц а 5

Сравнение взлетной массы, относительной массы конструкции крыла и коэффициента силового фактора для различных вариантов распределения нагрузки по размаху крыла

Крыло	m_0 , кг			$m_{кр}$			C_k		
	"b(z)"	"Г"	Δ , %	"b(z)"	"Г"	Δ , %	"b(z)"	"Г"	Δ , %
Трапецевидное ($\lambda = 6,0$; $\eta = 3,0$)	85 824	85 765	0,07	0,00593	0,0591	0,34	6,2420	6,2204	0,35
Ступенчатое ($\lambda = 6,0$; $i = 0,75$)	79 097	80 371	1,61	0,0482	0,0538	11,62	5,2895	5,8578	10,74

ляет накапливать знания о весовом совершенстве самых разнообразных компоновок ЛА.

Рассмотренный пример оптимизации параметров нетрадиционного ступенчатого крыла показывает, что даже при ограниченном наборе варьируемых переменных могут быть получены интересные результаты, в частности существенное улучшение характеристик самолета при появлении небольшого выдвигаемого по размаху крылышка.

При практическом использовании предлагаемого алгоритма особого внимания заслуживают величины коэффициента полной массы и удельной прочности основного конструкционного материала. Это взаимосвязанные величины, и для их задания целесообразно использование подходящих прототипов ЛА.

6. Проектирование самолетов: учеб. для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. // под ред. С.М. Егера. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.

7. Tomas Melin. A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamics Wing Applications // Master thesis. Royal Institute of Technology (KTH), 2000.

8. Выбор рациональных параметров ступенчатого крыла с учетом весовой и аэродинамической эффективности / А.А. Вырыпаев, Д.М. Козлов, В.А. Комаров, А.С. Кузнецов. Самарский гос. аэрокосмический ун-т. Самара, 2010. 40 с. Деп. в ВИНТИ 28.01.2010 № 45-В2010.

9. Вейсхаар Т., Комаров В.А., Шахов В.Г. Телескопические крылья: весовая и аэродинамическая эффективность // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2009. № 2. С. 10–18.

УДК 629.7

Разработка алгоритма управления очередью потока воздушных судов, прибывающих на аэродром

В.А. Нестеров, О.В. Ляшенко

E-mail: oksanalyashenko@mail.ru

В статье рассматривается задача управления прилетом воздушных судов на аэродром. Построена модель выработки мер регулирования очередью потока прибывающих воздушных судов. Приведены алгоритмы формирования последовательности регулируемых рейсов и формирования оптимальных мер регулирования.

Ключевые слова: воздушное судно; аэродром; взлетно-посадочная полоса.

V.A. Nesterov, O.V. Lyashchenko. Developing Control Algorithm For Aircraft Queuing For Landing On Airfield

The article scrutinizes the control procedure of aircraft arrival on the airfield. The model for fostering the control procedure of the aircraft queue is offered, with the algorithms of generating control flight sequence and optimal control procedures reviewed in detail.

Key words: aircraft; airfield; runway.

В условиях обострения конкуренции и усиления влияния на работу авиации экономических критериев, авиакомпании заинтересованы не только в точном соблюдении расписания рейсов, но и в оптимальном управлении своими ресурсами, в минимизации эксплуатационных затрат и расхода топлива при выполнении полета воздушных судов. Одним из определяющих факторов обеспечения безопасности полетов и экономичности воздушного движения является автоматизация управления воздушным движением.

Описание переменных и математическая постановка задачи. Рассматривается аэродромное пространство, которое задается (см. рисунок):

- точками схода с трассы (последними маршрутными точками), в которых заканчивается трассовая часть полета воздушного судна и с которых начинается маршрут прилета и STAR (Standard Terminal Arrival Route — стандартный определенный маршрут захода на взлетно-посадочную полосу);
- маршрутами прилета от точек схода с трассы до точки начала STAR и маршрутами от точки начала STAR до порога взлетно-посадочной полосы;
- взлетно-посадочными полосами аэродрома.

Имеется сформированный входной поток воздушных судов, прибывающих на аэродром. Пусть n — общее число рейсов воздушных судов сформированного входного потока, по которым выработка мер регулирования допустима.

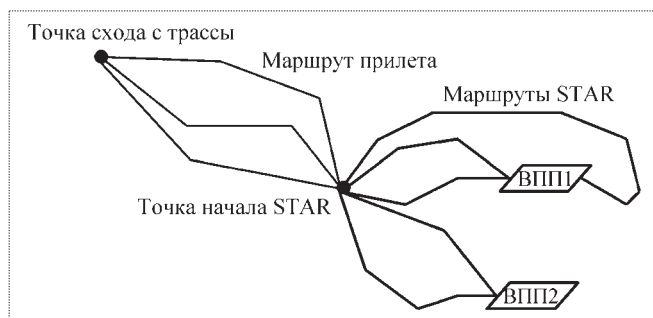
Каждый рейс характеризуется следующими плановыми показателями:



НЕСТЕРОВ
Виктор Антонович — заместитель генерального директора по научной работе ФГУП "НИИСУ", профессор, доктор техн. наук



ЛЯШЕНКО
Оксана Викторовна — аспирантка Московского авиационного института (государственного технического университета)



T_i^p – плановое время пролета рейса i своей точки схода с трассы, где $i = \overline{1, n}$. Обозначим $T^p = (T_1^p, \dots, T_n^p)^T$;

j_i^p – плановый номер маршрута прилета рейса i от точки схода с трассы до точки начала STAR, $j_i^p \in j_i \subset \bar{j}$, $i = \overline{1, n}$, где $\bar{j} = \{1, 2, \dots, k_1\}$ – множество всех возможных номеров маршрутов прилета от точки схода с трассы до точки начала STAR. Для всех рейсов $i = \overline{1, n}$ существует подмножество j_i множества всех допустимых маршрутов прилета $\bar{j}$ от точки схода с трассы до точки начала STAR. Для разных воздушных судов на входном потоке может быть разное число возможных маршрутов прилета от точки схода с трассы до точки начала STAR;

l_i^p – плановый номер STAR рейса i от точки начала STAR до порога взлетно-посадочной полосы, где $l_i^p \in L_i \subset \bar{L}$, $i = \overline{1, n}$. Здесь $\bar{L} = \{1, 2, \dots, k_2\}$ – множество всех возможных маршрутов посадки от точки начала STAR до порога взлетно-посадочных полос для рейса i , $i = \overline{1, n}$.

Для всех рейсов $i = \overline{1, n}$ существует подмножество L_i всех допустимых маршрутов STAR $\bar{L}$ от начала STAR до порога взлетно-посадочной полосы.

Для разных воздушных судов во входном потоке может быть разное число возможных маршрутов прилета от точки начала STAR до порога взлетно-посадочной полосы.

Параметрами регулирования потока воздушных судов являются следующие:

j_i – номер маршрута прилета воздушного судна от точки схода с трассы до точки начала STAR, который присваивается диспетчером рейсу i до

пролета точки схода с трассы, $i = \overline{1, n}$. Пусть $j \triangleq (j_1, \dots, j_n)^T$, $j_i \in J_i \subset \bar{J}$ $i = \overline{1, n}$.

l_i – номер маршрута посадки от точки начала STAR до порога взлетно-посадочной полосы, присваиваемый диспетчером рейсу i до пролета точки схода с трассы, $i = \overline{1, n}$. Пусть $l \triangleq (l_1, \dots, l_n)^T$, $l \in L_i \subset \bar{L}$, $i = \overline{1, n}$.

t_i – время пролета точки схода с трассы, $i = \overline{1, n}$. Пусть $t \triangleq (t_1, \dots, t_n)^T$. Тогда $T_i(j_i, l_i, t_i) : j_i \times L_i \times R^1 \rightarrow R^1$ – время достижения порога взлетно-посадочной полосы рейсом i с выбранными характеристиками j_i , l_i , t_i , $i = \overline{1, n}$. Необходимо определить следующие характеристики полета:

1. $t_i^{\text{opt}} \in R^n$, где t_i^{opt} – оптимальное время пролета воздушного судна точки схода с трассы рейсом i .

2. $j_i^{\text{opt}} \in \bar{j}_1 \times \dots \times \bar{j}_n$, где j_i^{opt} – оптимальный номер маршрута прилета рейса i от точки схода с трассы до точки начала STAR, $i = \overline{1, n}$;

3. $l_i^{\text{opt}} \in \bar{L}_1 \times \dots \times \bar{L}_n$, где l_i^{opt} – оптимальный номер STAR рейса i от точки начала STAR до действующей взлетно-посадочной полосы, $i = \overline{1, n}$;

4. $T_i(j_i^{\text{opt}}, l_i^{\text{opt}}, t_i^{\text{opt}})$ – оптимальное время прилета для рейса i , $i = \overline{1, n}$, на взлетно-посадочную полосу, зависящее от маршрутов прилета и STAR.

Для каждого рейса i номера маршрутов прилета выбираются из множества номеров маршрутов, соединяющих точку схода с трассы и точку начала STAR, где $i = \overline{1, n}$.

Если между этой парой точек только один маршрут, то вариации маршрута прилета при поиске решения невозможны. Если точка схода с трассы является точкой начала STAR, т.е. отсутствует промежуточный маршрут прилета, то выбор маршрута прилета исключается из поиска.

Номера STAR для каждого рейса i , $i = \overline{1, n}$, выбираются из множества всех номеров STAR, соединяющих точку начала STAR и все действующие взлетно-посадочные полосы.

Введем в рассмотрение следующие параметры задачи:

v – число точек схода с трассы;

s — число точек начала STAR;
 w — число взлетно-посадочных полос;
 $a(q)$ — число рейсов, пролетающих через точку схода с трассы с номером q , $q = \overline{1, v}$;
 $b(q)$ — число рейсов, прилетающих через точку начала STAR с номером q , $q = \overline{1, s}$;
 $c(q)$ — число рейсов, прилетающих на порог взлетно-посадочной полосы с номером q , $q = \overline{1, w}$.

Для формулирования ограничений, учитываемых в задаче, отсортируем ряд $T_i(j_i, l_i, t_i)$ по возрастанию.

Тогда для каждой из этих точек формируем ряд, элементами которого являются времена пролета через эти точки очередного рейса.

Пусть

$$T_{q,1}^{dp}(j, l, t), \dots, T_{q,a(q)}^{dp}(j, l, t), \text{ где } q = \overline{1, v};$$

$$T_{q,1}^{st}(j, l, t), \dots, T_{q,b(q)}^{st}(j, l, t), \text{ где } q = \overline{1, s};$$

$$T_{q,1}^{rw}(j, l, t), \dots, T_{q,c(q)}^{rw}(j, l, t), \text{ где } q = \overline{1, w}.$$

Пусть

• $T_{q,m}^{rw}(j, l, t) - T_{q,m-1}^{rw}(j, l, t)$ — временной интервал между двумя воздушными судами, последовательно садящимися на q -ю взлетно-посадочную полосу, $m = \overline{2, c(q)}$, $q = \overline{1, w}$.

• $\Delta t^{rw}(m)$, $m = \overline{2, c(q)}$ — норма временного продольного эшелонирования, допустимый интервал времени на пороге взлетно-посадочной полосы двух последовательно садящихся воздушных судов, задаваемый как параметр, зависящий от типов воздушных судов и числа взлетно-посадочных полос;

• $T_{q,m}^{st}(j, l, t) - T_{q,m-1}^{st}(j, l, t)$ — временной интервал между двумя воздушными судами, последовательно пролетающими точку начала STAR, $m = \overline{2, b(q)}$, $q = \overline{1, s}$;

• $\Delta t^{st}(m)$, $m = \overline{2, b(q)}$ — допустимый интервал временного продольного эшелонирования двух воздушных судов, последовательно пролетающих точку начала STAR в аэродромной зоне;

• $T_{q,m}^{dp}(j, l, t) - T_{q,m-1}^{dp}(j, l, t)$ — временной интервал задержки воздушных судов, последовательно пролетающих точку схода с трассы в трассовом пространстве, $m = \overline{2, a(q)}$, $q = \overline{1, v}$;

• $\Delta t^{dp}(m)$, $m = \overline{2, a(q)}$ — допустимый интервал временного продольного эшелонирования двух воздушных судов, последовательно пролетающих точку схода с трассы в трассовом пространстве.

Критериальная функция и ограничения решаемой задачи. Введем в качестве критериальной функции в задаче функцию

$$Q(j, l, t) = \sum_{i=1}^n \alpha_i (T_i(j, l, t) - T_i(j^p, l^p, T^p)),$$

где α_i — весовой коэффициент задержки рейса i (значения этих весовых коэффициентов являются параметрами задачи и выбираются лицами, принимающими решение); $T_i(j, l, t) - T_i(j^p, l^p, T^p)$ — время задержки прилета воздушного судна относительно планового времени на пороге взлетно-посадочной полосы.

Значение критерия равняется суммарному времени задержки по сравнению с плановым временем посадки воздушного судна на взлетно-посадочную полосу, причем задержка каждого рейса учитывается с коэффициентом α_i . Весовые коэффициенты позволяют для каждого воздушного судна учесть уровень приоритета рейса при выработке мер регулирования. Приоритет может устанавливаться диспетчером либо приниматься таким, какой указан в плане полетов.

Приоритеты могут распределяться следующим образом:

- согласно статусу полета (чрезвычайные ситуации, полеты официальных лиц государства и др.);
- в соответствии с погодными условиями;
- согласно назначению диспетчера (ограничения, недостаток топлива, просьба пилота).

Задача ставится в виде

$$(j^{\text{opt}}, l^{\text{opt}}, t^{\text{opt}})^T = \arg \min_{\substack{j \in J_1 \times \dots \times J_n, \\ l \in L_1 \times \dots \times L_n, \\ t \in R^n}} Q(j, l, t).$$

Требования по безопасности прилета каждого воздушного судна на маршруте прилета и на пороге взлетно-посадочной полосы приводят к следующим ограничениям:

1. Ограничения по допустимому темпу прилетов воздушных судов разного типа на взлетно-посадочную полосу, включающие ограничения по посадке воздушного судна

$$T_{q,m}^{rw}(j,l,t) - T_{q,m-1}^{rw}(j,l,t) \geq \Delta t^{rw}(m),$$

$$m = \overline{2, c(q)}, \quad q = \overline{1, w}.$$

2. Ограничения, связанные с выполнением норм продольного эшелонирования в точке начала STAR:

$$T_{q,m}^{st}(j,l,t) - T_{q,m-1}^{st}(j,l,t) \geq \Delta t^{st}(m),$$

$$m = \overline{2, b(q)}, \quad q = \overline{1, s}.$$

3. Ограничения, связанные с выполнением норм продольного эшелонирования в точке схода с трассы:

$$T_{q,m}^{dp}(j,l,t) - T_{q,m-1}^{dp}(j,l,t) \geq \Delta t^{dp}(m),$$

$$m = \overline{2, a(q)}, \quad q = \overline{1, v}.$$

Если изменение времени прилета на взлетно-посадочную полосу нулевое, то соответствующая составляющая — нулевая.

Библиографический список

1. Концепция и системы CNS/ATM в гражданской авиации / В.В. Бочкарев, В.Ф. Кравцов, Г.А. Крыжановский и др.; под ред. Г.А. Крыжановского. М.: ИКЦ Академкнига, 2003. 415 с.
2. Анодина Т.Г., Кузнецов А.А., Маркович Е.Д. Автоматизация управления воздушным движением: учеб. для вузов / под ред. А.А. Кузнецова. М.: Транспорт, 1992. 280 с.
3. Aslaug Haraldsdottir, Julien Scharl, Matthew E. Berge, Ewald G. Schoemig, Michael L. Coats Boeing Commercial Airplanes, PO Box 3707, MS 07-25, Seattle, Washington 98124-2207 "Arrival Management With Required Navigation Performance And 3D Paths".



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

ПОСТАВКА САМОЛЕТОВ-АМФИБИЙ МЧС РОССИИ ПО НОВОМУ КОНТРАКТУ НА ЗАКУПКУ ВОСЬМИ Бе-200ЧС НАЧНЕТСЯ В 2011 году

Первые два из восьми самолетов-амфибий Бе-200ЧС, закупаемых Министерством по чрезвычайным ситуациям в соответствии с поручением Президента РФ для борьбы с лесными пожарами, будут поставлены заказчику в следующем году.

Поставка первых двух самолетов-амфибий Бе-200ЧС предусматривается в 2011 г., оставшиеся шесть машин будут поставлены двумя партиями по три самолета в 2012 и 2013 гг.

Обеспечить своевременную поставку самолетов будет не просто, так как Иркутский авиазавод уже практически не ведет серийную сборку Бе-200, а Таганрогский авиазавод только готовится к выпуску этого самолета.

ПАРК ПРОТИВОПОЖАРНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ В РОССИИ В БЛИЖАЙШИЕ ГОДЫ ЗНАЧИТЕЛЬНО ВОЗРАСТЕТ

Холдинг "Вертолеты России" поставит дополнительную партию противопожарных вертолетов МЧС и переоборудует часть вертолетного парка Минобороны РФ для выполнения задач пожаротушения, — сообщил исполнительный директор управляющей компании "Вертолеты России" Андрей Шибитов.

МЧС наращивает группировку противопожарной авиации. Речь идет, прежде всего, о вертолетах Ка-32, Ми-26 и, возможно, о Ми-8.

А. Шибитов отметил также, что в связи со сложной пожарной обстановкой в стране, которая сложилась летом 2010 г., принято решение переоборудовать часть вертолетов Минобороны РФ. Военные вертолеты оснастят специальным оборудованием на внешней подвеске для решения задач пожаротушения.

"Все это позволит в кратчайшие сроки, за два-три года, существенно увеличить мощности противопожарной авиации России", — сказал А. Шибитов. Он отметил, что в борьбе с природными пожарами российские вертолеты доказали высокую эффективность. Это относится прежде всего к вертолетам Ка-32, Ка-226Т, Ми-8, Ми-26.

В СВЯЗИ С ПОЖАРАМИ МЧС ОСНАЩАЕТ СЛУЖБЫ ГЛОНАСС-ОБОРУДОВАНИЕМ

МЧС оснащает пожарную технику ГЛОНАСС-оборудованием в целях повышения эффективности работы служб экстренного реагирования в условиях лесных пожаров.

"Данная мера позволяет бригадам прибыть на место возгорания в максимально сжатые сроки; от выбора оптимального маршрута движения пожарных расчетов к местам возгорания и забора воды напрямую зависит не только эффективность работы бригад МЧС, но и спасение жизней людей", — говорится в пресс-релизе группы компаний "М2М телематика".

Вестник Интерфакс — АВН № 32 (461) 2010 г.

Применение методов искусственного интеллекта при совершенствовании элементов ГТД

О.В. Виноградова

E-mail: ov_vinogradova@mail.ru



ВИНОГРАДОВА
Ольга Владимировна —
доцент Рыбинской государственной
авиационной технической академии,
кандидат техн. наук

Представлена интеллектуальная система контроля, реновации и анализа параметров различной физической природы (геометрия, вещество, режимные параметры ГТД и др.), позволяющая снизить брак в производстве, повысить газодинамическую эффективность узлов двигателя, их надежность, ресурс.

Ключевые слова: искусственный интеллект; мониторинг; анализ; реновация.

O.V. Vinogradova. Application Of Methods Of The Artificial Intellect In Problems Of Elements Gas-Turbine Engine Perfection

The intellectual system of monitoring, renovation and the analysis a parameters of the various physical nature (geometrical, substance, regime parameters gas-turbine engine, etc.) system is developed. This system allowing to lower waste in manufacture, raise gas dynamics efficiency engine subassembly, their reliability and a resource.

Keys words: artificial intellect; monitoring; analysis; renovation.

Рост сложности газотурбинной техники, в значительной степени связанный с обострением конкуренции между производителями, обуславливает необходимость развития методов исследования и контроля ее параметров различной физической природы. В настоящее время созданы и освоены системы объемного моделирования процессов газодинамики, статической и динамической прочности, теплового состояния элементов конструкции. Производство получило современное технологическое оборудование, дорогие и сложные системы контроля геометрии, свойств сталей и сплавов, параметров двигателя. Это позволило существенно повысить эффективность проектирования, доводки и производства изделий, однако остались нереализованными многие резервы улучшения проекта. Сохранились барьеры между отделами (конструктор, расчетчик, технолог), обострилась проблема многокритериальной компромиссной оптимизации проектов компрессоров и турбин в связи с резким ростом противоречивых критериев оптимальности, не обеспечивается в должной мере воспроизводимость параметров деталей в производстве и характеристик изделий при сборке. Информация, доставляемая многочисленными современными средствами допускового контроля геометрии профилей, свойств сплавов, вибронапряжений, поверхностных напряжений деталей, слабо связана с эксплуатационными характеристиками компрессора, турбины, всего изделия в целом и существует сама по себе, что не позволяет формировать какие-либо корректирующие воздействия. Таким

образом, очевидно, что имеется достаточно сложная и не вполне определенная проблема организации системного совершенствования изделий, которая давала бы возможность исследовать объект анализа в целом, оценить разнообразные качества конструкции и перспективы ее дальнейшего совершенствования.

Существенные преимущества системного подхода к исследованию сложных газодинамических объектов состоят в том, что поскольку эффект взаимодействия исходных факторов определяется их произведением (свойство мультипликативности), постольку в рамках этого произведения легко скомпенсировать негативное влияние отдельных параметров, согласовать качество функционирования элементов системы. В частности, при совершенствовании системы "канал — лопатка" одновременная вариация геометрии канала и геометрии профильной части пера лопатки всегда эффективней, чем когда это делается по очереди. Одновременное варьирование геометрией турбинной лопатки, компонентами химического состава жаропрочного сплава при одновременном контроле микроструктуры материала позволяет достаточно оперативно улучшить напряженно-деформированное и тепловое состояние конструкции и ее газодинамическую эффективность. Решение этой задачи "по очереди" достаточно трудоемко и требует много времени. При сборке сложных трансмиссий одновременный учет влияния параметров монтажа, качества вибросигнала с корпуса коробки передач и состава участников основных технологических операций позволяет однозначно определить ресурс собранной конструкции. Повышение ресурса лопатки турбины первой ступени за счет снижения температуры газа перед турбиной при сохранении геометрии этой лопатки можно обеспечить, повысив КПД многоступенчатого компрессора на 2–3 %.

Таким образом, включение в рассмотрение все большего числа входных и выходных переменных, всесторонний учет их сложного взаимодействия позволяют получить достаточно эффективные результаты при проектировании, доводке и производстве изделий.

Однако реализация системного подхода к созданию и совершенствованию изделий на практике осложняется следующими обстоятельствами [1]:

увеличение числа входных переменных K приводит к информационной недостаточности имеющихся N результатов наблюдений ($N < K$). При малой начальной информации любая разумная процедура описания оптимизации или распознавания даст одинаково плохой результат;

увеличение числа критериальных соотношений приводит к размыванию целей, исчезновению области достижимых и компромиссных решений;

увеличение объема статистических данных (обобщение конструкций различных двигателей, ступеней, данных плавочного контроля лопаток и т.п.) также приводит к информационной недостаточности из-за неоднородности этих данных.

Различие испытательных стендов, методик контроля и даже различие научных школ не позволяют непосредственно построить эффективные обобщения параметров, на основе которых можно было бы решать реальные экстремальные задачи. Решение может быть найдено, если обобщение проводится по ситуациям, ближайшим к прогнозируемой ситуации в рамках группы однородных наблюдений.

Информационная недостаточность и избыточность в определенной мере могут быть преодолены на основе идей искусственного интеллекта, разрабатываемых методов нечеткой логики и нейроуправления [2]. Из теории автоматического управления известно, что для эффективной реализации корректирующих воздействий объект должен быть наблюдаемым и одновременно управляемым, т.е. он должен однозначно реагировать на корректирующие воздействия, а лицо, принимающее решение, — контролировать последствия этих воздействий. Таким образом, ЭВМ должна служить усилителем мыслительной деятельности человека, решающего задачу оптимального проектирования, т.е. должна быть снабжена некоторыми характерными чертами искусственного интеллекта.

Искусственный интеллект — это программы для ЭВМ, имитирующие деятельность человека.

Такие программы создаются на основе логического анализа деятельности человека в процессе решения им интеллектуальных задач [3].

В работе [2] обозначены следующие основные свойства интеллектуальных систем:

способность *восприятия* информации о внутреннем состоянии системы и состоянии внешней среды;

способность к *адаптации и самоорганизации* по отношению к изменяющимся внешним условиям;

способность к *накоплению информации и обучаемости*;

способность к *накоплению знаний* (если ..., то ..., иначе...), их структурированию и обобщению;

способность к *принятию решений* к действиям на основе накопленных знаний и располагаемой информации;

способность использования новых знаний и информации *для генерации* новых знаний.

Интеллектуальная система, обладающая указанными возможностями, позволяет решать широкий класс задач по системному совершенствованию ГТД: на ранних стадиях проектирования получать исчерпывающие характеристики изделия, отслеживать неблагоприятные тенденции при его совершенствовании, повышать ресурс сталей и сплавов, повышать качество сборки изделия за счет элиминирования (взаимной компенсации) производственных отклонений деталей и др.

На рисунке приведена структурно-параметрическая схема интеллектуальной системы контроля, реновации и анализа (ИСКРА). Входом в систему служит блок системного анализа и преобразования информации о параметрах различной физической природы, используемой на практике на всех стадиях жизненного цикла изделия. Это некоторая совокупность контроллеров — преобразователей входной информации, позволяющая различные процессы контроля представлять в некотором унифицированном виде, пригодном для **восприятия** их системой. Каждый из различных видов информации (скалярная, векторная, бинарная) рассматривается как один из контроллеров-преобразователей.

В связи с газодинамическим характером авиационных ГТД прежде всего необходимо совершенствование сложных поверхностей лопаток, переходных каналов с точки зрения минимума профильных и других потерь полного давления, т.е. увязка геометрии многоточечного объекта с его газодинамическими характеристиками. Поэтому принципиальным вопросом является выбор способа сжатия многомерной информации.

Для плавных геометрических форм (например, профилей пера лопатки), для которых характерна сильная коррелированность координат поверхности, наиболее перспективным и эффективным способом сжатия информации без существенных ее потерь является метод главных компонент [4]. Исходная матрица закоррелированных координат X большой размерности преобразуется в ортогональную матрицу $U = FX$ с большим числом нулевых столбцов (сжатие информации). Такое преобразование позволяет представлять на двумерной плоскости процесс изменения геометрии профилей, резко сокращать число варьируемых переменных без нарушения физической связи между параметрами. Формальное сопоставление главных компонент геометрии измеренных лопаток с главными компонентами их чертежа позволяет находить оптимальную коррекцию этой геометрии, увязывать отклонения главных компонент лопаток от чертежа с условиями их изготовления при штамповке, лезвийной, электрохимической обработке, в литейном производстве.

В системе ИСКРА преобразование исходной информации в пространство главных компонент проводится для объектов самой различной физической природы. Например, химический состав жаропрочного сплава для N выплавов в пространстве главных компонент U_1, U_2 выглядит как группа точек, "дрейфующих во времени". При известной информации о качестве плавок (брак, годная) легко находится граница, разделяющая множество плавок на два класса (случай дихотомии) и определяются предельно допустимые соотношения между содержащимися в них элементами, нарушение которых приводит к появлению брака. Таким образом, решается задача квалиметрии сплавов — количественной оценки их ка-



Интеллектуальная система контроля, реновации и анализа качества элементов ГТД (ИСКРА)

чества. Физические параметры сплава (модуль упругости, температурный коэффициент, коэффициент линейного расширения, плотность материала и др.), которые приводятся в справочниках, представляются в форме таблиц главных компонент. Эти данные используются для оценки статической и динамической прочности лопаток, дисков и других изделий с помощью коммерческих пакетов объемного моделирования типа

ANSYS. Тем самым определяются количественные оценки конструкционных характеристик материала элементов ГТД.

В связи с бурным развитием методов объемного моделирования газодинамики, расчетов прочности, теплового состояния сложных конструкций возникла необходимость количественной оценки качества деталей, представленного плоскими изображениями поля скоростей в каналах,

распределений напряжений по профильной части пера лопаток, зон их перегрева, микроструктур материала и др. В системе ИСКРА черно-белые или цветные пиксели плоских изображений преобразуются в пространство главных компонент изображений. В результате каждому изображению ставится в соответствие набор значений скалярных величин U_1, U_2, U_3, U_4 . Количественное сравнение этих величин с главными компонентами прототипа — требуемым распределением скоростей, напряжений, температур и др. — позволяет рассматривать самые различные сценарии решения оптимизационных задач.

При производстве газотурбинных двигателей на предприятии постоянно хранится штатная информация о результатах сборки двигателей — значениях зазоров, натягов, биений, моментов затяжки гаек и др. Эти так называемые параметры монтажа могут быть использованы для прогнозирования характеристик двигателя на предъявительных и приемосдаточных испытаниях ГТД. Такая оценка на ранних стадиях подготовки изделия к испытаниям позволяет путем небольших доработок и согласования элементов конструкции получить заявленные параметры с первого предъявления. Для решения этой задачи информация о параметрах монтажа преобразуется в матрицу главных компонент и устанавливаются функциональные соотношения между главными компонентами и характеристиками двигателя. С помощью этих соотношений могут быть построены квалиметрические шкалы качества, на которых обозначаются предельно допустимые соотношения между параметрами монтажа. Эти соотношения следует выдерживать при сборке двигателя с тем, чтобы при испытаниях параметры двигателя соответствовали заданным значениям.

Другими важными факторами, определяющими характеристики ГТД и его элементов, являются сочетания качественных признаков — дефектов материала: сплавов, керамики (неслитины, раковины, трещины), составов коллективов исполнителей основных технологических операций при сборке, литейном производстве (человеческий фактор), информация о которых может быть представлена в бинарном коде (наличие или отсутствие дефекта, участие или неучастие дан-

ного человека в данной технологической операции). Эта информация также преобразуется в пространство главных компонент, что позволяет на двумерной плоскости наблюдать за поведением системы, например за приближением к граничным условиям, устанавливать функциональные соотношения между ансамблем данных качественных признаков и ресурсными характеристиками двигателя.

Вопросы **адаптации и самоорганизации** в системе ИСКРА решаются путем создания адаптивных алгоритмов прогнозирования характеристик качества по реальным данным пассивного эксперимента (подборки данных о параметрах готовых двигателей, аванпроектах узлов, результатах испытаний натурных и модельных ступеней, параметрах монтажа при сборке, эксплуатационных характеристиках авиационных материалов и др.) Методы адаптивного прогнозирования приспособлены к работе в обстановке помех, высокой размерности параметров, многокритериальности, нелинейности функциональных связей. Самоорганизация системы прогнозирования осуществляется в режиме скользящего узнавания, когда по очереди каждая из известных ситуаций (строка входных переменных матрицы данных) предполагается неизвестной и в ней осуществляется прогноз характеристик качества с позиции всех остальных. Система готова к распознаванию и прогнозированию, если ошибка восстановления характеристик оказывается приемлемой.

Вопросы **накопления информации** и обучаемости системы решаются на основе идеи построения активных планов экспериментов, близких к D-оптимальным [5]. Эти активные планы экспериментов отличаются минимальной ошибкой прогнозирования и обычно строятся для каждой заранее заданной структуры регрессионной модели (линейной, квадратичной). Однако целесообразно поступить наоборот — результаты законченных опытов (пассивный эксперимент) превращать в план, близкий к D-оптимальному за счет надлежащего выбора самой структуры регрессионной модели. Это позволяет накапливать и хранить только наиболее информативные данные, на основе которых и решаются конкретные экстремальные задачи.

На основе накопленных знаний и новой информации, полученной при решении многокритериальных экстремальных задач, строится **область достижимых решений**, в которой в наглядном виде (на плоскости экрана монитора) представляются перспективные и предельные варианты решений. Это позволяет однозначно определить целесообразность продолжения работы над данным изделием и исчерпывающие характеристики данной технической доктрины.

Способность к **генерации новых знаний** в самой системе реализуется на примере перехода от произвольной точки в пространстве главных компонент геометрии радиальной ступени к реальным координатам этой ступени. В результате получается облик проточной части компрессора с новыми свойствами. Если эта проточная часть не имеет отрывов потока, диффузорности и поток перемещается до оси компрессора, то сгенерирован вариант, существенно отличающийся от имеющихся, иначе рассматриваются другие сгенерированные варианты. Если среди них нет ни одного, представляющего научный и практический интерес, то совершенствование данной конструкции в рамках выбранной идеологии не имеет смысла.

Перечисленные свойства системы ИСКРА реализуются на основе работы эмулятора, главными функциями которого являются *автоматическая кластеризация данных* с использованием трех различных алгоритмов, *точный локальный*

прогноз с использованием принципа D-оптимальности плана и критерия минимума коридора ошибок регрессионной аппроксимации в точке экстраполяции и *глобальный случайный поиск* максимума обобщенной характеристики качества — произведения потенциальных функций частных критериев.

Для системного решения таких проблем, как совершенствование готовых двигателей, оптимизация аванпроектов, совершенствование узлов ГТД, сборка, совершенствование материалов по эксплуатационным характеристикам, необходимо создание ряда нейроконтроллеров, выполняющих функции проблемно-ориентированных усилителей мыслительной деятельности исследователя.

Библиографический список

1. **Моисеев Н.Н.** Математические задачи системного анализа. М.: Наука, 1981. 487 с.
2. **Пупков К.А.** Применение интеллектуальных технологий — перспективное направление развития теории и практики проектирования и создания систем обработки информации и управления // Материалы VIII международной научно-технической конференции "Кибернетика и высокие технологии XXI века". Воронеж. 2007. Т. 2. С. 555–560.
3. **Рейтман У.П.** Познание и мышление. Моделирование на уровне информационных процессов. М.: Мир, 1968. 245 с.
4. **Безъязычный В.Ф., Виноградова О.В., Шишкин В.Н.** Алгоритмизация процессов проектирования, производства и контроля элементов ГТД. Рыбинск: РГАТА, 2007. 272 с.
5. **Федоров В.В.** Теория оптимального эксперимента. М.: Наука, 1978. 182 с.



ДАЙДЖЕСТ Ⓜ ДАЙДЖЕСТ Ⓜ ДАЙДЖЕСТ Ⓜ ДАЙДЖЕСТ Ⓜ ДАЙДЖЕСТ Ⓜ ДАЙДЖЕСТ Ⓜ ДАЙДЖЕСТ

В ЦАГИ ЗАВЕРШИЛИСЬ ИСПЫТАНИЯ СПУТНИКА KazSat-2

Специалисты отделения ресурса конструкций летательных аппаратов ЦАГИ провели акустические испытания макета спутника KazSat-2. В результате были получены данные, подтверждающие качество, сохранность и работоспособность космического аппарата. Исследования выполнены по заказу Государственного космического научно-производственного центра им. М.В. Хруничева.

Испытания проходили в реверберационной камере РК-1500, где моделировались акустические нагрузки, действующие на спутник в период его эксплуатации. Космический аппарат подвергался воздействию высокочастотных пульсаций давления, возникающих во время старта, трансзвукового полета при максимальном скоростном напоре.

Проведенные акустические испытания являются обязательным этапом наземных приемоиспытаний летных образцов космических аппаратов подобного типа.

Спутник KazSat-2 создается в рамках межправительственного соглашения России и Казахстана. Он предназначен для осуществления непрерывной спутниковой связи, телевизионного и радиовещания на территории Республики Казахстан.

Пресс-служба ЦАГИ, 6 октября 2010 г.

УДК 546.11:629.7

Качество жидкого водорода как топлива двигательных установок ракетно-космических систем

Б.Х. Богданов, В.Н. Кучкин

E-mail: mail@nic-rkp.ru

На основе анализа физико-химических свойств примесей в жидком водороде рассмотрено поведение примесей в системах потребителей жидкого водорода, а также их влияние на качество компонента и на работоспособность двигательных установок. Даны предложения по разработке стандарта, определяющего требования к качеству жидкого водорода — горючего для двигательных установок ракетно-космических систем.

Ключевые слова: жидкий водород; горючее двигательных установок; примеси в жидком водороде; физико-химические свойства примесей; стандартизация качества жидкого водорода.

B.Kh. Bogdanov, V.N. Kuchkin. Quality Of Liquid Hydrogen Employed As The Fuel In Space Rocket Propulsion System

Analysis of physical-chemical properties of impurities in liquid hydrogen was made on the basis of which the behavior of such impurities in consumer's liquid hydrogen systems was considered as well as the impact of said impurities on propellant quality system performance was discussed. Some proposals were given on developing a standard that would specify requirements to the quality of liquid hydrogen used as the fuel in space rocket propulsion systems.

Key words: liquid hydrogen; propulsion system fuel; impurities in liquid hydrogen; physical-chemical properties of the impurities; liquid hydrogen quality standardization.

Жидкий водород как высокоэнергетическое горючее нашел широкое применение в двигательных установках (ДУ) ракетно-космических систем.

В нашей стране работы с использованием жидкого водорода в ДУ ракетно-космических комплексов ведутся уже более сорока лет. Однако до настоящего времени не решен ряд вопросов, связанных с требованиями к чистоте компонента на стадии его потребления. Обычно требования к качеству жидкого водорода на стадии его потребления разработчики ДУ задают по ОСТ В 113-03-502—86 "Жидкий водород. Технические условия", который распространяется на стадии производства и поставки компонента потребителям. Практика отработки ракетно-космической техники (РКТ) на жидком водороде показала, что на этапе потребления жидкий водород обогащается как растворенными, так и твердыми примесями, концентрации которых превышают нормы по ОСТ В 113-03-502—86.

Источники загрязнения жидкого водорода и физико-химические свойства примесей в жидком водороде. Состав примесей в жидком водороде на этапе его производства определяется исходным составом сырья и вспомогательных материалов. Анализ показывает, что в предельном случае в жидком водороде могут присутствовать O_2 , N_2 , Ar , CO_2 , CO , углеводороды (CH_4 , C_2H_6 , C_3H_8 и др.), H_2O , H_2S , N_2O , NO , He и др. Все эти примеси, кроме гелия, в жидком водороде малорастворимы, а при концентрациях выше предела их растворимости переходят в твердую фазу.

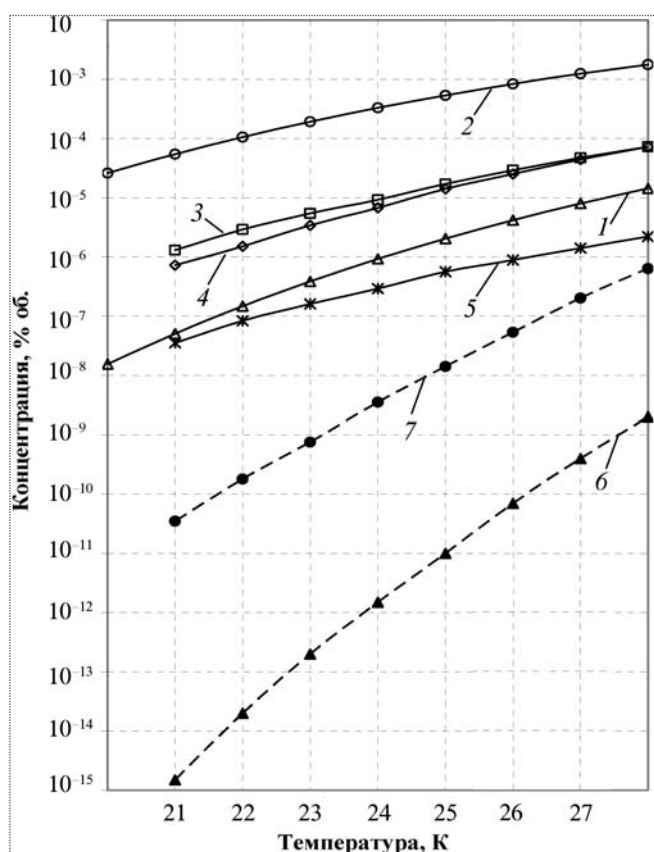
Отечественные исследования поведения примесей и методы контроля качества жидкого водорода в промышленных системах потребителей строятся на результатах исследования фазовых равновесий систем "водород — твердая примесь", представлен-



БОГДАНОВ
Борис Халимович —
ведущий специалист ФКП
"НИЦ РКП"



КУЧКИН
Владимир Николаевич —
заместитель генерального
директора по испытаниям
ФКП "НИЦ РКП", канди-
дат техн. наук



Растворимость примесей в жидком водороде (1 – O₂; 2 – N₂; 3 – Ar; 4 – CO; 5 – CH₄) и в газообразном водороде (6 – O₂; 7 – N₂)

ных в работе [1]. Значения растворимости примесей O₂, N₂, Ar, CH₄ и CO в жидком водороде при температурах 20,3 К и выше, заимствованные в работе [1], представлены на рисунке. Растворимости остальных примесей во всей области состояний жидкого водорода не превышают 10⁻¹⁵...10⁻²⁰ % об. и не поддаются измерению. Поэтому вещества CO₂, N₂O, NO, NO₂, C₂H₂, C₂H₄, C₂H₆ и H₂S для условий систем потребителей можно классифицировать как не растворимые в жидком водороде.

Растворимость всех примесей, кроме гелия, в парах водорода при температурах на линии насыщения в десятки и сотни тысяч раз меньше, чем в жидкости при одних и тех же условиях. Растворимости O₂ и N₂ в жидком водороде в миллионы раз больше, чем в их паро-

вых фазах. Большие отличия растворимостей примесей в жидком водороде и его паре означают, что в результате испарения жидкий водород примесями обогащается, что ведет к их накоплению в системах хранения жидкого водорода. Накопление примесей в системах, в свою очередь, при нарушении технологии отбора проб может приводить к искажению состава проб и ошибочной оценке чистоты жидкого водорода.

При эксплуатации систем хранения и подачи (СХП) помимо увеличения концентраций примесей из-за испарения жидкого водорода происходит его загрязнение примесями, содержащимися в технологических газах. Причем происходит увеличение доли тех примесей, которые содержатся в технологических газах.

Механизм загрязнения определяется особенностями фазовых диаграмм систем "жидкость – примеси", а именно температурами тройных точек примесей, которые для всех веществ, кроме гелия и неона, существенно выше критической температуры водорода, и, как следствие, чрезвычайно низкими значениями равновесных величин упругости пара при температуре жидкого водорода, представленными в табл. 1, заимствованной из [2].

Кинетика кристаллизации и растворения примесей в жидком водороде. Экспериментально показано [3], что системы "жидкий водород – примеси" (отвержденные газы) очень чувствительны даже к незначительным изменениям температуры. Степень перенасыщения системы "жидкий водород – примесь N₂", после которой начинается процесс кристаллизации, составляет менее (0,5...1,5)·10⁻⁵ % об., что соответствует изменению температуры на 0,1...0,2 К. Инкубационный период процесса кристаллизации при этом равен 0,004 с. Время процесса роста кристаллов составляет от нескольких минут до десятков минут.

Длительность процесса кристаллизации примесей из газа наддува зависит от их концентраций в газе. Вследствие высокой скорости охлаждения газовой подушки и низкой растворимости примесей в газе она невелика. Размер образующихся частиц твердой фазы в значительной степени зависит от концентрации примеси в технологическом газе.

При лабораторных исследованиях [3] размеры отвержденных примесей зафиксированы в интервале 1...40 мкм. При этом максимум кривой распределения частиц по размерам располагался в интервале 7...20 мкм

Т а б л и ц а 1

Параметр	O ₂	Ar	N ₂	CO	CH ₄	NO	N ₂ O	H ₂ S	CO ₂	Ne
T _{т.т.} , К	54,35	83,78	63,15	68,09	90,66	109,46	182,35	187,50	216,55	24,55
P _с , рПа	1,34·10 ⁻¹⁵	1,30·10 ⁻¹³	1,44·10 ⁻¹⁰	1,30·10 ⁻¹³	1,30·10 ⁻¹³	1,30·10 ⁻¹³	1,30·10 ⁻¹³	1,30·10 ⁻¹³	1,30·10 ⁻¹³	48,92
(T, К)	(20,0)	(20,3)	(20,0)	(20,5)	(24,0)	(37,7)	(55,8)	(57,1)	(59,5)	(20,4)

и зависел от расхода газа наддува. Во всех случаях частицы размером свыше 8 мкм составляли более 80 % от общего фракционного состава, а доля частиц до 2 мкм не превышала 10 % от общей массы образовавшихся частиц. При наддуве гелием и техническим водородом с более высоким содержанием примесей максимум кривой распределения частиц по размерам пришелся на 20...40 мкм, а количество мелкодисперсной фракции не превышало 6...10 %.

Кристаллизация примесей из газа наддува происходит не во всем объеме подушки резервуара, а только в той его части, температура которой ниже температуры кривой равновесия "твердая фаза примеси — газ-образный водород".

Наиболее интенсивно процессы тепло- и массообмена газа наддува с жидкостью в расходных резервуарах и баках ДУ происходят при минимальных объемах газовой подушки, т.е. на начальном этапе слива жидкого водорода. При этом масса примесей, перешедших в твердое состояние, может быть очень высокой. По мере увеличения газовой подушки и удаления зеркала жидкости от узлов ввода газа наддува интенсивность процессов теплообмена снижается и доля примесей, переходящих из газа наддува в жидкость, уменьшается.

Процесс образования кристаллов при понижении температуры жидкого водорода зависит от темпа создающегося при этом перенасыщения. Так, в экспериментах [3] при создании в лабораторном криостате насыщения жидкого водорода примесью азота 70 % с темпом перенасыщения $7 \cdot 10^{-6}$ % об. в минуту кривая, характеризующая темп осаждения образовавшихся твердых частиц примеси, близка к гиперболе с максимумом, приходящимся на кристаллы размером 1,5 мкм. Взвеси, полученные на экспериментальной установке при темпе перенасыщения $2,6 \cdot 10^{-5}$ % об. в минуту и общем перенасыщении, равном $5 \cdot 10^{-5}$ % об., имеют более крупный состав (2...6 мкм), что свидетельствует о полидисперсном составе оседающей примеси.

Длительность процесса кристаллизации азота в жидком водороде существенно больше, чем отмеченная в газе наддува, что обусловлено меньшим уровнем интенсивности теплообменных процессов. Экспериментально установлено, что в широком диапазоне концентраций ($6 \cdot 10^{-5}$... $2 \cdot 10^{-4}$ % об.) при общем перенасыщении, равном $5 \cdot 10^{-5}$... $1,9 \cdot 10^{-4}$ % об., длительность образования кристаллов составляет от 30 с до нескольких минут. Однако можно ожидать, что при интенсивном сбросе давления в резервуарах с жидким водородом с высокой степенью перенасыщения примесью азота, обладающего наибольшей из всех примесей растворимостью, будет иметь место образование более крупных, чем отмечено в экспериментах, кри-

сталлов азота со сдвигом максимума в сторону более раннего его появления.

Процессы снижения температуры жидкого водорода до 20,5 К и ниже характеризуются низкими градиентами перенасыщения и приходится на область с относительно малыми величинами растворимости примесей. Поэтому количество образующихся примесей по сравнению с количеством, образующимся при снятии перегрева жидкости путем сброса избыточного давления, меньше, а образующиеся примеси по дисперсионному составу являются более мелкими.

Таким образом, физические процессы, приводящие к образованию твердых фаз примесей в жидком водороде из газа наддува и вызванные понижением температуры жидкости, различны.

В первом случае образование твердых фаз примесей связано с поступлением примесей через зеркало жидкости путем теплообменных процессов в газовой подушке резервуаров и на границе жидкость — газ. При этом имеет место концентрационная стратификация примесей, характеризующаяся наличием более загрязненного верхнего слоя жидкости.

Во втором случае образование твердых фаз примесей происходит во всем объеме жидкости при возникновении пересыщенного примесью состояния жидкости.

Теория расчета характеристик кристаллизации и растворения примесей в настоящее время не позволяет получить количественный результат. В экспериментах по растворению примеси азота в жидком водороде установлена возможность достаточно быстрого растворения твердой фазы примеси при повышении температуры жидкости. При этом не была установлена зависимость скорости растворения от величины насыщения жидкости [3].

Процессы осаждения твердых фаз примесей. Плотность твердых фаз примесей представлена в табл. 2. Она в 10...20 раз больше плотности жидкого водорода.

Оценка скорости оседания твердых частиц различных примесей в жидком водороде, выполненная в соответствии с законом Стокса для простейшего случая оседания твердой сферической частицы и очень малых чисел Рейнольдса, приведена в табл. 3. Видно, что частицы малых размеров могут долгое время находиться в жидкости во взвешенном состоянии, образуя кинетически неустойчивые криосуспензии или криозоли [3].

Учитывая, что отношение плотностей отвержденных примесей и газообразного водорода в 20...30 раз выше аналогичных их отношений для жидкости, представленных в табл. 2, образующиеся из газа наддува твердые фазы примесей будут быстро оседать на зеркало жидкости. В жидкости примеси частично растворятся до достижения в верхнем слое жидкости насыщенного состояния, а нерастворившиеся будут оседать до образования осадка.

Параметр	O ₂	Ar	N ₂	CO	CH ₄	NO	N ₂ O	CO ₂
	[2]					[1]		
$\rho_{пр}, \text{кг/м}^3$	1425	1637	1027	1029	522	1554	320	1708
(T, K)	(20,66)	(50)	(20)	(21,16)	(20,16)	—		
$\rho_{пр} / \rho_{H_2, ж}$	20,2	~ 24	14,4	14,5	7,3	22,3	4,6	24,6

Т а б л и ц а 3

Размер частиц d, мкм	w, м/ч			
	N ₂	O ₂	Ar	CH ₄
1,0	0,15	0,21	0,25	0,07
2,0	0,61	0,85	0,99	0,28
5,0	3,76	5,32	6,20	1,80
10	15,0	21,3	24,8	7,1
20	60,1	85,1	99,3	28,4
30	135,3	191,5	223,3	64,0

Характер осаждения твердых фаз примесей в криогенных системах не определяется только разностью плотностей частиц и жидкости, но существенно зависит от дисперсности, состава и формы частиц, тепловых и гидравлических процессов в системах жидкого водорода, способствующих агрегатированию и растворению частиц, взмучиванию жидкости при вскипании, массопереносов конвективными потоками.

Особенности поведения примесей в жидком водороде при эксплуатации СХП. Приведенные физико-химические свойства и связанные с ними особенности поведения примесей в жидком водороде, сопровождающиеся сложными гетерофазными переходами, необходимо учитывать при эксплуатации СХП жидкого водорода и особенно при организации контроля его качества.

При наличии твердой фазы примесей в контролируемом объеме жидкого водорода результаты измерений их концентраций зависят от изменения температуры жидкости. Повышение температуры приводит к частичному или полному растворению твердых фаз примесей с переходом в последнем случае системы "жидкий водород — примеси" в ненасыщенное состояние. При понижении температуры возможно образование твердых фаз в жидкости и осаждение их на внутренних элементах конструкций систем топливоподачи.

Экспериментально показано, что если понизить температуру жидкого водорода в резервуаре путем сброса давления до минимально допустимого и выдержать его

при постоянной температуре в течение времени, необходимого для осаждения образовавшихся в жидкости твердых фаз примесей, то концентрации примесей в жидкости установятся на уровне величин их растворимостей при температуре отстоя компонента. Установлено, что время, необходимое для осаждения до 90 % массы образовавшихся примесей, находится в интервале 2...4 ч. Концентрации примесей в сливаемом после «отстоя» жидком водороде в пределах точности методов контроля будут соответствовать их растворимостям при температурах "отстоя" [4], т.е. осажденные примеси не уносятся потоком сливаемого из резервуара компонента.

Кроме того, на достоверность результатов контроля примесей в жидком водороде оказывают влияние процессы кристаллизации примесей при фазовом переходе жидкости в пар в процессе изобарического нагрева пробы и накопление их в пробоотборных линиях. Такие процессы из-за отличия значений растворимости примесей в жидком и газообразном водороде могут реализовываться даже при анализе гомогенных смесей жидкого водорода с примесями [5].

Рассмотренные процессы накладывают определенные ограничения на организацию контроля качества жидкого водорода в системах СХП потребителей.

Влияние примесей в жидком водороде на характеристики ДУ. Расчеты показывают, что влияние примесей в кислородно-водородном топливе на энергетические характеристики двигателей начинает проявляться при их концентрации выше 0,1 % об. При соблюдении технологии эксплуатации водородных систем такой уровень содержания примесей в жидком водороде невозможен.

Влияние твердых фаз примесей в водороде на работоспособность ДУ может быть связано с двумя факторами.

Во-первых, осадок твердого кислорода в жидком водороде может образовывать двухфазные взрывоопасные системы. Скорость детонации осадков твердого кислорода в жидком водороде зависит от толщины осадка. Минимальная толщина осадка, при котором наблюдается процесс взрывного превращения со скоростью 450 м/с, составляет 0,03 мм. Все осадки твердого кислорода в жидком водороде чувствительны к инициированию. Локальное бризантное действие взрыва таких систем на поверхность систем хранения определяется плотностью заряда и скоростью детона-

ции [6]. На практике накопление твердого кислорода в жидком водороде происходит только при условиях эксплуатации систем с многократным проведением сливо-наливных операций. В системах, периодически заправляемых жидким водородом и отогреваемых перед повторными заправками, к которым относятся системы топливоподачи ДУ и расходные системы испытательных стендов, взрывоопасное накопление кислорода практически исключается.

Во-вторых, влияние твердых фаз примесей аналогично влиянию механических частиц на работоспособность узлов и агрегатов ДУ. Имеющиеся данные по влиянию твердых фаз примесей на работу агрегатов и систем, работающих на жидком водороде, свидетельствуют о том, что отвержденные примеси в отдельных случаях влияли на работу фильтров. Большой объем испытаний двигателей и их узлов (подшипников, уплотнений турбонасосных агрегатов) и их дефектация после испытаний не выявили дефектов, причиной которых можно было бы считать наличие твердых фаз примесей в жидком водороде.

Таким образом, влияния твердых частиц, образующихся в жидкости, на работоспособность агрегатов и систем ДУ при соблюдении технологии эксплуатации водородных систем во всем массиве проведенных испытаний на жидком водороде, многообразии реализованных программ в широком диапазоне рабочих температур жидкого водорода и концентраций содержащихся в нем примесей не было отмечено.

Анализ требований по чистоте жидкого водорода для ДУ ракетно-космических систем. К нормируемым показателям качества жидкого водорода относятся концентрации водорода, парафазы и примесей.

Требуемая концентрация парафазы (95...98 %) обеспечивается на производстве с помощью катализатора в установках ожижения водорода, и в дальнейшем ее можно считать неизменной. Поэтому на стадиях поставки и потребления качество жидкого водорода определяется только составом и количеством содержащихся в продукте примесей. Концентрация примесей характеризуется величиной, полученной при вычитании суммарного количества примесей, выраженного в процентах объемной или мольной долей, из 100 %.

На практике требования к качеству жидкого водорода как горючего для ДУ ракетно-космических систем на стадии его потребления задаются по ОСТ В 113-03-502—86. Согласно этим требованиям при поставке продукта допускается наличие в жидком водороде только двух примесей — кислорода и азота с предельными концентрациями $4 \cdot 10^{-7}$ % об. и $4 \cdot 10^{-5}$ % об. соответственно. Отсутствие в жидком водороде других примесей гарантируется производством.

Указанные значения явились результатом исследования чистоты жидкого водорода с температурой

21,2 К, производимого ожижением газообразного водорода, полученного электрохимическим разложением воды или выделяемого из азотоводородной смеси и отгружаемого в железнодорожных цистернах. При этом обеспечивается соответствие результатов контроля фактическому содержанию примесей в данном жидком водороде.

В процессе эксплуатации наземных систем подачи жидкого водорода испытательных станций и стартовых комплексов в результате испарения водорода и внесения в жидкость целого ряда примесей из применяемых при работах технологических газов (воды, аргона, метана, окислов углерода, гелия и др.) происходит изменение качества жидкого водорода и по составу, и по концентрации примесей. Кроме того, качество жидкого водорода, выдаваемого из систем потребителям, может зависеть от режимов эксплуатации этих систем, сопровождающихся изменением температуры жидкости с образованием или растворением осадков твердых фаз примесей.

Анализ результатов контроля качества жидкого водорода в системах испытательных и стартовых комплексов, полученных при отработке отечественных кислородно-водородных двигателей и ДУ, показал, что концентрации примесей в водороде при его подаче в двигатели находились в следующих пределах: по сумме примесей кислород + аргон $(1,2...20) \cdot 10^{-7}$ % об.; по азоту — $(0,6...32,2) \cdot 10^{-5}$ % об. [7]. Нижние значения концентрации объясняются высокой чистотой выдаваемого производством жидкого водорода, которая существенно выше требований ОСТ В 113-03-502—86.

Кроме аргона в компоненте было зафиксировано присутствие метана. Определить наличие воды в жидком водороде применявшимися методами контроля с использованием хроматографических средств не представлялось возможным, поскольку вода по своим физическим свойствам является негазифицирующей примесью. Но вода присутствует в жидком водороде из-за наличия ее в газе, используемом для наддува резервуаров при проведении сливов жидкого водорода.

Опыт испытаний ракеты-носителя "Энергия" показал, что существенное загрязнение жидкого водорода гелием и содержащимися в нем примесями может происходить в самом баке ДУ. Гелий вводился в бак изделия для создания требуемого давления при проведении предпусковых операций термостатирования компонента в баке ДУ и предстартового наддува. В результате расчетной оценки уровня возможного загрязнения жидкого водорода, выполненной для заключительного этапа подготовки системы жидкого водорода ракеты-носителя к пуску, требования по концентрациям кислорода и азота в баке были снижены до значения 10^{-5} % об. и 10^{-3} % об. соответственно. При этом наличие других примесей, вносимых в жидкий водород из того же гелия, было оставлено без внимания.

Как показала практика, за счет введения в состав стартовых комплексов специальных средств очистки жидкого водорода на стадии его потребления в баках ДУ требуемое по ОСТ В 113-03-502-86 качество жидкого водорода обеспечено не было. Успешная отработка отечественных образцов ракетно-космической техники с использованием жидкого водорода более грязного, чем необходимо по ОСТ В 113-03-502-86, показала, что требования отраслевого стандарта завышены.

В зарубежной практике требования к качеству жидкого водорода, используемого как горючее в ЖРДУ, и к методам его контроля заданы международными стандартами ИСО 14687:1999(Е) и ИСО 15859-2:2004(Е).

Сравнение требований стандартов ИСО по предельно допустимым концентрациям суммы примесей кислорода + аргон, а также суммы примесей азота, воды и летучих углеводородов в жидком водороде, предназначенном для использования в летательных аппаратах космических систем, показывает, что они на один-два порядка выше допустимых концентраций кислорода и азота по ОСТ В 113-03-502-86 и близки к реальным концентрациям примесей, присутствовавших в жидком водороде при отработке отечественных образцов РКТ. Кроме того, по стандартам ИСО в жидком водороде кроме кислорода и азота допускается наличие примесей аргона, влаги, летучих углеводородов, окислов углерода (CO и CO_2) и гелия, т.е. тех примесей, которые в отечественной практике вносятся или могут быть внесены в жидкий водород при эксплуатации водородных систем потребителей. В то же время предельные по этим стандартам уровни допустимых концентраций не исключают наличие в жидком водороде твердых фаз примесей, что требует определенных подходов к контролю качества компонента при обеспечении требований разработчиков ДУ.

Итак, задача использования жидкого водорода в качестве горючего ДУ ракетно-космических систем делает актуальной разработку нормативной базы, которая должна устанавливать требования к качеству жидкого

водорода при его использовании как горючего в ЖРД. При разработке соответствующих отечественных стандартов целесообразно по показателям качества и методическим вопросам организации контроля примесей ориентироваться на требования международных стандартов. В части требований к методам и средствам контроля примесей в жидком водороде при разработке стандартов необходимо использовать опыт, основанный на отечественных данных по физико-химическим свойствам примесей в жидком водороде и их поведению в системах потребителей.

Предложенный подход позволит привести в соответствие с требованиями разработчиков ДУ фактическую чистоту жидкого водорода в системах испытательных и стартовых комплексов и тем самым существенно сократить потери компонента за счет обеспечения возможности повторного использования стеновых остатков, а также расширить возможности международного сотрудничества по использованию отечественной ракетно-космической техники за рубежом.

Библиографический список

1. **Аттестация** данных по растворимости твердых фаз примесей в жидком водороде // Заключительный отчет. Днепропетровский филиал ГИАП. Днепропетровск, 1985.
2. **Справочник** по физико-техническим основам криогеники / под ред. М.П. Малкова. М.: Энергоиздат, 1985.
3. **Разработка** и внедрение методов и средств пробоотбора и анализа жидких и газообразных O_2 особой чистоты и H_2 особой чистоты и создание химической лаборатории для анализа H_2 и O_2 // Технический отчет ГИПХ. Санкт-Петербург, 1983.
4. **Исследование** чистоты жидкого водорода в водородных системах // Отчет по НИР. НИИХиммаш, ГИАП. Загорск, 1982.
5. **Метод** пробоотбора определения чистоты жидкого водорода изменением тепловой нагрузки в зоне испарения. Св. об изобретении № 140706.
6. **ТУ** 0271-135-31323949-2005 (ТУ 51-940-80). Гелий газообразный (сжатый).
7. **Анализ** результатов контроля качества жидкого водорода в системах испытательных и стартовых комплексов. Разработка требований к показателям качества жидкого водорода, применяемого в ЖРДУ // Отчет по НИР. Пересвет: Изд-во ФКП "НИЦ РКП", 2009.

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. Соношкина

Сдано в набор 17.08.10. Подписано в печать 13.10.10. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,54. Зак. 791. 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