



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. ВОЙНОВ
А.А. ЛЕОНОВ	Ю.Ф. ГОРТЫШОВ
В.А. ЛОПОТА	М.Б. ГУЗАИРОВ
А.М. МАТВЕЕНКО	В.А. ДАВЫДОВ
С.В. МИХЕЕВ	Г.Л. ДЕГТЯРЕВ
Н.Ф. МОИСЕЕВ	О.Ф. ДЕМЧЕНКО
А.Ф. МОРОЗЕНКО	Н.Н. ДОЛЖЕНКОВ
Ф.Н. МЯСНИКОВ	Ю.С. ЕЛИСЕЕВ
А.Н. ПЕРМИНОВ	С.Ю. ЖЕЛТОВ
М.А. ПОГОСЯН	Л.М. ЗЕЛЕННЫЙ
Г.М. ПОЛИЩУК	А.Н. КИРИЛИН
Г.Г. РАЙКУНОВ	В.А. КОБЗЕВ
О.Н. РУМЯНЦЕВА	В.А. КОМАРОВ
М.П. СИМОНОВ	А.А. КОРОТЕЕВ
В.В. ТЕРЕШКОВА	В.В. КРЫМОВ
И.Б. ФЕДОРОВ	А.Н. КУРИЛЕНКО
Е.А. ФЕДОСОВ	Л.Н. ЛЫСЕНКО
В.В. ХАРТОВ	А.П. МАНИН
С.Л. ЧЕРНЫШЕВ	В.А. МЕНЬШИКОВ
Ответственные секретари журнала	Т.А. МУСАБАЕВ
И.Н. МЫМРИНА	В.Е. НЕСТЕРОВ
Д.Я. ЧЕРНИС	К.М. ПИЧХАДЗЕ
Редактор- организатор	С.С. ПОЗДНЯКОВ
О.С. РОДЗЕВИЧ	В.А. ПОЛЕТАЕВ
	Ю.А. РЫЖОВ
	Г.Г. САЙДОВ
	В.Г. СВЕТЛОВ
	А.Н. СЕРЬЕЗНОВ
	М.Ю. СМУРОВ
	В.П. СОКОЛОВ
	А.В. СОЛЛОГУБ
	В.А. СОЛОВЬЕВ
	А.И. ТАТУЕВ
	Б.Е. ЧЕРТОК
	В.В. ШАЛАЙ
	В.А. ШАТАЛОВ
	И.С. ШЕВЧУК

Представители журнала:

г. Казань: Р.И. АДГАМОВ, тел. (843) 238-46-23
Роскосмос: А.А. ВОРОБЬЕВ, тел. (495) 975-45-86
Минобороны РФ: А.В. ДРОБЫШЕВСКИЙ,
тел. (495) 696-44-38
г. Уфа: О.Б. СЕВЕРИНОВА, тел. (3472) 73-07-23
Франция, Париж: Е.Л. ЧЕХОВ,
тел. (10331) 47-49-28-05

© ООО "Издательство Машиностроение", 2010

© ООО "Машиностроение – Полет", 2010

СОДЕРЖАНИЕ

Бюшгенс Г.С., Святодух В.К., Сверканов П.Л. Влияние динамического гистерезиса аэродинамической подъемной силы на безопасный выход самолета из крутого пикирования	3
Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Исследование характеристик космической системы дистанционного зондирования Земли при неопределенности технико-экономических моделей	9
Жираткова Л.А., Серьезнов А.Н. Алгоритм метода параметрической идентификации дискомфортных режимов самолета при полете в турбулентной атмосфере	18
Артемьев М.Е. Расчет радиационных условий для сложной эволюционирующей орбиты КА в радиационных поясах Земли	22
Куликов Е.Н., Сабельников В.И. Системы нагружения для статических испытаний легких самолетов	26
Осяев О.Г. Обобщенные модели кинетической теории прочности и теории ползучести для анализа сложного НДС полимеров	31
Меньшиков В.В., Рудаков В.Б., Сычев В.Н. Квалификация оборудования космических аппаратов и обоснование ее процедур на основе оценки и анализа рисков	37
Письменный В.Л. Формирование конструктивно-газодинамического облика сверхзвукового турбоэжекторного двигателя	42
Галкина А.С., Мантуров А.И. Оценка возможности формирования программ управления угловым движением КА ДЗЗ для съемки криволинейных маршрутов	48
Матвеева О.П., Семячков Д.А. Применение металлогидридных аккумуляторов в системах электроснабжения ракетно-космических комплексов	54

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

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.

За содержание рекламных материалов ответственность несет рекламодатель.

Плата с аспирантов за публикацию статей не взимается.

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

<http://www.mashin.ru>

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

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

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

Адрес электронной почты: polet@mashin.ru

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



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

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

The journal is issued monthly
Published since August 1998

G.V. NOVOZHILOV –

Editor-in-Chief (Aviation)

A.S. KOROTEYEV –

Editor-in-Chief (Rocket Technology
and Cosmonautics)

L.A. GILBERG –

Deputy Editor-in-Chief

Editorial

Board Members

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

**Executive secretaries
of the journal**

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

Editorial

Committee

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

Representatives of the journal:

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

CONTENTS

Byushgens G.S., Svyatodukh V.K., Sverkanov P.L. Effect Of Dynamic Hysteresis Of Lift On Safe Recovery Of Aircraft From Intensive Diving	3
Matveev Yu.A., Lamzin V.V. Research Characteristics Of Earth Remote Sensing Space System At Uncertainty Of Techno-Economic Models	9
Zhiratkova L.A., Seryoznov A.N. Algorithm Of The Method Of The Parametric Identification Of The Uncomfortable Regimes Of Aircraft In Flight In The Turbulent Atmosphere	18
Artimov M.E. Radiation Conditions Calculation For Difficult Evolve Spacecraft Orbit In Earth Radiation Belts	22
Kulikov E.N., Sabelnikov V.I. Loading Systems For Static Tests Of Light Aircrafts	26
Osyayev O.G. Generic Models Of Kinetic Theory Of Rigidity And Creep Theory For Analysis Of Complex Strain And Stress State Of Polymers	31
Menshikov V.V., Rudakov V.B., Sychev V.N. Spacecraft Equipment Qualification Test And Procedures Based On Risk Analysis	37
Pismenny V.L. Shaping Design And Gas-Dynamic Specifications Of Supersonic Turbo Ejection Engine	42
Galkina A.S., Manturov A.I. Evaluation Of Programmable Control Of Earth Remote Sensing Spacecraft Angular Motion For Curvilinear Strip Imaging	48
Matveeva O.P., Semyachkov D.A. Using Of Metal Hydride Accumulators Into Power Supply Systems For Rocket And Cosmic Complex	54

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

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

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

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

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

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

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

E-mail address: polet@mashin.ru

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

УДК 629.7

Влияние динамического гистерезиса аэродинамической подъемной силы на безопасный выход самолета из крутого пикирования

Г.С. Бюшгенс, В.К. Святодух, П.Л. Сверканов

E-mail: ibd@tsagi.ru

Исследовано влияние динамического гистерезиса коэффициента подъемной силы на потерю высоты при выводе маневренного самолета из пикирования с использованием больших углов атаки. Показана недопустимость выполнения таких маневров вблизи земли.

Ключевые слова: динамический гистерезис; маневренный самолет; вывод из пикирования.

G.S. Byushgens, V.K. Svyatodukh, P.L. Sverkanov. Effect Of Dynamic Hysteresis Of Lift On Safe Recovery Of Aircraft From Intensive Diving

Effect of dynamic hysteresis of lift coefficient on flight altitude is considered during recovery of maneuverable aircraft from intensive diving with use of high angles of attack. It is shown, these maneuvers are not permissible at low altitude.

Key words: dynamic hysteresis; maneuverable aircraft; recovery from diving.

Известно несколько катастроф, связанных с тем, что маневренные самолеты не смогли выйти из пикирования в результате нехватки высоты. Одна из них произошла с самолетом Су-27УБ во время авиационного праздника на аэродроме "Скнилов" под Львовом (Украина) 27 июля 2002 г. Возникает необходимость анализа возможных причин таких катастроф.

Особенность показательных процессов вывода самолета из крутого пикирования состоит в том, что для получения большего зрелищного эффекта используются предельные маневренные возможности самолета. В случае отключения или пересиливания ограничителя предельных режимов на самолете Су-27 максимальные значения угла атаки при выполнении таких режимов могут составлять $\alpha = 30^\circ$ и более.

Многочисленные экспериментальные исследования аэродинамических характеристик моделей маневренных самолетов на динамических установках (например, [1–5]) показывают, что на отрывных режимах обтекания крыла, характерных для больших углов атаки, процессы образования аэродинамических сил и моментов имеют динамический характер (обладают собственной динамикой).

Наличие собственной динамики в процессах образования аэродинамических сил и моментов приводит к специфическому поведению аэродинамических коэффициентов и особенно коэффициента подъемной силы при динамических изменениях угла атаки. Специфика поведения этого коэффициен-



БЮШГЕНС
Георгий Сергеевич —
советник дирекции ЦАГИ,
академик РАН



СВЯТОДУХ
Виктор Константинович —
заместитель начальника
отделения ЦАГИ, профес-
сор, доктор техн. наук



СВЕРКАНОВ
Павел Львович —
младший научный сотруд-
ник ЦАГИ

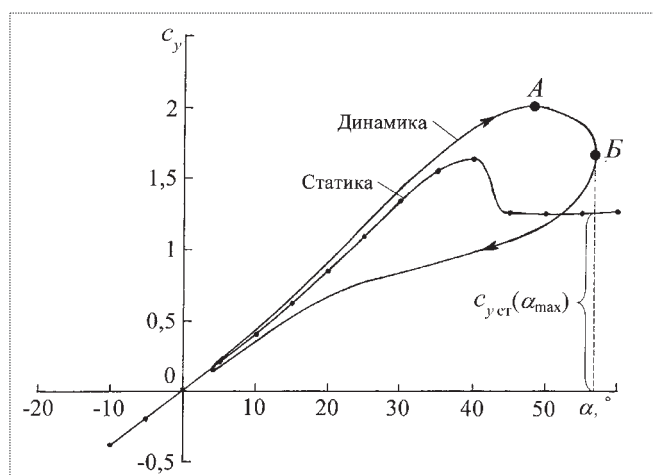


Рис. 1. Пример динамического гистерезиса коэффициента нормальной силы [3]

та, определяющего характер искривления траектории при выходе из крутого пикирования, обусловлена так называемым динамическим гистерезисом. Это явление характеризуется затягиванием безотрывного обтекания на большие углы атаки при динамическом увеличении угла атаки ($\dot{\alpha} > 0$) и запаздыванием восстановления безотрывного обтекания при возвратном движении в область линейных характеристик ($\dot{\alpha} < 0$).

На рис. 1 показаны статическая (стационарная) зависимость $c_{y\text{ст}}(\alpha)$ и зависимость $c_{y\text{дин}}(\alpha)$ при динамическом выходе на большие углы атаки. Обе указанные зависимости заимствованы из работы [3] и относятся к модели самолета с крылом сложной формы в плане. На динамической зависимости $c_{y\text{дин}}(\alpha, t)$ показаны две характерные точки:

точка *A* соответствует максимальному значению коэффициента нормальной силы $c_{y\text{дин}}(\alpha, t) = c_{y\text{дин max}}$; точка *B* соответствует максимальному углу атаки $\alpha(t) = \alpha_{\text{max}}$ (здесь происходит смена знака угловой скорости $\dot{\alpha}$).

Видно, что восходящая ветвь динамической зависимости $c_{y\text{дин}}(\alpha, t)$ (часть кривой, заканчивающаяся в точке *B* и соответствующая увеличению угла атаки, $\dot{\alpha} > 0$) располагается выше зависимости $c_{y\text{ст}}(\alpha)$. При этом наибольшее превышение $c_{y\text{дин}}(\alpha)$ над

величиной $c_{y\text{ст}}(\alpha)$ наблюдается на углах атаки, соответствующих срыву потока на крыле, приводящему к резкому уменьшению $c_{y\text{ст}}(\alpha)$.

Так, максимальное динамическое значение коэффициента нормальной силы $c_{y\text{дин max}} = 2$ (точка *A*) превосходит его стационарное значение, соответствующее максимально достигнутому в переходном процессе углу атаки $c_{y\text{ст}}(\alpha_{\text{max}}) = 1,24$, на величину $\Delta c_{ya} = 0,76$, или более чем на 60 %.

Особенностью зависимости $c_{y\text{дин}}(\alpha, t)$ является то, что в точке смены знака угловой скорости $\dot{\alpha}$, обозначенной на рис. 1 как точка *B*, значение $c_{y\text{дин}}(\alpha_{\text{max}})$ все еще заметно больше стационарного значения $c_{y\text{ст}}$, соответствующего тому же углу атаки. На рис. 1 величина $c_{y\text{дин}}(\alpha, t)$ в точке *B* более чем на 30 % превышает стационарное значение $c_{y\text{ст}}(\alpha)$. Поэтому если осуществляется быстрый апериодический (или близкий к апериодическому) выход самолета на большой угол атаки, то коэффициент нормальной силы (и, соответственно, нормальная перегрузка самолета) после достижения некоторого максимального значения с течением времени будет уменьшаться до своего стационарного значения, и это уменьшение может быть достаточно большим.

Именно такой характер изменения коэффициента нормальной силы показан на рис. 2. На нем приведены временные зависимости угла атаки, стационарные значения коэффициента нор-

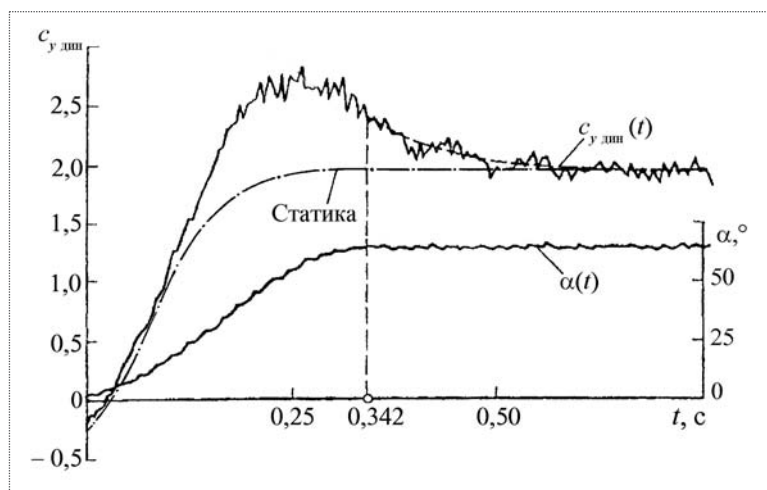


Рис. 2. Изменение коэффициента нормальной силы при быстром апериодическом выходе модели самолета на большой угол атаки на установке СКАД [5]

мальной силы, соответствующие текущим значениям $\alpha(t)$, и динамические значения этого коэффициента $c_{y \text{ дин}}(t)$, полученные при моделировании быстрого выхода модели самолета типа Су-27 на большой угол атаки на разработанной в ЦАГИ установке СКАД (свободных колебаний и апериодических движений) в аэродинамической трубе Т-103 ЦАГИ [5].

Установка СКАД позволяет осуществлять фиксацию модели, свободно колеблющейся относительно закрепленного центра масс, в момент времени, соответствующий изменению знака угловой скорости $\dot{\alpha} = \omega_z$, т.е. в момент начала возвратного движения модели, когда угол атаки достигает первого максимума.

На рис. 2 видно, что так же, как и в предыдущем случае, максимальное динамическое значение коэффициента нормальной силы $c_{y \text{ дин max}}$ при $\dot{\alpha} > 0$ значительно превышает $c_{y \text{ ст}}(\alpha_{\text{max}})$. После фиксации модели ($\dot{\alpha} = 0$) динамическое значение коэффициента нормальной силы уменьшается, асимптотически приближаясь к стационарному значению $c_{y \text{ ст}}(\alpha_{\text{max}})$.

Поскольку при выводе самолета из крутого пикирования неизбежно используются большие углы атаки, то приведенные материалы позволяют сделать вывод, что наличие динамического гистерезиса коэффициента подъемной силы может приводить к катастрофическим последствиям.

В настоящей статье проводится исследование процессов вывода маневренного самолета из крутого пикирования с учетом динамического гистерезиса коэффициента подъемной силы. Задача решается методами математического моделирования.

Математическая модель коэффициента подъемной силы. В связи с тем, что аэродинамические силы и моменты на режимах отрывного обтекания обладают собственной динамикой, для целей динамики полета их коэффициенты принято описывать обыкновенными дифференциальными уравнениями.

К настоящему времени были разработаны два типа математических моделей, описывающих нестационарные аэродинамические характеристики

ки на режимах отрывного обтекания при колебательных процессах изменения угла атаки: при малых амплитудах колебаний [6] и при больших амплитудах колебаний угла атаки [7]. В рассматриваемой задаче моделирования выхода самолета из пикирования с учетом динамического гистерезиса коэффициента подъемной силы математическая модель должна описывать две фазы изменения коэффициента $c_{y \text{ дин}}$.

В первой фазе движения величина $c_{y \text{ дин}}$ изменяется от начального значения $c_{y \text{ а0}} = G/(qS)\cos\theta_0$, соответствующего прямолинейному полету с углом наклона траектории θ_0 , до максимального значения $c_{y \text{ а дин max}}$. Это изменение величины $c_{y \text{ а дин}}$ можно описать уравнениями

$$c_{y \text{ а дин}} = c_{y \text{ а0}} + \int_0^{t(c_{y \text{ а дин max}})} c_{y \text{ а дин}}^{\alpha} \dot{\alpha} dt + \left(c_{y \text{ а}}^{\bar{\omega}_z} \frac{b_A}{V} \right) \omega_z;$$

$$(Tp + 1) c_{y \text{ а дин}}^{\alpha} = c_{y \text{ а ст}}^{\alpha}(\alpha);$$

$$T = T_0 f(\alpha),$$

$$f(\alpha) = \begin{cases} \chi(\alpha) & \text{при } \chi(\alpha) > \tau/T_0; \\ \tau/T_0 & \text{при } \chi(\alpha) \leq \tau/T_0; \end{cases}$$

$$\chi(\alpha) = \frac{c_{y \text{ а ст}}^{\alpha}(\alpha)}{c_{y \text{ а ст}}^{\alpha}(\alpha=0)},$$

где T_0 — параметр модели; τ — шаг интегрирования. При этом величина постоянной времени T имитирует запаздывание процессов разрушения безотрывного обтекания крыла при быстром увеличении угла атаки.

Во второй фазе движения $c_{y \text{ а дин}}$ уменьшается от своего максимального значения (точка А) до стационарной величины $c_{y \text{ а ст}}$, соответствующей α_{max} . Это изменение можно описать уравнениями

$$c_{y \text{ а дин}} = c_{y \text{ а дин max}} - \Delta c_{y \text{ а дин}};$$

$$T_1^2 \Delta \ddot{c}_{y \text{ а дин}} + 2 T_1 \Delta \dot{c}_{y \text{ а дин}} + \Delta c_{y \text{ а дин}} = c_{y \text{ а дин max}} - c_{y \text{ а ст}}(\alpha_{\text{max}}).$$

Постоянная времени T_1 характеризует быстроту разрушения вихревой структуры обтекания

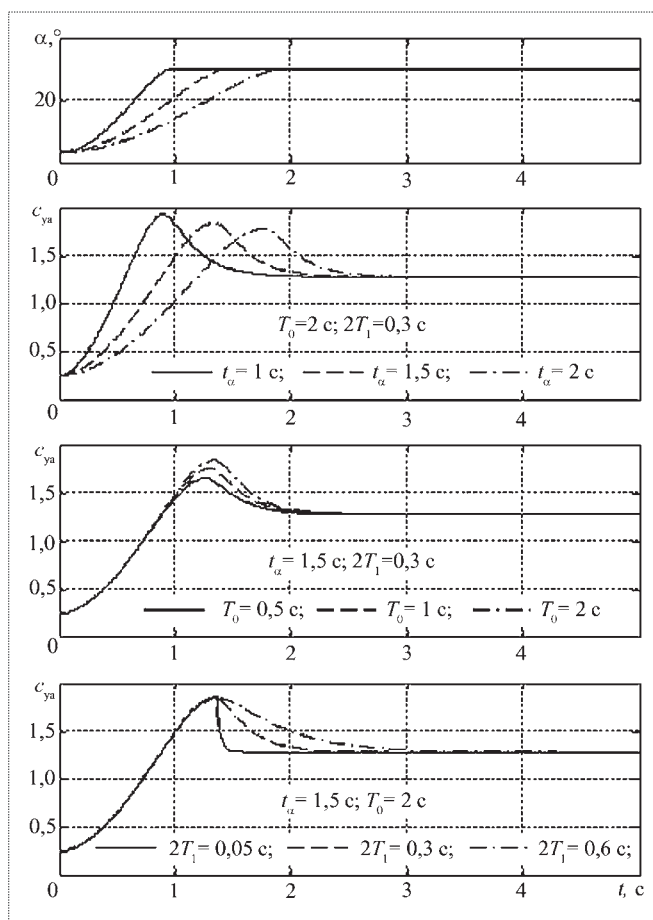


Рис. 3. Изменение коэффициента подъемной силы при различных параметрах его математической модели и темпах возрастания угла атаки

крыла при динамическом выходе на большие углы атаки, для которых в стационарных условиях характерно наличие на крыле зон отрывных течений. Влияние различных параметров математической модели на характер временных зависимостей коэффициента подъемной силы при динамическом гистерезисе показано на рис. 3.

Математическая модель динамики самолета. Рассматривался самолет типа Су-27 ($G/S = 300 \text{ кг/м}^2$). Чтобы выявить основные закономерности влияния динамического гистерезиса коэффициента подъемной силы, динамика самолета рассматривалась в упрощенной постановке — угол атаки считался заданной функцией времени. Эта функция была определена с учетом возможностей системы продольного управления самолета. Примеры рассматривавшихся зависимостей $\alpha(t)$ приведены на рис. 3.

Использовались следующие уравнения движения центра масс:

$$\dot{V} = g(n_{xa} - \sin \theta);$$

$$\dot{\theta} = \frac{g}{V}(n_{ya} - \cos \theta);$$

$$\dot{H} = V \sin \theta,$$

где

$$n_{xa} = \frac{c_p \cos \alpha - c_{xa}}{c_{y \text{ г.п}}}; \quad n_{ya} = \frac{c_{ya} + c_p \sin \alpha}{c_{y \text{ г.п}}};$$

$$c_{xa} = 0,02 + 0,1(c_{ya} - 0,05)^2;$$

$$c_{y \text{ г.п}} = \frac{G}{qS}; \quad q = \frac{\rho V^2}{2}.$$

При расчетах использовалась приведенная выше математическая модель коэффициента подъемной силы $c_{ya \text{ дин}}$.

Влияние динамического гистерезиса подъемной силы на безопасность вывода самолета из крутого пикирования. Траектория вывода самолета из пикирования представляет собой некоторую выпуклую кривую (выпуклость обращена к поверхности Земли). Важнейшей характеристикой такой траектории, определяющей безопасность вывода самолета из пикирования, является потеря высоты $H_0 - H_{\min}$ при выводе из пикирования (H_0 соответствует началу вывода, а высота $H_{\min}$ — наиболее низкой точке траектории).

Исследуем влияние динамического гистерезиса коэффициента подъемной силы на потерю высоты при выводе самолета типа Су-27 из крутого пикирования.

Принимается, что моменту начала вывода самолета из пикирования предшествует некоторый прямолинейный участок траектории, угол наклона которой составляет θ_0 , а нормальная перегрузка соответствует прямолинейному полету, т.е. $n_{ya} = \cos \theta_0$; вращение самолета по тангажу отсутствует. Двигательная установка самолета работает на режиме "Полный форсаж". На высоте $H = H_0$ летчик оценивает максимальное значение нормальной перегрузки, необходимой для вывода самолета из пикирования, перемеще-

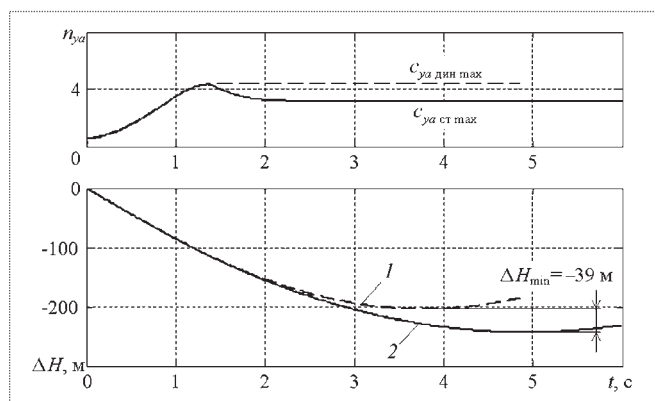


Рис. 4. Потеря высоты при выводе из пикирования ($V = V_0 = 100$ м/с; $t_\alpha = 1,5$ с; $\theta_0 = -60^\circ$): 1 – ожидаемая траектория; 2 – с учетом динамического гистерезиса коэффициента подъемной силы

нием рычага продольного управления "на себя" создает вращение самолета на увеличение угла атаки, контролирует величину нормальной перегрузки и по достижении заданного значения $n_{y \max}$ прекращает увеличение угла атаки.

На рис. 4 в верхней части показан обусловленный наличием динамического гистерезиса коэффициента подъемной силы переходный процесс по нормальной скоростной перегрузке при динамическом выходе самолета на большой угол атаки. (Для лучшего понимания физики явления показаны примеры переходных процессов при постоянной скорости полета $V = 100$ м/с. Дальнейшие расчеты проводились с учетом изменения скорости вдоль по траектории в соответствии с уравнением для $\dot{V}$.) Видно, что после достижения максимального значения $n_{ya \max}$ (практически одновременно с достижением максимального угла атаки) перегрузка с течением времени уменьшается до своего стационарного значения.

В рассматриваемом случае $n_{ya \text{ дин max}} = 4,33$; $n_{ya \text{ уст}} = 3,14$ и потеря перегрузки по сравнению с максимальным значением $n_{ya \max}$ составляет $\Delta n_{ya \max} = -1,19$, или $-27,5\%$.

В нижней части рис. 4 показаны две траектории вывода самолета из пикирования.

Траектория 1 является *ожидаемой* траекторией вывода самолета из пикирования. Она реализовалась бы при условии, что максимальное значение

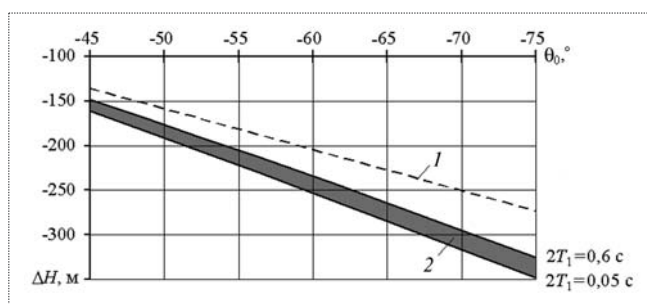


Рис. 5. Зависимость ожидаемой (1) и реальных (2) потерь высоты от начального угла наклона траектории пикирования ($V_0 = 100$ м/с; $t_\alpha = 1,5$ с)

динамического коэффициента подъемной силы $C_{ya \text{ дин max}}$ и соответствующая ему нормальная перегрузка сохраняются в течение всего процесса вывода самолета из пикирования.

Траектория 2 представляет собой реальную траекторию вывода самолета из пикирования. Она определена с учетом динамического гистерезиса коэффициента подъемной силы, т.е. с учетом того, что после достижения максимального значения $C_{ya \text{ дин max}}$ этот коэффициент и соответствующая ему нормальная перегрузка уменьшаются до своих стационарных значений. Видно, что при реальном изменении перегрузки $n_{ya \text{ дин}}$ потеря высоты заметно больше ожидаемой.

На рис. 5 показано влияние динамического гистерезиса коэффициента подъемной силы на потерю высоты при выходе из пикирования в зависимости от начального угла наклона траектории θ_0 при $V_0 = 100$ м/с и $t_\alpha = 1,5$ с. Видно, что реальная потеря высоты тем больше ожидаемой, чем больше начальный угол наклона траектории пикирования. Так, реальная потеря высоты при $\theta_0 = -45^\circ$ больше ожидаемой на 13...26 м, а при $\theta_0 = -75^\circ$ – на 52...75 м (в зависимости от темпа уменьшения перегрузки $n_{y \text{ дин}}(t)$).

Влияние динамического гистерезиса коэффициента подъемной силы на потерю высоты при различных значениях времени срабатывания по углу атаки t_α , при $V_0 = 100$ м/с, $\theta_0 = -60^\circ$ и различных величинах характерной постоянной времени разрушения вихревой структуры обтекания крыла T_1 показано на рис. 6. При этом величина $2T_1 \approx 0,05$ с соответствует взрывному характеру

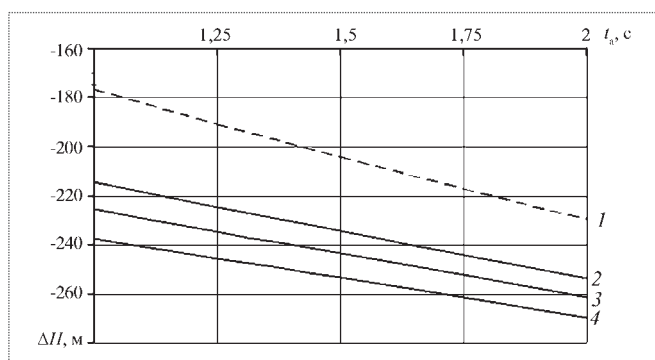


Рис. 6. Зависимость ожидаемой (1) и реальных (2–4) потерь высоты от времени срабатывания по углу атаки t_α и характерной постоянной времени T_1 при $V_0 = 100$ м/с и $\theta_0 = -60^\circ$: 2 – $2T_1 = 0,6$ с; 3 – $2T_1 = 0,3$ с; 4 – $2T_1 = 0,05$ с

разрушения вихревых структур крыла. Видно, что реальная потеря высоты тем больше ожидаемой, чем более резко осуществляется выход самолета на максимальный угол атаки и чем интенсивнее происходит разрушение безотрывного обтекания. Так, при времени срабатывания по углу атаки $t_\alpha = 2$ с реальная потеря высоты больше ожидаемой на 25...40 м, а при $t_\alpha = 1$ с – на 40...60 м.

Заметим, что по нормативным требованиям к характеристикам управляемости маневренных самолетов типа Су-27 для тех этапов полета, на которых необходимо быстрое маневрирование, время срабатывания по перегрузке, определяемое как время достижения 70 % установившегося значения $\Delta n_{уст}$, должно составлять не более чем $t_{ср} = 1$ с. Величина $t_{ср} = 1$ с практически эквивалентна значению $t_\alpha = 1,5$ с.

Таким образом, динамический гистерезис коэффициента подъемной силы является причиной того, что реальная потеря высоты при выходе маневренного самолета из пикирования с использованием больших углов атаки всегда существенно превышает ожидаемую. При этом попытка исправить положение путем дополнительного резкого "взятия на себя" рычага продольного управления только усугубляет ситуацию, так как в первые моменты

времени приращение коэффициента подъемной силы из-за $\Delta\varphi < 0$ оказывается отрицательным: $\Delta c_{ya} = c_{ya}^\varphi \Delta\varphi < 0$. Летчик оказывается заложником катастрофического неуправляемого уменьшения нормальной перегрузки.

Проведенные исследования показывают, что динамический гистерезис аэродинамической подъемной силы оказывает существенное влияние на траекторию вывода самолета из пикирования, и это влияние необходимо учитывать при выполнении таких маневров вблизи поверхности земли, создавая соответствующий запас высоты.

Библиографический список

1. Жук А.Н., Курьянов А.И., Столяров Г.И. Гистерезис нормальной силы крыла сложной формы в плане при неустановившемся движении // Уч. записки ЦАГИ. 1981. Т. XII. № 5. С. 113–118.
2. Виноградов Ю.А., Дубов Ю.Б., Жук А.Н. и др. Исследование нормальной силы самолета с треугольным крылом на больших углах атаки при неустановившемся движении // Уч. записки ЦАГИ. 1984. Т. XV. № 3. С. 1–10.
3. Pashilkar A.A. Flow incidence rate model for unsteady aerodynamics at high angles of attack 19th Applied Aerodynamics Conference. 11–14 June 2001, Anaheim, CA.
4. Виноградов Ю.А., Храбров А.Н. Влияние запаздывания развития отрывного обтекания на динамику полета самолета в продольном движении // Техника воздушного флота. 2002. № 6. С. 1–11.
5. Колин И.В., Лацоев К.Ф., Святодух В.К. и др. Исследования нестационарных аэродинамических характеристик при быстром аperiодическом выходе модели маневренного самолета на большие углы атаки в потоке аэродинамической трубы // Техника воздушного флота. 1999. № 1. С. 1–4.
6. Погодаев А.А., Святодух В.К. Математическое описание нестационарных нелинейных аэродинамических характеристик для задач динамики полета // Тр. ЦАГИ. 1989. Вып. 2449.
7. Petot D. Differential equation modeling of dynamic stall // La Recherche Aéronautique. No 1989–5. P. 59–72.

УДК 629.7

Исследование характеристик космической системы дистанционного зондирования Земли при неопределенности технико-экономических моделей

Ю.А. Матвеев, В.В. Ламзин

E-mail: matveev_ya@mail.ru

Приводится постановка задачи проектирования космической системы дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с учетом неопределенностей и случайных факторов. Разработан алгоритм поиска рационального решения при случайных значениях коэффициентов технико-экономических моделей. При поиске решения используется метод статистических испытаний. Исследовано влияние разброса случайных значений коэффициентов моделей на технико-экономические характеристики космической системы ДЗЗ.

Ключевые слова: космическая система; дистанционное зондирование; оптико-электронная целевая аппаратура; разрешение; планируемый период; неопределенность; случайные факторы.

Yu.A. Matveev, V.V. Lamzin. Research Characteristics Of Earth Remote Sensing Space System At Uncertainty Of Techno-Economic Models

Statement of a problem of designing of earth remote sensing (ERS) space system taking into account uncertainty and random factors is resulted. The algorithm of search of the rational decision is developed at casual values of factors of techno-economic models. By decision search the method of statistical tests is used. Disorder influence of casual values of factors of models on techno-economic characteristics of ERS space system is investigated.

Key words: space system; remote sensing; optical-electronic target equipment; resolution; planned period; uncertainty random factors.

Эффективность космической техники во многом определяется на начальном этапе разработки, когда закладываются основные концепции, технические и экономические характеристики, находятся способы их достижения. В настоящее время этапу обоснования проектного задания, определению технико-экономических характеристик уделяется много внимания.

Особенностью исследований при разработке космической техники, в частности космических систем дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ), является значительная неопределенность исходной информации. Это связано, прежде всего, с неточным определением внешних связей, условий создания и функционирования проектируемого объекта при реализации в планируемый период времени. Неопределенности имеют место и в связи с неточностью внутренних связей, что обусловлено недостаточной проработкой подсистем и элементов проектируемого объекта.



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



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

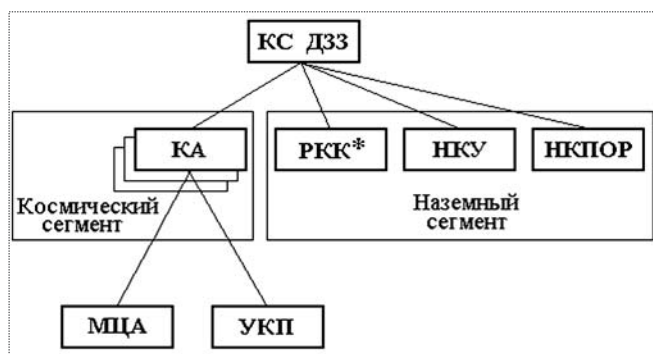


Рис. 1. Укрупненная типовая структура КС ДЗЗ

В таком случае справедлива формулировка проектной задачи как задачи стохастического программирования. Методы поиска оптимального решения при наличии в модели проектируемого объекта неопределенностей и случайных факторов обсуждаются в теории стохастического программирования. Это направление в теории математического программирования в последнее время получило значительное развитие.

Учет неопределенностей и случайных факторов приводит к усложнению поиска и разбросу проектного решения. Это связано с рядом особенностей: постановкой проектной задачи, разработкой соответствующих технико-экономических моделей, реализацией алгоритма поиска рациональных решений, оценкой и интерпретацией полученных результатов, определением степени влияния групп неопределенностей и случайных факторов на решение. В частности, это является основной причиной преимущественного использования на начальном этапе проектных исследований детерминированных методов при решении проектных задач [1, 2].

Вместе с тем, как показывает анализ, учет неопределенностей и случайных факторов позволяет более реалистично подойти к оценке и выбору проектных решений, определить интервальные оценки показателей качества (учесть возможные потери, обусловленные динамикой "среды" и неточностью используемых моделей и методов). При проектных исследованиях с учетом неопределенностей и случайных факторов справедлива постановка задачи поиска устойчивого проектного решения – такого решения сто-

хастической проектной задачи, когда из-за отклонений случайных факторов потери качества будут минимальными. Практический интерес представляет также задача эффективного управления точностью решения.

В литературе (например, [3, 4]) постановке и решению стохастических проектных задач уделяется много внимания. Однако вопросы проектной оценки технико-экономических характеристик КС ДЗЗ, которые в новых экономических условиях имеют свои особенности, освещаются недостаточно.

В статье речь идет о методике проектного анализа КС ДЗЗ при реализации системы в планируемый период времени с учетом неопределенности технико-экономических моделей. При формировании методики рассматривается укрупненная типовая структура КС ДЗЗ (рис. 1), включающая две основные подсистемы – космический и наземный сегменты [5].

Космический сегмент состоит из одного или нескольких космических аппаратов (КА).

Наземный сегмент (НС) включает ракетно-космический комплекс (РКК*) без КА, наземный комплекс управления (НКУ) и наземный комплекс приема, обработки и распространения информации (НКПОР). Предполагается, что реализуется модульный принцип создания КА ДЗЗ. При этом каждый КА рассматривается как объект, включающий две подсистемы:

модуль целевой аппаратуры (МЦА);

унифицированную космическую платформу (УКП).

Пусть используется существующая инфраструктура наземного сегмента с известными параметрами $\Pi_{\text{НС}}(\Pi_{\text{РКК}^*}(t), \Pi_{\text{НКУ}}(t), \Pi_{\text{НКПОР}}(t))$. Тогда задача проектного анализа заключается в выборе рациональных параметров космического сегмента и программы реализации проекта. При постановке задачи будем учитывать, что в планируемый период КА вводятся в эксплуатацию поэтапно, проводится их замена для восстановления КС ДЗЗ, используются модификации КА. В таком случае задача проектного анализа КС ДЗЗ является комплексной.

Одновременно с оптимизацией (оценкой) параметров космического сегмента (семейства КА)

формируется рациональная программа реализации проекта (определяют число КА, сроки их введения в строй, сроки активного существования) с тем, чтобы обеспечить при наличии ограничений минимальные затраты на реализацию проекта КС ДЗЗ в планируемый период. В связи с тем, что при проведении проектных исследований используются обобщенные технико-экономические зависимости, определяемые на основе статистических (опытных) данных, то определяющие параметры (коэффициенты моделей) являются случайными и имеют разброс.

Задача проектного анализа КС ДЗЗ формулируется как задача стохастического программирования в следующем виде: при заданной целевой нагрузке $\Pi(t)$ и параметрах наземного сегмента $\Pi_{\text{НС}}(t)$ определить параметры космического сегмента $\Pi(t)$ и программу реализации проекта КС ДЗЗ $PR(t)$, такие, что

$$M_{\beta} C_{\Sigma \text{КС}}(\Pi(t), PR(t), \beta(t_{\text{пр}})) \rightarrow \min_{\Pi(t) \in G(\beta(t_{\text{пр}}))} \quad (1)$$

при выполнении ограничений

$$\sigma_{\beta} C_{\Sigma \text{КС}}(\cdot) \leq \sigma_{\beta} C_{\Sigma \text{КС}}^{\text{зд}};$$

$$\mathcal{E}_{\text{КС}}(\cdot) \geq \mathcal{E}^{\text{зд}};$$

$$W_{\text{КС}}(\Pi(t), \Pi_{\text{НС}}(t), \Pi(t)) \geq W_{\text{КС}}(t)^{\text{зд}};$$

$$P_{\text{КС}}(\cdot) \geq P_{\text{КС}}^{\text{зд}};$$

$$T_{\text{р}}(\Pi(t), \Pi_{\text{НС}}(t), \Pi(t)) \leq T_{\text{р}}^{\text{зд}};$$

$$M_{\text{КА}}(M_{\text{МЦА}}(t), M_{\text{УКП}}(t)) \leq M_{\text{КА}}^{\text{зд}};$$

$$t \in \langle T \rangle,$$

где $M_{\beta} C_{\Sigma \text{КС}}(\cdot)$ и $\sigma_{\beta} C_{\Sigma \text{КС}}(\cdot)$ — математическое ожидание и среднее квадратичное отклонение суммарных приведенных затрат (разработка, изготовление, выведение и эксплуатация КА, доработка подсистем наземного сегмента) на реализацию проекта в планируемый период; $G(\beta(t_{\text{пр}}))$ — область допустимых решений, определяемая функциональными связями (внешними и внутренними); $\beta(t_{\text{пр}})$ — вектор случайных факторов (определяющих параметров, коэффициентов технико-экономических зависимостей); $\mathcal{E}_{\text{КС}}(\cdot)$ —

целевая эффективность КС ДЗЗ; $W_{\text{КС}}(\cdot)$ — информационная производительность КС ДЗЗ; $P_{\text{КС}}(\cdot)$ — функция, определяющая надежность функционирования КС ДЗЗ в планируемый период; $T_{\text{р}}(\cdot)$ — функция, определяющая трудоемкость работ над проектом, длительность разработки и создания КС ДЗЗ; $M_{\text{КА}}(\cdot)$, $M_{\text{МЦА}}(\cdot)$ и $M_{\text{УКП}}(\cdot)$ — функции, определяющие массу КА, МЦА и УКП соответственно; $t_{\text{пр}}$ — момент времени реализации проекта; $\langle T \rangle$ — планируемый период реализации проекта; зд — индекс, обозначающий заданное (требуемое) значение показателя или параметра.

Целевая эффективность КС ДЗЗ определяется показателем информационной производительности $W_{\text{КС}}(\cdot)$ и рядом других показателей:

$$\mathcal{E}_{\text{КС}}(\cdot) = [W_{\text{КС}}(\cdot), T_{\text{наб}}, N_{\text{кан}}, S_{\text{об}}, R_{\text{кан}_i}],$$

где $T_{\text{наб}}$ — периодичность наблюдения ($T_{\text{наб}} \leq T_{\text{наб}}^{\text{зд}}$); $N_{\text{кан}}$ — количество спектральных каналов ($N_{\text{кан}} \geq N_{\text{кан}}^{\text{зд}}$); $R_{\text{кан}_i}$ — пространственное разрешение i -го спектрального канала ($R_{\text{кан}_i} \leq R_{\text{кан}_i}^{\text{зд}}$, $i = 1, \dots, N_{\text{кан}}$); $S_{\text{об}}$ — обзорность космического изображения ($S_{\text{об}} \geq S_{\text{об}}^{\text{зд}}$).

Особенность задачи (1) состоит в том, что она является многопараметрической и стохастической. В отличие от детерминированной постановки задачи оптимизации (оценки) параметров и программы реализации проекта КС ДЗЗ в данном случае учитывается разброс значений неконтролируемых факторов вектора $\beta(t_{\text{пр}})$.

Критерием выбора рационального проектного решения является среднее значение (математическое ожидание) затрат на реализацию проекта в планируемый период $M_{\beta} C_{\Sigma \text{КС}}(\cdot)$. Учитывается разброс показателя эффективности — среднего квадратичного отклонения суммарных затрат $\sigma_{\beta} C_{\Sigma \text{КС}}(\cdot)$. Вводится условие, что среднее квадратичное отклонение суммарных затрат меньше наперед заданной величины $\sigma_{\beta} C_{\Sigma \text{КС}}^{\text{зд}}$, определяющей риск (возможные потери) принимаемого решения.

Выделенные условия (ограничения) по эффективности КС ДЗЗ, надежности, массе КА, трудоемкости изготовления влияют на выбор рационального проектного решения. Область допустимых значений $G(\beta(t_{\text{пр}}))$ в общем случае задается

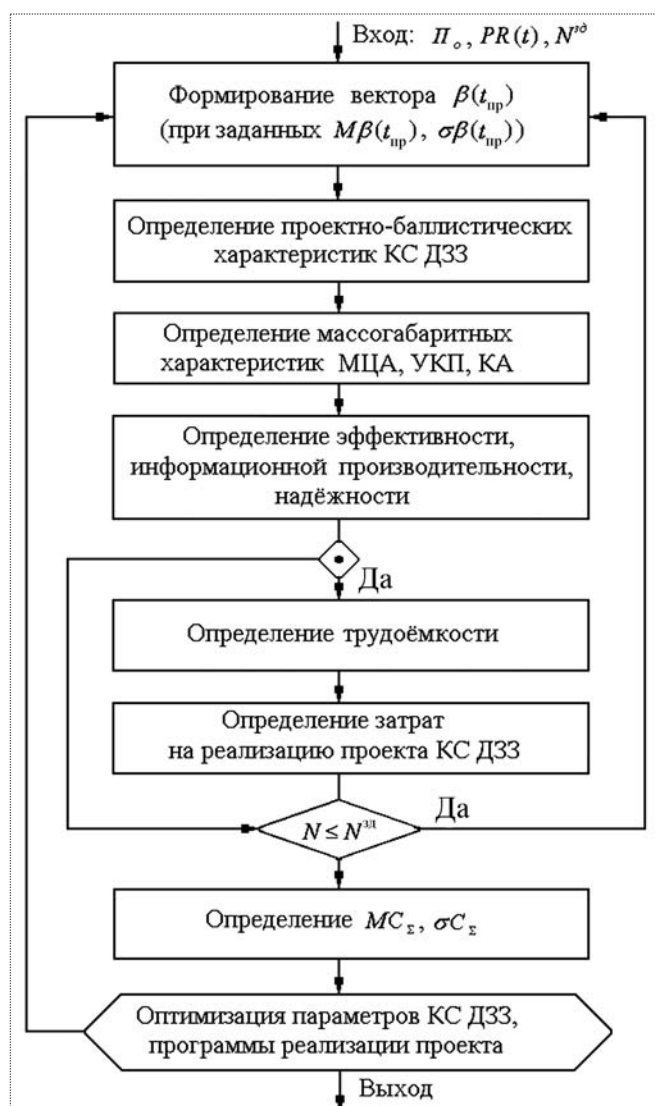


Рис. 2. Алгоритм решения стохастической задачи

системой функциональных и параметрических ограничений, определяемых функциональными (внутренними и внешними) и параметрическими связями рассматриваемого объекта.

В общем случае данные связи, так же как и критерий выбора рационального проектного решения $M_{\beta} C_{\Sigma_{KC}}(\cdot)$, зависят от вектора $\beta(t_{np})$. Разброс суммарных приведенных затрат имеет место из-за случайных значений коэффициентов технико-экономических моделей.

При решении стохастической задачи (1) используются численные методы. На рис. 2 приведен алгоритм решения стохастической задачи (1) в чистых стратегиях, когда варьируемые па-

раметры (функции) $\Pi(t)$ и $PR(t)$ — неслучайные. Поиск рационального решения задачи (1) с использованием метода Монте-Карло включает цикл статистического моделирования, когда при каждом Π_k и $PR_k(t)$ (где k — номер шага итерационного решения задачи оптимизации (оценки)) проводятся N статистических испытаний и находятся значения

$$\beta_n(t_{np}) \in N(\hat{\beta}, \sigma\beta);$$

$$C_n(\Pi_k, PR_k(t), \beta_n(t_{np})),$$

где $\beta_n(t_{np})$ — вектор случайных коэффициентов технико-экономических зависимостей, используемых при анализе проектных решений (полагается, что коэффициенты независимые и имеют нормальное распределение с математическим ожиданием β и средним квадратичным отклонением $\sigma\beta$); $C_n(\cdot)$ — множество оценок затрат на реализацию проекта КС ДЗЗ при заданных значениях $\Pi_k(t)$, $PR_k(t)$ и случайных $\beta_n(t_{np})$, $n = 1, \overline{N}$ (N — число испытаний при статистическом моделировании).

По данным статистических испытаний для k -го номера шага итерационного решения задачи (1) определяются математическое ожидание $M_{\beta} C_{\Sigma_{KC}}^{(k)}$ и среднее квадратичное отклонение $\sigma_{\beta} C_{\Sigma_{KC}}^{(k)}$ в виде

$$M_{\beta} C_{\Sigma_{KC}}^{(k)} = \frac{\sum_{n=1}^N C_n(\Pi_k, PR_k(t), \beta_n(t_{np}))}{N}; \quad (2)$$

$$\sigma_{\beta} C_{\Sigma_{KC}}^{(k)} = \sqrt{\frac{\sum_{n=1}^N (C_n(\cdot) - M_{\beta} C_{\Sigma_{KC}}^{(k)})^2}{N - 1}}. \quad (3)$$

Включение цикла статистических испытаний, естественно, усложняет и удлинняет поиск рационального решения. Точность такого решения зависит от точности метода оптимизации (оценки) параметров, значения N , размерности вектора $\beta(t_{np})$ и величины среднего квадратичного отклонения $\sigma_{\beta}(t_{np})$. Увеличение числа статистических испытаний N в общем случае приводит к уточне-

нию решения [3]. Интерес представляет исследование влияния величины $\sigma \beta(t_{\text{пр}})$ на точность определения суммарных затрат.

Основные обобщенные зависимости проектной модели. Обобщенные зависимости для расчета габаритно-массовых характеристик (массы M и объема V), информационной производительности $I_{\text{пр}}$ и надежности P представляются в следующем виде:

$$\begin{aligned} M_{\text{КА}} &= M_{\text{МЦА}} + M_{\text{УКП}}; \\ M_{\text{МЦА}} &= M_{\text{ЦСС}} / (1 - k_{\text{МЦА}}); \\ M_{\text{УКП}} &= \bar{M}_{\text{УКП}} (M_{\text{ЦСС}})^{\alpha_{\text{УКП}}^1}; \\ M_{\text{ЦСС}} &= \bar{M}_{\text{ЦСС}} (R/H)^{\alpha_{\text{ЦСС}}}; \\ V_{\text{КА}} &= M_{\text{КА}} / \rho_{\text{КА}}; \\ P_{\text{КА}} &= P_{\text{МЦА}} P_{\text{УКП}}; \\ P_{\text{МЦА}} &= 1 - \bar{P}_{\text{МЦА}} e^{-\alpha_{\text{МЦА}} M_{\text{МЦА}}}; \\ P_{\text{УКП}} &= 1 - \bar{P}_{\text{УКП}} e^{-\alpha_{\text{УКП}} M_{\text{УКП}}}; \\ I_{\text{пр КС}} &= \sum_{i=1}^{N_{\text{КА}}} I_{\text{пр КА}}; \\ I_{\text{пр КА}} &= \bar{I}_{\text{пр}} M_{\text{МЦА}}^{\alpha_{\text{пр}}}, \end{aligned}$$

где H и R – высота орбиты КА и разрешающая способность целевой съемочной системы (ЦСС) соответственно; $\rho_{\text{КА}}$, кг/м³ – плотность компоновки КА; $\bar{M}_{\text{УКП}}$, $\bar{M}_{\text{ЦСС}}$, $\bar{P}_{\text{МЦА}}$, $\bar{P}_{\text{УКП}}$, $\bar{I}_{\text{пр}}$, $k_{\text{ЦСС}}$, $\alpha_{\text{МЦА}}$, $\alpha_{\text{УКП}}$, $\alpha_{\text{ЦСС}}$, $\alpha_{\text{УКП}}^1$, $\alpha_{\text{пр}}$ – статистические коэффициенты.

В приведенных зависимостях размерность массы M – кг, объема $V_{\text{КА}}$ – м³, разрешающей способности R – м и информационной производительности $I_{\text{пр}}$ – км²/сеанс связи с НКПОР.

Обобщенные технико-экономические зависимости представляются в виде

$$C_{\Sigma \text{КА}} = \sum_{i=1}^{N_{\text{КА}}} C_{\Sigma \text{КА}}(\cdot)_i + C_{\Sigma \text{НС}}(\cdot);$$

$$C_{\Sigma \text{КА}}(\cdot) = C_{\text{р КА}}^1(\cdot) \eta(\tau_{\text{пр1}}) + C_{\text{с КА}}^1(\cdot) k_{N_{\text{КА}}}(\cdot) \eta(\tau_{\text{пр2}}) + C_{\text{в}}(\cdot) \eta(\tau_{\text{пр3}}) + C_{\text{э}}(\cdot) \eta(\tau_{\text{пр4}});$$

$$C_{\text{р КА}}^1(\cdot) = C_{\text{с КА}}^1 k_{\text{р}}(\cdot);$$

$$C_{\text{с КА}}^1(\cdot) = \frac{C_{\text{КА}}(\cdot)}{1 + k_{\text{р}}(\cdot)};$$

$$C_{\text{КА}}(\cdot) = \bar{C} M_{\text{КА}}^{\alpha_{\text{КА}}};$$

$$k_{\text{р}}(\cdot) = \bar{k} M_{\text{КА}}^{\alpha_k};$$

$$C_{\text{в}}(\cdot) = \bar{C}_{\text{в}} M_{\text{КА}} H^{\alpha_{\text{в}}} N_{\text{КА}};$$

$$C_{\text{э}}(\cdot) = \bar{C}_{\text{э}} M_{\text{КА}}^{\alpha_{\text{э}}} N_{\text{КА}} T_{\text{САС}};$$

$$C_{\Sigma \text{НС}} = (C_{\text{ТК}}(\cdot) + C_{\text{НКУ}}(\cdot) + C_{\text{НКПОР}}(\cdot)) \eta(\tau_{\text{пр5}});$$

$$C_{\text{ТК}}(\cdot) = k_{\text{ТК}} C_{\text{с КА}}^1;$$

$$C_{\text{НКУ}}(\cdot) = \bar{C}_{\text{НКУ}} N_{\text{КА}}^{\alpha_{\text{НКУ}}};$$

$$C_{\text{НКПОР}}(\cdot) = \bar{C}_{\text{НКПОР}} N_{\text{КА}}^{\alpha_{\text{НКПОР}}} N_{\text{СС}}^{\alpha_{\text{СС}}^2}.$$

где $C_{\Sigma \text{КА}}(\cdot)$, $C_{\Sigma \text{НС}}(\cdot)$, $C_{\text{р КА}}^1(\cdot)$, $C_{\text{с КА}}^1$, $C_{\text{в}}(\cdot)$ и $C_{\text{э}}(\cdot)$ – соответственно функции суммарных приведенных затрат на КА, доработку подсистем (ТК, НКУ и НКПОР) наземного сегмента, разработку 1-го образца КА, создание (изготовление) 1-го образца КА, выведение и эксплуатацию КА соответственно; $k_{\text{р}}(\cdot)$ – функция отношения затрат на разработку и создание (изготовление) первого образца КА; $k_{\text{р КА}}(\cdot)$ и $k_{N_{\text{КА}}}(\cdot)$ – соответственно функции, характеризующие снижение затрат на разработку и создание последующих образцов КА соответственно; $\eta(\tau_{\text{пр1}})$, $\eta(\tau_{\text{пр2}})$, $\eta(\tau_{\text{пр3}})$; $\eta(\tau_{\text{пр4}})$ и $\eta(\tau_{\text{пр5}})$ – функции дисконтирования затрат (приведения затрат к моменту времени окончания функционирования КС ДЗЗ) на разработку, создание, выведение и эксплуатацию КА, доработку подсистем наземного сегмента соответственно; $\tau_{\text{пр}}$ – время дисконтирования затрат; H и $M_{\text{КА}}$ – высота орбиты и масса КА соответственно; $N_{\text{КА}}$ – число КА в планируемый период; $N_{\text{СС}}$ – число КА, функционирующих в составе КС ДЗЗ одновременно; $\bar{C}$, $\alpha_{\text{КА}}$, $\bar{k}$, α_k , $\bar{C}_{\text{в}}$, $\alpha_{\text{в}}$,

$\bar{C}_9$, α_9 , k_{TK} , $\bar{C}_{HKY}$, α_{HKY} , $\bar{C}_{HKПОР}$, $\alpha_{HKПОР}^1$, $\alpha_{HKПОР}^2$ — статистические коэффициенты.

В приведенных технико-экономических зависимостях размерность приведенных затрат — млн руб., массы M — кг, высоты орбиты H_{KA} — км, $\tau_{пр}$ и T_{CAC} — годы.

Формирование исходных данных для проведения исследований. Облик КС ДЗЗ зависит от характера решаемых задач и требований к космической информации, определяющих целевую нагрузку $C(t)$, которая, в частности, включает следующие характеристики целевой съемочной системы (ЦСС):

- рабочий диапазон электромагнитных волн $\Delta\lambda$;
- количество спектральных каналов $N_{кан}$;
- разрешение на местности R ;
- полосу захвата ΔL .

При проведении δ модельных исследований предполагается, что разрабатываются малоразмерные КА, которые выполняются в негерметичном исполнении и по модульному принципу и оснащены оптико-электронной целевой аппаратурой.

Для решения тематических задач целевая аппаратура КА должна включать следующие целевые съемочные системы: панхроматическую (ПСС) и мультиспектральную (МСС) с основными характеристиками, приведенными в табл. 1. Требуемые значения R и ΔL приведены для съемки с высоты 510 км.

Режимы работы целевой аппаратуры — маршрутная (основной режим) и объектовая съемка (дополнительный режим) в заданной полосе обзора. Максимальная суммарная протяженность маршрутов на витке равна 1000 км.

Дополнительными требованиями к КА ДЗЗ по условиям функционирования и обобщенным характеристикам являются:

орбита КА — круговая, солнечно-синхронная (ССО), диапазон высот H_{KA} — 500...600 км;

срок активного существования КА (T_{CAC}^{KA}) ≥ 3 лет;

масса КА $M_{KA} \leq 300$ кг;

требования по надежности КА — вероятность безотказной работы (ВБР) P_{KA} в течение T_{CAC}^{KA} : $P_{KA} \geq 0,9$;

выведение КА с использованием ракеты-носителя (РН) легкого класса.

На выбор параметров КА и их модификаций в составе КС ДЗЗ влияет программа реализации проекта $PR(t)$. Граф процесса реализации проекта и распределение затрат при создании КС ДЗЗ приведены на рис. 3 [5].

Этапы работ включают разработку и создание (изготовление) подсистем КА (МЦА и УКП) и КА в целом, доработку подсистем наземного сегмента (технического комплекса (ТК) КА из состава РКК*, НКУ и НКПОР), ввод в эксплуатацию (выведение на орбиту функционирования) и эксплуатацию КА в планируемый период времени. При проведении исследований КС ДЗЗ предполагается, что параметры наземного сегмента заданы.

Проведем исследования характеристик КС ДЗЗ при неопределенности технико-экономических зависимостей. Так как технико-экономические зависимости построены на основе статистических данных образцов-прототипов КА ДЗЗ, то оценки коэффициентов будут

Таблица 1

Основные характеристики целевых съемочных систем видимого и ближнего инфракрасного диапазонов

Наименование ЦСС	Основные характеристики ЦСС			
	Количество спектральных каналов (зон) $N_{кан}$	Спектральный диапазон $\Delta\lambda$, мкм	Разрешение (проекция элемента в надир) R , м	Полоса захвата ΔL , км
ПСС	1	0,52...0,85	2,5	≥ 20
МСС:				
узкозахватная	4	0,54...0,86	12	≥ 20
широкозахватная	4	0,54...0,86	25	250

иметь разброс. При разработке перспективного проекта КС ДЗЗ важно определить средние значения и возможный разброс $\sigma\beta(t_{пр})$ вектора случайных параметров $\beta(t_{пр}) = \{\bar{C}, \alpha_{КА}, \bar{k}, \alpha_k\}$, исследовать влияние их разброса на точность определения приведенных суммарных затрат на космическую систему в рассматриваемый (планируемый) период реализации проекта.

При проведении исследований полагается, что коэффициенты $\bar{C}$, $\alpha_{КА}$, $\bar{k}$ и α_k независимы и имеют нормальное распределение.

В табл. 2 приведены значения математического ожидания и среднего квадратичного отклонения коэффициентов $\bar{C}$, $\alpha_{КА}$, $\bar{k}$ и α_k , полученных с использованием приемов регрессионного анализа.

Основные результаты исследования. Согласно алгоритму решения стохастической задачи (1) вначале проводится определение основных проектно-баллистических и массогабаритных характеристик, далее определяются характеристики

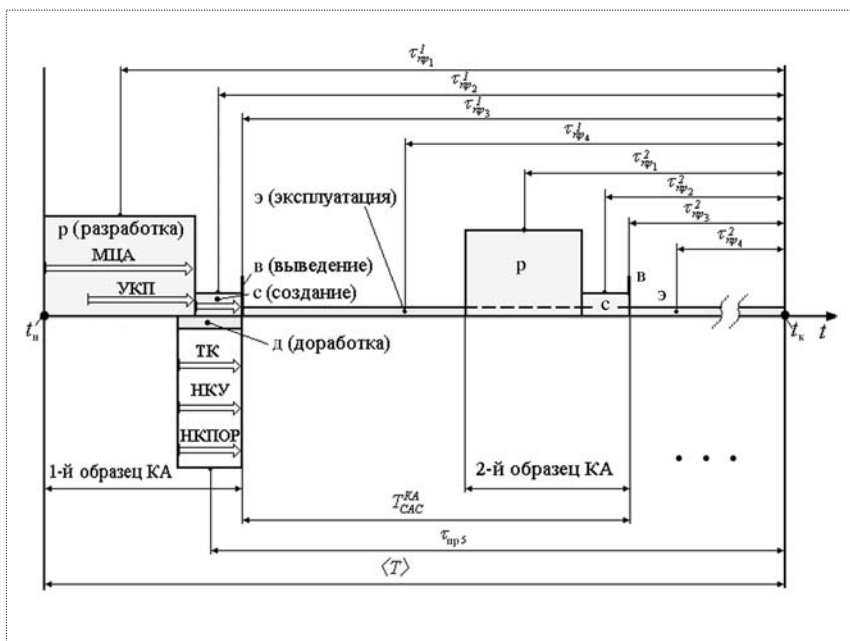


Рис. 3. Граф процесса реализации проекта и распределение затрат при создании КС ДЗЗ: t_n, t_k — время начала и окончания проекта; $\tau_{прj}$ — время приведения затрат j -го этапа работ для k -го образца КА ($k = 1, N_{КА}$); $T_{КА}^{КА}$ — срок активного существования КА; $\langle T \rangle$ — планируемый период реализации проекта

Таблица 2
Значения математического ожидания и среднего квадратичного отклонения случайных коэффициентов

Аппроксимирующая зависимость	Обозначение коэффициентов	Математическое ожидание	Среднее квадратичное отклонение
$C_{КА}(\cdot) = \bar{C} M_{КА}^{\alpha_{КА}}$	$\bar{C}$	0,34438	0,05492
	$\alpha_{КА}$	0,824	0,14632
$k_p(\cdot) = \bar{k} M_{КА}^{\alpha_k}$	$\bar{k}$	5,7431	0,63045
	α_k	-0,014	0,18463

надежности и информационной производительности базового КА и его модификации (табл. 3).

Далее при условии выполнения заданных требований по эффективности, информационной производительности и надежности определяются трудоемкость и среднее значение затрат на реали-

зацию проекта КС ДЗЗ в планируемый период. При выполнении требования по заданному числу

Таблица 3
Основные характеристики базового КА и его модификации

Наименование параметра	КА ДЗЗ	
	Базовый	Модификация
Высота орбиты, км	542	542
Наклонение орбиты, °	97,54	97,54
Масса, кг		
КА	177,0	224,0
МЦА	60,0	107,0
УКП	117,0	117,0
Габаритные размеры, м:		
КА	1,1×1,0×0,8	1,4×1,0×0,8
МЦА	0,75×0,8×0,7	1,05×0,8×0,9
УКП	0,35×1,0×0,8	0,35×1,0×0,8
Надежность (ВБР в течение срока активного существования КА $T_{КА}^{КА}$):		
КА	0,9151	0,9725
МЦА	0,9279	0,9861
УКП	0,9863	0,9863
Информационная производительность, км ² /сеанс связи с НКПОР	1,292×10 ⁵	1,496×10 ⁵

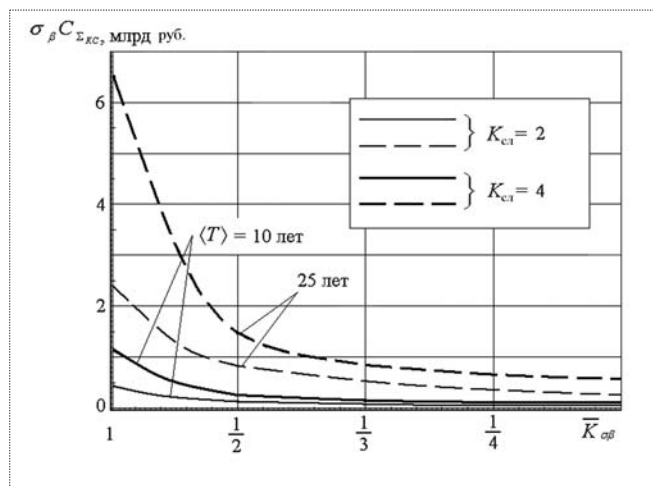


Рис. 4. Зависимость среднего квадратичного отклонения $\sigma_{\beta} C_{\Sigma \text{КС}}$ от количества случайных величин (коэффициентов) $K_{\text{сл}}$, точности их определения $\bar{K}_{\sigma\beta}$ и планируемого периода реализации проекта $\langle T \rangle$ КС ДЗЗ

статистических испытаний N определяется рациональное (оптимальное) значение средних затрат (математического ожидания) $M_{\beta} C_{\Sigma \text{КС}}$ и его разброс (среднее квадратичное отклонение) $\sigma_{\beta} C_{\Sigma \text{КС}}$.

На рис. 4 показаны зависимости среднего квадратичного отклонения $\sigma_{\beta} C_{\Sigma \text{КС}}$ от количества случайных величин (коэффициентов) $K_{\text{сл}}$, точности их определения и планируемого периода реализации проекта $\langle T \rangle$ КС ДЗЗ. Точность определения случайных величин представлена относительным параметром $\bar{K}_{\sigma\beta}$ — отношением разброса $\sigma_{\beta}(t_{\text{пр}})$ к его базовому (первоначальному) значению $\sigma_{\beta}(t_{\text{пр}})^6$. При больших значениях $\sigma_{\beta}(t_{\text{пр}})$, т.е. при больших сроках прогноза, эти зависимости имеют нелинейный характер. Увеличение числа случайных величин $K_{\text{сл}}$ приводит к увеличению $\sigma_{\beta} C_{\Sigma \text{КС}}$. Если говорить об эффективности работ, связанных с повышением точности значения $\sigma_{\beta}(t_{\text{пр}})$, то при больших сроках прогноза величина $\sigma_{\beta} C_{\Sigma \text{КС}}$ выше.

Представляет интерес сравнительный анализ альтернативных проектных решений при неопределенности технико-экономических моделей. На рис. 5 приведены оценки в относительных величинах для двух вариантов проекта реализации КС ДЗЗ в планируемый период.

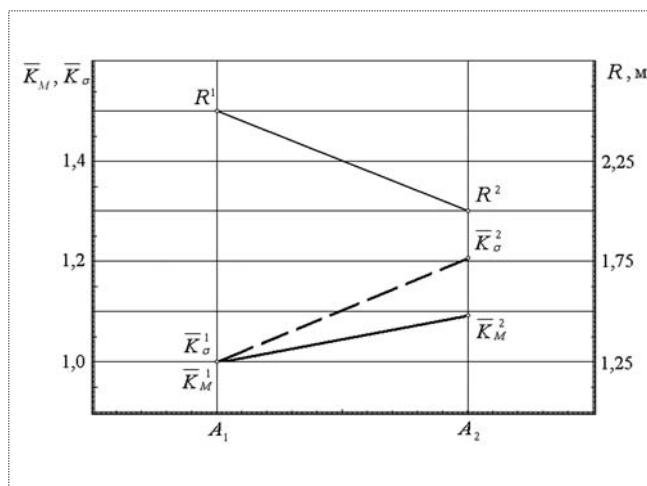


Рис. 5. Изменение коэффициентов $\bar{K}_M$ и $\bar{K}_{\sigma}$, пространственного разрешения R для вариантов A_1 и A_2 проекта реализации КС ДЗЗ в планируемый период

Первый (базовый) вариант A_1 базируется на отработанных технологиях и разброс затрат относительно небольшой.

Во втором варианте A_2 используются новые разработки целевой аппаратуры, что позволяет повысить эффективность (определялась по параметру R) космического аппарата и КС ДЗЗ в целом. Однако это связано с дополнительными затратами ($M_{\beta}^2 C_{\Sigma \text{КС}} > M_{\beta}^1 C_{\Sigma \text{КС}}$) и повышением риска реализации проекта ($\sigma_{\beta}^2 C_{\Sigma \text{КС}} > \sigma_{\beta}^1 C_{\Sigma \text{КС}}$).

Представленные на рис. 5 коэффициенты $\bar{K}_M$ и $\bar{K}_{\sigma}$ характеризуют изменение затрат и их разброс по сравнению со значениями базового варианта A_1 , для которого $\bar{K}_M$ и $\bar{K}_{\sigma}$ равны 1.

Таким образом, разработанный методический аппарат исследования характеристик КС ДЗЗ позволяет получить необходимые количественные оценки при выборе проектных решений КА и их модификаций с учетом неопределенностей технико-экономических моделей.

В заключение можно сделать следующие выводы. Сформированы методические основы комплексной оптимизации параметров космического сегмента (семейства КА) и программы реализации проекта КС ДЗЗ в планируемый период при наличии неопределенностей. Рассмотрены особенности постановки задачи проектирования семейства КА при учете неконтролируемых факторов.

На основе эмпирических данных (статистики по прототипам) определены численные характеристики (математическое ожидание и дисперсия) коэффициентов технико-экономических зависимостей. Проведены исследования характеристик семейства КА при неопределенности технико-экономических моделей, представлена оценка вариантов реализации проекта при различном составе целевой аппаратуры и программы реализации проекта.

Результаты исследований могут быть использованы как при разработке перспективных, так и при корректировке программ развития существующих КС ДЗЗ, определении требований к перспективным КА и их модификациям.

Работа выполнена в рамках реализации мероприятия 1.1 ФЦП "Научно-педагогические кадры инновационной

России" на 2009–2013 гг. Госконтракт 02.740.11.0471 от 30.09.2009 г.

Библиографический список

1. Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Модернизация космических систем дистанционного зондирования Земли при наличии ограничений // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2007. № 10. С. 11–16.
2. Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Метод выбора проектных параметров модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли при наличии ограничений // Вестник МАИ. 2008. Т. 15. № 1. С. 44–55.
3. Соболев И.М. Метод Монте–Карло. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1985. 80 с.
4. Гупал А.М. Стохастические методы решения негладких экстремальных задач. Киев: Наук. думка, 1979. 148 с.
5. Ламзин В.В. Исследование характеристик оптико-электронной космической системы дистанционного зондирования Земли при модернизации в планируемый период // Вестник МАИ. 2009. Т. 16. № 5. С. 46–55.



Ирина Николаевна ЖЕСТКОВА

01.03.1937 — 23.06.2010 г.

Не стало Ирины Николаевны Жестковой — одного из старейших наших сотрудников. Она пришла в издательство в 1963 г. сразу после окончания МВТУ им. Н.Э. Баумана и прошла здесь путь от редактора до главного редактора Редакции энциклопедической, справочной и общетехнической литературы.

Эрудиция, масштабное видение проблем развития промышленности, недюженный организаторский талант позволили ей инициировать создание уникальной сорокаторомной энциклопедии "Машиностроение", выпуск многих сотен справочников, учебников и монографий, широко используемых специалистами в нашей стране и за рубежом.

Под руководством И.Н. Жестковой и при ее деятельном участии выпускался ряд научно-технических журналов.

Высокий профессионализм, доброта и отзывчивость снискали Ирине Николаевне глубокое уважение как работников издательства, так и ученых, специалистов многих отраслей науки и техники, с которыми она сотрудничала.

Ирина Николаевна была одним из авторитетнейших работников издательства "Машиностроение", и ее уход — тяжелая утрата для всего нашего коллектива.

Выражаем глубокое соболезнование семье и близким Ирины Николаевны.

Светлая память о ней навсегда останется в наших сердцах.

*Коллектив Главной редакции литературы
по авиации, ракетной технике и космонавтике,
редакция журнала «Полет»*



ЖИРАТКОВА
Лариса Александровна —
старший преподаватель
Новосибирского государ-
ственного технического
университета



СЕРЬЕЗНОВ
Алексей Николаевич —
научный руководитель
ГУП СИБНИА
им. С.А. Чаплыгина,
профессор, доктор техн.
наук

Алгоритм метода параметрической идентификации дискомфортных режимов самолета при полете в турбулентной атмосфере

Л.А. Жираткова, А.Н. Серьезнов

E-mail: sibnia@sibnia.ru

Предложен метод параметрической идентификации дискомфортных режимов полета, позволяющий определить режимы, неприемлемые с точки зрения дискомфорта пассажиров и экипажа, в темпе протекающего полета при воздействии вертикальных турбулентных порывов различной частоты и выработать рекомендации в виде подсказки экипажу для повышения комфортабельности полета. Рассмотрена линеаризация заданной функции нескольких случайных величин. Заданы числовые характеристики системы в виде математических ожиданий и корреляционной матрицы. Даны формулы для дисперсий и средних квадратических отклонений случайных величин. Представлена компьютерная оценка точности метода параметрической идентификации дискомфортных режимов при моделировании динамики полета пассажирского самолета.

Ключевые слова: идентификация; турбулентные порывы; дискомфортный режим полета; линеаризация функции.

L.A. Zhiratkova, A.N. Seryoznov. Algorithm Of The Method Of The Parametric Identification Of The Uncomfortable Regimes Of Aircraft In Flight In The Turbulent Atmosphere

The method of the parametric identification of uncomfortable flight conditions is proposed. It does possible to determine the regimes, unacceptable from the point of view of the discomfort of passengers and crew, at the rate of the flight under the influence of the vertical turbulent impulses of different frequency taking place and to manufacture the recommendations in the form of prompt to crew for increasing the comfort of flight. The linearization of the assigned to the function several random variables is examined. The numerical characteristics of the system in the form of mathematical expectations and correlation matrix are assigned. Formulas for the dispersions and the root-mean-square deviation of random variables are brought out. The computer estimation of the accuracy of the method of the identification of uncomfortable regimes with the simulation of the dynamics of the flight of passenger aircraft is represented.

Key words: identification; turbulent impulses; uncomfortable flight conditions; linearization of the function.

1. Алгоритм метода

В основе метода параметрической идентификации дискомфортных режимов полета лежит, во-первых, известное кинематическое уравнение для горизонтального полета

$$V_y = \varpi_y(t) + V_e \sin(\Delta\vartheta - \Delta\alpha), \quad (1)$$

где $\varpi_y(t)$ — вертикальная скорость турбулентного порыва;

V_e — установившееся значение истинной воздушной скорости;

$\Delta\vartheta$ — отклонение угла тангажа;

$\Delta\alpha$ — отклонение угла атаки;

V_y — отклонение вертикальной скорости полета.

Во-вторых, метод базируется на статистической кривой субъективного дискомфорта (кривой предельных допустимых приращений вертикальных перегрузок в зависимости от частоты воздействия, предложенной в ЦАГИ). Уравнение (1) обычно используется для определения скорости вертикальных порывов в самолетных методах [1] по формуле

$$\varpi_y(t) = V_y - V_e \sin(\Delta\vartheta - \Delta\alpha). \quad (2)$$

Предложенный метод позволяет определить дискомфортные условия в темпе протекающего полета на любых высотах, в том числе и на посадочных.

Пилотажные параметры, входящие в алгоритм метода идентификации, измеряются бортовыми средствами измерения.

На основании уравнения (2) можно получить следующие информационные признаки полета в турбулентной атмосфере:

$$\varpi_y(t) = \begin{cases} 1, & \text{если } \frac{V_y}{V_e} \geq \sin(\Delta\vartheta - \Delta\alpha) \\ 0, & \text{если } \frac{V_y}{V_e} = \sin(\Delta\vartheta - \Delta\alpha), \end{cases} \quad (3)$$

или

$$\varpi_y(t) = \begin{cases} 1 - \text{есть вертикальный порыв} \\ 0 - \text{нет вертикального порыва.} \end{cases} \quad (4)$$

Частота появления вертикальной составляющей турбулентного порыва $\varpi_y(t)$ или частота пересечения линии нулевого уровня кривой $\varpi_y(t)$ с положительным фронтом определяет частоту f воздействия отклонения вертикальной перегрузки $|\Delta n_y|$ на членов экипажа и пассажиров в соответствии с условиями (4).

Перегрузки, действующие на воздушное судно в полете, складываются из перегрузок, вызванных вертикальными турбулентными порывами, и перегрузок, обусловленных отклонением органов управления и угловым движением воздушного судна. В длительном горизонтальном полете по маршруту составляющие перегрузки от отклонения органов управления и от углового движения воздушного судна (ВС), как правило, отсутствуют, и действуют только знакопеременные перегрузки от вертикальных порывов ветра. При этом высокочастотные составляющие вертикальных порывов ВС не пропускаются вследствие его инерционных свойств. Влияние турбулентности на комфорт экипажа и пассажиров является определяющим и на режимах полета с большими скоростными напорами.

Соотношение перепишем в виде

$$\varpi_y(t) = \begin{cases} 1 & \text{при } \text{sign}(F) \geq 0 \\ 0 & \text{при } F = 0 \end{cases}, \quad (5)$$

где

$$F = \frac{V_y}{V_e} - \sin(\Delta\vartheta - \Delta\alpha). \quad (6)$$

Как правило, $\Delta - \Delta\alpha \leq 25^\circ$, и с методической погрешностью, не превышающей 3,3 %, выражение (6) можно заменить на

$$F = \frac{V_y}{V_e} - (\Delta\vartheta - \Delta\alpha). \quad (7)$$

Предельно допустимые значения приращения вертикальной перегрузки $|\Delta n_{y \text{ пред}}|$, определяющие физическую границу комфорта человека, зависят от частоты воздействия вертикальных турбулентных порывов f .

Алгоритм идентификации дискомфортных режимов полета в турбулентной атмосфере заключается в следующем:

1. С помощью измерительной информации от бортовых средств измерения определить в темпе протекающего полета частоту появления вертикальной компоненты турбулентного порыва, т.е. частоту пересечения линии нулевого уровня с

положительным фронтом, используя соотношения (5).

2. Оперативно сравнить текущее среднее значение отклонения вертикальной перегрузки, выработанное датчиком (датчиками) перегрузки с предельно допустимым значением отклонения перегрузки, существующим для выявленной осредненной частоты, из условия переносимости болтаночных перегрузок экипажем или пассажирами в зависимости от частоты их воздействия.

3. Выработать рекомендации на режим полета на основании проведенного сравнения для экипажа и системы автоматического управления (САУ).

2. Линеаризация функции нескольких случайных аргументов

Имеется система n случайных величин $(x_1, x_2, \dots, x_n)$, заданы числовые характеристики системы: математические ожидания $(m_{x_1}, m_{x_2}, \dots, m_{x_n})$ и корреляционная матрица

$$\|k_{ij}\| = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & \dots & k_{1n} \\ k_{21} & k_{22} & \dots & k_{2n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & k_{nn} \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Случайная величина Y есть функция аргументов $x_1, x_2, \dots, x_n$:

$$Y = \varphi(x_1, x_2, \dots, x_n), \quad (9)$$

причем функция φ нелинейная, но мало отличается от линейной в области практически возможных значений всех аргументов. Требуется приближенно найти числовые характеристики величины Y : математическое ожидание m_y , дисперсию D_y и среднеквадратическое отклонение σ_y .

Для решения задачи подвергнем линеаризации функцию (9). Рассмотрим функцию (9) в достаточно малой точке $(m_{x_1}, m_{x_2}, \dots, m_{x_n})$. Так как функция в этой окрестности почти линейна, ее можно приближенно заменить линейной. Это равносильно тому, чтобы в разложении функции в ряд Тейлора около точки $(m_{x_1}, m_{x_2}, \dots, m_{x_n})$ сохранить только члены первого порядка малости, члены высокого порядка малости отбросить и за-

висимость (9) между случайными величинами [2] можно приближенно заменить линейной зависимостью

$$Y = \varphi_{x_i}(x_1, x_2, \dots, x_n) \approx \varphi(m_{x_1}, m_{x_2}, \dots, m_{x_n}) + \sum_{i=1}^n \dot{\varphi}_{x_i}(m_{x_1}, m_{x_2}, \dots, m_{x_n})(x_i - m_{x_i}). \quad (10)$$

Введем для кратности обозначение

$$\dot{\varphi}_{x_i}(m_{x_1}, m_{x_2}, \dots, m_{x_n}) = \left(\frac{\partial \varphi}{\partial x_i} \right)_m. \quad (11)$$

Учитывая, что $x_i - m_{x_i} = \Delta x_i$, перепишем формулу (10) в виде

$$Y = \varphi(m_{x_1}, m_{x_2}, \dots, m_{x_n}) + \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial \varphi}{\partial x_i} \right)_m \Delta x_i.$$

Учтем, что при линеаризации функции одного случайного аргумента имели место следующие соотношения для математического ожидания, дисперсии и среднеквадратического отклонения:

$$\begin{aligned} D_y &= [\dot{\varphi}(m_x)]^2 D_x, \\ \sigma_y &= [\dot{\varphi}(m_x)] \sigma_x, \\ m_y &= \varphi(m_x). \end{aligned}$$

Применим к линейной функции (10) способы определения числовых характеристик линейных функций, выведенные при линеаризации функции одного случайного аргумента. Имея в виду, что центрированные аргументы $(\dot{x}_1, \dot{x}_2, \dots, \dot{x}_n)$ имеют математические ожидания, равные нулю, и ту же корреляционную матрицу $\|k_{ij}\|$, получим:

$$m_y = \varphi(m_{x_1}, m_{x_2}, \dots, m_{x_n}), \quad (12)$$

$$D_y = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial \varphi}{\partial x_i} \right)_m^2 D_{x_i} + 2 \sum_{i < j} \left(\frac{\partial \varphi}{\partial x_i} \right)_m \left(\frac{\partial \varphi}{\partial x_j} \right)_m k_{ij}. \quad (13)$$

Переходя в последней формуле от дисперсий к средним квадратическим отклонениям, получим

$$\sigma_y^2 = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial \varphi}{\partial x_i} \right)_m^2 \sigma_{x_i}^2 + 2 \sum_{i < j} \left(\frac{\partial \varphi}{\partial x_i} \right)_m \left(\frac{\partial \varphi}{\partial x_j} \right)_m r_{ij} \sigma_{x_i} \sigma_{x_j}, \quad (14)$$

где r_{ij} — коэффициент корреляции величин x_i, x_j .

Особенно простой вид принимает формула (14), когда величины $x_1, x_2, \dots, x_n$ не коррелированы, т.е. $r_{ij} = 0$ при $i \neq j$.

В этом случае

$$\sigma_y^2 = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial \Phi}{\partial x_i} \right)_m^2 \sigma_{x_i}^2. \quad (15)$$

Формулы типа (14) и (15) находят широкое применение в различных прикладных задачах при исследовании точности. Применим эти формулы для оценки точности метода идентификации дискомфортных режимов полета.

3. Расчет точности метода параметрической идентификации дискомфортных режимов полета

В нашем случае функция F имеет вид (7)

$$F = \frac{V_y}{V_e} - (\Delta\vartheta - \Delta\alpha), \quad (16)$$

где V_e — скорость самолета относительно воздуха;

$\Delta\alpha$ — отклонение угла атаки;

$\Delta\vartheta$ — отклонение угла тангажа;

V_y — скороподъемность или вертикальная скорость.

Произведем оценку точности метода по среднеквадратическому отклонению функции F . Тогда формула (14) для нашего случая примет вид

$$\sigma_F^2 = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial F}{\partial x_i} \right)_m^2 \sigma_{x_i}^2 + 2 \sum_{i < j} \left(\frac{\partial F}{\partial x_i} \right)_m \left(\frac{\partial F}{\partial x_j} \right)_m r_{ij} \sigma_{x_i} \sigma_{x_j}$$

или

$$\begin{aligned} \sigma_F^2 = & \frac{1}{V_e^2} \sigma_{V_y}^2 - \sigma_{\Delta\vartheta}^2 + \sigma_{\Delta\alpha}^2 + \\ & + 2 \left(-\frac{1}{V_e} r_{V_y \Delta\vartheta} \sigma_{V_y} \sigma_{\Delta\vartheta} + \right. \\ & \left. + \frac{1}{V_e} r_{V_y \Delta\alpha} \sigma_{V_y} \sigma_{\Delta\alpha} - r_{\Delta\alpha \Delta\vartheta} \sigma_{\Delta\alpha} \sigma_{\Delta\vartheta} \right), \end{aligned} \quad (17)$$

где среднеквадратические отклонения величин будут:

$$\begin{aligned} \sigma_{\Delta\alpha} &= \frac{\sqrt{(\Delta\alpha_i - \Delta\bar{\alpha})^2}}{n-1} = \frac{\sqrt{(\Delta\alpha_i - M(\Delta\alpha))^2}}{n-1}, \\ \sigma_{V_y} &= \frac{\sqrt{(V_{y_i} - \bar{V}_y)^2}}{n-1} = \frac{\sqrt{(V_{y_i} - M(V_y))^2}}{n-1}, \\ \sigma_{\Delta\vartheta} &= \frac{\sqrt{(\Delta\vartheta_i - \Delta\bar{\vartheta})^2}}{n-1} = \frac{\sqrt{(\Delta\vartheta_i - M(\Delta\vartheta))^2}}{n-1}. \end{aligned} \quad (18)$$

А коэффициенты корреляции соответственно будут равны:

$$\begin{aligned} r_{V_y \Delta\alpha} &= \frac{n \sum V_{y_i} \Delta\alpha_i - \sum V_{y_i} \sum \Delta\alpha_i}{\sqrt{[n \sum V_{y_i}^2 - (\sum V_{y_i})^2] [n \sum \Delta\alpha_i^2 - (\sum \Delta\alpha_i)^2]}}, \\ r_{V_y \Delta\vartheta} &= \frac{n \sum V_{y_i} \Delta\vartheta_i - \sum V_{y_i} \sum \Delta\vartheta_i}{\sqrt{[n \sum V_{y_i}^2 - (\sum V_{y_i})^2] [n \sum \Delta\vartheta_i^2 - (\sum \Delta\vartheta_i)^2]}}, \\ r_{\Delta\alpha \Delta\vartheta} &= \frac{n \sum \Delta\alpha_i \Delta\vartheta_i - \sum \Delta\alpha_i \sum \Delta\vartheta_i}{\sqrt{[n \sum \Delta\alpha_i^2 - (\sum \Delta\alpha_i)^2] [n \sum \Delta\vartheta_i^2 - (\sum \Delta\vartheta_i)^2]}}. \end{aligned} \quad (19)$$

Коэффициенты корреляции $r_{V_y \Delta\alpha}, r_{V_y \Delta\vartheta}, r_{\Delta\alpha \Delta\vartheta}$ показывают степень линейной связи между величинами $V_y, \Delta\alpha, \Delta\vartheta$, а n — число измерений.

Для оценки точности было использовано сто измерений ($n = 100$).

Далее на основании формул (17)...(19) произведена оценка точности метода при каждом замере. В качестве критерия оценки выбрано среднеквадратическое отклонение σ_F^2 .

Компьютерная оценка точности метода была проведена при моделировании динамики пассажирского самолета с автопилотом для высоты 100 м и углов атаки $\alpha = 4 \dots 9,5$.

Выполненные расчеты для различных режимов полета, как комфортных, так и дискомфортных, показали, что точность метода достаточно высокая.

Библиографический список

1. Дедов В.П. К вопросу об измерении вертикальных порывов / Сб. науч. тр. НЭТИ (НГТУ). Новосибирск, 1969. Вып. 1.
2. Вентцель Е.С. Теория вероятностей: учебник для вузов. М.: Высшая школа, 2006. 575 с.



АРТЕМОВ
Михаил Евгеньевич —
аспирант ФГУП "НПО
им. С.А. Лавочкина"

Расчет радиационных условий для сложной эволюционирующей орбиты КА в радиационных поясах Земли

М.Е. Артемов

E-mail: mike.artimov@mail.ru

Представлен разработанный автором программный пакет FD-ORBIT_ERB, предназначенный для расчета параметров радиационной обстановки — поглощенных доз и потоков заряженных частиц при полете КА по сложным эволюционирующим орбитам в радиационных поясах Земли. Возможности программы показаны на примере расчета поглощенных доз для орбиты КА "Спектр-Р".

Ключевые слова: радиационные пояса Земли; орбита космического аппарата; радиационная обстановка; спектры потоков заряженных частиц; поглощенная доза; L–B-координаты.

M.E. Artimov. Radiation Conditions Calculation For Difficult Evolve Spacecraft Orbit In Earth Radiation Belts

The article presents a developed by author computer code FD-ORBIT_ERB. This program is intended for calculation of radiation conditions parameters — charge particle fluxes and absorbed doses for spacecraft, flying on difficult evolve orbit in Earth Radiation Belts. The possibilities of FD-ORBIT_ERB program are illustrated for calculation of absorbed doses for the orbit of "Spectr-R" spacecraft.

Key words: Earth radiation belts; spacecraft orbit; radiation conditions; the spectra of charge particle fluxes; absorbed dose; McIlwain parameters.

В настоящее время существует много качественных программных продуктов, позволяющих проводить расчеты параметров радиационных условий на трассе полетов КА [1–3], в частности спектров потоков заряженных частиц космического пространства и их вклада в поглощенную дозу. Однако при использовании таких традиционных пакетов программ возникают определенные трудности.

Так, для расчета параметров радиационной обстановки необходимо вычислить географические координаты КА, т.е. вычислить координаты подспутниковой точки. В случае круговой или эллиптической орбиты КА все известные программы успешно справляются с этой задачей. При этом пользователем задаются оскулирующие элементы орбиты, а затем производится расчет и выдача соответствующих результатов.

В случае сложной эволюционирующей орбиты, когда один виток орбиты существенно отличается от другого, ситуация меняется. Применяя известные программы расчета радиационной обстановки на орбите, пользователь вынужден производить многочисленные циклы вычислений, т.е. вводить параметры каждого витка орбиты, а затем суммировать полученные результаты. Это существенно осложняет процесс вычислений и повышает их трудоемкость.

В связи с этим был разработан программный пакет FD-ORBIT_ERB, предназначенный, в первую очередь, для решения задачи определения радиационных условий при движении КА по сложной эволюционирующей орбите в радиационных поясах Земли (при этом движение по обычной регулярной орбите является частным случаем).

В статье рассматривается этот программный пакет, принципы его построения и приводится результат расчета поглощенных доз за различными сферическими защитами для случая эволюционирующей высокоэллиптической орбиты КА "Спектр-Р", являющегося орбитальной астрофизической обсерваторией, создаваемой в ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина".

Программный пакет FD-ORBIT_ERB содержит следующие компоненты:

- генератор орбит, позволяющий производить расчет L–B-координат КА с необходимым шагом по времени по заданным оскулирующим элементам орбиты (в случае простых орбит) или по географическим координатам КА (в интересующем нас случае сложных орбит);

- компьютерные модели потоков частиц в радиационных поясах Земли (РПЗ);

- модели взаимодействия и переноса энергичных заряженных частиц в веществе.

Генератор орбит вычисляет координаты КА с определенным шагом по времени. В случае, когда входными данными для него являются оскулирующие элементы, такие как высоты апогея и перигея, аргумент перигея, наклонение орбиты, долгота восходящего узла и момент перигея, происходит расчет географических координат подспутниковой точки и высоты. Это необходимо для дальнейшего определения магнитных L–B-координат [4], так называемых "параметров МакИлвайна", так как модели потоков РПЗ (используются известные модели AP8 и AE8 [5]) задают пространственно-энергетическое распределение заряженных частиц именно в этих магнитных координатах.

Существенной модификацией генератора орбит, реализованной в программном пакете FD-ORBIT_ERB, является возможность ввода непосредственно массива географических коор-

динат подспутниковой точки, заданного, например, отделом баллистического сопровождения проекта. Такое дополнение важно в случае эволюции орбиты, характерной для КА "Спектр-Р", для космических аппаратов с двигателями малой тяги при применении к участкам трассы полета, которые не представляют собой эллипс или окружность, а являются какими-либо другими кривыми (например, отлетная гипербола перед выходом КА на межпланетную траекторию и т.п.).

Для расчета потоков протонов и электронов РПЗ, воздействующих на КА во время полета, применяются таблицы потоков моделей AP8 и AE8 в зависимости от геомагнитных координат для максимума или минимума солнечной активности, которые в принципе соответствуют российским стандартизованным моделям.

На основании результатов расчета энергетических спектров потоков электронов и протонов РПЗ за сферической защитой заданной толщины вычисляются поглощенные дозы в материале детектора (в данном случае в кремнии).

Мощность дозы и поглощенная доза для протонов РПЗ рассчитываются с помощью известных формул

$$dD/dt = k \int f(E, X) (-dE/dx) dE; \quad (1)$$

$$D(x) = \int (x D/dt) dt, \quad (2)$$

где dD/dt — мощность дозы в детекторе, расположенном в центре сферического экрана толщиной X ; $D(X)$ — поглощенная доза в детекторе, расположенном в центре сферического экрана толщиной X ; $f(E, X)$ — дифференциальный спектр плотности потока частиц за сферическим экраном толщиной X ; $-dE/dx$ — потери энергии частиц на единицу длины пробега в веществе детектора (линейная передача энергии (ЛПЭ)); k — переводной коэффициент в единицу измерения дозы.

Расчет ЛПЭ протонов РПЗ в веществе детектора и защиты $(-dE/dx)$ проводится с учетом ионизационных потерь и потерь энергии в ядерных столкновениях [6].

Для расчета вклада в дозу от электронов РПЗ используется методика, основанная на известной программе SHIELDOSE-II [7]. Данный пакет по-

звояет на основании имеющейся базы данных по результатам предварительных расчетов, проведенных методом Монте–Карло, определять поглощенную дозу для случая облучения электронами при произвольных энергетических спектрах частиц.

Проверка работы программного пакета FD-ORBIT_ERB была выполнена двумя способами:

сравнивались результаты расчета поглощенных доз за различными сферическими защитными экранами (материал защитных экранов – алюминий) с помощью программы FD-ORBIT_ERB для первых двадцати витков орбиты КА "Спектр-Р". В первом случае вычислялась поглощенная доза для каждого из витков, описываемого оскулирующими элементами, а затем результат суммировался. Во втором случае в качестве исходных данных сразу вводился массив географических координат, охватывающий все 20 витков;

описанные выше результаты расчетов сравнивались с результатами, полученными с помощью других известных программных пакетов – RADMODLS (NASA) [1] и OMERE v3.4 (CNES) [2], содержащих сходные физико-математические модели потоков частиц РПЗ и взаимодействия заряженных частиц с веществом, а также позволяющие проводить расчеты для отдельных витков орбиты по их оскулирующим параметрам.

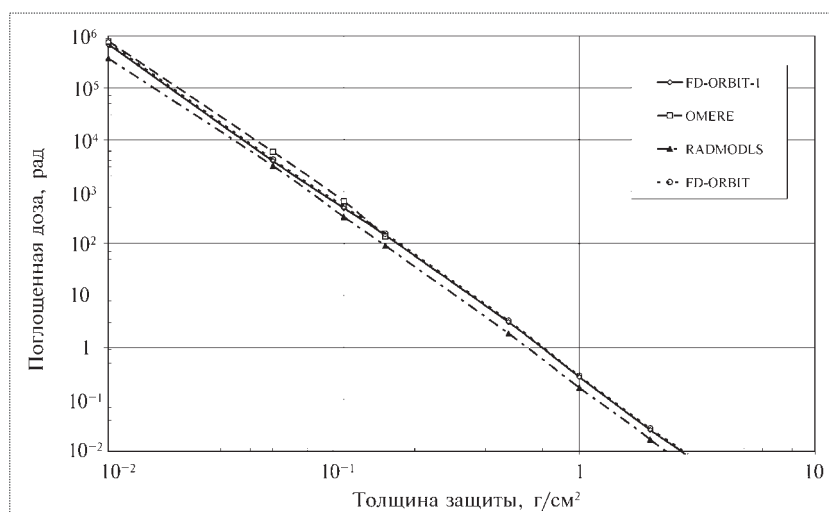


Рис. 1. Поглощенные дозы от протонов РПЗ

Результаты расчетов приведены в табл. 1, 2, где $E \pm n = 10^{\pm n}$.

Графическое представление результатов расчетов (рис. 1, 2) показывает их хорошее совпадение как в случае вычислений по баллистическим параметрам отдельных витков орбиты (кривая FD-ORBIT-1 соответствует расчету поглощенных доз по виткам с последующим суммированием результата), так и в случае расчета с помощью таблицы географических координат. Кроме того, полученные с помощью FD-ORBIT_ERB результаты расчета потоков и доз от частиц радиационных поясов Земли (усредненные по витку орбиты) находятся в хорошем соответствии с данными

Таблица 1

Поглощенные дозы (рад) от протонов РПЗ

Толщина защиты, г/см ³	FD-ORBIT_ERB, суммирование по виткам	FD-ORBIT_ERB	OMERE, суммирование по виткам	RADMODLS, суммирование по виткам
0,01	6,90E+05	7,50E+05	7,93E+05	3,68E+05
0,05	3,85E+03	4,15E+03	5,81E+03	3,09E+03
0,10	4,80E+02	5,16E+02	6,47E+02	3,24E+02
0,15	1,43E+02	1,54E+02	1,36E+02	9,02E+01
0,50	3,08E+00	3,28E+00	0,00E+00	1,86E+00
1,00	2,69E-01	2,83E-01	0,00E+00	1,67E-01
2,00	2,57E-02	2,74E-02	0,00E+00	1,66E-02
3,00	6,84E-03	7,40E-03	0,00E+00	2,66E-03
5,00	6,88E-04	7,86E-04	0,00E+00	4,85E-06
10,00	1,18E-05	1,18E-05	0,00E+00	0,00E+00

Таблица 2

Поглощенные дозы (рад) от электронов РПЗ

Толщина защиты, г/см ²	FD-ORBIT_ERB, суммирование по виткам	FD-ORBIT_ERB	OMERE, суммирование по виткам	RADMODLS, суммирование по виткам
0,01	7,49E+04	8,12E+04	1,33E+05	6,52E+04
0,05	2,07E+04	2,25E+04	3,82E+04	2,12E+04
0,10	1,05E+04	1,14E+04	1,94E+04	1,08E+04
0,15	6,51E+03	7,08E+03	1,17E+04	6,52E+03
0,50	1,13E+03	1,22E+03	2,28E+03	1,19E+03
1,00	2,51E+02	2,71E+02	3,35E+02	1,95E+02
2,00	1,03E+01	1,11E+01	2,51E+01	1,12E+01
3,00	1,48E+00	1,60E+00	1,70E+00	1,23E+00
5,00	6,28E-01	6,81E-01	1,12E+00	8,22E-01
10,00	3,57E-01	3,87E-01	6,39E-01	4,43E-01

ми, полученными при помощи других известных программных пакетов.

Разница в численных значениях доз, полученных с помощью FD-ORBIT_ERB, по сравнению с результатами других программных пакетов находится в границах точности модели потоков заряженных частиц РПЗ.

Программа FD-ORBIT_ERB особенно актуальна в случае сложной эволюционирующей орбиты космического аппарата, когда все ее витки отличаются друг от друга. Она позволяет осуществить ввод непосредственно географических координат подспутниковой точки, минуя расчет по баллистическим параметрам, причем нет никаких ограничений на объем массива данных.

Кроме того, для точной привязки радиационных эффектов (сбоев и отказов) программа FD-ORBIT_ERB позволяет вычислять моменты входа и выхода КА в РПЗ. Заметим, что сходные с FD-ORBIT_ERB по функциональности программные пакеты не обладают такими возможностями, что делает применение разработанной программы оправданным и актуальным.

Настоящая работа выполнена в рамках Федеральной целевой программы "Научные и научно-педагогические кадры инновационной России" на 2009–2013 гг. в рамках Государственного контракта № П675 от 10 августа 2009 г.

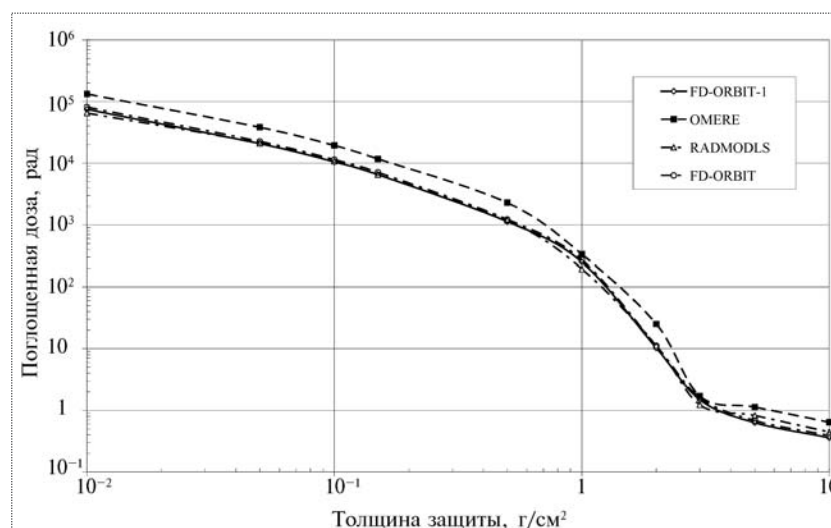


Рис. 2. Поглощенные дозы от электронов РПЗ

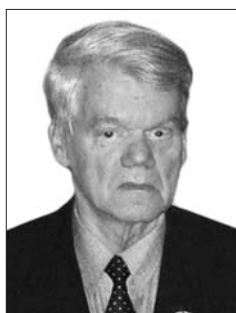
Библиографический список

1. Vampola A.L. Radiation belt models for the PC: RADMODLS // In Radiation Belts: Models and Standards, Geophys. Monograph 97. P. 315–319. Amer. Geophys. Union, 1996.
2. Omere Advanced Manual, v 3.4 // Peyrard P.F. / URL: <http://www.trad.fr/en>.
3. Кузнецов Н.В., Петров А.Н., Панасюк М.И. Интерактивный комплекс программ "COSRAD" // Радиационная стойкость электронных систем. Науч.-техн. сборник "Стойкость-2007". М.: СПЭЛС, 2007. Вып. 10. С. 141–142.
4. McIlwain C.E. Coordinates for mapping the distribution of magnetically trapped particles. J. Geophys. Res. 66, 3681–3691 (1961).
5. Models of trapped particle fluxes AE8 (electrons) and AP8 (protons) in inner and outer radiation belts / Bilitza D. // National Space Science Data Center, PT-11B, 1996.
6. Ziegler J.F. The Stopping of Energetic Light Ions in Elemental Matter // J. Appl. Phys., 85, 1249–1272 (1999).
7. Seltzer S.M. Updated Calculations for routine Space-Shielding Radiation Dose Estimates: SHIELDOSE-2 // NIST Publication NISTIR 5477, Gaithersburg, MD, December 1994.



КУЛИКОВ

Евгений Николаевич — начальник отделения Федерального государственного унитарного предприятия "Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина"



САБЕЛЬНИКОВ

Виктор Иванович — ведущий научный сотрудник Федерального государственного унитарного предприятия "Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина", кандидат техн. наук

Системы нагружения для статических испытаний легких самолетов

Е.Н. Куликов, В.И. Сабельников

E-mail: kent@sibmail.ru, ni010Dyandex.ru

Рассмотрен классический метод проведения статических испытаний самолетов. Изложены основные требования к системам нагружения. Предложены способы нагружения легких самолетов для проведения статических испытаний и даны принципиальные схемы для их реализации. Показаны преимущества и недостатки приведенных схемных решений систем нагружения.

Ключевые слова: легкие самолеты; системы нагружения; приводы; силовозбудители.

E.N. Kulikov, V.I. Sabelnikov. Loading Systems For Static Tests Of Light Aircrafts

Carrying out of the classical method of aircrafts strength test under static is considering here. Main requirements to loading systems are reported. Light aircraft loading technique for carrying out of strength test and basic outlines for the realization are presented. Advantages and disadvantages of demonstrated designs are shown.

Key words: light aircraft; loading system; drive; actuator.

Статические испытания конструкций и их элементов, проводимые в целях получения данных о напряженно-деформированном состоянии, несущей способности и запасе прочности, являются необходимым звеном в комплексе работ по созданию летательного аппарата (ЛА). С развитием авиации непрерывно совершенствуется методика и техника испытаний, которые к настоящему времени представляют собой сложный технологический процесс.

Классический метод проведения статических испытаний предусматривал постепенное увеличение нагрузки, прикладываемой к конструкции ступенями. Величина ступеней обычно не превышала 10 % от $P_{\text{расч}}$, т.е. 10 % от нагрузки, которую согласно расчету должна выдержать без разрушения испытываемая конструкция. Такая методика не допускает рассогласования нагружения отдельных элементов конструкции больше, чем на одну ступень нагружения. В этом случае упрощаются как измерения, проводящиеся на каждой ступени при постоянной нагрузке, длительность действия которой не регламентировалась, так и наблюдение за поведением испытываемой конструкции [1].

Предлагаемый метод включает значительно больше способов нагружения с использованием различных технических средств.

Для реализации нагрузок при статических испытаниях легких самолетов могут быть использованы следующие приводы: электрогидравлические, пневматические, гидростатические и электромеханические. Они должны позволять реализовывать основные требования к системам нагружения, а именно:

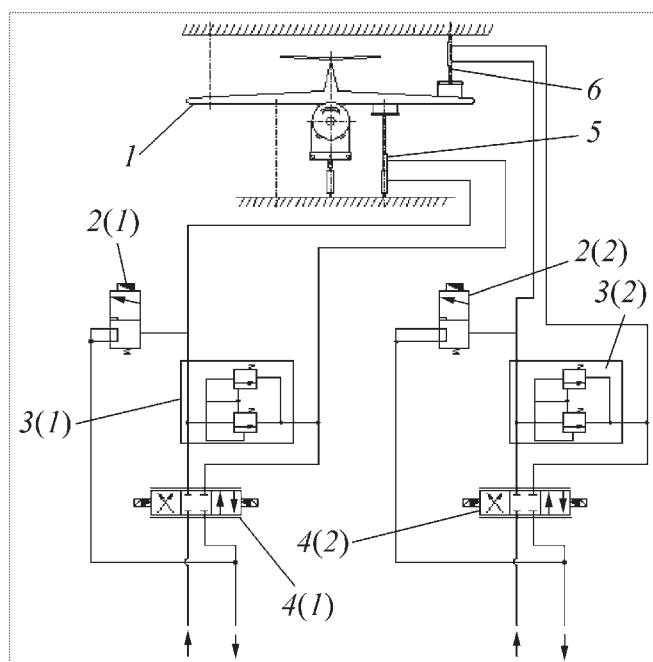


Рис. 1. Принципиальная схема ЭГСП с гидроцилиндрами одностороннего действия:

1 – испытываемая конструкция; 2(1), 2(2) – клапаны; 3(1), 3(2) – предохранительные клапаны; 4(1), 4(2) – электрогидравлические клапаны; 5, 6 – гидроцилиндры

обеспечение многоканального автоматического нагружения испытываемой конструкции в соответствии с заданной программой;

обеспечение заданной точности воспроизведения нагрузок на конструкцию;

применение энергосберегающих технологических процессов испытаний;

использование унифицированного и стандартизированного оборудования;

обеспечение надежности и стабильности работы;

защита конструкции от превышения нагрузок по сравнению с программными при отказах и нарушениях работы различных систем стенда;

контроль и выдача необходимой информации о параметрах привода;

обслуживание систем по техническому состоянию;

обеспечение технологичности изготовления, удобства и простоты монтажа, обслуживания и эксплуатации;

соответствие современным экономическим требованиям по стоимости оборудования, мате-

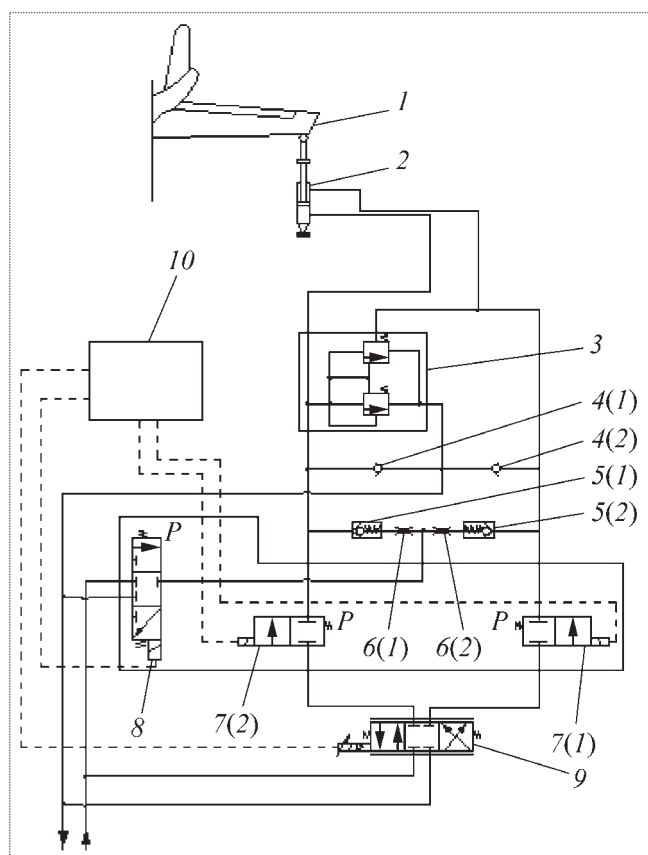


Рис. 2. Принципиальная схема ЭГСП с гидроцилиндрами двустороннего действия:

1 – испытываемая конструкция; 2 – гидроцилиндр; 3 – клапан предохранительный; 4(1), 4(2) – обратные клапаны; 5(1), 5(2) – гидрозамки; 6(1), 6(2) – дроссели; 7(1), 7(2), 8 – гидравлические распределители; 9 – электрогидравлический усилитель; 10 – автоматическая система управления

риалов, изготовления, обслуживания, ремонта, потребляемой энергии и др.

В настоящее время при статических и ресурсных испытаниях самолетов и их элементов в отечественных и зарубежных лабораториях прочности используются типовые электрогидравлические следящие приводы (ЭГСП) с гидроцилиндрами одностороннего (рис. 1) и двустороннего (рис. 2) действия [2]. Применение ЭГСП обусловлено многолетним опытом их эксплуатации и значительными преимуществами перед другими системами нагружения.

Однако ЭГСП имеют такие недостатки, как высокая стоимость типового канала нагружения (200...500 тыс. руб. без учета стоимости масляной станции), использование пожароопасной

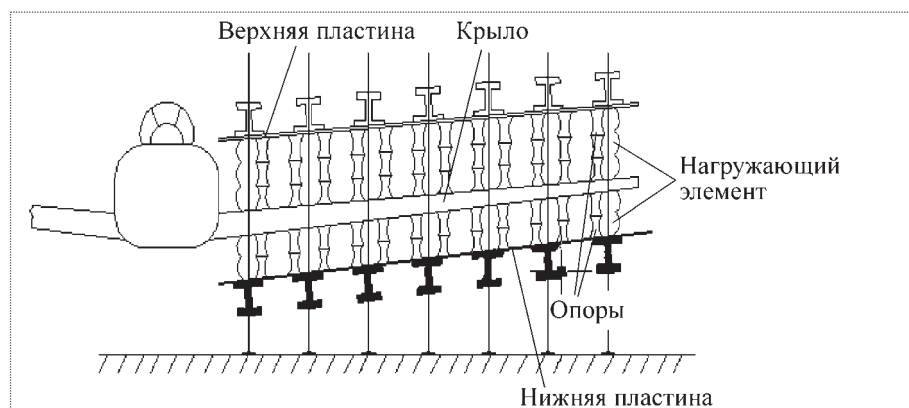


Рис. 3. Схема пневматического привода

рабочей жидкости (ее утечка), необходимость использования высококвалифицированных специалистов при эксплуатации. В связи с этим постоянно ведется поиск альтернативных технических решений по системам нагружения для статических испытаний самолетов.

Так, в последние годы для испытания авиационных конструкций применяются пневматические приводы. Один из примеров использования пневматического привода для прочностных испытаний самолетов приведен на рис. 3, 4.

Система нагружения содержит две параллельные опорные пластины и крыло [3]. Между верхней пластиной и крылом установлена первая группа нагружающих элементов (воздушных емкостей). Вторая группа элементов установлена между нижней опорной пластиной и крылом. При подаче воздуха в нагрузочные элементы они увеличиваются в объеме, создавая заданную нагрузку. Давление внутри указанных элементов задается с помощью регуляторов, управляемых системой автоматики.

Такая схема позволяет имитировать нагрузки для крыла любого профиля. Кроме того, повышается соответствие распределения нагрузки на элементы конструкции при испытаниях.

Гидравлический вариант создания нагрузок при испыта-

ниях самолетов показан на рис. 5 [4]. В этом случае периодическую знакопеременную нагрузку регулируют количеством жидкости, которая подается в весовые гидравлические силовозбудители, выполненные в виде емкостей. Темпы нарастания и уменьшения нагрузки регулируют посредством дросселирования жидкости с помощью регулируемых дросселей в магистралях подачи и слива рабочей жидкости. Процессом подачи жидкости

от насосной станции к гидравлическим силовозбудителям управляют с помощью распределителей, установленных в магистралях нагнетания и слива.

Управление процессом нагружения осуществляется следующим образом. Насосная станция 12 подает жидкость в магистраль нагнетания 9, и при открытии распределителя 7(1) по сигналу от программного устройства 13 жидкость через регулируемый дроссель 5(1) поступает в верхнюю гидроемкость 1(1) и заполняет ее до получения заданной нагрузки, которая контролируется датчиком силы 4(1). Конструкция нагружается. Сигнал от датчика 4(1) поступает в программное устройство, которое выдает сигнал на закрытие распределителя 7(1), затем — на открытие распределителя 8(1), и происходит слив жидкости из гидроемкости 1(1) через магистраль слива 10 в насосную станцию 12. Конструкция разгружается.

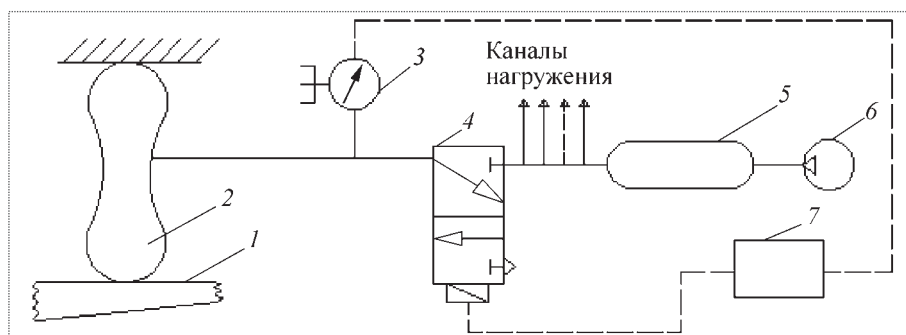


Рис. 4. Схема типового канала нагружающего элемента пневматической системы: 1 — испытываемая конструкция; 2 — пневмоемкость; 3 — датчик давления; 4 — распределитель; 5 — ресивер; 6 — компрессорная станция; 7 — система автоматического управления

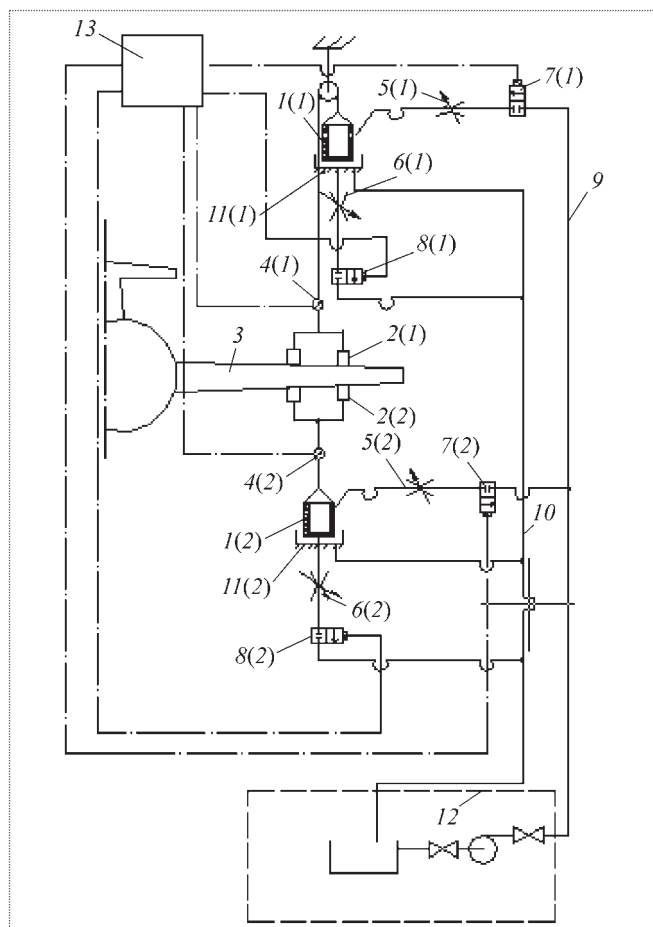


Рис. 5. Принципиальная схема гидростатического привода:

1(1), 1(2) – гидроемкости; 2(1), 2(2) – рычажные системы; 3 – конструкция ЛА; 4(1), 4(2) – датчики силы; 5(1), 5(2), 6(1), 6(2) – регулируемые дроссели; 7(1), 7(2), 8(1), 8(2) – двухходовые распределители; 9, 10 – магистрали нагнетания и слива; 11(1), 11(2) – поддоны; 12 – насосная станция; 13 – программное устройство

Темпы нагружения и снятия нагрузки регулируются соответственно дросселями 5(1) и 6(1).

Аналогично происходит процесс нагружения-разгружения конструкции при подаче жидкости в нижнюю гидроемкость 1(2).

Чтобы избежать перегрузки испытываемого ЛА избыток рабочей жидкости вытекает из гидроемкостей 1 через отверстия, выполненные в их верхней части, в поддоны 11, а из них – через магистраль слива жидкости 10 в насосную станцию 12.

Основными недостатками такого привода являются большие габаритные размеры емкости, значительное время нагружения-разгружения. Есть и преимущества: создание малых нагрузок

(от 50 Н), низкое давление рабочей жидкости в системе – до 0,6 МПа, рабочая жидкость – вода, пожаробезопасность, простота конструкции, монтажа и обслуживания, надежная и простая система защиты по нагрузке, практически нет ограничений по деформации испытываемой конструкции, низкая стоимость привода (в 6–10 раз меньше приводов с ЭГСП).

Для испытания элементов ЛА с малыми нагрузками (давление в камере – до 2...5 мм вод. ст.) и при незначительной деформации конструкции можно использовать гидростатическую систему нагружения, принципиальная схема которой приведена на рис. 6 [5].

В первом варианте подача рабочей жидкости в источник питания осуществляется от насосной установки либо самотеком. Во втором варианте жидкость в емкость 24 поступает или из водопровода, или из системы обратного водоснабжения. Нагрузка (давление) на конструкцию 3 создается высотой столба жидкости в источнике питания 5. Необходимая скорость нагружения-разгружения осуществляется соответственно дросселями 14 и 15. Циклическое нагружение-разгружение конструкции производится программным устройством с использованием датчиков уровня 25, 26 и распределителей 14, 15.

Предложенная схема имитации локальных напряжений, возникающих в результате приложения нагрузки к конструкции с тонкой обшивкой, повышает достоверность результатов испытаний.

Одним из перспективных путей решения задачи по созданию нагрузок на ЛА при испытаниях является электромеханический привод (ЭМП).

Для общепромышленных приводных систем задача преобразования вращения вала электродвигателя в поступательное перемещение выходного звена привода решена путем использования шаровинтовых передач, волновых редукторов и др.

Электромеханические приводы (сервомеханизмы), применяемые в машиностроении, выпускаются в различном конструктивном исполнении. Они используются в системах автоматического регулирования технологическими процессами и позволяют осуществлять перемещение штока в прямом и обратном направлениях, пози-

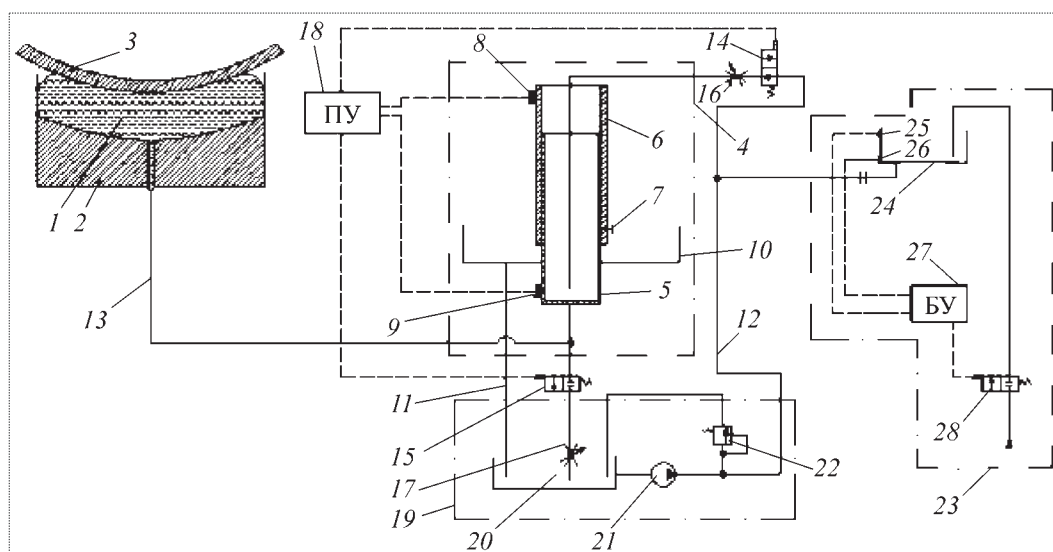


Рис. 6. Принципиальная гидравлическая схема объемного привода:

1 – нагрузочный элемент; 2 – опорная пластина; 3 – конструкция; 4 – источник питания; 5 – трубопровод; 6 – патрубок подвижной; 7 – фиксатор; 8, 9 – датчики верхнего и нижнего уровней; 10 – поддон; 11 – сливной трубопровод; 12, 13 – магистрали нагнетания и слива; 14, 15 – распределители; 16, 17 – регулируемые дроссели; 18 – устройство программное; 19 – насосная установка; 20 – бак; 21 – насос; 22 – переливной клапан; 23 – гидравлический блок питания; 24 – емкость для жидкости; 25, 26 – датчики верхнего и нижнего уровней; 27 – блок управления; 28 – распределитель

ционирование штока и удержание его в любом промежуточном положении, а также автоматическое, дистанционное и ручное управление приводом. Поэтому ЭМП могут использоваться в системах нагружения легких самолетов.

Основное преимущество ЭМП – снижение эксплуатационных расходов, исключение затрат на приобретение насосных установок и дополнительного гидрооборудования.

В отечественных лабораториях прочности ЭМП практически не применяются. Современное состояние ЭМП позволяет надеяться на их успешное применение в системах нагружения при статических испытаниях ЛА и особенно при испытаниях легких самолетов в условиях мобильных установок.

Библиографический список

1. Баранов А.Н., Белозёров Л.Г., Ильин Ю.С., Кутынов В.Ф. Статические испытания на прочность сверхзвуковых самолетов. М.: Машиностроение, 1974. 344 с.
2. Куликов Е.Н., Сабельников В.И., Колеватов Ю.В. и др. Гидропривод лаборатории статических и ресурсных испытаний натурных авиационных конструкций // Авиационная промышленность. 2008. № 2. С. 53–57.
3. R.L. Schneider. Device for modeling of distributed aerodynamic load. Pat. 4453413 U.S. Jun. 12, 1984. No. 398, 130. Filad. Jul. 14, 1982.
4. Сабельников В.И., Метёлкин Н.Г., Складов А.А. Способ испытаний летательных аппаратов на прочность и устройство для его осуществления. Пат. 2199101 РФ. Приоритет 22.01.2001; Опубл. 20.02.2003. Бюл. № 5.
5. Сабельников В.И., Мальцев А.В. Устройство для испытания летательных аппаратов на прочность. Пат. 2300747 РФ. Приоритет 07.07.2005; Зарегистрировано 10.06.2007; Опубл. 10.07.2007. Бюл. № 16.

Обобщенные модели кинетической теории прочности и теории ползучести для анализа сложного НДС полимеров

О.Г. Осяев

E-mail: osyevog@mail.ru



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

Получены математические модели пространственного напряженно-деформированного состояния (НДС) полимерных композитов на основе теории линейной вязкоупругости, кинетической теории и эмпирических характеристик материала.

Ключевые слова: прочность; ползучесть; релаксация; вязкоупругость.

O.G. Oseyev. Generic Models Of Kinetic Theory Of Rigidity And Creep Theory For Analysis Of Complex Strain And Stress State Of Polymers

The article presents a review of mathematical models of the three dimensional strain and stress state of polymeric composites based on the linear viscoelasticity theory, kinetic theory and material's test characteristics.

Key words: rigidity; creep strain; relaxation; viscoelasticity.

При рассмотрении полимерных композитных материалов (ПКМ) допустимо принять физическую модель квазиизотропной среды, деформационно-прочностные свойства которой равномерно распределены в направлениях векторов действующих нагрузок. В этом случае применимы уравнения линейной вязкоупругости типа Больцмана — Вольтерра, которые можно представить в следующем виде:

$$\begin{aligned} e_{11} &= \frac{s_{11}}{2G} + \int_0^t \Pi(t-\xi) s_{11}(\xi) d\xi; & e_{12} &= \frac{s_{12}}{2G} + \int_0^t \Pi(t-\xi) s_{12}(\xi) d\xi; \\ e_{22} &= \frac{s_{22}}{2G} + \int_0^t \Pi(t-\xi) s_{22}(\xi) d\xi; & e_{23} &= \frac{s_{23}}{2G} + \int_0^t \Pi(t-\xi) s_{23}(\xi) d\xi; \\ e_{33} &= \frac{s_{33}}{2G} + \int_0^t \Pi(t-\xi) s_{33}(\xi) d\xi; & e_{13} &= \frac{s_{13}}{2G} + \int_0^t \Pi(t-\xi) s_{13}(\xi) d\xi, \end{aligned} \quad (1)$$

где e_{ij} , s_{ij} — компоненты девиаторов деформаций и напряжений соответственно, $e_{ij} = \varepsilon_{ij} - \frac{1}{3} \varepsilon_0$, $s_{ij} = \sigma_{ij} - \sigma_{cp}$; ε_0 — относительная объемная деформация, $\varepsilon_0 = \varepsilon_{11} + \varepsilon_{22} + \varepsilon_{33}$.

Поскольку объемные деформации проявляют свойства ползучести, то для них справедливо соотношение наследственной линейной вязкоупругости

$$\varepsilon_0 = \frac{\sigma_{cp}}{K} + \int_0^t U(t-\xi) \sigma_{cp}(\xi) d\xi, \quad (2)$$

где K – объемный модуль упругости; $U(t-\xi)$ – ядро объемной ползучести.

В ряде случаев материалы, в том числе и конструкционные композитные материалы, могут считаться несжимаемыми. Тогда $\varepsilon_0 = 0$, а компоненты девиатора деформации в уравнениях (2) будут совпадать с компонентами тензора деформации, т.е. $e_{ij} = \varepsilon_{ij}$. Разрешая уравнения (1) и (2) относительно напряжений, получим

$$s_{11} = 2Ge_{11} - \int_0^t R(t-\xi) e_{11}(\xi) d\xi; \quad \dots \dots \dots (3)$$

$$s_{12} = 2Ge_{12} - \int_0^t R(t-\xi) e_{12}(\xi) d\xi,$$

$$\sigma_{cp} = K\varepsilon_0 - \int_0^t V(t-\xi) \varepsilon_0(\xi) d\xi, \quad (4)$$

где $V(t-\xi)$ – ядро объемной релаксации.

В тензорном виде уравнения (1)...(4) удобно представить в составе общей системы:

$$\begin{aligned} e_{ij} &= \frac{s_{ij}}{2G} + \int_0^t \Pi(t-\xi) s_{ij}(\xi) d\xi; \quad s_{ij} = 2Ge_{ij} - \\ &- \int_0^t R(t-\xi) e_{ij}(\xi) d\xi; \\ \varepsilon_0 &= \frac{\sigma_{cp}}{K} + \int_0^t U(t-\xi) \sigma_{cp}(\xi) d\xi; \quad \sigma_{cp} = K\varepsilon_0 - \\ &- \int_0^t V(t-\xi) \varepsilon_0(\xi) d\xi. \end{aligned} \quad (5)$$

Ядра ползучести $\Pi(t-\xi)$, $U(t-\xi)$ и релаксации $R(t-\xi)$, $V(t-\xi)$ при одноосном и объемном деформировании соответственно определяются экспериментально. При этом существует

уравнение связи между объемными ядрами $U(t)$ и $V(t)$

$$U(t) = V(t) + \int_0^t V(t-\xi) U(\xi) d\xi. \quad (6)$$

Определим выражения для объемных ядер, используя известные из теории вязкоупругости соотношения связи для ядер и их производных

$$\begin{aligned} \Pi(t-\xi) &= \frac{d\tilde{\Pi}(t-\xi)}{d(t-\xi)}; \quad R(t-\xi) = -\frac{d\tilde{R}(t-\xi)}{d(t-\xi)}; \\ U(t-\xi) &= \frac{d\tilde{U}(t-\xi)}{d(t-\xi)}; \quad V(t-\xi) = -\frac{d\tilde{V}(t-\xi)}{d(t-\xi)}. \end{aligned} \quad (7)$$

Если физическая модель поведения ПКМ предполагает отсутствие напряжений и деформаций в начальный момент времени: $t-\xi=0$, а первообразные от соответствующих ядер принимают значения

$$\tilde{\Pi}(0) = \frac{1}{2G}; \quad \tilde{R}(0) = 2G; \quad \tilde{U}(0) = \frac{1}{K}; \quad \tilde{V}(0) = K, \quad (8)$$

то интегрирование по частям уравнений системы (7) приводит к наследственным уравнениям ползучести в следующей форме:

$$\begin{aligned} e_{ij} &= \int_0^t \tilde{\Pi}(t-\xi) ds_{ij}(\xi); \quad s_{ij} = \int_0^t \tilde{R}(t-\xi) de_{ij}(\xi); \\ \varepsilon_0 &= \int_0^t \tilde{U}(t-\xi) d\sigma_{cp}(\xi); \quad \sigma_{cp} = \int_0^t \tilde{V}(t-\xi) d\varepsilon_0(\xi). \end{aligned} \quad (9)$$

Используя преобразования системы (9) с помощью функции Хевисайда, аналогичные приведенным в работе [1], однако применяя их для случая, когда известны функция ползучести $\Pi(t)$ при одноосном растяжении и ее первообразная $\tilde{\Pi}(t)$, при $t>0$ придем к выражению связи для первообразных ядер ползучести

$$\varepsilon(t) = \varepsilon_{11}(t) = \sigma_0 \left[\frac{1}{9} \tilde{U}(t) + \frac{2}{3} \tilde{\Pi}(t) \right]. \quad (10)$$

Откуда выразим первообразную функции объемного ядра ползучести:

$$\tilde{U}(t) = 9 \frac{\varepsilon(t)}{\sigma_0} - 6 \tilde{P}(t). \quad (11)$$

Согласно теории ползучести процесс изменения деформации во времени при заданном законе нагружения описывается уравнением

$$\varepsilon(t) = \frac{\sigma(t)}{E} + \int_0^t \Pi_0(t - \xi) \sigma(\xi) d\xi. \quad (12)$$

Процесс изменения напряжений при заданном законе деформирования описывается как

$$\sigma(t) = E \varepsilon(t) - \int_0^t R_0(t - \xi) \varepsilon(\xi) d\xi. \quad (13)$$

Функции $\Pi_0(t - \xi)$ и $R_0(t - \xi)$ представляют собой ядра ползучести и релаксации соответственно, где $R_0(t - \xi)$ является резольвентой функции $\Pi_0(t - \xi)$. В соответствии с теорией интегральных уравнений ядра связаны соотношением

$$\Pi_0(t) = R_0(t) + \int_0^t \Pi_0(\xi) R_0(t - \xi) d\xi. \quad (14)$$

Согласно современным представлениям кинетической теории прочности для дилатонной модели разрушения [2] соотношение для деформаций примет вид

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + \frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a}{\Delta} \ln \frac{t}{\tau_0}. \quad (15)$$

Здесь k – постоянная Больцмана; величина τ_0 порядка периода тепловых атомных колебаний 10^{-13} с; E – модуль упругости; α_T – коэффициент термического расширения объема; C – атомная теплоемкость; Δ – длина свободного пробега фононов, зависящая от структурных дефектов, примесных атомов и других неоднородностей тела, a – межатомное расстояние.

При постоянном уровне напряжений уравнение (12) примет вид

$$\varepsilon = \frac{\sigma_0}{E} + \sigma_0 \int_0^t \Pi_0(t - \xi) d\xi. \quad (16)$$

Тогда решением интеграла в правой части (16) является выражение

$$\int_0^t \Pi_0(t - \xi) d\xi = \frac{\alpha_T k T}{\sigma_0 C} \frac{a}{\Delta} \ln \frac{t}{\tau_0}. \quad (17)$$

Используя соотношение (14), можно записать

$$\Pi_0(t) = R_0(t) + \frac{\alpha_T k T}{\sigma_0 C} \frac{a}{\Delta} \ln \frac{t}{\tau_0}. \quad (18)$$

Продифференцировав выражение (16) по времени, получим

$$\Pi_0(t) = \frac{1}{\sigma_0} \frac{d\varepsilon}{dt}. \quad (19)$$

Принимая в выражении (15) напряжения и основные константы материала неизменными и выполнив дифференцирование по времени, получим выражение для ядра ползучести

$$\Pi_0(t) = \frac{1}{\sigma_0 t} \frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a}{\Delta}. \quad (20)$$

Используя соотношение (18), определим ядро релаксации:

$$R_0(t) = -\frac{1}{\varepsilon_0} \frac{E}{t} \frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a}{\Delta}. \quad (21)$$

По физическому смыслу в выражении (20) первый сомножитель представляет собой величину, обратную динамической вязкости: $1/(\sigma_0 t) = 1/\eta$, а второй сомножитель является термической деформацией α_{T*} .

Ядро ползучести может быть выражено с помощью экспоненциальных зависимостей классической теории ползучести [1]:

$$\Pi_0(t - \xi) = \Pi_0^0 e^{-\lambda(t - \xi)}. \quad (22)$$

Здесь

$$\Pi_0^0 = -\beta \lambda \frac{\varepsilon_0}{\sigma_0} = -\beta \frac{E}{\eta} \frac{\varepsilon_0}{\sigma_0} = -\beta \frac{1}{\eta} = -\beta \frac{\lambda}{E}, \quad (23)$$

где β, λ – определяемые эмпирически константы материала; η – динамическая вязкость.

Используя выражения (7), (17) и (22), (23), определим функцию $\tilde{P}(t)$:

в кинетическом виде:

$$\tilde{P}(t) = \int_0^t P_0(t) dt = \frac{\alpha_T k T}{\sigma_0 C} \frac{a}{\Delta} \ln \frac{t}{\tau_0}; \quad (24)$$

в полуэмпирическом виде:

$$\tilde{P}(t) = -\int_0^t \beta \frac{\lambda}{E} e^{-\lambda t} dt = \beta \frac{1}{E} (e^{-\lambda t} - 1) = \frac{\beta}{E} e^{-\lambda t} (1 - e^{\lambda t}) \quad (25)$$

или с учетом вязкости:

$$\tilde{P}(t) = \beta \frac{1}{\lambda \eta} (e^{-\lambda t} - 1) = \frac{\beta}{\lambda \eta} e^{-\lambda t} (1 - e^{\lambda t}); \quad (26)$$

через напряжения и деформации:

$$\tilde{P}(t) = \beta \frac{\varepsilon_0}{\sigma_0} (e^{-\lambda t} - 1) = \beta \frac{E}{\lambda \eta} \frac{\varepsilon_0}{\sigma_0} (e^{-\lambda t} - 1). \quad (27)$$

С учетом последнего выражения

$$\tilde{U}(t) = 9 \frac{\varepsilon(t)}{\sigma_0} \left[1 - \frac{2}{3} \beta (e^{-\lambda t} - 1) \right]. \quad (28)$$

В соответствии с (7) определим ядро объемной ползучести:

$$U(t) = \frac{d\tilde{U}(t)}{d(t)} = \frac{d}{dt} \left\{ \frac{\varepsilon(t)}{\sigma_0} 9 \left[1 - \beta (e^{-\lambda t} - 1) \frac{2}{3} \right] \right\}. \quad (29)$$

Выполнив дифференцирование (29) и соответствующие преобразования, получим

$$U(t) = \frac{d\tilde{U}(t)}{dt} = \frac{9}{\sigma_0} \left\{ \dot{\varepsilon}(t) \left[1 + \frac{2}{3} \beta \right] - \frac{2}{3} \beta e^{-\lambda t} [\dot{\varepsilon}(t) - \lambda \varepsilon(t)] \right\}. \quad (30)$$

Подставив в уравнение (30) результаты дифференцирования кинетических выражений для деформации, т.е. скорости деформаций, определим выражения для ядер объемной ползучести:

в кинетическом виде:

$$U(t) = \frac{9}{\sigma_0} \left\{ \frac{1}{t} \frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a}{\Delta} \left(1 + \frac{2}{3} \beta \right) - \frac{2}{3} \beta e^{-\lambda t} \times \right. \\ \left. \times \left[\frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a}{\Delta} \left(\frac{1}{t} - \lambda \ln \frac{t}{\tau_0} \right) - \lambda \frac{\sigma_0}{E} \right] \right\}; \quad (31)$$

в полуэмпирическом виде:

$$U(t) = \frac{d\tilde{U}(t)}{d(t)} = \frac{9}{\sigma_0} \beta \lambda e^{-\lambda t} \times \\ \times \left\{ \frac{2}{3} \beta e^{-\lambda t} (\varepsilon_0 + \frac{1}{\eta} \sigma_0 t) - \varepsilon_0 \left(1 + \frac{2}{3} \beta \right) \right\}. \quad (32)$$

Ядро релаксации может быть также выражено с помощью экспоненциальных зависимостей теории ползучести [1]:

$$R_0(t - \xi) = R_0^0 e^{-\lambda(t - \xi)}, \quad (33)$$

где

$$R_0^0 = \beta \lambda \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} = \beta \frac{E}{\eta} \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} = \beta \lambda E. \quad (34)$$

Используя аналогичные методы, найдем функции ядер релаксации.

С помощью выражений (7), (21) и (22), (23) определим:

в кинетическом виде:

$$\tilde{R}(t) = \int_0^t R_0(t) dt = -\frac{E \alpha_T k T}{\varepsilon_0 C} \frac{a}{\Delta} \ln \frac{t}{\tau_0}; \quad (35)$$

в полуэмпирическом виде:

$$\tilde{R}(t) = \int_0^t \beta \lambda E e^{-\lambda t} dt = -\beta E (e^{-\lambda t} - 1) \quad (36)$$

или с учетом вязкости:

$$\tilde{R}(t) = -\eta \beta \lambda e^{-\lambda t}; \quad (37)$$

через напряжения и деформации:

$$\tilde{R}(t) = \int_0^t \beta \frac{E}{\eta} \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} e^{-\lambda t} dt = -\beta \frac{E}{\eta \lambda} \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} (e^{-\lambda t} - 1). \quad (38)$$

Аналогичным образом определим ядра объемной релаксации:

в кинетическом виде:

$$V(t) = \frac{9}{\varepsilon_0} E \left\{ -\frac{1}{t} \frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a}{\Delta} \left(1 + \frac{2}{3} \beta \right) + \frac{2}{3} \beta e^{-\lambda t} \times \right. \\ \left. \times \left[\frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a}{\Delta} \left(\frac{1}{t} - \lambda \ln \frac{t}{\tau_0} \right) + \lambda \frac{\sigma_0}{E} \right] \right\}; \quad (39)$$

в полуэмпирическом виде:

$$V(t) = \frac{9}{\varepsilon_0} \beta \lambda E e^{-\lambda t} \times \\ \times \left\{ -\frac{2}{3} \beta e^{-\lambda t} (\varepsilon_0 + \frac{1}{\eta} \sigma_0 t) + \varepsilon_0 \left(1 + \frac{2}{3} \beta \right) \right\}, \quad (40)$$

а также функции объемной релаксации:

$$\tilde{V}(t) = 9 \frac{\varepsilon(t)}{\varepsilon_0} E \left[\beta \frac{2}{3} (e^{-\lambda t} - 1) - 1 \right], \quad (41)$$

$$\tilde{V}(t) = 9 \frac{\varepsilon(t)}{\varepsilon_0} \lambda \eta \left[\beta \frac{2}{3} (e^{-\lambda t} - 1) - 1 \right]. \quad (42)$$

С учетом того, что

$$\lambda = \frac{1}{t} (1 - e^{-\lambda t}), \quad (43)$$

запишем функцию $\tilde{V}(t)$ в виде

$$\tilde{V}(t) = 9 \frac{\varepsilon(t)}{\varepsilon_0} \frac{\eta}{t} \left[\beta \frac{2}{3} (e^{-\lambda t} - 1) - 1 \right] (1 - e^{-\lambda t}). \quad (44)$$

Тогда с помощью полученных уравнений для ядер и функций ползучести и релаксации запишем уравнения (1)...(6), (9) в кинетическом виде:

уравнения вязкоупругости типа уравнений Больцмана – Вольтерра, разрешенные относительно деформаций:

$$e_{11} = \frac{s_{11}}{2G} + \int_0^t \frac{\alpha_T k T}{\sigma_0 t C} \frac{a}{\Delta} s_{11}(\xi) d\xi; \\ \dots \dots \dots \quad (45) \\ e_{12} = \frac{s_{12}}{2G} + \int_0^t \frac{\alpha_T k T}{\sigma_0 t C} \frac{a}{\Delta} s_{12}(\xi) d\xi;$$

относительная объемная деформация:

$$\varepsilon_0 = \frac{\sigma_{cp}}{K} + \int_0^t \frac{9}{\sigma_0} \left\{ -\frac{1}{t} \frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a}{\Delta} \left(1 + \frac{2}{3} \beta \right) - \frac{2}{3} \beta e^{-\lambda t} \times \right. \\ \left. \times \left[\frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a}{\Delta} \left(\frac{1}{t} - \lambda \ln \frac{t}{\tau_0} \right) - \lambda \frac{\sigma_0}{E} \right] \right\} \sigma_{cp}(\xi) d\xi; \quad (46)$$

уравнения вязкоупругости, разрешенные относительно напряжений:

$$s_{11} = 2G e_{11} + \int_0^t \frac{E \alpha_T k T}{\varepsilon_0 t C} \frac{a}{\Delta} e_{11}(\xi) d\xi; \\ \dots \dots \dots \quad (47)$$

$$s_{12} = 2G e_{12} + \int_0^t \frac{E \alpha_T k T}{\varepsilon_0 t C} \frac{a}{\Delta} e_{12}(\xi) d\xi;$$

среднее нормальное напряжение:

$$\sigma_{cp} = K \varepsilon_0 - 9 \int_0^t \frac{E}{\varepsilon_0} \left\{ -\frac{1}{t} \frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a}{\Delta} \left(1 + \frac{2}{3} \beta \right) + \right. \\ \left. + \frac{2}{3} \beta e^{-\lambda t} \left[\frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a}{\Delta} \left(\frac{1}{t} - \lambda \ln \frac{t}{\tau_0} \right) + \lambda \frac{\sigma_0}{E} \right] \right\} \varepsilon_0(\xi) d\xi. \quad (48)$$

В тензорном виде уравнения (45)...(48) удобно представить в составе общей системы:

$$e_{ij} = \frac{s_{ij}}{2G} + \int_0^t \frac{\alpha_T k T}{\sigma_0 t C} \frac{a}{\Delta} s_{ij}(\xi) d\xi; \\ s_{ij} = 2G e_{ij} + \int_0^t \frac{E \alpha_T k T}{\varepsilon_0 t C} \frac{a}{\Delta} e_{ij}(\xi) d\xi; \\ \varepsilon_0 = \frac{\sigma_{cp}}{K} + \int_0^t \frac{9}{\sigma_0} \left\{ -\frac{1}{t} \frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a}{\Delta} \left(1 + \frac{2}{3} \beta \right) - \frac{2}{3} \beta e^{-\lambda t} \times \right. \\ \left. \times \left[\frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a}{\Delta} \left(\frac{1}{t} - \lambda \ln \frac{t}{\tau_0} \right) - \lambda \frac{\sigma_0}{E} \right] \right\} \sigma_{cp}(\xi) d\xi; \quad (49)$$

$$\sigma_{cp} = K \varepsilon_0 - 9 \int_0^t \frac{E}{\varepsilon_0} \left\{ -\frac{1}{t} \frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a}{\Delta} \left(1 + \frac{2}{3} \beta \right) + \frac{2}{3} \beta e^{-\lambda t} \times \right. \\ \left. \times \left[\frac{\alpha_T k T}{C} \frac{a}{\Delta} \left(\frac{1}{t} - \lambda \ln \frac{t}{\tau_0} \right) + \lambda \frac{\sigma_0}{E} \right] \right\} \varepsilon_0(\xi) d\xi.$$

Интегрирование по частям уравнений системы (49) позволит получить наследственные уравнения ползучести в следующей тензорной форме:

$$\begin{aligned} e_{ij} &= \int_0^t \frac{\alpha_T k T}{\sigma_0 C} \frac{a}{\Delta} \ln \frac{t}{\tau_0} d s_{ij}(\xi); \\ \varepsilon_0 &= 9 \int_0^t \frac{\alpha_T k T}{\sigma_0 C} \frac{a}{\Delta} \left[1 - \frac{2}{3} \beta (e^{-\lambda t} - 1) \right] d \sigma_{cp}(\xi); \\ s_{ij} &= - \int_0^t \frac{E \alpha_T k T}{\varepsilon_0 C} \frac{a}{\Delta} \ln \frac{t}{\tau_0} d e_{ij}(\xi); \\ \sigma_{cp} &= 9 \int_0^t \frac{\alpha_T k T}{\varepsilon_0 C} \frac{a}{\Delta} E \left[\beta \frac{2}{3} (e^{-\lambda t} - 1) - 1 \right] d \varepsilon_0(\xi). \end{aligned} \quad (50)$$

Запишем уравнения (1)...(6), (9) в полуэмпирическом виде:

уравнения вязкоупругости, разрешенные относительно деформаций:

$$\begin{aligned} e_{11} &= \frac{s_{11}}{2G} - \int_0^t \beta \frac{\lambda}{E} e^{-\lambda t} s_{11}(\xi) d\xi; \\ &\dots\dots\dots \\ e_{12} &= \frac{s_{12}}{2G} - \int_0^t \beta \frac{\lambda}{E} e^{-\lambda t} s_{12}(\xi) d\xi; \end{aligned} \quad (51)$$

относительная объемная деформация:

$$\begin{aligned} \varepsilon_0 &= \frac{\sigma_{cp}}{K} + 9 \int_0^t \frac{1}{\sigma_0} \beta \lambda e^{-\lambda t} \left\{ \frac{2}{3} \beta e^{-\lambda t} (\varepsilon_0 + \frac{1}{\eta} \sigma_0 t) - \right. \\ &\left. - \varepsilon_0 (1 + \frac{2}{3} \beta) \right\} \sigma_{cp}(\xi) d\xi. \end{aligned} \quad (52)$$

Разрешая систему (51) относительно напряжений, получим

$$\begin{aligned} s_{11} &= 2G e_{11} - \int_0^t \beta \lambda E e^{-\lambda t} e_{11}(\xi) d\xi; \\ &\dots\dots\dots \\ s_{12} &= 2G e_{12} - \int_0^t \beta \lambda E e^{-\lambda t} e_{12}(\xi) d\xi. \end{aligned} \quad (53)$$

Средние напряжения:

$$\begin{aligned} \sigma_{cp} &= K \varepsilon_0 - 9 \int_0^t \frac{1}{\varepsilon_0} \beta \lambda E e^{-\lambda t} \left\{ -\frac{2}{3} \beta e^{-\lambda t} (\varepsilon_0 + \frac{1}{\eta} \sigma_0 t) + \right. \\ &\left. + \varepsilon_0 (1 + \frac{2}{3} \beta) \right\} \varepsilon_0(\xi) d\xi. \end{aligned} \quad (54)$$

В тензорном виде:

$$\begin{aligned} e_{ij} &= \frac{s_{ij}}{2G} - \int_0^t \beta \frac{\lambda}{E} e^{-\lambda t} s_{ij}(\xi) d\xi; \\ s_{ij} &= 2G e_{ij} - \int_0^t \beta \lambda E e^{-\lambda t} e_{ij}(\xi) d\xi; \\ \varepsilon_0 &= \frac{\sigma_{cp}}{K} + 9 \int_0^t \frac{1}{\sigma_0} \beta \lambda e^{-\lambda t} \left\{ \frac{2}{3} \beta e^{-\lambda t} (\varepsilon_0 + \right. \\ &\left. + \frac{1}{\eta} \sigma_0 t) - \varepsilon_0 (1 + \frac{2}{3} \beta) \right\} \sigma_{cp}(\xi) d\xi; \\ \sigma_{cp} &= K \varepsilon_0 - 9 \int_0^t \frac{1}{\varepsilon_0} \beta \lambda E e^{-\lambda t} \left\{ -\frac{2}{3} \beta e^{-\lambda t} (\varepsilon_0 + \right. \\ &\left. + \frac{1}{\eta} \sigma_0 t) + \varepsilon_0 (1 + \frac{2}{3} \beta) \right\} \varepsilon_0(\xi) d\xi. \end{aligned} \quad (55)$$

Интегрирование по частям уравнений системы (56) приводит к наследственным уравнениям ползучести в следующей форме:

$$\begin{aligned} e_{ij} &= \int_0^t \beta \frac{E}{\lambda \eta} \frac{\varepsilon_0}{\sigma_0} (e^{-\lambda t} - 1) d s_{ij}(\xi); \\ \varepsilon_0 &= 9 \int_0^t \frac{\varepsilon(t)}{\sigma_0} \left[1 - \frac{2}{3} \beta (e^{-\lambda t} - 1) \right] d \sigma_{cp}(\xi); \\ s_{ij} &= \int_0^t \beta \frac{E}{\lambda \eta} \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} (1 - e^{-\lambda t}) d e_{ij}(\xi); \\ \sigma_{cp} &= 9 \int_0^t \frac{\varepsilon(t)}{\varepsilon_0} \lambda \eta \left[\beta \frac{2}{3} (e^{-\lambda t} - 1) - 1 \right] d \varepsilon_0(\xi). \end{aligned} \quad (56)$$

Библиографический список

1. Гольденблат И.И., Бажанов В.Л., Копнов В.А. Длительная прочность в машиностроении. М.: Машиностроение, 1977. 248. С. 2.
2. Журков С.Н. Дилатонный механизм прочности твердых тел / Физика прочности и пластичности. М.: Наука. 1986. С. 5–10.

УДК 629.7

Квалификация оборудования космических аппаратов и обоснование ее процедур на основе оценки и анализа рисков

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

E-mail: niiks@khrunichev.com

Рассматривается существующая организация работ по квалификации бортового оборудования космических аппаратов (КА), практическая реализация которой позволяет избежать лишних затрат и потерь при создании дорогостоящих систем. При этом значения их технических характеристик соответствуют заданным в технических заданиях на проектирование. Обосновываются процедуры квалификации оборудования КА с точки зрения минимума целевой функции затрат на контроль и потерь, связанных с рисками принять ошибочные решения.

Ключевые слова: космический аппарат; оптимизация; планирование; потери; риски 1-го и 2-го рода; требования; целевая функция; экономические затраты.

V.V. Menshikov, V.B. Rudakov, V.N. Sychev. Spacecraft Equipment Qualification Test And Procedures Based On Risk Analysis

The article scrutinizes the existing procedure of spacecraft equipment qualification tests to avoid unnecessary costs and losses when developing expensive systems. The technical characteristics of these systems fully comply with requirement specifications. The article also provides grounds for qualification procedures from the perspective of minimizing costs and expenses arising from the risks of taking erroneous decisions.

Key words: spacecraft; optimization; planning; losses; 1st and 2nd category risks; requirements; target function; costs.

В настоящее время в отраслях космического машиностроения и космического приборостроения часто используется понятие *квалификации* оборудования и распространено присвоение *квалификационного статуса* сложным системам, в том числе и КА в целом.

Смысл квалификации состоит в том, что если раньше по какому-либо оборудованию были проведены испытания, подтверждающие требуемые значения показателей надежности или других технических характеристик (априорная информация), то заказчик совместно с поставщиком могут отказаться от проведения некоторых испытаний, оформляя это соответствующими документами.

Квалификация оборудования КА является одним из наиболее эффективных практических инструментов сокращения затрат средств и времени на создание КА при одновременном обеспечении и подтверждении заданных показателей качества.

Под квалификацией [1] понимается процесс оценки и документированного подтверждения соответствия характеристик бортового оборудования установленным требованиям, выполняемый последовательно на этапах его разработки, изготовления, испытаний, приемки и эксплуатации.

Целями проведения работ по квалификации применительно к этапам отработки оборудования и производства являются подтверждение соответствия требованиям технического задания (ТЗ):

— принятых на этапе проектирования структурно-функциональных и схемно-конструктивных решений в части обеспечения функциональных и основных экс-



МЕНШИКОВ
Василий Валерьевич —
директор программ НИИ
космических систем им.
А.А. Максимова



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



СЫЧЕВ
Василий Николаевич —
первый заместитель гене-
рального директора ФГУП
ГКНПЦ им. М.В. Хруни-
чева, кандидат техн. наук

платационных характеристик (выполняется методами расчета и анализа, а также экспериментальными методами с использованием лабораторных образцов и макетов при эскизном проектировании и лабораторно-отрабочных испытаниях (ЛОИ));

— принятых на этапе разработки рабочей документации конструктивно-технологических решений в части обеспечения работоспособности оборудования в предельных режимах и условиях эксплуатации, наличия запасов работоспособности и требуемого ресурса (выполняется преимущественно экспериментальными методами на отработочных комплексах оборудования, полностью идентичных штабным образцам при конструкторско-доводочных (КДИ), граничных (ГИ) и ресурсных (РИ) испытаниях);

— качества изготовления штатного оборудования в части отсутствия скрытых производственных дефектов, влияющих на функциональные и эксплуатационные характеристики оборудования (выполняются экспериментальными методами при приемосдаточных испытаниях штатных образцов).

Квалификация распространяется на все стадии жизненного цикла оборудования, под которым понимаются физически единые блоки или составные части систем КА, выполняющие самостоятельные функции, определяемые техническими требованиями и заменяемые как единое целое. К оборудованию относятся аппаратура, приборы, устройства, механизмы, а также кабельные сборки. Порядок, методы и критерии квалификации и приемки, которые в настоящее время используются в практике, соответствуют требованиям существующих нормативно-технических документов по ракетно-космической технике [2–6].

Квалификация оборудования, являющаяся составной частью работ по квалификации подсистем, систем и КА в целом, организуется и выполняется по стадиям создания и по уровням разукрупнения оборудования, начиная с комплектующих ЭРИ и материалов. Организационно установление квалификационного статуса оборудования — это задача, в решении которой должны участвовать его поставщики и потребители (заказчики), а результаты отражаются в комплексном плане экспериментальной отработки (КПЭО) на составные части КА более высокого уровня разукрупнения.

В соответствии с [1, 2] для принятия решения о возможности использования оборудования в конкретном изделии КА его разделяют на категории (классифицируют) по следующим признакам:

категория А — оборудование, разрабатываемое специально для данного изделия, которое должно прохо-

дить полный комплекс отработочных испытаний (КОИ), включающий в общем случае ЛОИ, КДИ, ГИ, РИ, в полном объеме;

категория Б — оборудование, ранее разработанное и прошедшее КОИ для данного или другого изделия с условиями эксплуатации, аналогичными данному, но планируемое к эксплуатации с некоторыми схемно-конструктивными изменениями (в том числе, в части выбора ЭРИ, деталей и материалов) или с изменениями технологического процесса изготовления. Оборудование этой категории в зависимости от характера и объема изменений может быть допущено к эксплуатации в составе изделия без проведения или с проведением типовых испытаний (ТИ), подтверждающих эффективность и целесообразность предлагаемых изменений на основании заключения головного исполнителя (согласованного с заказчиком) о допуске оборудования к эксплуатации в составе данного изделия;

категория В — оборудование, ранее разработанное и прошедшее КОИ для другого изделия, заимствуемое на данное изделие без изменений, указанных для категории Б, но с предъявлением более жестких требований к условиям эксплуатации, рабочим характеристикам и (или) надежности. Оборудование этой категории может быть допущено к эксплуатации в составе данного изделия только после проведения дополнительных КДИ или специальных испытаний (СПИ) на основании заключения головного исполнителя (согласованного с заказчиком) о допуске оборудования к эксплуатации в составе данного изделия;

категория Г — оборудование, ранее разработанное и прошедшее КОИ для другого изделия, заимствуемое для данного изделия без изменений, указанных для категории Б и удовлетворяющее требованиям данного КА по условиям эксплуатации, рабочим характеристикам и надежности. Оборудование этой категории допускается к эксплуатации в составе данного изделия без дополнительных испытаний.

Распределение по указанным выше категориям обосновывается поставщиком оборудования, согласовывается заказчиком и приводится в разрабатываемой по результатам эскизного проектирования матрице квалификационного и летного оборудования. Оборудование категорий Б, В и Г при заимствовании вносится в спецификацию составной части более высокого уровня разукрупнения и применяется на основании "Протоколов разрешения применения заимствуемых изделий".

В работе [1] также рекомендуется состав автономных отработочных испытаний оборудования катего-

рий А, Б, В и Г, необходимых для подтверждения возможности использования на данном изделии, перечень минимально необходимых испытаний и проверок, которые должны быть выполнены в ходе ЛОИ, КДИ и ПСИ, дается характеристика испытаний и проверок при квалификации и приемке оборудования. При этом указывается, на каком комплекте оборудования проводятся испытания и вводятся конкретные требования к различным видам испытаний (испытания на функционирование, на воздействие внешних факторов, на технический ресурс и др.).

Объем и методы проверки соответствия оборудования требованиям по функциональным характеристикам (или по характеристикам назначения) должны соответствовать требованиям ТЗ на оборудование, согласованным как по составу, так и по уровням с требованиями, предъявляемыми к составной части или системе КА. Конкретный объем и методы проверки работоспособности оборудования, перечень контролируемых при этом параметров и их значение (с допустимыми отклонениями и предельными значениями), а также перечень необходимой контрольно-испытательной аппаратуры (КИА) указывают в ТУ или в программе-методике (ПМ).

На заключительном этапе квалификации должна быть получена информация, подтверждающая полноту работ по квалификации оборудования для бортовых систем КА путем проведения комплексного анализа соответствующих доказательных документов. Результаты анализа оформляются в виде Заключения, примерная форма которого приведена в [1].

Несмотря на достаточно мощную отечественную и зарубежную нормативно-техническую базу, практическое использование квалификации оборудования КА основано преимущественно на накопленном опыте и предполагает эвристический, интуитивный подход, который в ряде случаев может привести к ошибкам. Поэтому в решении задачи установления квалификационного статуса оборудования должны участвовать и его поставщики, и заказчики.

В настоящее время количественных методов, которые хотя бы частично позволяли обосновать процедуру квалификации оборудования, не существует.

Вместе с тем авторами были предложены подходы к оптимальному контролю надежности и технических параметров КА, основанные на минимизации целевой функции затрат на контроль и потерь, связанных с рисками принятия ошибочных решений по результатам контроля [7]. Эти целевые функции вытекают из самой статистической структуры контроля и имеют в общем случае следующий вид:

$$C_{\Sigma} = C_{1\alpha} \alpha N + C_{1\beta} \beta N + C_{1k} n,$$

где C_{Σ} — математическое ожидание потерь, связанных с ошибочными решениями, и затрат на контроль; $C_{1\alpha}$, $C_{1\beta}$, C_{1k} — математические ожидания потерь и затрат на контроль одного изделия партии; α — риск 1-го рода или безусловная вероятность того, что партия изделий (изделие) является годной (удовлетворяет заданным требованиям) и будет забракована; β — риск 2-го рода или безусловная вероятность того, что партия изделий (изделие) является дефектной (не удовлетворяет заданным требованиям) и будет принята; N — размер партии изделий; n — объем контролируемой выборки n изделий из партии (случайный выбор без возвращения).

Минимизация такой целевой функции при контроле любого элемента КА [7] по переменной n позволяет найти оптимальные планы контроля надежности (n^* , α^* , β^* , $c = 0$), включающие и оптимальные значения рисков 1-го и 2-го рода α^* и β^* , которые учитывают накопленную априорную информацию с учетом ее статистической неоднородности.

В случае структурно-иерархического контроля надежности КА [8] определяются такие характеристики планов контроля партий готовых КА, их систем, подсистем и элементов, которые доставляют минимум совокупности целевых функций затрат на контроль и потерь, записанных для каждого уровня, а взаимосвязь между уровнями выражается связями между апостериорными рисками 1-го и 2-го рода, которые не только учитывают априорную статистическую информацию, накопленную на каждом уровне, но и позволяют учесть результаты контроля низших уровней при планировании контроля надежности более высоких уровней КА.

В случае иерархического контроля технических параметров КА с использованием результатов, изложенных в [9], определяются оптимальные планы контроля для каждого иерархического уровня КА (начиная с самого низшего и до КА в целом). Эти планы контроля связаны между собой благодаря найденным соотношениям для определения апостериорных рисков, которые не только учитывают априорную статистическую информацию, накопленную на каждом уровне, но и позволяют учесть результаты контроля изделий низших уровней иерархии при планировании контроля технических параметров изделий более высоких уровней.

Рассмотрим вопрос квалификации оборудования КА с точки зрения подходов, предложенных в [7–9], и количественной оценки и анализа рисков.

В соответствии с процедурой квалификации начальным этапом работ по планированию эксперимен-

тальной отработки является анализ априорной информации о создаваемом (применяемом) объекте оборудования с точки зрения степени его отработанности и априорного соответствия требованиям, предъявляемым моделью эксплуатации в конкретном объекте КА. При этом по степени отработки все оборудование, планируемое к применению на конкретном объекте КА, делится на четыре категории – А, Б, В и Г.

Анализируя приведенные выше категории оборудования КА по степени его отработанности (установление квалификационного статуса), заметим, что проведение квалификации соответствует перераспределению рисков 1-го и 2-го рода между различными структурно-иерархическими уровнями КА при их отработке на основе априорных знаний и назначении с учетом этого измененных норм и видов различного рода испытаний каждого уровня разукрупнения.

В самом деле, если экспериментальная отработка и испытания какого-то оборудования не проводятся, что соответствует отнесению его к категории Г, то риск 1-го рода α_G для этого оборудования равен нулю [7], а риск 2-го рода β_G отражает уровень априорных знаний о соответствии предварительно достигнутой надежности оборудования категории Г или технических параметров данного оборудования заданным требованиям.

Для оборудования категорий Б и В в случае необходимости проведения типовых испытаний КДИ или СПИ соответственно, а также приемки этого оборудования по результатам испытаний риски 1-го рода α_B и α_V будут равны нулю, а риски 2-го рода β_B и β_V отражают не только уровень априорных знаний о соответствии предварительно достигнутой надежности и технических параметров данного оборудования заданным требованиям, но и отражают результаты, полученные при проведении соответствующих испытаний.

Для вновь создаваемого оборудования (категория А), которое проходит испытания в полном объеме и по результатам этих испытаний принимается, риск 1-го рода $\alpha_A = 0$, а риск 2-го рода β_A отражает соответствие достигнутой непосредственно при испытаниях надежности и технических параметров данного оборудования заданным требованиям.

Проведенный анализ позволяет в общем виде определить следующую последовательность планирования экспериментальной отработки КА при использовании подходов, предложенных в [7–9].

1. До начала экспериментальной отработки КА проводится тщательный анализ его оборудования по степени новизны схемно-конструктивных решений и

выделяется вновь разработанное оборудование (категория А); оборудование, обладающее частичной новизной (категории Б, В); полностью заимствованное оборудование с систем-аналогов (категория Г). На основе этого анализа определяются структурно-иерархические уровни КА.

2. Проводится тщательный анализ априорной статистической информации о надежности и технических параметрах каждого структурно-иерархического уровня, накопленной на различных этапах к началу экспериментальной отработки КА, т.е. проводится классификация структурно-иерархических уровней по степени их отработанности.

3. На основе классификации структурно-иерархических уровней КА и выделенных объемов априорной статистической информации об их надежности и технических параметрах для каждого уровня проводится предварительная оценка рисков 2-го рода β , связанных с ними экономических потерь при переходе на более высокий структурно-иерархический уровень и затрат на контроль. Такая предварительная оценка необходима для выбора категорий оборудования КА (структурно-иерархических уровней), которые *обязательно* должны быть включены в программу отработки, а также для выбора различных видов их испытаний.

4. Далее решается задача оптимального планирования экспериментальной отработки КА по выделенным структурно-иерархическим уровням на основе [8] для контроля надежности и на основе [9] для контроля технических параметров. При этом выражения для апостериорных рисков 1-го и 2-го рода позволяют учесть результаты контроля (испытаний) низших уровней при оптимизации характеристик планов контроля (испытаний) более высоких уровней.

Таким образом, в отличие от традиционных изложенные в [7–9] подходы к оптимальному контролю надежности и технических параметров КА позволяют еще до начала испытаний оценить и проанализировать все риски для каждого структурно-иерархического уровня изделия, их взаимосвязи между собой и *количественно* оценить экономические потери и затраты на контроль при планировании отработки каждого уровня. В результате заранее можно определить целесообразность проведения отработочных испытаний того или иного оборудования КА и планировать проведение экспериментальной отработки готового изделия, ориентируясь на обеспечение минимума всех возможных экономических затрат на контроль и потерь, связанных с принятием ошибочных решений, а также на максимально возможное снижение апостериорных

рисков при обеспечении отработки заданных характеристик надежности и требований к техническим параметрам.

Более того, рассмотренное выше обоснование квалификации относится к планированию контроля надежности и технических параметров, в то время как задачи, решаемые при отработке различных структурно-иерархических уровней КА и КА в целом, как правило, ориентированы на обеспечение более широкого спектра свойств КА, т.е. необходимого качества, которое включает и подтверждение правильности выбранных схемно-конструктивных решений, и контроль соответствия требованиям, заданным в ТЗ, и задачи получения экспериментальных данных, необходимых для уточнения параметров и технических характеристик КА, режимов их испытаний и т.д. В этом смысле задачи квалификации оборудования космических аппаратов значительно шире.

Тем не менее, изложенные в [7–9] подходы к оптимальному контролю надежности и технических параметров, использующие структурно-иерархический принцип, можно рассматривать как *единую научно-методическую основу*, которая достаточно строго и на количественном уровне обосновывает правомерность проведения квалификации оборудования КА как одного из эффективных практических инструментов сокращения затрат времени и средств на их создание при обеспечении и подтверждении заданных характеристик качества.

В результате можно сделать ряд важных выводов.

□ С точки зрения изложенных в [7–9] теоретических выводов и положений квалификация КА — это целенаправленный процесс управления подтверждением заданных требований на КА в целом и все уровни его разукрупнения, основанный на оценке и анализе рисков, их взаимосвязей между собой с одновременным анализом всех возможных экономических затрат на контроль и потерь, связанных с принятием ошибочных решений.

□ Квалификация оборудования КА, начиная с уровня комплектующих ЭРИ и материалов и заканчивая уровнем системы в целом, с учетом выявленных взаимосвязей между рисками 1-го и 2-го рода соответствует перераспределению этих рисков по соответ-

ствующим уровням КА и назначению измененных норм и видов различного рода испытаний каждого уровня разукрупнения.

□ С точки зрения обеспечения и контроля более широкого спектра свойств при отработке и производстве различных уровней КА и КА в целом, например их качества, квалификация оборудования является наиболее эффективным практическим инструментом сокращения затрат времени и средств на создание КА при одновременном обеспечении и подтверждении заданных показателей качества.

Библиографический список

1. **Положение** по квалификации бортового оборудования КА. М.: Изд. ОАО РКК "Энергия", 2006. 76 с.
2. **ОСТ 91–5100–2001.** Аппаратура космических комплексов. Общие технические условия.
3. **РК–98–КТ.** Положение о порядке создания и серийного производства ракетных и космических комплексов. М.: РОП, 1998. 382 с.
4. **ГОСТ РВ 15203–2001.** Порядок выполнения ОКР по созданию изделий и их составных частей. Основные положения.
5. **ГОСТ В 22571–77.** Аппараты автоматические космические. Общие требования к испытаниям.
6. **ГОСТ РВ 50674–94.** Аппаратура систем управления ракет, ракет-носителей и космических аппаратов. Виды испытаний и требования к программам испытаний.
7. **Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н.** Оптимальный контроль надежности изделий космических аппаратов // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2009. № 11. С. 12–17.
8. **Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н.** Структурно-иерархический контроль надежности космических аппаратов при отработке и производстве // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2010. № 1. С. 3–7.
9. **Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н.** Оптимальный иерархический контроль технических параметров космических аппаратов // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2010. № 2. С. 15–19.



ПИСЬМЕННЫЙ
Владимир Леонидович —
начальник отделения
учебно-методического
отдела Государственного
летно-испытательного
центра ГЛИЦ
им. В.П. Чкалова,
кандидат техн. наук

Формирование конструктивно-газодинамического облика сверхзвукового турбоэжекторного двигателя

В.А. Письменный

E-mail: pv19261524324@gmail.com

Предложен вариант построения газотурбинного двигателя нового типа. Обозначены проблемные вопросы, пути их решения.

Ключевые слова: сверхзвуковой; турбоэжекторный двигатель; газотурбинный двигатель; концепция; новый тип.

V.L. Pismenny. Shaping Design And Gas-Dynamic Specifications Of Supersonic Turbo Ejection Engine

The article presents a new type of gas turbine engines, setting design challenges and offering their solutions.

Key words: supersonic turbo-ejection; gas turbine engine; concept; new type.

В работе [1] изложены принципы построения газотурбинных двигателей нового типа — турбоэжекторных двигателей (ТРДЭ). Показано, что такие двигатели обладают значительным энергетическим потенциалом, позволяющим создавать сверх- и гиперзвуковые летательные аппараты (ЛА).

Далее представлена одна из возможных концепций построения сверхзвукового турбоэжекторного двигателя. При формировании концепции использованы как известные [2–4], так и новые [5, 6] методы и способы построения газотурбинных двигателей (ГТД).

Предполагается, что сверхзвуковой ТРДЭ будет создаваться как автономный двигатель. Он может быть установлен на ЛА различного назначения без каких-либо ограничений.

Исходные данные (в условиях взлета): тяга $P = 150$ кН; степень повышения давления в компрессоре $\pi_k = 4,0$; коэффициент эжекции $m = 0,05$; температура газа перед турбиной $T_g^* = 2300$ К; программа регулирования: $T_g^* = 2300$ К (если $T_n^* > 380$ К, то T_g^* плавно понижается до 2050 К); перепад давлений на турбине $\pi_T = 1,31$.

На рис. 1 представлена конструктивно-габаритная схема сверхзвукового ТРДЭ, рассчитанная в соответствии с выбранными исходными данными. В состав двигателя входят осевой компрессор, состоящий из семи ступеней, кольцевая камера сгорания, наружный кольцевой канал (второй контур), камера смешения, одноступенчатая турбина, выходное устройство с регулируемым соплом, имеющим внутреннее тело. При этом второй контур, камера

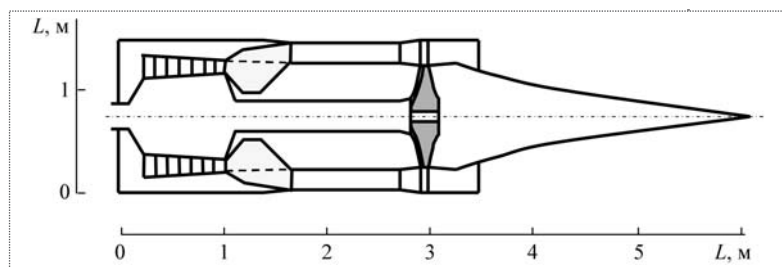


Рис. 1. Конструктивно-габаритная схема сверхзвукового ТРДЭ

сгорания и камера смешения соединены лепестковым (сотовым) смесителем, а турбина и компрессор — полым валом.

В состав турбины входят полые сопловые аппараты (через их внутренние полости осуществляется вентиляция внутренних полостей двигателя), охлаждаемые рабочие лопатки, диск турбины с встроенным центробежным компрессором и центральным отверстием.

Топливо (керосин) подается через форсунки, расположенные в камере сгорания, и через форсунки, расположенные на входе в осевой компрессор. На вход в осевой компрессор топливо (не более 3 % от расхода воздуха) подается на скоростях полета, соответствующих $M > 3,0$. На скоростях полета $M > 3,8$ во внутреннюю полость вала подается вода для охлаждения турбины.

В соответствии с исходными данными выбраны (рассчитаны) следующие кинематические и геометрические характеристики двигателя:

$U_k = 327...380$ м/с — окружная скорость лопаток компрессора (от взлета до скорости полета, соответствующей $M = 5$);

$U_t = 397...460$ м/с — окружная скорость лопаток турбины;

$n = 4780...5540$ об/мин — частота вращения;

$\mu_k = 0,31...0,23$ — коэффициент нагрузки ступени компрессора;

$\mu_t = 1,05...0,60$ — коэффициент нагрузки ступени турбины;

$z_k = 7$ — число ступеней компрессора;

$F_{mid} = 2,1$ м² — площадь миделя;

$D_{кор} = 1,64$ м — диаметр корпуса двигателя;

$D_k = 1,31$ м — максимальный диаметр корпуса компрессора;

$D_{к.ср} = 1,1$ м — средний диаметр компрессора;

$\bar{d}_{вт.к} = 0,68$ — относительный диаметр втулки рабочего колеса на входе в компрессор;

$h_{л.1к} = 0,21$ м — высота лопатки первой ступени компрессора;

$h_{л.7к} = 0,09$ м — высота лопатки последней (седьмой) ступени компрессора;

$D_T = 1,59$ м — диаметр корпуса турбины;

$D_{т.ср} = 1,31$ м — средний диаметр турбины;

$\bar{d}_{вт.т} = 0,65$ — относительный диаметр втулки рабочего колеса турбины;

$h_{л.т} = 0,28$ м — высота лопатки турбины;

$h_{к.см} = 0,23$ м — высота проточной части камеры смешения;

$\bar{l}_{к.см} = 5,0$ — удлинение камеры смешения [3];

$\alpha = 1,25$ — отношение площадей сопел эжектирующего и эжектируемого газов в газовом эжекторе;

$D_{вал} = 0,37$ м — диаметр вала.

Расчет габаритно-массовых характеристик ТРДЭ. В качестве основы для расчета габаритно-массовых характеристик использована методика, разработанная в ЦИАМ [4].

Длина корпуса ТРДЭ складывается из длин элементов двигателя:

$$l_{корп} = l_k + l_{к.с} + l_{к.см} + l_{с.а} + l_t + l_{п.к} + l_{р.с},$$

где l_k , $l_{к.с}$, $l_{к.см}$, $l_{с.а}$, l_t , $l_{п.к}$, $l_{р.с}$ — длины компрессора, камеры сгорания, цилиндрической камеры смешения, соплового аппарата, турбины, переходного корпуса, дозвуковой части реактивного сопла.

Длина компрессора (м) определяется по формуле

$$l_k = 0,5\sqrt[3]{z_k^2(1 - \bar{d}_{вт.к})^2},$$

где $\bar{d}_{вт.к}$ — относительный диаметр втулки рабочего колеса на входе; z_k — число ступеней компрессора;

длина камеры сгорания

$$l_{к.с} = (0,4...0,6)D_k;$$

длина цилиндрической камеры смешения

$$l_{\text{к.см}} = (4,0 \dots 6,0) h_{\text{к.см}} ;$$

длина соплового аппарата

$$l_{\text{с.а}} = (0,8 \dots 1,0) h_{\text{к.см}} ;$$

длина турбины (м) считается от выхода из первого СА до сечения выхода из последнего рабочего колеса:

$$l_{\text{т}} = 0,02 D_{\text{т.ср}} (6z_{\text{т}} - 1),$$

где $z_{\text{т}}$ — число ступеней турбины; $D_{\text{т.ср}}$ — средний диаметр турбины;

длина переходного корпуса (между турбиной и соплом)

$$l_{\text{п.к}} = (0,2 \dots 0,4) D_{\text{т}} ;$$

длина дозвуковой части реактивного сопла

$$l_{\text{р.с}} = (0,2 \dots 0,3) D_{\text{т}} .$$

Рассчитанные габаритные характеристики ТРДЭ (м) приведены ниже:

$l_{\text{к}}$	$l_{\text{к.с}}$	$l_{\text{к.см}}$	$l_{\text{с.а}}$	$l_{\text{т}}$	$l_{\text{п.к}}$	$l_{\text{р.с}}$	$l_{\text{корп}}$
0,85	0,70	1,14	0,23	0,09	0,30	0,32	3,63

Масса двигателя $m_{\text{дв}}$ определяется суммой масс его основных элементов:

$$m_{\text{дв}} = m_{\text{к}} + m_{\text{т}} + m_{\text{корп}} + m_{\text{вал}} + m_{\text{с}} + m_{\text{др}} ,$$

где $m_{\text{к}}$, $m_{\text{т}}$, $m_{\text{корп}}$, $m_{\text{вал}}$, $m_{\text{с}}$, $m_{\text{др}}$ — массы компрессора, турбины, корпуса двигателя, вала, сопла и других элементов (коммуникаций, камер сгорания и смешения);

масса компрессора (кг) определяется по формуле

$$m_{\text{к}} = (0,6 \dots 0,75) D_{\text{к.ср}}^{2,8} z_{\text{к}}^{0,85} \bar{u}_{\text{к}} + (0,4 \dots 0,25) 250 D_{\text{к.ср}}^{2,8} z_{\text{к}}^{0,85} ,$$

где первое слагаемое представляет собой массу ротора компрессора (лопаток и дисков), зависящую от окружных скоростей лопаток, а второе — массу статора; $D_{\text{к.ср}} = (D_{\text{к.ср}}^{\text{вх}} - D_{\text{к.ср}}^{\text{вых}}) / 2$ — средний диаметр компрессора; $\bar{u}_{\text{к}} = (u_{\text{к}} / 400)^2$ — коэффициент, учитывающий частоту вращения компрессора; $u_{\text{к}}$, м/с, — окружная скорость лопаток компрессора;

масса турбины

$$m_{\text{т}} = (0,52 \dots 0,58) 367 D_{\text{т.ср}}^{2,25} z_{\text{т}}^{0,55} \bar{u}_{\text{т}} + (0,48 \dots 0,42) 367 D_{\text{т.ср}}^{2,25} z_{\text{т}}^{0,55} .$$

Здесь первое слагаемое также представляет собой массу (кг) ротора турбины (лопаток и дисков), зависящую от окружных скоростей лопаток, а второе — массу (кг) статора; $\bar{u}_{\text{т}} = \bar{u}_{\text{к}} = (u_{\text{к}} / 400)^2$ — коэффициент, учитывающий частоту вращения турбины.

Масса корпуса определяется по площади наружной поверхности корпуса, равной площади цилиндра с диаметром, равным среднему диаметру компрессора и турбины, и длиной от входного сечения двигателя до критического сечения сопла по формуле

$$m_{\text{корп}} = \gamma_{\text{корп}} S_{\text{корп}} = \gamma_{\text{корп}} \pi D_{\text{корп}} L_{\text{корп}} ,$$

где $\gamma_{\text{корп}}$ — масса 1 м² поверхности корпуса. Она изменяется в сравнительно узких пределах: $\gamma_{\text{корп}} = 20$ кг/м² при $\pi_{\text{к}} < 3,3$ и $\gamma_{\text{корп}} = 20 + 1,48(\pi_{\text{к}} - 3,3)$ при $\pi_{\text{к}} > 3,3$.

Масса вала определяется как масса полого цилиндра.

Масса сверхзвуковой части выходного устройства определяется суммой масс цилиндра, образующего внешнюю поверхность сопла, и конуса, образующего внутреннюю поверхность сопла. Масса 1 м² поверхности определяется так же, как и при определении массы корпуса.

Массы остальных элементов двигателя (коммуникаций, камер сгорания и смешения) приняты в соответствии со статистическими данными.

В конце расчета массовых характеристик проводится суммирование масс всех элементов двигателя и определяется удельная масса двигателя

$$\gamma_{\text{дв}} = \frac{m_{\text{дв}}}{P_{\text{дв}}} ,$$

где $P_{\text{дв}}$ — внутренняя тяга двигателя в условиях старта.

Результаты поэлементного расчета массового баланса сверхзвукового ТРДЭ представлены в табл. 1.

Таблица 1

Параметр	m_k	m_T	$m_{кор}$	$m_{вал}$	m_c	$m_{др}$	$m_{дв}$
Масса, кг	445	681	326	284	141	160	2037
Масса, %	22	33	16	14	7	8	100
$\gamma_{дв}$, кг/Н	0,0136						

Оценка высотно-скоростных характеристик двигателя в соответствии с типовой траекторией полета (табл. 2) выполнена методом математического моделирования.

Математическая модель ТРДЭ – второго уровня, одномерная, стационарная – учитывает физические взаимосвязи между элементами двигателя, коэффициенты потерь давления в каналах и элементах двигателя, трение о стенки камеры смешения, КПД элементов, полноту сгорания топлива, влияние температуры и состава газа на его свойства, диссоциацию продуктов сгорания.

Расчетная схема ТРДЭ с обозначением параметров в характерных сечениях двигателя представлена на рис. 2.

Условные обозначения: T_n – температура наружного воздуха; T_n^* – температура торможения

Таблица 2

М	0	1,0	2,0	3,0	4,0	5,0
H , км	0	8	12	18	21	26
T_n^* , К	288	282	389	605	907	1296
P_n^* , атм	1	0,665	1,490	2,780	7,010	11,120
$\sigma_{вх}$	0,970	0,970	0,878	0,670	0,465	0,3162
P_b^* , атм	0,970	0,644	1,310	1,820	3,260	3,520
T_b^* , К	288	282	389	605	840	1197
π_k	4,000	4,000	3,170	2,234	1,750	1,400
η_k	0,82	0,82	0,85	0,87	0,84	0,79
P_k^* , атм	3,88	2,60	4,16	4,08	5,71	4,90
T_k^* , К	457	449	564	782	1011	1349
G_k , кг/с	145	97	150	146	206	177
m	0,050	0,048	0,120	0,260	0,376	0,472
$\lambda_{к.с}$	0,130	0,130	0,117	0,102	0,094	0,090
$\sigma_{к.с}$	0,963	0,963	0,968	0,975	0,980	0,985
$\alpha_{к.с}$	1,03	1,02	0,99	1,00	1,20	1,65
η_Γ	0,987	0,990	0,933	0,910	0,920	0,940
P_1^* , атм	3,74	2,50	4,00	3,93	5,50	4,73
P_2^* , атм	0,960	0,638	1,296	1,800	3,220	3,480
P_3^* , атм	2,52	1,68	2,80	2,96	4,44	4,21
T_1^* , К	2406	2400	2538	2593	2562	2506
T_2^* , К	288	282	389	605	607	1296
T_3^* , К	2300	2300	2294	2147	2050	2050
λ_1	1	1	1	1	0,997	0,810
λ_2	0,0520	0,0500	0,1125	0,2200	0,3050	0,3600
λ_3	0,634	0,634	0,634	0,634	0,634	0,618
$\pi_{эж}$	2,620	2,620	2,161	1,640	1,370	1,210
$\sigma_{к.см}$	0,700	0,697	0,753	0,847	0,910	0,970
P_Γ^* , атм	2,516	1,660	2,780	2,950	4,440	4,210
T_Γ^* , К	2300	2300	2294	2147	2050	2050
$T_{с.а}$, К	1093	1090	1151	1222	1364	1560
$T_{р.л}$, К	908	903	975	1064	1152	1121
π_T	1,31	1,31	1,31	1,31	1,31	1,28
η_T	0,90	0,89	0,88	0,87	0,84	0,81
P_T^* , атм	1,91	1,28	2,13	2,26	3,38	3,28
T_T^* , К	2193	2193	2190	2054	1964	1975
$\pi_{тк}$	1,97	1,99	1,63	1,23	1,04	0,92
$P_{кр}^*$, атм	1,90	1,27	2,11	2,23	3,35	3,25

М	0	1,0	2,0	3,0	4,0	5,0
$T_{кр}^*$, К	2092	2092	2096	1978	1899	1912
π_c	1,90	3,62	11,10	30,20	73,00	155,00
σ_c	0,973	0,940	0,886	0,826	0,748	0,620
W_c , м/с	834	1146	1489	1642	1727	1800
λ_c	1,04	1,43	1,86	2,11	2,26	2,36
$\bar{n}$	1,00	0,99	1,03	1,06	1,09	1,16
$\bar{n}_{пр}$	1,000	1,000	0,883	0,730	0,641	0,567
U_t , м/с	397	392	407	420	434	460
G_B , кг/с	166,7	111,4	185,0	202,0	308,0	280,0
G_T , кг/с	9,47	6,32	10,90	10,20	11,60	7,20
$G_{вод}$, кг/с	0	0	0	0	0,56	1,50
$P_{дв}$, кН	150,00	102,80	186,90	173,64	194,65	110,25
$P_{уд}$, Н·с/кг	900	920	1000	860	630	390
$C_{уд}$, кг/(Н·ч)	0,2270	0,2210	0,2095	0,2107	0,2154	0,2370
$J_{уд}$, с	1583	1625	1718	1708	1671	1521
КПД	0	0,114	0,231	0,261	0,450	0,511

воздуха; T_B^* — температура газа на входе в компрессор; T_K^* — температура газа на выходе из компрессора; T_1^* — температура газа в основной камере сгорания; T_2^* — температура газа на выходе из второго контура; T_3^* — температура газа на выходе из камеры смешения; T_r^* — температура газа перед турбиной; T_t^* — температура газа за турбиной; $T_{кр}^*$ — температура газа в критическом сечении сопла; $T_{с.а}$ — температура соплового аппарата; $T_{р.л}$ — температура рабочих лопаток турбины; P_H — давление наружного воздуха; P_H^* — давление торможения воздуха; P_B^* — давление газа на входе в компрессор; P_K^* — давление газа на выходе из компрессора; P_1^* — давление газа в основной камере сгорания; P_2^* — давление газа на выходе из второго контура; P_3^* — давление газа на выходе из камеры смешения; P_r^* — давление газа перед турбиной; P_t^* — давление газа за турбиной; $P_{кр}^*$ — давление газа в критическом сечении сопла; $\lambda_{к.с}$ —

коэффициент скорости потока на входе в основную камеру сгорания; λ_1 — коэффициент скорости потока на выходе из первого контура; λ_2 — коэффициент скорости потока на выходе из второго контура; λ_3 — коэффициент скорости потока на выходе из камеры смешения; λ_c — коэффициент скорости потока на выходе из сопла; π_K — степень повышения давления в компрессоре; $\pi_{эж}$ — степень повышения давления в газовом эжекторе; π_T — степень понижения давления на турбине; π_{TK} — степень повышения давления в турбокомпрессоре; π_c — степень понижения давления в сопле; m — коэффициент эжекции; $\sigma_{вх}$ — коэффициент восстановления давления во входном устройстве; $\sigma_{к.с}$ — коэффициент восстановления давления в основной камере сгорания; $\sigma_{к.см}$ — коэффициент восстановления давления в камере смешения; σ_c — коэффициент восстановления

давления в сопле; η_K — КПД компрессора; η_T — КПД турбины; η_r — коэффициент полноты сгорания в основной камере сгорания; $\alpha_{к.с}$ — коэффициент избытка воздуха в камере сгорания; G_B — расход воздуха через двигатель; G_K — расход воздуха через компрессор; G_T — расход топлива; $G_{вод}$ — расход воды; $\bar{n}$ — относительная

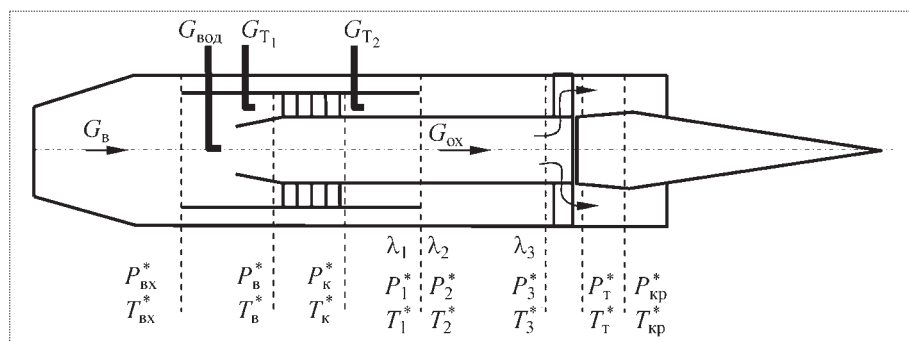


Рис. 2. Расчетная схема ТРДЭ

частота вращения ротора; $\bar{n}_{пр}$ — относительная приведенная частота вращения ротора; U_T — окружная скорость вращения лопаток турбины; W_c — скорость истечения газа из сопла; $P_{дв}$ — внутренняя тяга двигателя; $P_{уд}$ — удельная тяга; $C_{уд}$ — удельный расход топлива; $J_{уд}$ — удельный импульс тяги.

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы:

параметры сверхзвукового ТРДЭ (кинематические, геометрические, массовые, рабочие) не выходят за пределы физических ограничений для двигателей пятого — шестого поколений [2];

сверхзвуковой ТРДЭ обладает уникальными для воздушно-реактивных двигателей тяговыми и расходными характеристиками — общий КПД двигателя при $M > 4$ приближается к 50 %.

Таким образом, полученные результаты фактически предопределяют появление нового типа ГТД.

Вместе с тем турбоэжекторные двигатели — это новое направление в авиадвигателестроении и, соответственно, новые технические проблемы. Перечислим некоторые из них.

Проблема газодинамической устойчивости системы "компрессор — камера смешения". Суть проблемы состоит в том, что изменение режима работы компрессора может приводить к заклиниванию камеры смешения, если $m < 0,1$. Как вариант решения — увеличение коэффициента эжекции за счет перепуска воздуха из первого контура во второй (вход во второй контур закрыт). В этом случае ТРДЭ работает в режиме турбореактивного двигателя.

Проблема смешения газовых потоков. Суть проблемы заключается в чрезмерной длине камеры смешения (вала двигателя). Как вариант решения — смешение потоков в два этапа: а) бесконтактное смешение — разделение потоков на струи, которые перемешиваются механическим способом; б) контактное смешение в камере.

Проблема неравномерности потока на выходе из камеры смешения. Решением проблемы может быть выравнивание потока в сопловом аппарате и снижение температуры лопаток турбины на величину, соответствующую температурным пульсациям.

Проблема запуска — потребная мощность стартера составляет несколько тысяч л.с. Как вариант

решения — перевод ТРДЭ в режим турбореактивного двигателя.

Проблема высоких температур соплового аппарата может быть решена путем применения новых материалов (неохлаждаемые сопловые аппараты).

Проблема турбины — большая масса (более 30 % массы двигателя). Как вариант решения — применение технологии БЛИСК.

Проблема выходного устройства — отсутствие облегченных сопел (с внешним расширением потока и внутренним телом), работающих на скоростях полета $M = 4...5$.

Сегодня отечественное авиадвигателестроение переживает не лучшие времена. Наблюдается технологическое отставание от ведущих зарубежных компаний. В этих условиях попытки создать аналоги уже существующих за рубежом двигателей выглядят, по меньшей мере, бесперспективными.

Появление инновационного проекта, каким является сверхзвуковой ТРДЭ, дает России шанс вернуть статус авиационной державы. В то же время отказ от проекта грозит отечественному авиастроению полной утратой конкурентоспособности (зарубежные компании вряд ли откажутся от создания ТРДЭ).

Библиографический список

1. Письменный В.Л. Концепция газотурбинного двигателя для гиперзвуковых скоростей полета // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2009. № 8. С. 19–23.
2. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / под ред. В.А. Скибина и В.И. Соломина М.: Изд. ЦИАМ, 2004. 424 с.
3. Васильев Ю.Н. Теория газового эжектора с цилиндрической камерой смешения и суживающимися соплами // Тр. ЦИАМ. 1971. № 486. 58 с.
4. Коралыник Б.Н., Баркалова Л.Д. Методика и программа приближенного расчета веса ГЛА и СУ по статистическим зависимостям (на основании иностранных материалов) // Технич. отчет ЦИАМ № 9956. М.: Изд. ЦИАМ. 1983.
5. Письменный В.Л. Турбоэжекторный двигатель. Пат. 2190772 RU. МКИ⁷, F 02 C 3/32. Заявлено 13.04.99; Опубл. 10.10.2002; Бюл. № 28.
6. Письменный В.Л. Способ форсирования авиационного двигателя. Пат. 2386832 RU. МПК, C1 C02C 7/143. Заявлено 22.05.2009; Опубл. 20.04.10; Бюл. № 11.



ГАЛКИНА
Анастасия Сергеевна —
инженер-конструктор
ГНПРКЦ
"ЦСКБ-Прогресс",
аспирант



МАНТУРОВ
Александр Иванович —
начальник отдела
ГНПРКЦ "ЦСКБ-
Прогресс", профессор,
доктор техн. наук

Оценка возможности формирования программ управления угловым движением КА ДЗЗ для съемки криволинейных маршрутов

А.С. Галкина, А.И. Мантуров

E-mail: csdb@samtel.ru

Приводится оценка возможности формирования программ управления угловым движением КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для съемки криволинейного маршрута с учетом ограничений по угловой скорости аппарата. Представлены зависимости кривизны центральной линии маршрута съемки от параметра бега изображения.

Ключевые слова: программа управления угловым движением КА; центральная линия маршрута; интервал наблюдения; параметр бега изображения; кривизна маршрута.

A.S. Galkina, A.I. Manturov. Evaluation Of Programmable Control Of Earth Remote Sensing Spacecraft Angular Motion For Curvilinear Strip Imaging

Here evaluation of programmable control of Earth remote sensing spacecraft angular motion for curvilinear strip imaging in view of spacecraft angular velocity limit is put forward. Central imaging strip curvature — image run parameter relation is presented.

Key words: spacecraft angular motion control program; central imaging strip; sensing interval; image run parameter; strip curvature.

Важным направлением повышения эффективности КА ДЗЗ — оперативности и производительности получения ими информации зондирования — является реализация возможности съемки криволинейных маршрутов. Под *маршрутом съемки* понимается криволинейный участок земной поверхности, характеризующийся его шириной и длиной. Предполагается, что *ширина маршрута* соответствует ширине полосы захвата аппаратуры зондирования, установленной на КА и жестко связанной с его конструкцией. *Длина маршрута* определяется длиной центральной линии маршрута (ЦЛМ) как линии на поверхности общеземного эллипсоида.

КА ДЗЗ типа Orb-View, Ikonos, Ресурс-ДК1 выполняют съемку маршрутов, центральная линия которых эквидистантна трассе полета или задана некоторым постоянным для каждого маршрута абсолютным азимутом. В качестве характеристик маршрутов могут использоваться различные варианты формального описания и задания центральной линии маршрутов. Например, для КА Ресурс-ДК1 [1]:

- при съемке с постоянными углами тангажа и крена аппарата маршрут задается геоцентрическими координатами начала ЦЛМ и его длительностью;
- при азимутальной съемке ЦЛМ определяется геоцентрическими координатами ее начальной точки, абсолютным азимутом и длиной.

Из состава параметров, характеризующих центральную линию криволинейного маршрута съемки, выделим длину и максимальное значение кривизны, которые определяются функцией, описывающей эту линию. Необходимые для проведения съемки криволинейных маршрутов программные значения угловой скорости аппаратов определяют требования к динамическим характеристикам систем управления и не должны превышать реализуемых конкретным аппаратом [1, 2].

Ниже рассматривается решение задачи оценки области допустимых для формирования программ управления аппаратом значений кривизны центральной линии криволинейного маршрута в зависимости от параметра бега изображения и угловой скорости, реализуемых аппаратом зондирования.

Условия формирования программы управления угловым движением на криволинейном маршруте

Угловое движение космического аппарата в процессе зондирования маршрутов осуществляется в соответствии с программой управления, которая определяет положение осей программной системы координат (ПСК) в инерциальной системе координат (ИСК) O_3XYZ текущей эпохи или в гринвичской системе координат (ГСК) [1, 3].

Программная система координат в каждый момент времени определяет требуемое (расчетное) угловое положение связанной системы координат (ССК) КА относительно ИСК.

Центр ПСК совпадает с центром масс КА; ось OY_n противоположна центральной линии визирования, направленной из центра масс КА в наблюдаемую точку центральной линии маршрута. На рис. 1 вектор дальности $\bar{D}$ направлен от центра масс КА до наблюдаемой точки земной поверхности; $\bar{W}_m$ — вектор скорости точки пересечения центральной линии визирования КА и поверхности Земли относительно гринвичской системы координат (ГСК); $\bar{r}_m$ — радиус-вектор текущей точки наблюдения в ГСК; ось OX_n совпадает с направлением вектора $\bar{W}$ — проекции вектора $\bar{W}_m$ на плоскость, перпендикулярную линии визирования; ось OZ_n дополняет систему до правой системы. Проекция вектора $\bar{W}$ на оси OX_n и OZ_n обозначим соответственно W_{xn} и W_{zn} . Вектор направления сканирования $\bar{l}_m$ является касательным к ЦЛМ в текущей точке наблюдения и совпадает с вектором $\bar{W}_m$.

Для описания движения КА введем также орбитальную систему координат (ОСК) OXY_0Z_0 . Начало O находится в центре масс КА; ось OY_0 совпадает с направлением радиус-вектора центра масс КА $\bar{r}$; ось OX_0 ориентирована по направлению полета КА, перпендикулярна оси OY_0 и лежит в плоскости орбиты; ось OZ_0 дополняет систему координат до правой ортогональной. $\bar{V}$ — вектор скорости КА в ГСК.

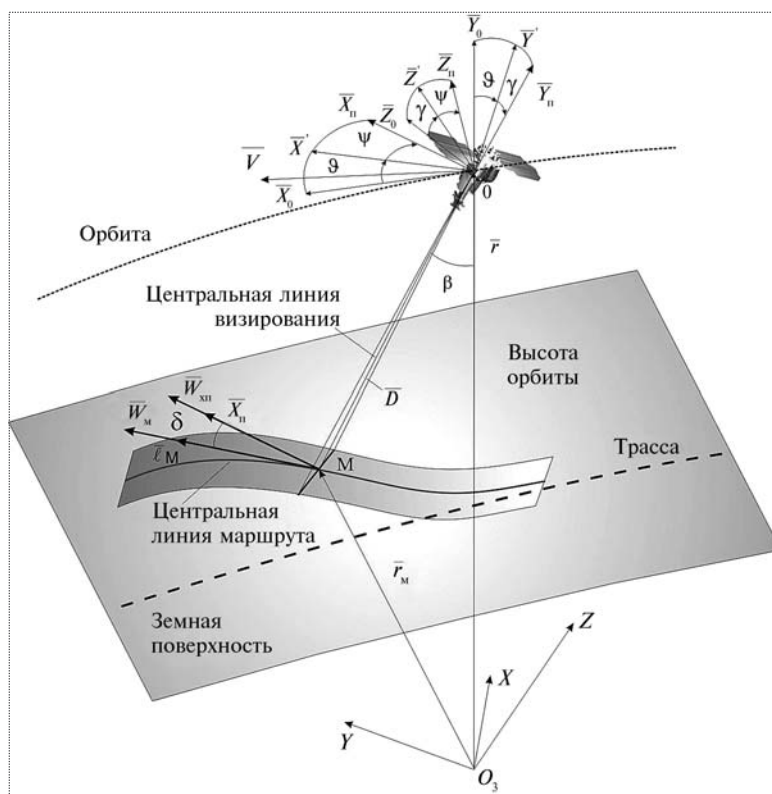


Рис. 1. Системы координат

В качестве параметров программы управления угловым движением рассматриваются углы тангажа $\vartheta(t)$, крена $\gamma(\tau)$, рыскания $\psi(t)$, определяющие положение ПСК относительно орбитальной системы координат (ОСК) (см. рис.1), и вектор угловой скорости $\bar{\omega}(t) = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ осей программной системы координат (ПСК), определяемый в инерциальной или гринвичской системе координат.

Будем полагать, что при формировании программы управления угловым движением КА на интервале наблюдения криволинейного маршрута должны выполняться следующие условия [3, 4, 5]:

1) движение точки пересечения центральной линии визирования (ЦЛВ) с земной поверхностью должно осуществляться по центральной линии маршрута;

2) параметры, определяющие требуемую скорость бега изображения в фокальной плоскости аппаратуры зондирования для точек центральной линии визирования на интервалах наблюдения маршрута, должны быть:

$$W_{zn} / D = 0, \quad (1)$$

$$W_{xn} / D = (W_{xn} / D)_{\text{зад}} = \text{const}, \quad (2)$$

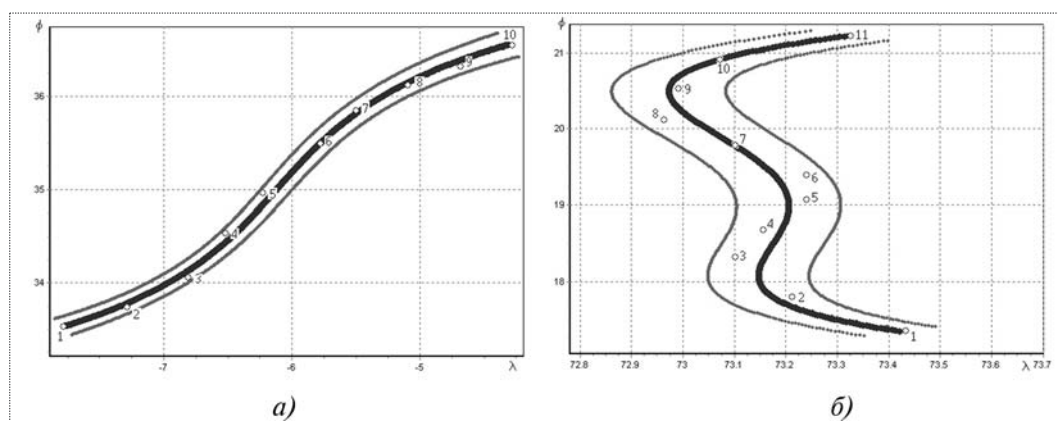


Рис. 2. ЦЛМ, заданная в виде полинома:
а – 3-й степени; б – 4-й степени

где $W_{zп}$ и $(W_{хп} / D)_{зад}$ – параметры, определяющие требуемую (заданную) скорость бега изображения текущей точки центральной линии маршрута;

3) угол конуса обзора β не должен превышать максимально допустимое значение:

$$\beta \leq \beta_{доп}, \quad (3)$$

где β – угол между вектором дальности $\bar{D}$ и вектором, направленным в противоположную сторону относительно радиус-вектора центра масс КА $\bar{r}(t)$;

4) значения абсолютной угловой скорости $|\dot{\omega}(t)|$ КА для формируемой программы управления на маршруте не должны превышать допустимых значений:

$$|\dot{\omega}(t)| \leq \omega_{доп}. \quad (4)$$

Пусть центральная линия маршрута задается следующей совокупностью характеристик:

$$\{\{\varphi = \varphi(p), \lambda = \lambda(p)\}, L, \Delta H\}, \quad (5)$$

где $\{\varphi = \varphi(p), \lambda = \lambda(p)\}$ – функции изменения широты и долготы, p – некоторый действительный параметр, L – длина центральной линии маршрута, ΔH – среднее на маршруте превышение над общеземным эллипсоидом.

При этом

$$\begin{cases} \varphi(p_i) = \varphi_i, \\ \lambda(p_i) = \lambda_i, \end{cases}$$

где $p \in [p_1, p_2, \dots, p_n]$, $i = 1, \dots, n$.

Примем, что в (5) функции $\{\varphi = \varphi(p), \lambda = \lambda(p)\}$ описываются полиномами k -й степени, например, $k = 3$ (рис. 2, а) или $k = 4$ (рис. 2, б). Значения параметров p_i в заданных точках $\{\varphi_i, \lambda_i\}$ пропорциональны

расстоянию между этими точками на земной поверхности, при этом $p \in [0, 1]$ [4]:

$$\begin{cases} \varphi(p) = a_0 + a_1 p + \dots + a_k p^k, \\ \lambda(p) = c_0 + c_1 p + \dots + c_k p^k. \end{cases} \quad (6)$$

В гринвичской системе координат, задаваемой так же, как в [3], центральная линия маршрута – это некоторая пространственная кривая C на земной поверхности, определяемая уравнениями:

$$\left. \begin{aligned} \bar{r}_m(p) &= \{x_3(p), y_3(p), z_3(p)\}, \\ x_3(p) &= R_3(\varphi(p), \lambda(p)) \cos \varphi(p) \cos \lambda(p), \\ y_3(p) &= R_3(\varphi(p), \lambda(p)) \cos \varphi(p) \sin \lambda(p), \\ z_3(p) &= R_3(\varphi(p), \lambda(p)) \sin \varphi(p), \end{aligned} \right\} \quad p_1 \leq p \leq p_n, \quad (7)$$

где $R_3(\varphi(p), \lambda(p))$ – модуль радиус-вектора точки кривой C на поверхности общеземного эллипсоида, определяемый геоцентрическими координатами и превышением ΔH .

Если ввести подвижный трехгранник, связанный с пространственной кривой C , то единичные векторы $\bar{t}$, $\bar{n}$ и $\bar{b}$, направленные, соответственно, вдоль положительной касательной, главной нормали и бинормали, определяются через дифференцирование функции $\bar{r}_m(p)$ (7) по дуговой координате s . Координата s ($s \in \{0 \dots L\}$) отсчитывается вдоль центральной линии криволинейного маршрута (производные по s обозначаются штрихами) [6]:

$$\bar{t} = \bar{r}'_m, \quad \bar{n} = \frac{\bar{r}''_m}{|\bar{r}''_m|} = \frac{1}{\kappa} \bar{r}''_m, \quad \bar{b} = \bar{t} \times \bar{n}. \quad (8)$$

Вектор $\bar{r}''_m = \kappa \bar{n}$ называется вектором кривизны; через κ обозначена кривизна кривой C в точке M (см. рис. 1). В случае задания кривой C от произвольного

параметра p кривизна κ в точке M определяется по следующей формуле:

$$\kappa = \left| \bar{r}_M'' \right| = \left| \frac{d^2 \bar{r}_M}{ds^2} \right|, \quad \left. \begin{aligned} \frac{d^2 \bar{r}_M}{ds^2} &= \left[\frac{d^2 \bar{r}_M}{dp^2} - \frac{1}{(ds/dp)^2} \frac{d\bar{r}_M}{dp} \left(\frac{d^2 \bar{r}_M}{dp^2} \frac{d\bar{r}_M}{dp} \right) \right] \times \\ &\times \frac{1}{(ds/dp)^2} \frac{ds}{dp} = \frac{d\bar{r}_M}{dp}. \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

Угловая скорость вращения КА зависит от таких параметров маршрута, как кривизна ЦЛМ, относительный азимут $A_{\text{отн}}$, а также от условий сканирования маршрута (1), (2). Здесь $A_{\text{отн}}$ — это угол между вектором направления сканирования $\bar{l}_M$ и вектором, который является проекцией вектора скорости КА на плоскость, касательную к поверхности Земли в точке наблюдения ЦЛМ.

Методика определения максимального значения кривизны маршрута в зависимости от допустимой угловой скорости аппарата

Представим вектор угловой скорости вращения ПСК относительно гринвичской системы координат ГСК $\bar{\omega}_{\text{гр}}$ в виде суммы двух векторов угловых скоростей составляющих вращений:

$$\bar{\omega}_{\text{гр}} = \bar{\omega}_{xz} + \bar{\omega}_y, \quad (10)$$

где $\bar{\omega}_{xz}$ — вектор угловой скорости вращения КА вокруг оси, лежащей в плоскости $X_{\text{п}}OZ_{\text{п}}$ и перпендикулярной вектору дальности $\bar{D}$ (рис. 3); $\bar{\omega}_y$ — вектор вращения КА вдоль оси $OY_{\text{п}}$ исходя из выполнения условия наблюдения (1). Вектор $\bar{\omega}_{xz}$ задает вращение КА таким образом, чтобы точка пересечения ЦЛВ с земной поверхностью двигалась вдоль ЦЛМ, а параметр бега изображения $(W_{x\text{п}}/D)$ был равен заданному значению.

Для выполнения условия (1) в текущей точке наблюдения маршрута необходимо, чтобы вектор направления сканирования $\bar{l}_M$ был ортогонален оси ПСК $OZ_{\text{п}}$ и совпадал с единичным вектором касательной к ЦЛМ. Если $\bar{Z}_{\text{п}}$ — единичный вектор оси $OZ_{\text{п}}$, то

$$\bar{l}_M \bar{Z}_{\text{п}} = 0. \quad (11)$$

Продифференцируем (11) по времени t :

$$\dot{\bar{l}}_M \bar{Z}_{\text{п}} + \bar{l}_M \dot{\bar{Z}}_{\text{п}} = 0. \quad (12)$$

Представим:

$$\begin{aligned} \bar{l}_M &= \frac{d\bar{r}}{ds} = \frac{d\bar{r}}{dp} \frac{dp}{ds}, \\ \dot{\bar{Z}}_{\text{п}} &= \bar{\omega}_{xz} \times \bar{Z}_{\text{п}} + \omega_y \bar{X}_{\text{п}}, \\ \dot{\bar{l}}_M &= \frac{d^2 \bar{r}}{ds^2} \frac{ds}{dt} = \kappa \bar{n} \frac{ds}{dt} = \kappa \bar{n} (W_{x\text{п}}/D)_{\text{зад}} \frac{D}{(\bar{X}_{\text{п}} \bar{l}_M)}. \end{aligned}$$

Для дальнейших преобразований (12) введем обозначения скалярных произведений:

$$(\bar{X}_{\text{п}} \bar{l}_M) = \cos \delta, \quad (\bar{Y}_{\text{п}} \bar{l}_M) = \pm \sin \delta,$$

где δ — угол между вектором $OX_{\text{п}}$ и вектором направления сканирования $\bar{l}_M$. Знак $\sin \delta$ зависит от углового положения КА в текущий момент наблюдения (рис. 4).

Теперь из уравнения (12) выражение для угловой скорости ω_y через параметр бега изображения и кривизну κ можно представить в виде

$$\omega_y = \pm \operatorname{tg} \delta \frac{(\bar{V} \bar{Z}_{\text{п}})}{D} - \kappa \frac{(W_{x\text{п}}/D)_{\text{зад}}}{\cos \delta^2} D (\bar{n} \bar{Z}_{\text{п}}). \quad (13)$$

Из условия (4) наблюдения маршрута следует, что вектор угловой скорости вращения ПСК относительно ГСК имеет ограничение по модулю, который представим в виде

$$\omega_{\text{гр}}^2 = (\omega_{xz}^2 + \omega_y^2) \leq (\omega_{\text{гр}}^{\text{п}})^2. \quad (14)$$

Абсолютная угловая скорость КА получается сложением скорости вращения ПСК относительно ГСК $\bar{\omega}_{\text{гр}}$ и ГСК относительно ИСК $\bar{\omega}_3$ [7]:

$$\bar{\omega} = \bar{\omega}_{\text{гр}} + \bar{\omega}_3. \quad (15)$$

Допустимое значение угловой скорости вращения ПСК относительно ГСК $\omega_{\text{гр}}^{\text{п}}$ определяется из нера-

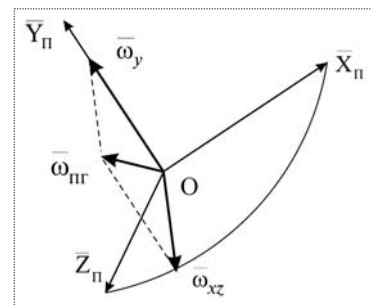


Рис. 3. Проекция вектора угловой скорости КА

венства, полученного из (15) с учетом ограничения (4) по абсолютной угловой скорости вращения КА:

$$\omega_{\text{доп}}^2 \geq (\omega_{\text{пр}}^{\text{д}})^2 + 2 \omega_{\text{пр}}^{\text{д}} \omega_3 + \omega_3^2,$$

где ω_3 – модуль вектора угловой скорости вращения Земли вокруг оси O_3Z .

Из неравенства (14) определим ограничение на модуль угловой скорости ω_v :

$$\omega_y \leq \sqrt{(\omega_{\text{nr}}^{\text{d}})^2 - \omega_{xz}^2}, \quad (16)$$

где

$$\omega_{xz}^2 = (W_{xp} / D)^2 - 2 \frac{(W_{xp} / D)_{3\text{эл}} (\bar{V} \bar{X}_p)}{D} + \frac{(\bar{V} \times \bar{Y}_p)^2}{D^2}. \quad (17)$$

Рассмотрим такое угловое положение КА, при котором скорость вращения ПСК относительно ГСК достигает максимального значения при заданных условиях зондирования (1)–(3). Для криволинейного маршрута максимальное значение этой угловой скорости определяется скоростью ω_y вращения КА вокруг оси OY_n . Из формулы (13) следует, что значение угловой скорости ω_y возрастает при сочетании следующих условий:

- скалярное произведение $(\bar{n} \bar{Z}_{\Pi})$ достигает значения по модулю $|\bar{n} \bar{Z}_{\Pi}|=1$;

• угол δ принимает максимально возможное значение в зависимости от угла конуса обзора в текущей точке сканирования маршрута.

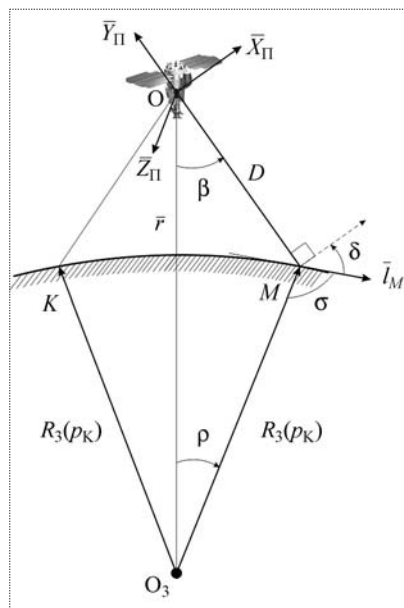


Рис. 4. Угол конуса обзора

Из геометрии съемки следует, что для каждой точки наблюдения на земной поверхности существует такое угловое положение ПСК, при котором ось OX_n лежит в плоскости, образованной векторами $\bar{R}_3$ и $\bar{r}$ (рис. 4), а угол δ достигает максимального значения, которое определяется углом конуса обзора.

Из рис. 4 получим выражение для определения угла δ :

$$\delta = \text{Arcsin} \left(\frac{r}{R_2} \sin \beta \right) + \frac{\pi}{2} - \sigma, \quad (18)$$

где σ – угол между вектором направления сканирования и отрицательным направлением радиус-вектора сканируемой точки.

Получим зависимость модуля угловой скорости вращения КА $\overline{\omega}_y$ от угла обзора β , кривизны ЦЛМ и относительного азимута $A_{\text{отн}}$. Для этого введем в выражения (13) и (17) углы β и $A_{\text{отн}}$ путем следующей замены используемых в них векторных выражений:

$$\begin{aligned}\bar{V} \bar{Z}_{\Pi} &= -V \sin A_{\text{OTH}} \ , \quad \bar{V} \bar{X}_{\Pi} = V \cos A_{\text{OTH}} \cos \delta, \\ |\bar{V} \times \bar{Y}_{\Pi}| &= V \sqrt{1 - \sin^2 \beta \cos^2 A_{\text{OTH}}} \ ,\end{aligned}\quad (19)$$

$$\omega_y = \pm \operatorname{tg} \delta \sin A_{\text{отн}} \frac{V}{D} - \kappa \frac{(W_{\text{хп}}/D)_{\text{зад}} D}{\cos \delta^2} (\bar{n} \bar{Z}_{\text{п}}),$$

$$\begin{aligned} \omega_{xz}^2 = & (W_{x \parallel} / D)^2_{3\text{dL}} - 2 \frac{(W_{x \parallel} / D)_{3\text{dL}} V}{D} \cos \delta \times \\ & \times \cos A_{\text{OTH}} + \frac{V^2}{D^2} (1 - \sin^2 \beta \cos^2 A_{\text{OTH}}). \end{aligned} \quad (20)$$

Подставим в неравенство (16) выражения (19) и (20) и выделим кривизну маршрута k , для определенности полагая, что скалярное произведение $(\bar{n} \bar{Z}_n) = -1$, $\operatorname{tg} \delta \geq 0$. В результате преобразований получается:

$$\kappa \leq \frac{(\sqrt{(\omega_{\text{III}}^{\text{I}})^2 - \omega_{\text{XZ}}^2} - \text{tg } \delta \sin A_{\text{OTH}} \frac{V}{D}) \cos^2 \delta}{(W_{\text{VII}}/D)_{33\pi} D}. \quad (21)$$

Условие (21) определяет верхнюю границу максимального значения кривизны ЦЛМ в текущей точке наблюдения в зависимости от параметра бега изображения при расположении маршрута в заданном конусе обзора КА. Полученное условие (21) позволяет определить значение кривизны в произвольной точке ЦЛМ в любой текущий момент съемки исходя из допустимого значения угловой скорости вращения КА, а также значений других параметров, отвечающих требуемым условиям (1), (2).

Таким образом, методика определения допустимой кривизны маршрута сводится к интегрированию

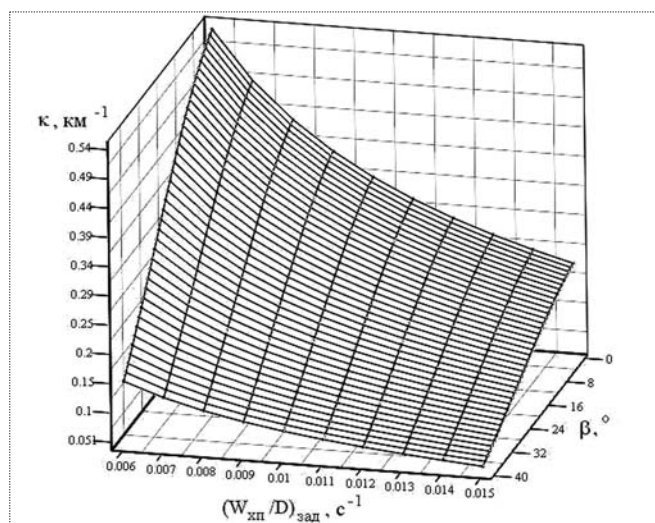


Рис. 5. Поверхность, ограничивающая сверху область допустимых значений кривизны в зависимости от параметра бега изображения и угла конуса обзора (при $\omega_{\text{доп}} = 2^\circ/\text{с}$)

уравнений движения аппарата, последовательному использованию соотношений (11)...(21) для построения зависимости допустимой кривизны от задаваемого значения параметра бега изображения и угла конуса обзора (при $\omega_{\text{доп}}$ как возможном параметре), например, как показано на рис. 5 и 6.

На рис. 5 и 6 представлены графики значений кривизны центральной линии маршрута в точке, положение которой определяется некоторым углом β , от параметра бега изображения, полученные при допустимой угловой скорости $\omega_{\text{доп}} = 2^\circ/\text{с}$ и $\omega_{\text{доп}} = 4^\circ/\text{с}$. Относительный азимут в текущей точке центральной линии маршрута $A_{\text{отн}} = 90^\circ$. Длина произвольного маршрута не превышает 570 км, высота полета КА – 560 км.

Каждая точка на построенной поверхности соответствует тому максимальному значению кривизны ЦЛМ, при которой возможно построение программы управления угловым движением аппарата для задаваемых возможных диапазонов $W_{\text{хп}}/D = (W_{\text{хп}}/D)_{\text{зад}} = \text{const}$, $\beta \leq \beta_{\text{доп}}$ и ограничений по $\omega_{\text{доп}}$. Отметим, что допустимый диапазон параметра бега изображения $(W_{\text{хп}}/D)_{\text{зад}}^{\text{н}} \leq (W_{\text{хп}}/D)_{\text{зад}} \leq (W_{\text{хп}}/D)_{\text{зад}}^{\text{в}}$ (индексы: н – нижняя граница, в – верхняя граница) определяется характеристиками применяемой на КА оптической системы, а допустимый диапазон углов конуса обзора $\beta \leq \beta_{\text{доп}}$ зависит от характеристик системы управления аппарата.

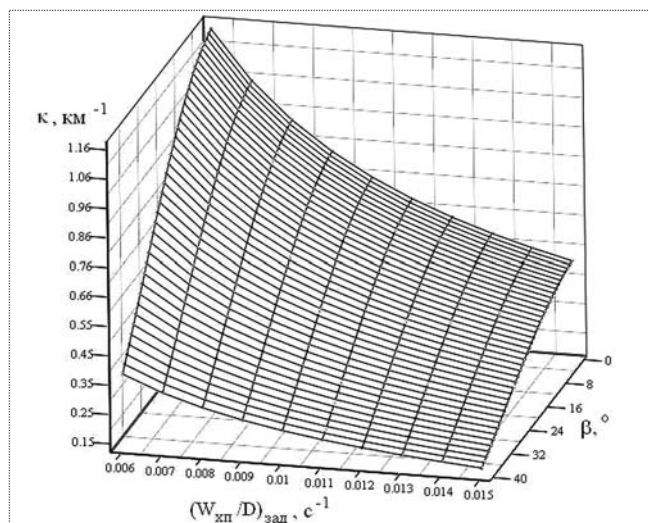


Рис. 6. Поверхность, ограничивающая сверху область допустимых значений кривизны в зависимости от параметра бега изображения и угла конуса обзора (при $\omega_{\text{доп}} = 4^\circ/\text{с}$)

Формирование программы управления аппаратом для съемки земной поверхности в рамках задаваемых кинематических ограничений является многопараметрической задачей. Для ее решения предложена формализация задания характеристик криволинейных маршрутов съемки; получены зависимости, определяющие возможность построения программы управления аппаратом для съемки криволинейных маршрутов в зависимости от их кривизны при ограничениях на угловую скорость вращения КА.

Библиографический список

1. Аншаков Г.П., Мантуров А.И., Усталов Ю.М., Горелов Ю.И. Управление угловым движением КА ДЗЗ // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2006. № 6. С. 12–18.
2. Занин К.А., Хайлов М.Н. Формирование требований к динамике космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2009. № 5. С. 32–37.
3. Аншаков Г.П., Антонов Ю.Г., Мантуров А.И., Усталов Ю.М. Интегрированная система управления угловым движением космического аппарата дистанционного зондирования Земли // IX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб. 2002. С. 77–85.
4. Галкина А.С., Юрин В.Е. К вопросу синтеза программы управления угловым движением космического аппарата для съемки маршрута с переменным азимутом // Управление движением и навигация летательных аппаратов. Сб. научн. тр. Самара, 2007. С. 112–115.
5. Бородин М.С. Технология сканирования в оптико-электронной космической съемке // Космонавтика и ракетостроение. 2008. № 2 (51). С. 75–82.
6. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. М.: Наука. 1968. 720 с.
7. Маркеев А.П. Теоретическая механика. Учеб. пособие для университетов. М.: Наука, 1990. 414 с.



МАТВЕЕВА
Ольга Петровна —
доцент МГТУ
им. Н.Э. Баумана,
кандидат техн. наук



СЕМЯЧКОВ
Дмитрий Анатольевич —
начальник управления
4ЦНИИ Минобороны
России, кандидат техн.
наук

Применение металлгидридных аккумуляторов в системах электроснабжения ракетно-космических комплексов

О.П. Матвеева, Д.А. Семячков

E-mail: opm2402@pochta.ru

Представлены структурная схема и эффективные области совместного применения металлгидридных аккумуляторов, воздушно-алюминиевых и воздушно-водородных электрохимических генераторов для аварийного и автономного электроснабжения объектов, результаты оценок расходных и массогабаритных характеристик, тепловыделений.

Ключевые слова: металлгидридный аккумулятор; электрохимический генератор; воздушно-алюминиевый элемент; воздушно-водородный генератор; удельная энергия; тепловыделение.

O.P. Matveeva, D.A. Semyachkov. Using Of Metal Hydride Accumulators Into Power Supply Systems For Rocket And Cosmic Complex

The article presents a structure chart and effective domain of sharing metal hydride accumulators, air-aluminium and air-hydride electrochemical generators for emergency and autonomous power supply for rocket and cosmic complexes, assessment of consumable materials, mass and volume, heat emission.

Key words: metal hydride accumulators; electrochemical generator; air-aluminium element; air-hydride generator; specific energy; heat emission.

В настоящее время аварийное и автономное электроснабжение объектов на комплексах различного назначения осуществляется чаще всего с помощью дизель-генераторов и химических источников тока (ХИТ).

Несколько отечественных предприятий помимо широко известных ХИТ (например, никель-кадмиевых и литиевых) разработали, совершенствуют и начинают производить сравнительно новые металловоздушные источники тока (МВИТ).

ФГУП "Уралэлемент", НПП "Квант" и ООО "МВИТ" создали типоразмерные ряды МВИТ небольшой мощности (до 0,072 кВт с преобразователем-стабилизатором напряжения и до 0,15 кВт без такого преобразователя), ФГУП НПК "АльтЭн" — опытные образцы энергоустановок с МВИТ модульного типа различной мощности (от единиц Вт до 50 кВт), МЭИ — различные конструктивные решения МВИТ небольшой мощности.

Металловоздушные источники позиционируются как аварийные, резервные или основные источники тока для автономного энергоснабжения телекоммуникационных систем, наземного технологического оборудования, наземных и водных транспортных средств. Заряд аккумулятора с помощью МВИТ можно осуществлять либо непосредственно, либо в "буферном режи-

ме" при параллельном подключении МВИТ к заряжаемому аккумулятору, к которому подключен потребитель электроэнергии [1, 2].

В отличие от ХИТ в МВИТ имеются расходимые элементы — растворяемый металлический анод (например, из алюминия, магния, цинка или их сплавов), электролит и кислород воздуха. Анод растворяется с освобождением и переходом во внешнюю цепь электронов. Катод из углерода и фторопласта является практически нерасходимым пористым электродом, пропитанным электролитом. Через катод доставляется кислород воздуха в электролит. В качестве электролита используется либо водный раствор соли NaCl (или KCl) без добавок или с расширяющими рабочий температурный диапазон добавками, либо раствор щелочи, например NaOH [3, 4].

Техническими характеристиками батарей МВИТ различных типовых рядов являются:

- номинальное напряжение — 1...24 В;
- номинальный ток — 1,5...10 А;
- напряжение разомкнутой цепи — 1,7...20,4 В;
- рабочая температура окружающей среды — 20...+45 °С;
- гарантированный срок хранения в сухом состоянии — не менее 10...15 лет;
- гарантированный суммарный ресурс работы — 5000 ч;
- потеря емкости при хранении в залитом состоянии — 1 % в сутки.

Емкостные характеристики МВИТ зависят от уровня использования протекающих в его элементах химических реакций.

В МВИТ выделяют две реакции — основную токообразующую и побочную.

В результате первой реакции анод растворяется с освобождением и переходом во внешнюю цепь электронов, продуктом реакции является гидроксид анодного металла MeOH.

В результате побочной реакции также происходит растворение анода, но за счет электрохимической коррозии. Продуктами побочной реакции являются такой же гидроксид и газообразный водород.

Процессы электрохимической коррозии аналогичны процессам, протекающим в ХИТ, и у них нет внешней цепи. Электроны, образующие-

ся в процессе побочной реакции, не выходят из корродирующего металла, а перемещаются внутри него от анодных участков к катодным. Химическая энергия побочной реакции передается в виде тепловой энергии [5].

Скорость коррозии анода непостоянна из-за сложности реальных химических преобразований, а также при различных плотностях тока. Скорость коррозии анода в щелочном растворе выше, чем в солевом. Коррозия анода приводит к снижению коэффициента его использования до 0,7...0,9. В настоящее время проводятся работы по разработке на алюминиевых анодах легирующих добавок, способствующих снижению скорости коррозионных процессов [5, 6].

Опыт эксплуатации многих известных ХИТ показывает, что полностью предотвратить коррозионные процессы на электродах не удастся. Следовательно, функционирование МВИТ будет сопровождаться выделением водорода. Кроме того, как правило, легирующие добавки приводят к увеличению стоимости электродов. В то же время одним из достоинств МВИТ является невысокая стоимость.

При использовании анода из магния процесс растворения имеет место как при генерации тока, так и в перерывах [7]. Поэтому магниевые аноды при продолжительных перерывах требуют промывки и осушки. Теоретические удельные характеристики и ЭДС в МВИТ с цинковыми анодами существенно ниже, чем при использовании магниевых и алюминиевых анодов.

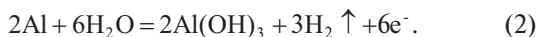
При использовании в МВИТ анодов из алюминия и солевых растворов в качестве электролитов расход анода происходит только при генерации тока. Такие источники тока известны как воздушно-алюминиевые (ВАИТ), они могут храниться в залитом состоянии при незначительном саморазряде. Поэтому для оценки возможности применения МВИТ на объектах целесообразно рассматривать их вариант с алюминиевыми электродами, т.е. ВАИТ.

В ВАИТ с соевым электролитом имеют место следующие реакции [3, 7]:

основная токообразующая реакция электрохимического расходования анода из алюминия



побочная реакция коррозии анода из алюминия



В ВАИТ как при солевом, так и при щелочном электролите продуктами реакции являются гидроксид алюминия и водород-газ (точнее, пароводород). Гидроксид алюминия — нетоксичный студенистый белый осадок. После завершения реакции или в ходе ее гидроксид алюминия отводится (постоянно или периодически) из корпуса ВАИТ с обновлением электролита. Накопившийся гидроксид алюминия можно регенерировать с получением алюминия в соответствии с имеющейся промышленной технологией, в дегидратированном же виде после прокаливании до алюмогеля он используется в качестве адсорбента [5].

Конструктивно ВАИТ состоит из анодной алюминиевой пластины, погруженной в электролит вблизи пористого электрода — катода. С одной стороны к катоду подается воздух, а с другой — электролит.

Компоновка элементов ВАИТ осуществляется по погружаемой или заливаемой схеме [7]. В первом случае блок электродов опускается в корпус с электролитом, а во втором — электроды смонтированы в корпусе, куда заливается электролит. Второй вариант аналогичен исполнению автомобильных аккумуляторов.

Залитый электролитом вариант хранения ВАИТ обеспечивает его постоянную готовность к применению по назначению. При подключении нагрузки к залитому электролитом ВАИТ начинается его функционирование. Таким образом, заряжать ВАИТ в привычном понимании не требуется. Перезаряд ВАИТ заключается в механической замене анодов и смене электролита.

С учетом реакций (1) и (2) расчетная удельная энергия элемента ВАИТ составляет $Q_{\text{эл}}^T = 7,7 \text{ кВт}\cdot\text{ч/кг}$ на 1 кг алюминия, а коэффициент выхода Al имеет значение $\eta_{\text{Al}} = 0,67$.

Таким образом, при использовании 1 кг алюминия в элементе 0,67 кг участвует в токообразующей реакции (1), а 0,33 кг — в побочной (кор-

розионной) реакции (2), если не вводить в состав анода снижающих коррозию добавок. Поэтому расчетная удельная энергия элемента ВАИТ с учетом выхода Al уменьшится и составит $Q_{\text{эл}}^T = Q_{\text{эл}}^T \eta = 5,15 \text{ кВт}\cdot\text{ч/кг}$. В настоящее время практически достигнуто следующее значение удельной энергии элемента ВАИТ с водосолевым электролитом в пересчете на 1 кг расходуемого анода: $Q_{\text{эл}}^p = 3,02 \text{ кВт}\cdot\text{ч/кг}$ [7].

Расчет масс и объемов веществ, участвующих в реакциях (1) и (2), а также выделяемой тепловой энергии позволил получить их удельные значения для проведения дальнейших оценок.

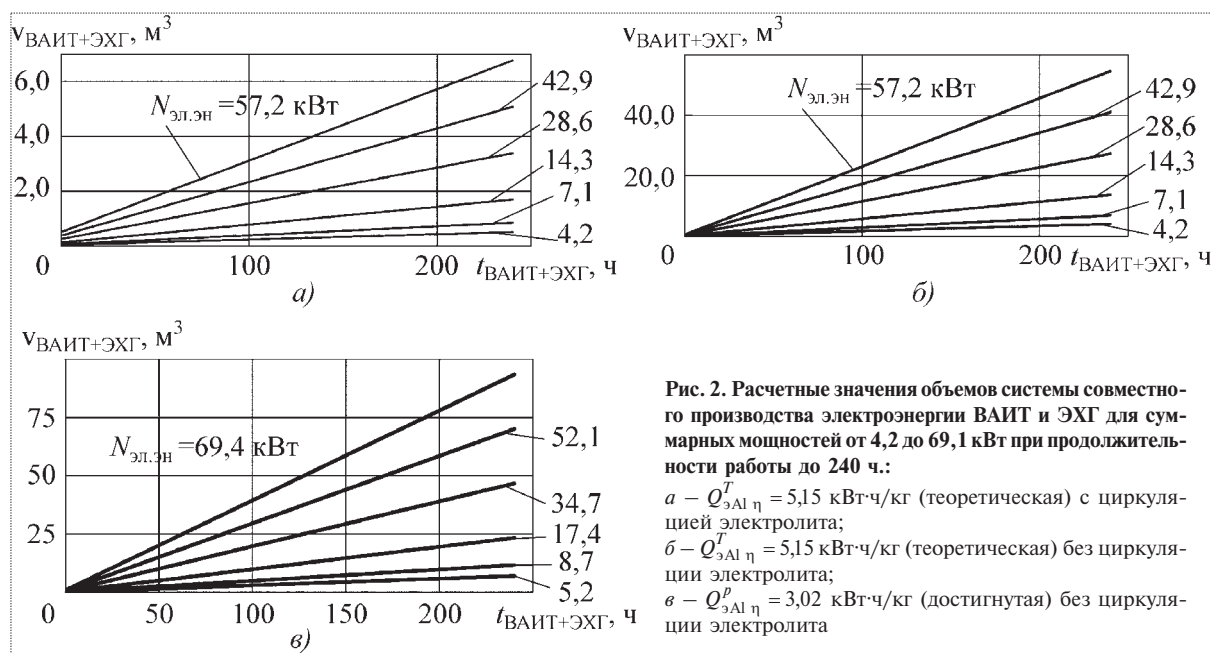
Так, выделение водорода при работе элемента ВАИТ составляет в среднем 0,111 кг водорода на 1 кг алюминия. Выделяемый в окружающую среду водород ограничивает область применения ВАИТ. Однако совместное использование ВАИТ и имеющих высокий КПД воздушно-водородных электрохимических генераторов (ЭХГ) позволит рационально и безопасно утилизировать водород. Электрическая мощность ЭХГ в системе будет ограничена количеством выделяемого водорода от ВАИТ, так как требуемая удельная подача водорода в ЭХГ составляет 0,05 кг водорода на 1 кВт·ч производимой электрической энергии.

Расход выделяемого водорода при работе ВАИТ не является стабильным, поэтому водород целесообразно накапливать и кратковременно хранить в связанном состоянии в металлгидридном аккумуляторе водорода (АВ).

Для обеспечения непрерывной и стабильной работы ЭХГ для подачи водорода потребуется два таких аккумулятора АВ1 и АВ2, работающих в противофазе. В качестве водородопоглощающих сплавов в АВ можно использовать сплавы на основе LaNi_5 или MmNi_5 (как наименее склонные к снижению водородоемкости при циклировании и имеющие большую плотность).

Кроме того, выделяемый в ВАИТ водород будет иметь небольшое количество примеси в виде паров воды, для устранения которых потребуется адсорбер с водопоглощающим сорбентом, например силикагелем.

В качестве ЭХГ может быть использован разработанный в нашей стране воздушно-водород-



54...62 708 кг и 93...107 060 кг за такой же период работы.

Эффективность совместного применения ВАИТ, ЭХГ и АВ по сравнению с вариантом самостоятельного применения ВАИТ для производства электроэнергии существенно повышается при длительной работе.

При продолжительности совместной работы ВАИТ, ЭХГ и АВ в течение $t = 144$ ч удельная энергия на единицу объема энергоисточников N_V (кВт·ч/л) на 24 % выше, удельная энергия на единицу массы энергоисточников N_m (кВт·ч/кг) на 33 % выше, а удельное тепловыделение $Q_{уд}$ (кВт·ч тепловой энергии/ кВт·ч электроэнергии) на 26 % ниже, чем в варианте применения только ВАИТ.

При достигнутом значении удельной энергии ВАИТ коэффициент выхода алюминия меньше расчетного, коррозионные процессы сопровождаются большим выходом водорода из ВАИТ. При этом доля производимой мощности ЭХГ увеличивается до 42 %, а суммарная мощность системы – почти на 21 % при одном и том же значении производимой ВАИТ мощности электроэнергии (см. таблицу). Однако мощность тепловыделений при этом увеличивается в 2,2 раза даже при водоиспарительной системе охлажде-

ния ЭХГ, что может снижать автономность системы в целом.

Приближенная оценка удельных массогабаритных характеристик рассматриваемой системы из ВАИТ и ЭХГ и широко применяемых в качестве основных и аварийных источников электроэнергии дизель-генераторов (ДГ) (с расходными материалами) на различных объектах показала, что в диапазоне небольших мощностей производимой электроэнергии (до 7 кВт включительно) при постоянной работе в течение 1...240 ч система из ВАИТ и ЭХГ (см. рис. 2, а) более предпочтительна и имеет в 1,5 раза меньший удельный объем при практически равных удельных массах.

При больших мощностях производимой электроэнергии требуемые массы и объемы воды для работы ВАИТ становятся значительными и приводят к худшим удельным характеристикам по сравнению с ДГ на рассматриваемом интервале времени.

На рис. 3 представлена динамика изменения удельного объема источников электроэнергии в зависимости от продолжительности их работы. При этом использованы расчетные данные для системы ВАИТ и ЭХГ с суммарной мощностью производимой электроэнергии 71,5 кВт, а также технические характеристики серийной ДЭС (ус-

Расчетное соотношение мощности электрической энергии, производимой при совместной работе ВАИТ и ЭХГ

Источник электрической энергии				Суммарная мощность производимой электроэнергии, кВт	
ВАИТ	ЭХГ	ВАИТ	ЭХГ	(расчетная мощность тепловыделений, кВт)	
$Q_{\text{ЭАИ } \eta}^p = 3,02 \text{ кВт} \cdot \text{ч/кг}$		$Q_{\text{ЭАИ } \eta}^T = 5,15 \text{ кВт} \cdot \text{ч/кг}$		$Q_{\text{ЭАИ } \eta}^p = 3,02 \text{ кВт} \cdot \text{ч/кг}$	$Q_{\text{ЭАИ } \eta}^T = 5,15 \text{ кВт} \cdot \text{ч/кг}$
3,0	2,2	3,0	1,3	5,2 (6,2)	4,3 (2,7)
5,0	3,7	5,0	2,2	8,7 (10,3)	7,2 (4,6)
10,0	7,4	10,0	4,3	17,4 (20,6)	14,3 (8,8)
20,0	14,7	20,0	8,6	34,7 (41,3)	28,6 (18,1)
30,0	22,1	30,0	12,9	52,1 (62,1)	42,9 (27,1)
40,0	29,4	40,0	17,2	69,4 (82,9)	57,2 (36,2)
Долевое соотношение, %					
58	42	70	30	100	100

ловно ДГ) с мощностью производимой электроэнергии 66 кВт с водяным охлаждением ДГ.

Значения удельной массовой энергии этих вариантов (в кВт·ч/кг источника) становятся равными уже после 15 ч работы. При дальнейшей работе — преимущество у ДГ в среднем в 1,5...2 раза.

Достоинствами системы из ВАИТ и ЭХГ по сравнению с ДГ являются бесшумность и меньший — (более чем в 3 раза) расход требуемого воздуха (рис. 4), а также меньший уровень суммарных тепловыделений: при достигнутой удельной энергии ВАИТ — в 1,5 раза, при теоретическом значении удельной энергии ВАИТ — в 3,3 раза, (рис. 5).

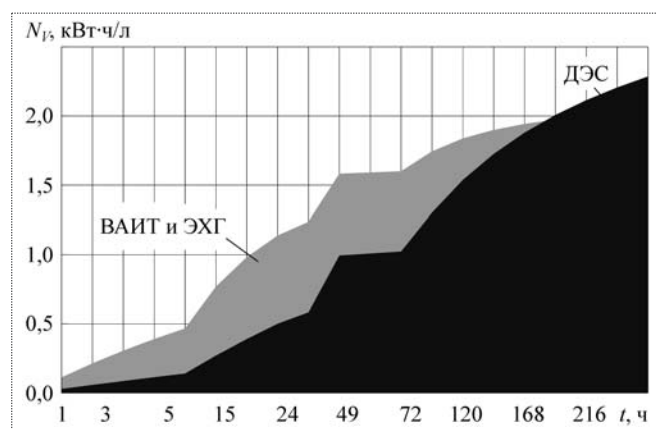


Рис. 3. Динамика изменения удельного объема источников электроэнергии в зависимости от продолжительности их работы

При теоретическом значении удельной энергии ВАИТ суммарные тепловыделения от системы ВАИТ и ЭХГ меньше суммарных тепловыделений от системы водяного охлаждения ДГ и за счет излучения его поверхностей в воздух в 1,8 раза, т.е. даже без учета тепловыделений с дымовыми газами. Это очень важно при рассмотрении вопросов о применении системы из ВАИТ и ЭХГ в закрытых сооружениях.

Таким образом, анализ разработанной структурной схемы системы совместного применения металлгидридного аккумулятора, ВАИТ и ЭХГ, а также комплексный подход к оценке технических и эксплуатационных характеристик источников электроэнергии показывают, что развитие ВАИТ в целом является перспективным. При этом заметим следующее:

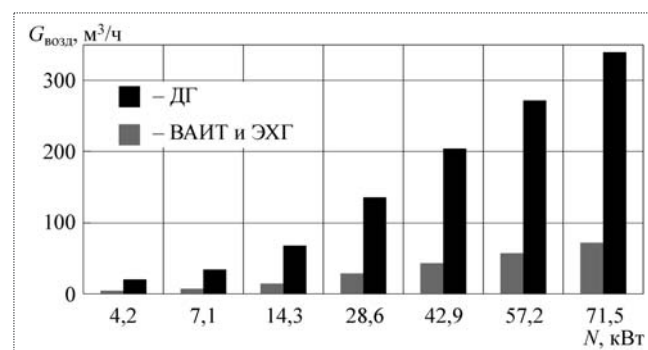


Рис. 4. Результаты оценки требуемого расхода воздуха для ДГ и для системы из ВАИТ и ЭХГ

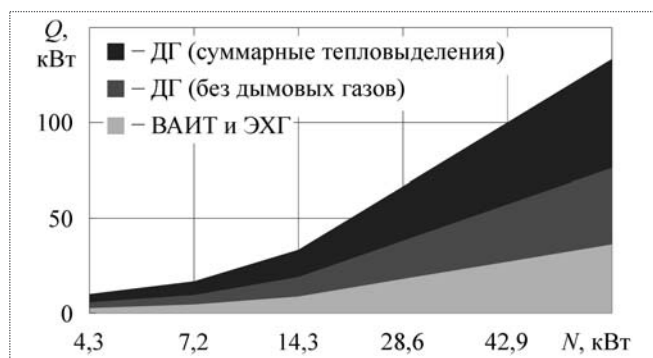


Рис. 5. Результаты оценки тепловыделений для ДГ и для системы из ВАИТ и ЭХГ

совместное применение ВАИТ, ЭХГ и металлгидридных аккумуляторов позволяет повысить удельные массогабаритные характеристики источника электроэнергии и уменьшить тепловыделение;

использование двух металлгидридных аккумуляторов, работающих в противофазе, позволяет кратковременно хранить выделяемый в ВАИТ водород в безопасном связанном виде и непрерывно выдавать его в воздушно-водородный ЭХГ с требуемым расходом;

при длительной работе ВАИТ требуются значительные объемы электролита (его основную часть составляет вода). Для их сокращения предлагается организовать циркуляцию электролита с фильтрацией от осадка образующегося гидроксида алюминия и одновременной подпиткой свежего электролита. При этом

объем ВАИТ при работе в течение 240 ч может сократиться почти в 8...19 раз в зависимости от удельной энергии ВАИТ;

электрообеспечение объектов наземной инфраструктуры в диапазоне малых мощностей (до 7 кВт) в штатных, автономных и аварийных режимах с помощью ВАИТ и ЭХГ при продолжительности их работы до 240 ч более эффективно, чем с помощью ДГ, по удельному объему — в 1,5 раза, по потреблению воздуха — почти в 3 раза, по уровню суммарных тепловыделений — в 1,7...3,3 раза. При повышении мощности продолжительность более эффективной работы ВАИТ и ЭХГ снижается.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, проект 08-03-00235.

Библиографический список

1. Алашкин В.М., Севрук С.Д., Удалцов В.Г., Фармаковская А.А. Состояние разработки механически перезаряжаемых воздушно-алюминиевых источников тока большой удельной емкости // Электрохимическая энергетика, 2006. Т. 6. № 3. С.156–159.
2. Металловоздушные источники тока. Руководство по эксплуатации. ТУ NMBIT-1ТУ. Изд. ООО "МВИТ", 2004. 10 с.
3. Пат. 2093930 RU. Металловоздушный химический источник тока / С.А. Ли, В.П. Туманов // Оpubл. 05.12.2006.
4. Пат. 2118014 RU. Металловоздушный элемент / Е.В. Дьячков, Б.В. Клейменов, Н.В. Коровин // Оpubл. 20.08.1998.
5. Химические источники тока: Справочник / под ред. Н.В. Коровина, А.М. Скундина. М.: Изд-во МЭИ, 2003. 739 с.
6. Алашкин В.М., Батраков Ю.А., Туманов Б.И. и др. Опыт разработки и применения источников питания для систем автономного энергоснабжения // Электрохимическая энергетика, 2006. Т. 6. № 3. С. 160–161.

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. Солюшкина

Сдано в набор 10.06.2010. Подписано в печать 09.08.2010. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,27. Зак. 559. 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