



АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА

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

В.В. АЛАВЕРДОВ

А.П. АЛЕКСАНДРОВ

Б.С. АЛЕШИН

В.Г. ДМИТРИЕВ

А.Н. ЗЕЛИН

Б.И. КАТОРГИН

П.И. КЛИМУК

Ю.Н. КОПТЕВ

А.А. ЛЕОНОВ

А.М. МАТВЕЕНКО

С.В. МИХЕЕВ

Н.Ф. МОИСЕЕВ

Ф.Н. МЯСНИКОВ

Б.В. ОБНОСОВ

А.Н. ПЕРМИНОВ

М.А. ПОГОСЯН

Г.М. ПОЛИЩУК

О.Н. РУМЯНЦЕВА

Г.И. СЕВЕРИН

М.П. СИМОНОВ

В.В. ТЕРЕШКОВА

И.Б. ФЕДОРОВ

Е.А. ФЕДОСОВ

Ответственные
секретари
журнала

И.Н. МЫМРИНА

Д.Я. ЧЕРНИС

Редактор-
организатор

О.С. РОДЗЕВИЧ

Редакционный
советА.М. МАТВЕЕНКО –
председатель

О.М. АЛИФАНОВ

Н.А. АНФИМОВ

В.И. БАРКОВСКИЙ

И.В. БАРМИН

В.Ф. БЕЗЪЯЗЫЧНЫЙ

Б.В. БОДИН

В.В. БУЛАВКИН

А.Ф. ВОЙНОВ

А.Н. ГЕРАЩЕНКО

М.Б. ГУЗАИРОВ

В.А. ДАВЫДОВ

Г.Л. ДЕГТЯРЕВ

О.Ф. ДЕМЧЕНКО

Н.Н. ДОЛЖЕНКОВ

Ю.С. ЕЛИСЕЕВ

С.Ю. ЖЕЛТОВ

Л.М. ЗЕЛЕНЬКИЙ

А.И. КАНАЩЕНКОВ

В.А. КАРГОПОЛЬЦЕВ

А.Н. КИРИЛИН

В.А. КОМАРОВ

В.В. КРЫМОВ

Л.Н. ЛЫСЕНКО

В.А. МЕНЬШИКОВ

А.Ф. МОРОЗЕНКО

А.Г. МУНИН

Т.А. МУСАБАЕВ

В.Е. НЕСТЕРОВ

Н.А. ПИРОГОВ

К.М. ПИЧХАДЗЕ

В.А. ПОЛТАЕВ

П.Р. ПОПОВИЧ

В.А. ПОПОВКИН

Ю.А. РЫЖОВ

В.Г. СВЕТЛОВ

А.Н. СЕРЬЕЗНОВ

В.П. СОКОЛОВ

А.В. СОЛЛОГУБ

В.А. СОЛОВЬЕВ

Ю.С. СОЛОМОНОВ

А.И. ТАТУЕВ

Б.Е. ЧЕРТОК

И.С. ШЕВЧУК

Представители журнала:

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

ВВС РФ: А.В. ДРОБЫШЕВСКИЙ, тел. (495) 261-43-51

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

Израиль: И.М. МОНАСТЫРСКИЙ, тел. (03659) 44-14

Франция, Париж: Е.Л. ЧЕХОВ,

тел. (10331) 47-49-28-05

СОДЕРЖАНИЕ

Барковский В.И., Власов П.Н., Оболенский Ю.Г. Сверх-
маневренность достигнута 3**Матвеев Ю.А., Ламзин В.В.** Модернизация космических
систем дистанционного зондирования Земли при
наличии ограничений 11**Пожалостин А.А.** Динамическая модель гидроаккумуляторного демпфера 17**Хворостухин Л.А., Курицына В.В.** Управление параметрами качества прецизионных деталей
двигателей ЛА 19**Меньшиков В.А., Еремеев В.В., Полетаев А.М.** Технико-
экономические аспекты разработки и эксплуатации
космических систем ДЗЗ 28**Гурко О.В.** Годы жизни в космонавтике 32**Комаров В.А.** Мультиферрические конструкции:
свойства и перспективы применения 41**Милованов А.Г.** Развитие формулы Циолковского
для современных задач механики реактивного
движения 44**Рождественская К.С.** Организация разработки
и реализации ИАИСУ 51**Кашин В.М.** Разработка общей задачи синтеза ПЗРК
и порядок ее решения 55*Журнал входит в перечень утвержденных ВАК РФ изданий для
публикации трудов соискателей ученых степеней**Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.
За содержание рекламных материалов ответственность несет рекламодатель.*

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

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

Факс: 269-48-97; 268-33-39

Адрес электронной почты: polet@mashin.ru

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



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

The journal is issued monthly

Published since August 1998

G.V. NOVOZHILOV –

Editor-in-Chief (Aviation)

A.S. KOROTEYEV –

Editor-in-Chief (Rocket Technology
and Cosmonautics)

L.A. GILBERG –

Deputy Editor-in-Chief

Editorial

Board Members

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

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

Representatives of the journal:

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

CONTENTS

Barkovsky V.I., Vlasov P.N., Obolensky Yu.G. Superagility Reached	3
Matveyev Yu.A., Lamzin V.V. Upgrade Of Earth Remote-Sensing Systems Under Limitations	11
Pozhalostin A.A. Dynamical Model Of Hydroaccumulator Damper	17
Khvorostukhin L.A., Kuritsyna V.V. Parameter Control Of Precision Parts Of Aircraft Engines	19
Menshikov V.A., Ereemeev V.V., Poletaev A.M. Feasibility Study Of Earth Remote Sensing Systems Development And Operation	28
Gurko O.V. Lifetime In Cosmonautics	32
Komarov V.A. Multispherical Structures: Properties and Perspective of Applications	41
Milovanov A.G. Further Development Of Tsyolkovsky's Formula Important For Present-Day Jet Propulsion Mechanics	44
Rozhdestvenskaya K.S. Development Organization And Operation Of Integrated Automated Information Management System	51
Kashin V.M. General Formulation and Solution Procedure Of MANPADS Synthesis Problem	55

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

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

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

УДК 629.7:621.45.05

Сверхманевренность достигнута

В.И. Барковский, П.Н. Власов, Ю.Г. Оболенский

Рассмотрены вопросы построения системы управления маневренным самолетом на закритических углах атаки, в которой управление аэродинамическими поверхностями дополняется газодинамическим управлением. Показаны проблемы, которые были решены при практической реализации такой системы управления на самолете МиГ-29МОВТ, и анализируются полученные результаты.

V.I. Barkovsky, P.N. Vlasov, Yu.G. Obolensky. Superagility Reached

The article reviews the behavior of a flight control system of an agile aircraft at over-than-critical stalling angles, provided that the plane's control surfaces are aided by controlled jet streams. It also gives an account of issues the developers had to face introducing such a control system into the MiG-29MOVТ fighter jet, and analyzes the results of the experiment.

Идея использования газодинамического управления в случае, когда управление аэродинамическими поверхностями летательного аппарата становится неэффективным, возникла давно. Однако, как правило, блестящая идея — это только первый шаг в решении проблемы, несравненно больших усилий требует ее реализация.

Газодинамическое управление на стартовом этапе управления траекторией полета реализуется уже на нескольких поколениях баллистических ракет, начиная с Фау-2 [2]. Для маневренных самолетов трудности реализации газодинамического управления связаны с проблемой изменения конструктивной схемы двигателя. Первые попытки использовать отклоняемый вектор тяги для улучшения маневренных характеристик были предприняты в конце 1980-х гг. на самолете X-31А, на котором устанавливались дефлекторы, изменяющие направление движения струи от двигателя. Затем было реализовано одноосевое регулирование вектора тяги (управление по одной оси), которое применяется для отклонения плоского сопла на самолете F-22 или обычного цилиндрического сопла на самолете Су-30МКИ. Параллельно разрабатывалось многоосевое регулирование вектора тяги, позволяющее наиболее полно реализовать преимущества газодинамического управления [3]. В этом случае обеспечивается независимое управление по каналам тангажа и рыскания (продемонстрировано при проведении летных испытаний самолета F-16MATV "VISTA" с двигателем F-110-GE-129 фирмы General Electric), а в случае самолета с двухдвигательной силовой установкой — и по каналу крена (впервые сделано на самолете F-15ACTIVE с двигателями F-100-PW-229 разработки фирмы Pratt&Whitney). Многоосевое регулирование для двухдвигательного самолета дает возможность не только "развязать" оси движения при управлении, но и при выполнении фигур высшего пилотажа или воздушной акробатики сохранить плоскость управления неизменной и полностью управляемой в процессе выполнения всего маневра на закритических углах атаки, что позволяет уверенно говорить о дальнейшем его боевом применении.

Газодинамическое управление посредством отклонения вектора тяги при совместной работе с традиционным аэродинамическим управлением позволяет не только существенно расширить маневренные возможности самолета, но и повысить безопасность полета: предотвратить сваливание и уверенно пилотировать самолет на малых



БАРКОВСКИЙ
Владимир Иванович — заместитель генерального директора — генерального конструктора ФГУП РСК "МиГ", директор Инженерного центра "ОКБ имени А.И. Микояна", кандидат техн. наук



ВЛАСОВ
Павел Николаевич — заместитель генерального директора — генерального конструктора ФГУП РСК "МиГ", начальник Летно-испытательного центра им. А.В. Федотова, старший летчик-испытатель, Герой России



ОБОЛЕНСКИЙ
Юрий Геннадьевич — начальник отделения автоматических и дистанционных систем управления Инженерного центра "ОКБ имени А.И. Микояна", кандидат техн. наук

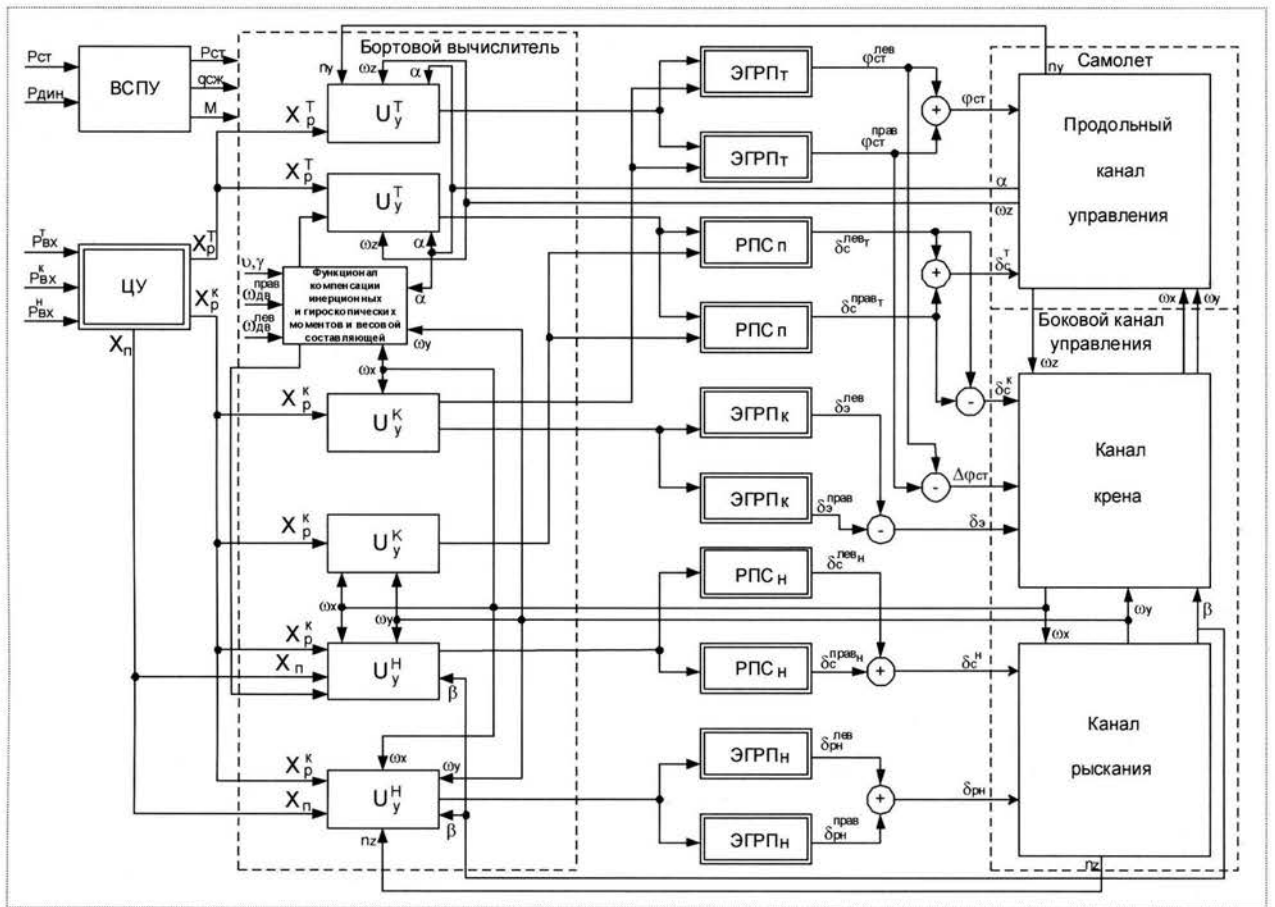


Рис. 1. Функциональная схема контура управления:

ВСПУ — вычислитель высотно-скоростных параметров; ЦУ — центральный узел управления; U_y — функционал управления; ЭГРП — электрогидравлический рулевой привод; РПС — рулевой привод сопла; индексы к, т, н, п — крен, тангаж, направление, продольный канал соответственно

скоростях полета вплоть до околонулевых. В продольном канале управления система управления становится двухуровневой, а в пространственном движении — многоуровневой (рис. 1).

В ОКБ им. А.И. Микояна было принято решение реализовать газодинамическое управление на самолете МиГ-29М (бортовой номер 156), где уже была отработана система дистанционного управления (СДУ), работающая с аэродинамическими поверхностями управления. Газодинамическое управление было построено на базе разработанного в ФГУП "Завод им. В.Я. Климова" двигателя РД-33 с отклонением вектора тяги (ОВТ) и соплами КЛИВТ с отклоняемыми сверхзвуковыми створками, схема которого приведена на рис. 2, а. Размещение управляющих гидроцилиндров на двигателе показано на рис. 2, б.

ОАО МНПК "Авионика" разработало резервированный цифровой вычислитель ЦВ ОВТ для управления как отклоняемым вектором тяги в целом, так и гид-

роцилиндрами. Объединенная система управления получила название СДУ-915.01. Такой подход позволил не только существенно сократить объем необходимых испытаний, но и сосредоточиться на отработке и исследованиях только газодинамического управления, поскольку система управления аэродинамическими поверхностями сохранилась в штатном виде.

Для построения полноценного управления самолетом на закритических углах атаки необходимо было решить три задачи: обеспечить безопасность полета, разработать необходимые алгоритмы управления самолетом, построить требуемое управление системой приводов (гидроприводами) в предлагаемой конструктивной схеме отклонения вектора тяги.

Регулирование в двух плоскостях приводит к сложной конструктивной схеме приводной части, так называемому "треугольнику Чебышева", в которой отклонение вектора тяги происходит посредством отклонения оси сверхзвуковой части сопла (сверхзвуко-

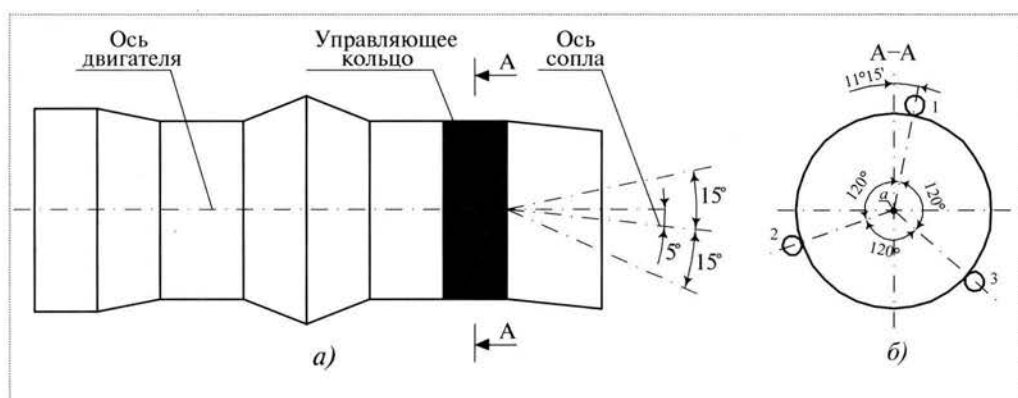


Рис. 2. Схемы двигателя с отклоняемым вектором тяги (а) и размещения гидроцилиндров на двигателе (б)

вых створок) относительно оси дозвуковой части сопла, а сверхзвуковые створки отклоняются тремя гидроприводами (см. рис. 2, б).

Желаемое движение вектора тяги в двух плоскостях (продольной и поперечной) должно быть разложено на составляющие по ходу выходного штока каждого из гидроприводов [4]. Отсюда следует, что для обеспечения отклонения сопла на требуемый угол перемещение каждого штока должно составлять вполне определенную величину. При этом для правильного регулирования отклонения вектора тяги центр a управляющего кольца (см. рис. 2, б) должен оставаться неподвижным. Вследствие невозможности замера на самолете фактических углов отклонения вектора тяги недостаточно определять текущее положение выходных штоков гидроприводов. Не-

обходимо производить обратный пересчет от ходов штоков к отклонениям вектора тяги в вертикальной и горизонтальной плоскостях с одновременной регистрацией положения центра управляющего кольца (рис. 3). Как уже отмечалось, выбранная кинематическая схема газодинамического управления построена на необходимости сохранения неподвижности центра управляющего кольца при отклонении вектора тяги. В противном случае изменение положения центра управляющего кольца a (см. рис. 2, б) на 3 мм приводит к ошибке в отклонении сопла относительно продольной оси на $\sim 1^\circ$, относительно поперечной оси на $\sim 0,7^\circ$. При этом отклонению сопла относительно одной оси сопутствует отклонение относительно другой оси, что создает паразитные перекрестные моменты. Введение различных корректирующих связей по положению выходных штоков принципиально проблему не решает, так как, возвращая центр кольца в нейтральное положение в установившемся движении, в динамике допускают значительные ошибки вследствие того, что выходные штоки приводов ОБТ "не успевают" отработать сигнал коррекции.

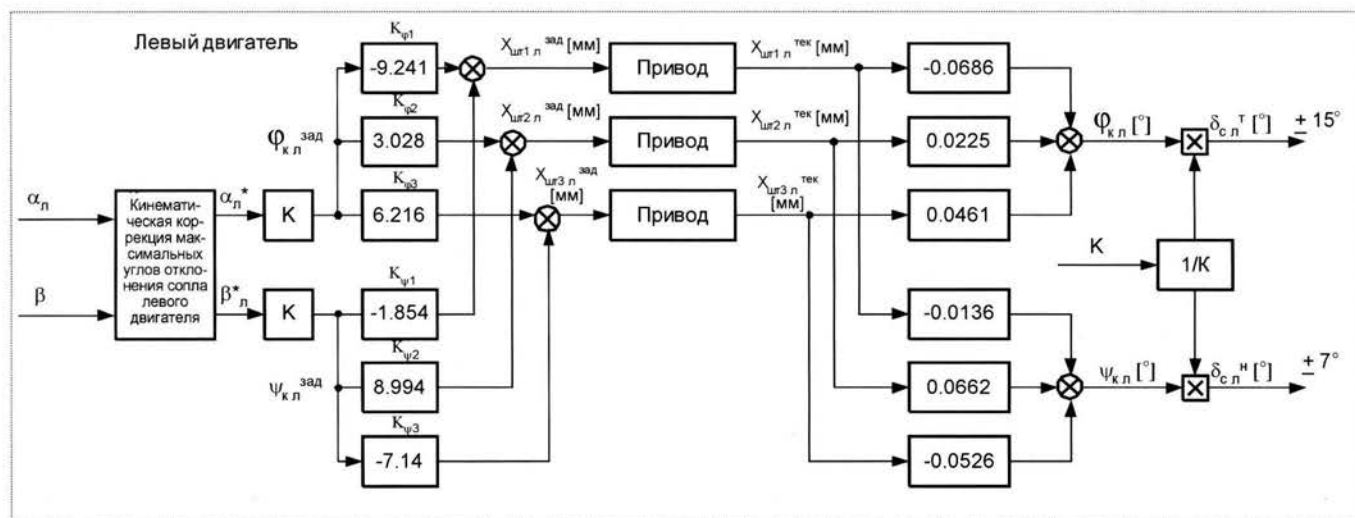


Рис. 3. Схема прямого и обратного пересчета отклонения вектора тяги в ход исполнительных штоков гидроприводов для левого двигателя (формулы зависимости разработаны сотрудниками ФГУП "Завод им. В.Я. Климова"):

α_L — угол отклонения вектора тяги в продольной плоскости левого двигателя; β — угол отклонения вектора тяги в боковой плоскости; ϕ_k — угол отклонения управляющего кольца в продольной плоскости; ψ_k — угол отклонения управляющего кольца в боковой плоскости; K — функционал, связывающий углы поворота управляющего кольца с отклонением вектора тяги

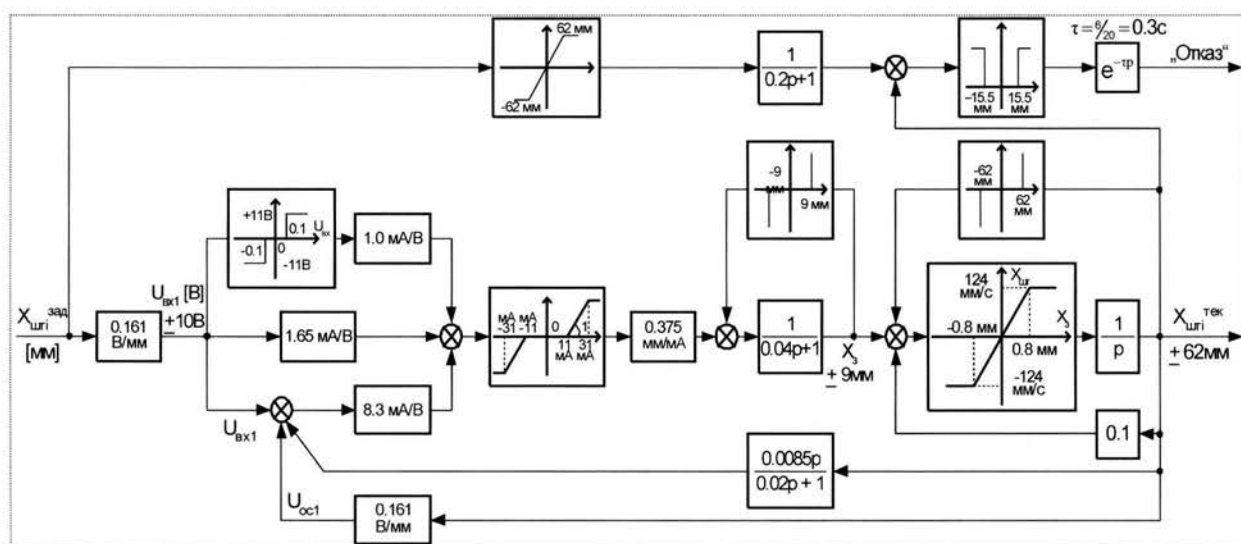


Рис. 4. Структурная схема привода ОВТ (один гидроцилиндр)

Проведенный анализ показал, что для устранения перекрестных моментов при управлении движением выходных штоков гидроприводов должно начинаться и заканчиваться одновременно, т.е. их движение должно быть синхронно по времени, а уход центра кольца связан с неодновременным выходом рулевых агрегатов на ограничение по скорости из-за разности потребных управляющих сигналов и, соответственно, потребных перемещений выходных штоков. Ограничение скорости изменения сигналов управления позволяет наиболее просто синхронизировать работу исполнительных гидроцилиндров и практически устранить перемещение центра управляющего кольца. При этом исполнительные приводы работают в линейной зоне характеристик, а потребная величина ограничения определяется из прямых уравнений связи между регулированием положения сопла в двух плоскостях и ходом выходного штока каждого из трех рулевых агрегатов ОВТ (см. рис. 3). Из уравнений разложения движения следует, что определяющим является перемещение третьего гидроцилиндра, которое является наибольшим.

Тогда требуемое ограничение скорости отклонения сопла

$$\dot{\delta}_{\text{огр}} = \frac{\dot{\delta}_c}{K_{\varphi 3} + K_{\psi 3}} = \frac{30^\circ/\text{с}}{0,6216 + 0,7140} = 22,3^\circ/\text{с}.$$

Столь существенное (~25 %) уменьшение скорости отклонения сопла неизбежно сказывается на динамике контура управления, поэтому по методу М.В. Меерова [5] была введена скоростная обратная связь по выходному штоку каждого гидроцилиндра (рис. 4). Она по-

зволяет существенно сгладить переходные процессы как по положению, так и по скорости отклонения сопла, так как охватывает гибкой обратной связью весь канал привода и поэтому передаточная функция привода $W_k(p)$ менее чувствительна к помехам входных сигналов и "разбросу" статических параметров привода. На рис. 5 и 6 приведены переходные процессы и частотные характеристики привода ОВТ в исходном варианте и с гибкой (скоростной) обратной связью (ОС).

Передаточные функции исходного линейризованного привода записываются в виде

$$W_1(p) = \frac{5,63}{0,05^2 p^2 + 2 \cdot 1 \cdot 0,05 p + 1};$$

$$\Phi_1(p) = \frac{1}{0,021^2 p^2 + 2 \cdot 0,42 \cdot 0,021 p + 1},$$
(1)

где $W_1(p)$, $\Phi_1(p)$ – характеристики разомкнутого и замкнутого контуров привода соответственно.

Передаточные функции линейризованного привода с введенной гибкой обратной связью имеют вид

$$W_2(p) = \frac{5,63 + 0,12 p}{0,05^2 p^2 + 2 \cdot 1 \cdot 0,05 p + 1};$$

$$\Phi_2(p) \approx \frac{0,85 (1 + 0,02 p)}{0,026^2 p^2 + 2 \cdot 1,6 \cdot 0,026 p + 1}.$$
(2)

Видно, что увеличение коэффициента демпфирования ξ обеспечивает апериодический характер переходного процесса. При введении гибкой обратной связи время переходного процесса несколько увеличива-

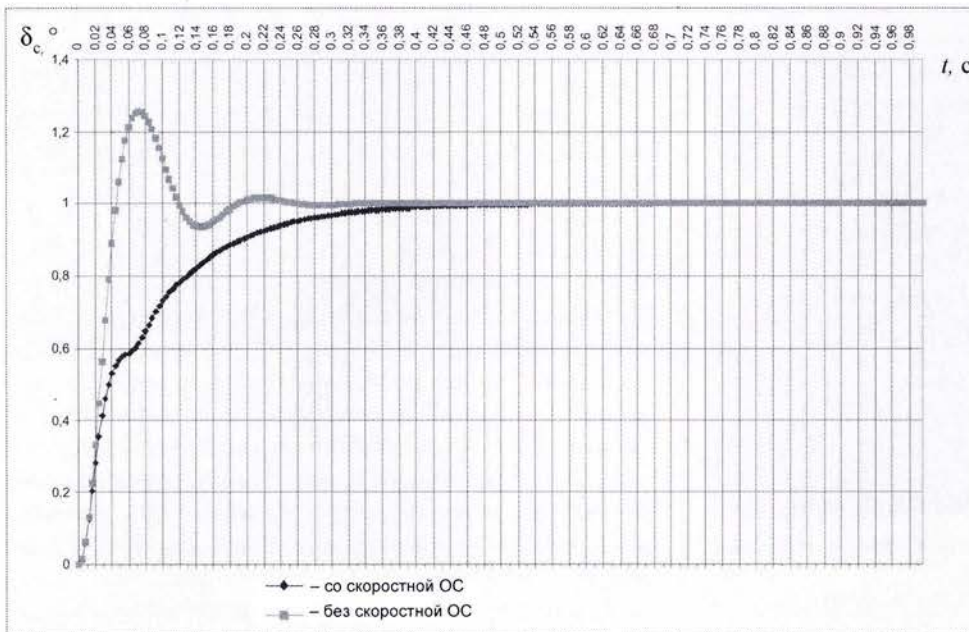


Рис. 5. Переходные процессы привода ОВТ с динамической коррекцией и без нее

ется, наличие форсирующего звена практически не уменьшает максимальную скорость в начале переходного процесса, динамическая ошибка по скорости уменьшается. Кроме того, гибкая обратная связь позволяет устранить рост амплитудно-частотной характеристики привода в диапазоне частот 1,0...3,0 Гц и в конечном итоге поднять скорость ограничения до требуемых значений. Для успешной реализации полноценного управления самолетом на закритических углах атаки скорости отклонения сопла двигателей должны быть не менее 30 °/с.

Сложность управления системой приводов для отклонения сопла потребовала цифровой реализации управления и разработки нового цифрового вычислителя, которая продолжалась около двух лет.

Как уже отмечалось выше, управление аэродинамическими поверхностями, являющееся основным, сохранилось штатным, а газодинамическое управление, дополняющее основное, создавалось вновь. Оба управления работают независимо, каждый по своим алгоритмам, используя принцип суперпозиции и взаимно дополняя друг друга, что существенно повысило общую эффективность работы системы управления.

Главным вопросом, который предстояло решить при создании новой системы,

стал вопрос о том, какое управление требуется создать на закритических углах атаки? Изначально было ясно, что привычные стереотипы управления самолетом у летчиков не должны нарушаться:

при перемещении правого или левого рычага управления двигателем (РУД) вперед должна увеличиваться тяга соответственно на правом или левом двигателе, а создание разнотяга при перемещении РУД должно создавать момент по рысканию;

при отклонении ручки управления на себя вектор тяги должен отклоняться для создания момента на кабрирование, а при отклонении

ручки управления от себя — для создания момента на пикирование.

Трудности появились при формировании концепции управления по крену от ручки управления и по рысканию при перемещении педалей. Наконец после долгих дискуссий была принята концепция ЦАГИ [6], по которой управление по крену на больших углах атаки должно реализовываться на основе движения вокруг вектора скорости, а перемещение педалей должно вызывать по возможности движение носа самолета в плоскости рыскания [7].

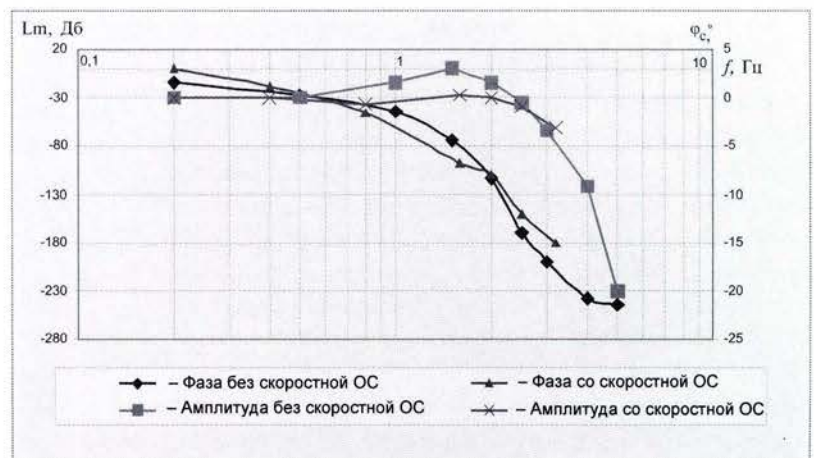


Рис. 6. Частотные характеристики привода ОВТ с динамической коррекцией и без нее

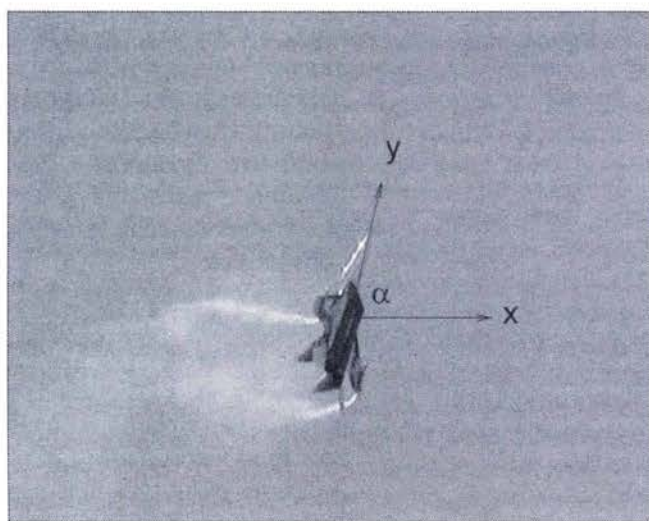


Рис. 7. Выполнение торможения на угле атаки $\sim 90^\circ$ с околозвуковой скоростью

В алгоритмах управления боковым каналом уравнения обратных связей по угловым скоростям крена и рыскания были переведены в полусвязанную систему координат [6]:

$$\begin{aligned}\dot{\gamma}_c &= \omega_{x_e} = \omega_x \cos \alpha - \omega_y \sin \alpha; \\ \dot{\beta} &= \omega_{y_e} = \omega_x \sin \alpha + \omega_y \cos \alpha.\end{aligned}\quad (3)$$

Кроме того, было учтено, что моменты инерции также являются функцией угла атаки [6]:

$$\begin{aligned}\delta_c^k &= \Phi_k \cos \alpha + \Phi_n \frac{I_x}{I_y} \frac{L_c}{Z_c} \sin \alpha; \\ \delta_c^n &= -\Phi_k \frac{I_y}{I_x} \frac{Z_c}{L_c} \sin \alpha + \Phi_n \cos \alpha,\end{aligned}\quad (4)$$

где Φ_k , Φ_n — функционалы управления по крену и рысканию соответственно.

Сумма сигналов от педалей и обратной связи по углу скольжения подавалась непосредственно на привод отклонения вектора тяги по рысканию [7].

Алгоритмы управляемого вектора тяги в продольном канале предусматривают два режима работы:

"управление", на котором до заданных углов атаки каждому положению ручки управления соответствует вполне определенный угол атаки, что обеспечивает уверенное освоение комфортного полета на закритических углах атаки. Значение реализуемого угла атаки определяется ограничениями по замеру истинного значения угла атаки существующими датчиками;

"маневр", в котором используется только сигнал от ручки управления по тангажу с добавлением обратной

связи по угловой скорости тангажа ω_z . Этот режим применяется в случае выполнения воздушной акробатики: маневров типа "кобра" в разных пространственных плоскостях, "кульбит", "вертолет", маневра Хербста и их разновидностей. Заложенные алгоритмы компенсации весового, инерционного и гироскопического (из-за вращения компрессора и вентилятора обоих двигателей в одну сторону) моментов существенно повышают комфортность пилотирования и, что гораздо важнее, позволяют при выполнении акробатических фигур сохранить плоскость управления неизменной [7, 8].

Для сохранения постоянства градиента газодинамического управления по режимам полета потребовалось проведение в полете оценки текущей эффективности тяги двигателя, которая базируется на аппроксимации по высоте, скорости полета и углам атаки воздушно-скоростных характеристик двигателя, полученных при его стендовых испытаниях.

Поскольку управление на закритических углах атаки идет практически при полных отклонениях ручки управления по тангажу и крену, пришлось пересмотреть загрузку ручки в сторону облегчения. Величина усилий на ручке управления была оптимизирована исходя из условий минимизации работы летчика, что получило положительную оценку летчиков-испытателей по результатам полетов.

Разработка алгоритмов управления проводилась в три этапа, первым из которых был этап математического моделирования на "замороженных" режимах управления. Однако выход на большие углы атаки сопровождается интенсивным торможением самолета с потерей скорости (рис. 7) и высоты полета при выполнении маневров с постоянным углом атаки. У летчика появляется также возможность выполнения нетрадиционных пространственных маневров с одновременным отклонением ручки управления, педалей и рычагов управления двигателями (рис. 8, 9). Система становится существенно нелинейной и нестационарной. Поэтому для оценки устойчивости и управляемости самолета с отклоняемым вектором тяги и синтеза параметров системы управления ОВТ традиционный метод "замороженных" коэффициентов теряет свою эффективность и должен существенно дополняться стендовой отработкой пространственного движения самолета с летчиком (оператором) в контуре управления.

Для проведения второго этапа исследований в ОКБ им. А.И. Микояна был создан моделирующий комплекс с имитацией полного пространственного движения самолета, в составе которого имеется рабочее место летчика с натурными загрузками и рычагами управления (рис. 10, 11). Комплекс позволил не только создать и апробировать алгоритмы полета на закритических углах

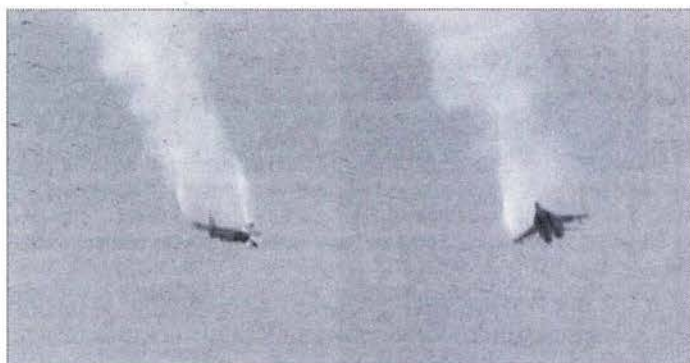


Рис. 8. Выполнение маневра "вертолет"

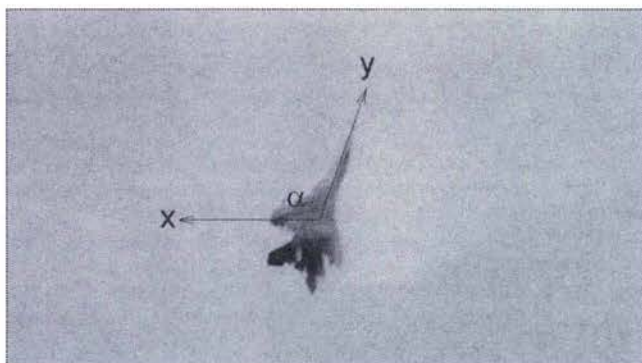


Рис. 9. Выполнение маневра "кобра на спине"

атаки, обеспечив летчику комфортное пилотирование самолета, и значительно сократить время отработки системы управления и летных испытаний самолета, но и вновь апробировать разработанную ранее, при отработке цифровой СДУ на самолете МиГ-АТ [9], методологию выявления при наземной отработке программных ошибок в натурном резервированном цифровом вычислителе, что существенно снизило вероятность их появления на этапах летных испытаний и эксплуатации.

Создание самолета МиГ-29МОВТ с двигателями с многоосевым регулированием вектора тяги и резервированного цифрового вычислителя для управления им началось в 1999 г.

17 августа 2003 г. летчик-испытатель — шеф-пилот фирмы П.Н. Власов в первый раз поднял в воздух самолет МиГ-29МОВТ, на котором впервые в мире реализовано независимое управление вектором тяги по всем каналам управления, а также впервые в России использован авиационный рулевой привод с цифровым управлением для отклонения вектора тяги.

Достаточно длительным был третий этап отработки системы — ее летные испытания. Пришлось доводить как систему управления гидроприводами ОВТ, так и алгоритмы управления. Это было связано в основном с недостаточным знанием аэродинамики самолета и газодинамических потерь от двигателя на больших углах атаки.

Очень серьезное внимание было также уделено обеспечению безопасности полета. Повышение надежности проводилось за счет резервирова-

ния электромеханической части управления двигателя и использования четырехкратно резервированной (равнопрочной с основной СДУ) цифровой управляющей части.

Отказ одного из двигателей при работе ОВТ приводит к резкому усложнению пилотирования самолета вследствие малых скоростей и больших углов атаки. Поэтому электромеханическая часть управления ОВТ дублируется, и после прохождения первого отказа, локализованного системой контроля, пилотирование продолжается без ограничений. Неисправный подканал автоматически отключается с выдачей информации летчику. Система контроля построена на основе сравнения положения выходного штока и входного сигнала с учетом динамики исполнительного привода.



Рис. 10. Внешний вид полноразмерного стенда управления



Рис. 11. Визуализация полноразмерного стенда управления

Относительно небольшая величина нагрузки (до 30 % от максимально развиваемого усилия) позволяет это сделать.

Создание эффективной системы наземного контроля для предполетной проверки исправности не только аэродинамического, но и газодинамического управления (рис. 12) также существенно повышает надежность работы системы управления, так как гарантирует выпуск в полет исправной системы и отсутствие накопления отказов после выполнения полетов.

Проведенный комплекс стендовых испытаний — стендовая отработка на пилотажном комплексе в РСК "МиГ" и ЦАГИ — показал высокую эффективность предлагаемых принципов управления на закритических углах атаки, а наземная отработка цифрового вычислителя отклоняемого вектора тяги подтвердила эффективность разработанной методологии тестирования цифровых систем. Проведенные "жаровые испытания" на стенде Завода им. В.Я. Климова в Санкт-Петербурге подтвердили правильность логики и алгоритмов управления многоосевого отклоняемого вектора тяги, а летные испытания — правильность и высокую эффективность используемых принципов совместной работы аэродинамического и газодинамического управления, особенно при совмещении элементов сверхманевренности с привычным пилотажем на больших перегрузках.

Летные испытания показали также, что существенных особенностей в эксплуатации двигателей с ОВТ по сравнению с эксплуатацией серийных двигателей в части повреждения сверхзвуковых створок из-за коробления или прогаров при их отклонении не выявлено. Это позволяет уверенно прогнозировать наличие достаточного ресурса у двигателя РД-33 с ОВТ.

Таким образом, по предварительным оценкам, риск при серийном производстве сверхманевренного истре-



Рис. 12. Проведение предполетного автоматического контроля ОВТ

бителя с управлением на закритических углах атаки посредством многоосевого регулирования вектора тяги по предлагаемой схеме минимален.

Свои феноменальные летные качества самолет МиГ-29МОВТ с управлением на закритических углах атаки доказал на международных авиакосмических салонах и выставках "МАКС-2005", "ILA-2006", "Фарнборо-2006", "Аэро Индия-2007", "Ле Бурже-2007". В июле 2006 г. на "AIR TATTOO" он был признан лучшим пилотажным самолетом мира и получил сразу два приза: "Меч короля Хусейна" и мемориальный кубок маршала Миллера за победу в абсолютной категории и в категории маневренных самолетов.

Самоотверженная работа высококвалифицированного коллектива конструкторов, рабочих, испытателей РСК "МиГ", Завода имени В.К. Климова, ОАО МНПК "Авионика" позволила создать научно-технический потенциал как для модернизации самолетов четвертого поколения типа МиГ-29, так и для создания самолетов пятого поколения.

Список литературы

1. Дес Баркер. Новое понятие "суперманевренность" // World Airnews. Сентябрь. 2006.
2. Петров В.П., Сочинко А.А. Управление ракетами. М.: Воениздат, 1963.
3. Фомин А. ОВТ: новые возможности МиГ-29М // Взлет. 2005. № 8–9.
4. Оболенский Ю.Г. Особенности многоосевого регулирования вектора тяги // Всероссийское совещание "Проблемы развития гидропневмоавтоматики в XXI веке". 4.12.2001. Москва. ИПУ РАН.
5. Проектирование следящих систем / под ред. Л.В. Рабиновича. М.: Машиностроение, 1969.
6. Дубов Ю.Б., Суханов В.Л., Тарасов А.З. Большие углы атаки и критические режимы маневренных самолетов // Современные проблемы динамики и управления летательных аппаратов. Тр. ЦАГИ. Вып. 2649. Жуковский, 2001.
7. Оболенский Ю.Г. Управление самолетом на закритических углах атаки // Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов. М.: МАИ, 2005.
8. Повышение маневренности и боевой эффективности перспективных истребителей // Техн. информ. ЦАГИ. 1989. № 7.
9. Можаров В.А., Оболенский Ю.Г., Якубович М.М. Система дистанционного управления самолета МиГ-АТ и тестирование цифрового вычислителя // Техника воздушного флота. Т. LXXIII, № 6 (641), 1999.

УДК 629.7

Модернизация космических систем дистанционного зондирования Земли при наличии ограничений

Ю.А. Матвеев, В.В. Ламзин

Рассмотрены методические основы перспективных исследований эффективной модернизации космических систем дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ). Приводится постановка задачи модернизации КС ДЗЗ при наличии ограничений. Дан модельный пример эффективной модернизации КС ДЗЗ.

Yu.A. Matveyev, V.V. Lamzin. Upgrade Of Earth Remote-Sensing Systems Under Limitations

The article analysis the methodical fundamentals of further research into effective upgrade of space-based Earth remote sensing systems (ERS), and specifies priorities for the modernization of such systems in case of certain limitations. It also gives a model example of ERS modernization.

К техническим характеристикам космических систем дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ), таким, например, как оперативность, качество и пространственное разрешение предоставляемой информации; производительность съемки; сроки активного существования, надежность и безопасность, в последнее время предъявляются все более высокие требования. Для повышения эффективности КС ДЗЗ (рис. 1) в России и за рубежом ведутся работы по совершенствованию подсистем космического и наземного сегментов, методов обработки, хранения, передачи и предоставления информации потребителям. В условиях, когда создана базовая КС ДЗЗ, актуальными являются вопросы рационального управления развитием системы в планируемый период при наличии технических и технологических возможностей; решения задач эффективной модернизации системы и создания модификаций космических аппаратов (КА) при изменении условий применения, появлении новых целевых задач, повышении требований к качеству информационного обеспечения, наличии ограничений.

Под модернизацией КС ДЗЗ понимается процесс внесения изменений (доработки) в базовую систему с целью повышения ее технико-экономической эффективности при новых условиях использования [1]. Модернизация самой системы связана с заменой подсистем на новые подсистемы или на модификации, обладающие большими возможностями. Так, например, при модернизации КС ДЗЗ вводят в строй модификации КА или новые КА [2].

Под модификацией КА понимается процесс создания его видоизмененного образца на основе ранее созданного базового с целью повышения эффективности КА при модернизации системы [1]. Различные модификации КА могут функциониро-



МАТВЕЕВ
Юрий Александрович —
декан факультета МАИ,
академик Российской ака-
демии космонавтики им.
К.Э. Циолковского, про-
фессор, доктор техн. наук



ЛАМЗИН
Владимир Владимирович —
аспирант МАИ



Рис. 1. Структура космической системы дистанционного зондирования Земли

вать одновременно с базовыми образцами. В случае создания модификации в проект базового КА вносятся изменения, проводится также замена части подсистем. Опыт разработки показывает, что в основном это связано с заменой целевой аппаратуры и части обеспечивающих систем.

Значимость решения задач эффективной модернизации КС ДЗЗ возрастает в связи с относительным старением системы и ограниченностью затрат на развитие космических средств при одновременном расширении и усложнении целевых задач. За счет модернизации системы удастся, например, повысить качество выполнения целевых задач, расширить технические возможности системы (повысить научно-технический уровень) [2].

Анализ показывает, что разработка эффективных программ модернизации космических систем дистанционного зондирования Земли позволяет определить рациональные сроки ввода в строй новых и замены существующих КА, решить вопросы повышения устойчивости функционирования, снижения риска, а также повышения качества информационного обеспечения.

При выборе рациональных проектных решений модернизации КС ДЗЗ проводится комплексный многоуровневый анализ с учетом динамики функциональных связей. Проектные исследования охватывают помимо космической системы уровни низшего звена:

космический аппарат — целевая аппаратура (ЦА), интегрированная система управления (ИСУ), система электропитания (СЭП), двигательная установка (ДУ), система терморегулирования (СТР) и др.;

целевая аппаратура — съемочная аппаратура (СА), система сбора информа-

ции (ССИ), бортовой радиокomплекс передачи информации (БРПИ), антенно-фидерная система (АФС) и др. (рис. 2).

Проектные исследования модернизации системы связаны с определением рационального состава заменяемых подсистем и их параметров с тем, чтобы обеспечить требуемый уровень эффективности выполнения функциональных задач с минимальными затратами. Задача оптимизации параметров КС ДЗЗ при модернизации и наличии существующих ограничений записывается в следующем виде:

$$C_{\Sigma_{KC}}^M (i-1, P_{KC}^M(t), \beta(t_{np})) \rightarrow \min;$$

$$i-1, P_{KC}^M \in G^M(t_{np});$$

$$W(i-1, P_{KC}^M, U^M(t)) \geq W^{MTP};$$

$$T_p^M(i-1, P_{KC}^M, \dots) \leq T_p^{TP}; \quad P_{KC}^6(t) = P_{KC}^{6TP}(t);$$

$$t \in \langle T^M \rangle; \quad T^M > T,$$

где $C_{\Sigma_{KC}}^M(\cdot)$ — суммарные затраты на модернизацию космической системы в планируемый период; $i-1, P_{KC}^M(t)$ — функция, определяющая состав и параметры заменяемых подсистем; t_{np} — время прогнозирования; $\beta(t_{np})$ — коэффициенты стоимостных зависимостей; $G^M(t_{np})$ — область дополнительных решений, определяемая внешними и внутренними функциональ-

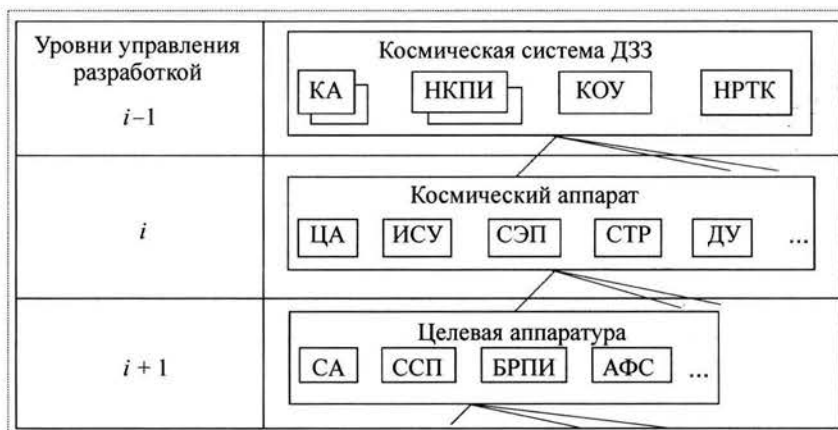


Рис. 2. Схема многоуровневых проектных исследований при модернизации КС ДЗЗ и создании модификаций КА

ными связями; $W(\cdot)$ – целевая эффективность космической системы; $C^m(t)$ – требования к космической информации при модернизации системы; $T_p^m(\cdot)$ – функция, определяющая трудоемкость работ при модернизации системы; T^m и T – временной интервал модернизации системы и существования (планируемый период разработки и создания) базовой системы соответственно; $P_{KC}^6(t)$ – функция, определяющая параметры базовых подсистем; индексом "тр" обозначены требуемые значения параметров или функций.

При формировании соответствующих проектных моделей задачи оптимизации параметров КС ДЗЗ при модернизации и наличии ограничений проводится "деформация" моделей основной задачи проектирования космической системы с учетом особенностей заменяемых подсистем. Разработка метода оптимизации параметров системы при модернизации и наличии ограничений в каждом случае является самостоятельной проблемой. Если при модернизации КС ДЗЗ проводится замена базового варианта КА на его модификацию с улучшенными характеристиками, то проводится комплексный проектный анализ характеристик системы и модификации КА.

Задача оптимизации параметров модификации КА записывается в следующем виде:

$$C_{KA}^m(M_{KA}^m(P_i^m, P_j^6), \beta(t_{np})) \rightarrow \min;$$

$$P_i^m \in G_i^m(t_{np}); \quad P_j^6 = P_j^{6^{tr(i-1)}}; \quad P_{OC}^m(\cdot) = P_{OC}^{m^{tr(i-1)}};$$

$$M_{KA}^m(\cdot) \leq M_{KA}^{tr(i-1)};$$

$$P_{KA}^m(\cdot) \geq P_{KA}^{6^{tr(i-1)}};$$

$$\Gamma_{KA}^m(\cdot) \leq \Gamma_{KA}^{tr(i-1)};$$

$$T_{P_{KA}}^m(\cdot) \leq T_{P_{KA}}^{m^{tr(i-1)}};$$

$$K_{HTU}^m(\cdot) \geq K_{HTU}^{m^{tr}} > K_{HTU}^6,$$

где P_i^m – параметры частично или полностью заменяемой i -й подсистемы ($i = 1, \dots, n$); P_j^6 – параметры базовой j -й подсистемы ($j = 1, \dots, m$); (индекс ОС – орбитальная система); $M_{KA}^m(\cdot)$, $P_{KA}^m(\cdot)$ и $\Gamma_{KA}^m(\cdot)$ – масса, надежность и габаритные размеры КА при его моди-

фикации соответственно; $K_{HTU}^m(\cdot)$ – функция, определяющая научно-технический уровень разработки.

Требования к научно-техническому уровню разработки задают темп прогресса в области технологий КС ДЗЗ, также позволяют успешно решать вопросы конкуренции при реализации продукции и способствуют эффективному развитию соответствующей отрасли промышленности.

Критерием эффективности при решении данной задачи является минимум затрат на разработку и создание модификации КА. Выбираемыми параметрами являются проектные параметры частично или полностью заменяемой i -й бортовой системы (параметры других бортовых систем при модификации КА соответствуют параметрам идентичных бортовых систем базового варианта). При поиске рационального решения должны выполняться функциональные связи (ограничения) по числу создаваемых объектов (модификаций КА), числу и параметрам орбитальных плоскостей, массе, габаритным размерам, трудоемкости (срокам создания) и научно-техническому уровню разработки модификаций космического аппарата.

При разработке методики поиска рациональных параметров модификации КА используются проектные модели базового КА и учитываются особенности замены подсистем. Рассмотрим схему и постановку задачи двухуровневой согласованной оптимизации параметров модификации КА и модернизации космической системы (рис. 3).

При данной схеме последовательно решаются три основные задачи:

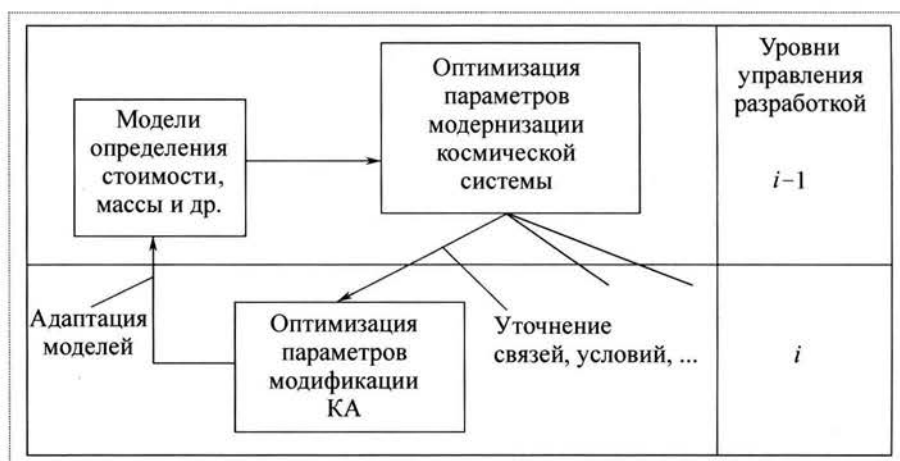


Рис. 3. Схема двухуровневой согласованной оптимизации параметров модификации КА и модернизации КС ДЗЗ

оптимизация параметров КС ДЗЗ при ее модернизации и наличии ограничений;

· оптимизация параметров модификации КА при наличии функциональных ограничений;

адаптация проектных моделей (стоимостных и массовых соотношений) и уточнение функциональных связей при модернизации системы на $(i - 1)$ -м уровне и модификаций КА на i -м уровне управления разработкой.

Постановка задачи двухуровневой согласованной оптимизации параметров модификации КА и параметров КС ДЗЗ при модернизации: определить

$${}^{i-1}P_{KC}^M \in G^{i-1}(t_{np}, {}^{i-2}P);$$

$${}^iP_{KA}^M \in G^i({}^{i-1}P_{KC}^M, t_{np})$$

такие, что

$$C_{\Sigma KC}^M(C_{KA}^{M^{i-1}}({}^{i-1}P_{KC}^M), \beta^{i-1}(t_{np}), \dots) \rightarrow \min;$$

$$C_{KA}^{M^i}({}^iP_{KA}^M, \beta^i(t_{np})) \rightarrow \min;$$

$$\beta^{i-1}(t_{np}) = A(\{{}^{i-1}P_{KA}^M, C_{KA}^{M^i}(\cdot)\}_i),$$

при выполнении условий:

$$a) |C_{KA}^{M^{i-1}}({}^{i-1}P_{KA}^M, \beta^{i-1}(t_{np})) - C_{KA}^{M^i}({}^iP_{KA}^M, \beta^i(t_{np}))| \leq \Delta C^*;$$

$$b) |C_{\Sigma KC}^{M^i}(C_{KA}^{M^{i-1}}({}^{i-1}P_{KC}^M, \beta^{i-1}(t_{np}))) - C_{\Sigma KC}^{M^{k-1}}(C_{KA}^{M^{i-1}}({}^{i-1}P_{KC}^M, \beta^{i-1}(t_{np})))| \leq \Delta C^{**}.$$

Здесь а) – условие согласования решения задачи оптимизации параметров как модернизации КС ДЗЗ, так и модификации КА; б) – условие сходимости при реализации согласованного оптимизационного поиска; A – адаптация моделей проектирования; k – уровень итерации; ΔC^* , ΔC^{**} – наперед заданные малые величины.

Поиск решения проводится итерационным методом.

Рассмотренный метод и схема позволяют:

проводить согласованную оптимизацию параметров целого (модернизация космической системы) и части (модификация КА);

без расширения моделей задачи оптимизации параметров КС ДЗЗ при модернизации и наличии ограничений повысить точность решения за счет направленной адаптации (уточнение коэффициентов моделей и связей);

найти рациональные параметры модификации КА при наличии динамики связей, технических и экономических ограничений.

Рассмотрим пример, когда объектом модернизации является отечественная космическая система дистанционного зондирования Земли с характеристиками, приведенными в работе [3]. Система включает в себя:

орбитальный сегмент, состоящий из группировки малоразмерных КА (пять с оптико-электронной съемочной аппаратурой и два с радиолокационной аппаратурой);

наземный сегмент, состоящий из центра управления полетами (ЦУП), наземного комплекса приема и обработки информации (НКПОИ), координационно-аналитического центра (КАЦ) и единой системы командно-технологической связи и передачи данных (ЕССПД).

В качестве мероприятий по эффективной модернизации системы могут быть приняты: расширение функциональных возможностей, повышение качества, продление срока применения и др. Расширение функциональных возможностей системы, например, достигается применением более эффективной целевой аппаратуры; установкой на КА дополнительной целевой аппаратуры; дополнительным включением в орбитальную группировку идентичных КА и (или) КА с другими функциональными возможностями.

Для определения числа задач, решаемых системой, проведен сравнительный анализ спектральных диапазонов работы целевой аппаратуры КА и спектральных диапазонов для основных областей применения информации дистанционного зондирования Земли, приведенных в работе [4].

Исследование эффективной модернизации космической системы проводится на модельном примере при реализации расширения функциональных возможностей системы путем применения более эффективной целевой (съемочной) аппаратуры с улучшенными характеристиками, разработанной или создаваемой в планируемый период, а также установки на КА дополнительной целевой аппаратуры для решения большего числа задач. В качестве ограничений рассматриваются габаритные и массовые характеристики КА.

Съемочная аппаратура распределенного доступа (РДСА) заменяется на перспективную многоспектральную съемочную аппаратуру (МСА) видимого и ближнего инфракрасного диапазона с улучшенными

Параметр	Тип съемочной аппаратуры			
	РДСА	МСА	МТСА	ГСА
Спектральный диапазон, мкм	0,54...0,90	0,48...1,70	3,4...4,2 8,5...9,3	0,2...0,9 1,0...1,4
Число каналов	3	4	2	700
Пространственное разрешение, м	25	25	185	5
Полоса захвата, км	205,6	170	190	10
Масса, кг	31,5	16	20	4
Потребляемая мощность, Вт	135	30	90	15

характеристиками и дополнительно устанавливается гиперспектральная съемочная аппаратура (ГСА). Также на КА дополнительно устанавливается аппаратура среднего и дальнего инфракрасного диапазона (МТСА) [5]. Основные технические характеристики рассматриваемых съемочных систем приведены в таблице.

Для увеличения пропускной способности бортовой радиолинии передачи целевой информации предполагается установка на борту КА перспективной системы с улучшенными характеристиками [6].

С использованием разработанного метода были получены следующие результаты исследований по эффективной модернизации системы:

- повышение периодичности наблюдения съемочной аппаратуры среднего разрешения до 1 сут;
- увеличение пропускной способности радиолинии на 20 %;
- увеличение числа решаемых задач на 60 %.

Основные результаты исследований по эффективной модернизации системы на модельном примере представлены на рис. 4...6.

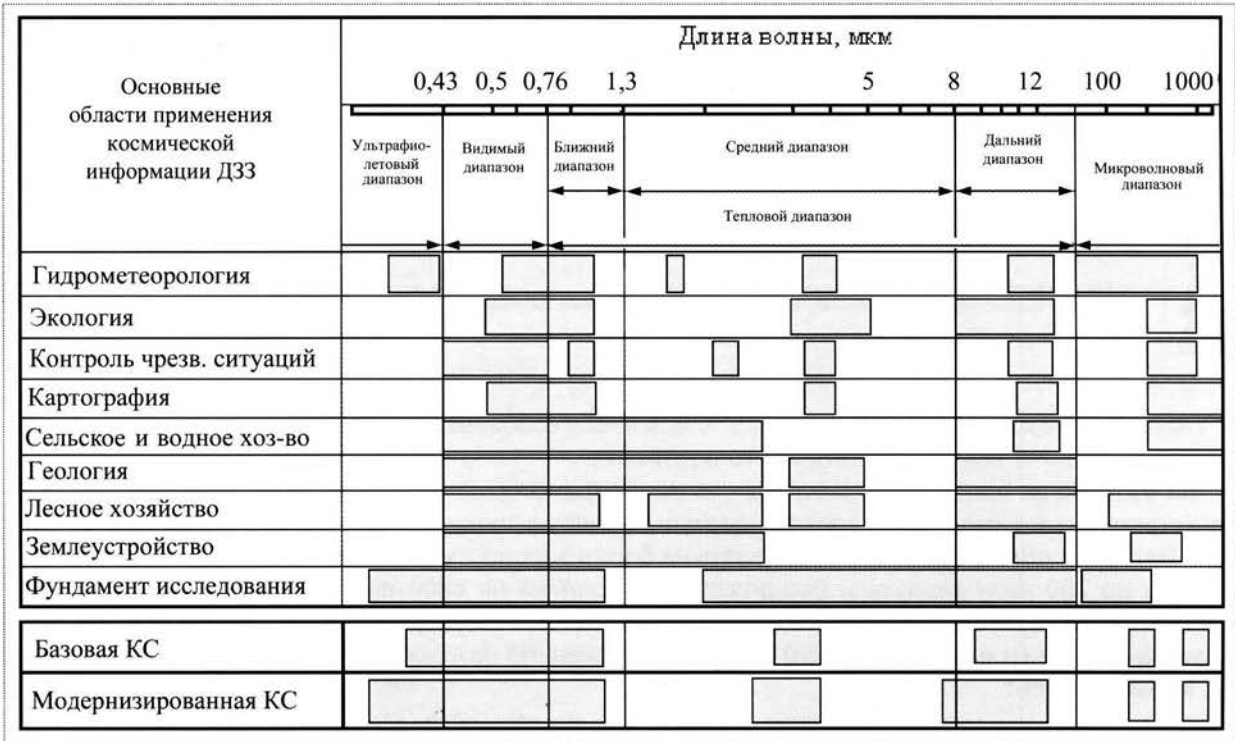


Рис. 4. Спектральные диапазоны съемочной аппаратуры базовой и модернизированной систем



Рис. 5. Периодичность наблюдения базовой и модернизированной систем

Особенностью задачи эффективной модернизации КС ДЗЗ является комплексный характер исследования самой космической системы и заменяемых подсистем, стохастический (в общем случае), динамический, многокритериальный и многопараметрический характер оптимизации.

Методические основы анализа модернизации КС ДЗЗ при наличии ограничений служат базой при разработке методик проектных исследований перспективных вариантов космических систем, модификаций КА и подсистем, а также при разработке приемов согласованного многоуровневого поиска.

Полученные результаты исследований модернизации КС ДЗЗ на модельном примере могут служить основой для детального анализа ее развития, расшире-

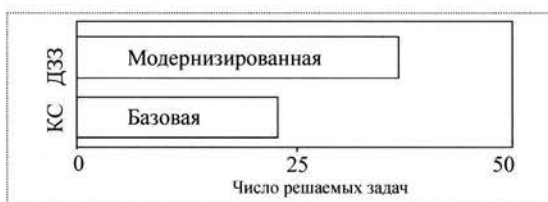


Рис. 6. Число решаемых задач базовой и модернизированной системами

ния области применения, продления сроков использования.

Список литературы

1. Матвеев Ю.А. Методы исследования модификаций при разработке ЛА. М.: Изд-во МАИ. 1992.
2. Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Модернизация и вопросы повышения эффективности космических информационных систем // Тр. XL научных чтений, посв. разработке творческого наследия К.Э. Циолковского. М., 2005.
3. Глазкова И.А. Комплексная космическая система ДЗЗ "Монитор" // Аэрокосмический курьер. 2003. № 1.
4. Концепция развития российской космической системы дистанционного зондирования Земли на период до 2025 г. (проект). <http://www.gisa.ru/30562.html>. 2006.
5. Инфракрасный и гиперспектральный мониторинг пожаров. http://www.keldysh.ru/papers/2004/prep32/prep2004_32.html. 2004.
6. Кузьменко А.А., Сафронов Д.Н., Севастьянов А.Ю. Перспективная бортовая радиопередача информации для спутников дистанционного зондирования Земли // Тр. 4-й Международной конференции-выставки "Малые спутники, новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI в.". Королёв. 2004.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

Фирма "Камов" планирует разработать новый пассажирский вертолет Ка-92

Генеральный конструктор ОАО "Камов" С.В. Михеев сообщил, что компания приступает к разработке принципиально нового пассажирского вертолета.

"Ка-92 — это не просто вертолет, это — элемент транспортной системы, которая в совокупности с магистральными самолетами сделает доступной любую точку нашей страны", — сказал С.В. Михеев. — Вертолет должен быть способен взять на борт в аэропорту 30 пассажиров, доставить их на расстояние до 700 км и вернуться без дозаправки топлива на свой аэродром".

По его словам, это будет принципиально новая машина с гораздо более высокими аэродинамическими качествами и малым удельным расходом топлива. На разработку такого вертолета потребуется как минимум 8 лет.

Вестник Интерфакс — АВН № 34 (309), 2007 г.

Динамическая модель гидроаккумуляторного демпфера

А.А. Пожалостин

Представлена динамическая модель гидравлического демпфера системы подачи топлива жидкостного ракетного двигателя. Приведено аналитическое решение для определения передаточной функции этого устройства.

A.A. Pozhalostin. Dynamical Model Of Hydroaccumulator Damper

The article describes a dynamical model of a hydraulic damper of the liquid propellant motor's fuel system, and offers an analytical method for calculating its transmitting capacity.



Пожалостин
Алексей Алексеевич –
профессор МГТУ им.
Н.Э. Баумана, доктор
техн. наук

В 60-е годы прошлого столетия для стабилизации давления в магистрали подачи топлива ракеты-носителя Н1 [1] И.М. Рапопорт предложил устройство гидроаккумуляторного демпфера, принципиальная схема которого была исполнена Б.И. Рабиновичем (рис. 1) [2].

Стационарное движение топлива по трубопроводу обеспечивает бесперебойную работу двигателя, причем расход жидкости весьма большой (~ 100 кг/с). С увеличением давления жидкости в трубе сразу же изменяется тяга двигателя. Это в свою очередь инициирует продольные колебания упругого корпуса ракеты в целом [3].

Продольные деформации корпуса могут привести к еще большему изменению давления в трубопроводе. Увеличение тяги двигателя приведет к еще более интенсивным движениям корпуса в продольном направлении. Короче говоря, ракетная система представляет собой автоколебательную систему с мощным источником энергии в виде двигателя ЖРД. При определенных условиях нарастающие продольные колебания могут привести к разрушению корпуса ракеты.

Для недопущения нарастания таких колебаний и служит устройство гидроаккумуляторного демпфера.

При надлежащем выборе параметров устройства – жесткости упругой наружной оболочки, ее толщины, материала стенки, геометрических размеров всего демпфера, величины, геометрии и числа отверстий во внутренней трубе – отношение значений давления в жидкости до и после демпфера должно быть существенно меньше единицы.

Чтобы правильно выбрать проектные параметры, надо получить выражение для передаточной функции по давлению демпфера. В этих целях в динамической расчетной модели демпфера (рис. 2) примем следующие допущения:

жидкость идеальна и несжимаема;

движение потенциальное, симметричное относительно оси симметрии стабилизатора;

колебания малые;

внешняя упругая оболочка камеры безмоментная.

Предположим, что демпфирование осуществляется пропорционально скорости перетекания жидкости через отверстия (перфорации) из трубы в упругую камеру с заданным постоянным коэффициентом γ .

Обозначим потенциал скорости в трубе через Φ_1 , а в камере – через Φ_2 . Тогда

$$\Phi_1 = \Phi_{10} \sigma_0(r) \exp i p t - i = \sqrt{-1},$$

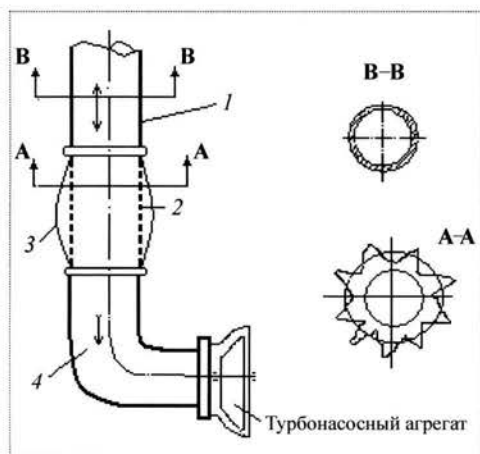


Рис. 1. Принципиальная схема устройства гидроаккумуляторного демпфера:

1 – подводящий топливо трубопровод; 2 – камера демпфера с упругой оболочкой; 3, 4 – отводящий трубопровод

где p – частота давления, $\sigma_0(r) = 1$ при $r < r_1$ и $\sigma_0(r) = 0$ при $r_1 \leq r \leq R$ (см. рис. 2).

Кроме того, Φ_1 удовлетворяет уравнению Лапласа $\Delta\Phi_1 = 0$. Краевая задача для потенциала скорости Φ_2 в линейной постановке будет выглядеть следующим образом:

$$\begin{aligned} \Delta\Phi_2 &= 0; \Phi_{2r} = w_t \text{ при } r = R; \\ \Phi_{1r} &= \Phi_{2r}; \rho\Phi_{1t} + \gamma\Phi_{1r} = \rho\Phi_{2t}; \end{aligned} \quad (1)$$

$$\Phi_{2x} = 0 \text{ при } x = 0 \text{ и } x = L;$$

$$w_t = \rho p^2 [(ER^2 - \rho_0 p^2)\delta]^{-1} \text{ при } r = R.$$

Здесь ρ – плотность жидкости; E – модуль Юнга; R – радиус упругой оболочки; ρ_0 – плотность материала оболочки; δ – толщина стенки; w – прогиб стенки (см. рис. 2); $w_t = \partial w / \partial t$; $\Phi_{1r} = \partial\Phi_1 / \partial r$.

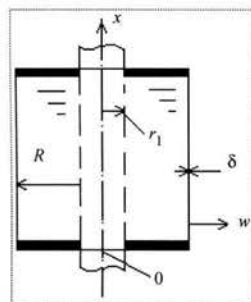


Рис. 2. Динамическая модель демпфера

Для решения краевой задачи представим Φ_{10} в виде разложения по функциям Бесселя $J_0(\mu_j, r)$ первого рода нулевого порядка, где μ_j – корни трансцендентного уравнения. Причем $J_0(\mu_j) = 0$; $\mu_1 = 2,405, 5,52, \dots$

Функцию $\Phi_2(x, r, t)$ ищем в виде

$$\Phi_2 = \exp(i p t) \left[C_{10} + C_{20} \ln r / L + \sum_{i=1}^{\infty} \Phi_{2i} \right].$$

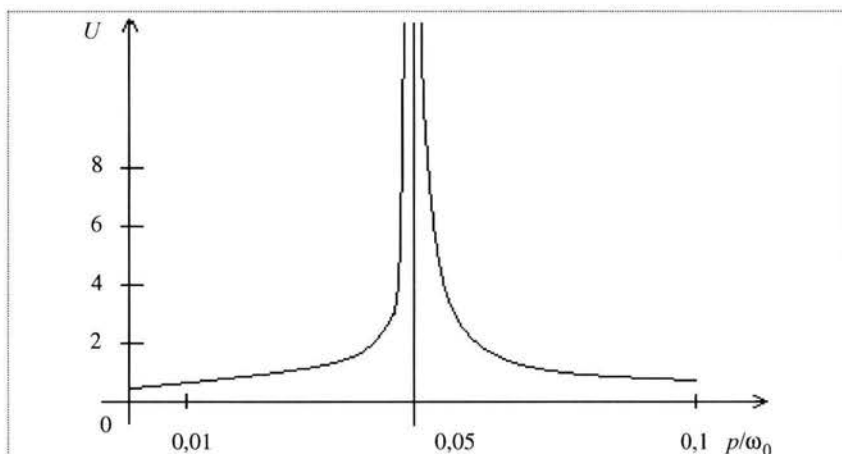


Рис. 3. Численный расчет функции U в случае $\gamma = 0$

$$\text{Здесь } \Phi_{2i} = \cos \bar{\lambda}_i \frac{x}{L} \left[C_{1i} J_0 \left(\bar{\lambda}_i \frac{r}{L} \right) + C_{2i} K_0 \left(\bar{\lambda}_i \frac{r}{L} \right) \right];$$

$\bar{\lambda}_i = i\pi, i = 1, 2, 3, \dots$; C_{1i}, C_{2i} – константы, подлежащие определению.

Для получения замкнутого решения осредним граничное условие (1) по смоченной поверхности оболочки. Тогда передаточная функция по давлению $W(ip)$ с учетом [4] будет определяться выражением

$$W(ip) = U + iV,$$

где U и V – бесконечные быстроходящиеся ряды, например:

$$U = \sum_{j=1}^{\infty} \frac{2}{j \bar{\mu}_j} \left[\alpha_j \frac{R}{r_1} \frac{J_1 \left(\bar{\mu}_j \frac{r_1}{R} \right)}{ch \bar{\mu}_j} + U_j \right].$$

Для функции V также нетрудно получить аналитические выражения, используя свойства функций Бесселя.

На рис. 3 приведены результаты численных расчетов функции U для случая, когда коэффициент γ равен нулю. Видно, что существуют такие значения параметров конструкции, при которых давление на входе в ТНА уменьшаться не будет. Этим свойством демпфер будет обладать при $p/\omega_0 \ll 0,01$ (ω_0 – частота свободных колебаний сухой оболочки).

Список литературы

1. Первов М. Ракетные комплексы РВЧН // Техника и вооружение. 2001. № 5–6. С. 44–45.
2. Рабинович Б.И. Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. 416 с.
3. Колесников К.С. Продольные колебания ракеты с жидкостным ракетным двигателем. М.: Машиностроение, 1971. 260 с.
4. Лейбензон Л.С. О натуральных периодах колебания плотности, подпирающей реку // Тр. АН СССР. 1951. Т. 1. С. 125–133.

УДК 621.757:629.7

Управление параметрами качества прецизионных деталей двигателей ЛА

Л.А. Хворостухин, В.В. Курицына

Представлены результаты комплексных исследований, направленных на выявление возможностей технологического управления параметрами точности формообразования ответственных деталей агрегатов управления двигателей летательных аппаратов прогрессивными методами направленного поверхностно-пластического деформирования алмазным индентором.

L.A. Khvorostukhin, V.V. Kuritsyna. Parameter Control Of Precision Parts Of Aircraft Engines

In work results of the complex researches directed on revealing of opportunities of technological management in parameters of accuracy of formation of responsible details of units of management of engines of flying devices by progressive methods of directed superficial – plastic deformation diamond indenter are submitted.

Создание новых технологий, способных обеспечить получение деталей, удовлетворяющих высоким техническим требованиям, связано с их конструктивным совершенствованием. Постановка на производство деталей разнообразной номенклатуры и различного функционального назначения требует решения проблемы быстрого и эффективного проектирования технологических процессов, включающих высокие прогрессивные технологии формообразования и модификации поверхностного слоя. При этом современное состояние производства и его сертификация требуют создания методологической базы построения и обеспечения функционирования соответствующей системы обеспечения качества.

Проблема технологического обеспечения качества дорогостоящих ответственных деталей особенно актуально проявляется на современном этапе развития авиационного и ракетного двигателестроения, где непрерывно возрастают масштабы применения прецизионных деталей сложной конфигурации, неравномерной жесткости, тонкостенных. Широкое распространение получают различного рода гидроусилители и сервоприводы, выносные и встроенные силовые цилиндры, сложнопровольные детали.

Основные требования к материалам и технологиям производства деталей двигателей летательных аппаратов (ЛА) обусловлены повышением рабочих температур, силовых нагрузок, необходимостью повышения надежности работы деталей. Интенсификация производства обострила проблему изготовления класса высоконагруженных деталей из особо прочных и жаропрочных конструкционных материалов. Это обусловлено следующим:

сложностью формы деталей;

высокими требованиями по точности геометрических параметров поверхности на уровне 5...7 квалитетов, шероховатости поверхности 1,25 мкм;

необходимостью формирования поверхностного слоя с регламентированными свойствами, высокой несущей способностью, с распределением предпочтительных остаточных напряжений сжатия.



ХВОРОСТУХИН
Лев Алексеевич –
профессор Российского
государственного техно-
логического университета
им. К.Э. Циолковского,
доктор техн. наук



КУРИЦЫНА
Виктория Викторовна –
доцент Российского госу-
дарственного технолого-
гического университета
им. К.Э. Циолковского,
кандидат техн. наук

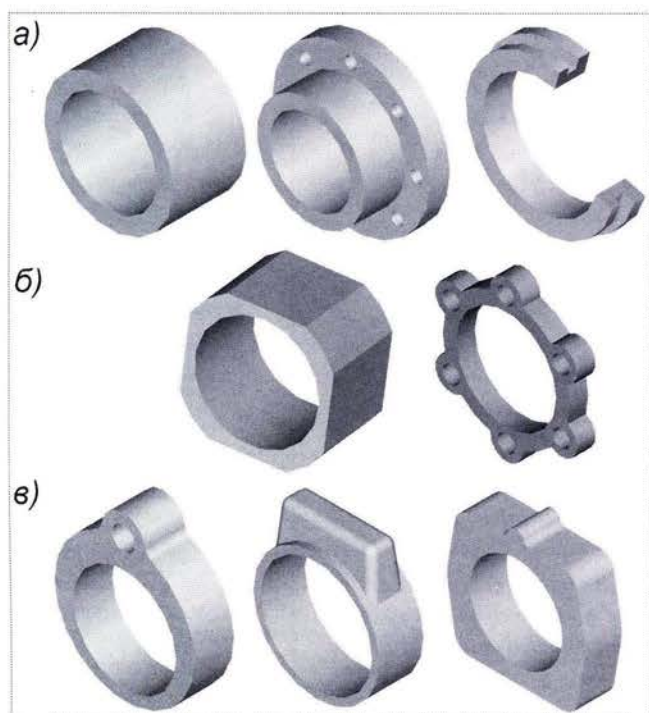


Рис. 1. Классификация маложестких деталей цилиндрического и кольцевого типа по конструктивно-технологическим признакам:
а – осесимметричные с постоянной жесткостью по окружности;
б – осесимметричные с регулярным изменением жесткости по окружности;
в – неосесимметричные с произвольным изменением жесткости по окружности

В специальных отраслях машиностроения все большее распространение получают тонкостенные детали различной формы. Этому способствует курс на снижение металлоемкости изделий, а также тот факт, что масса влияет на надежность и функциональные параметры изделия. Высокоточные оболочки, пластины, стержни, кольца, цилиндры – основные модели элементов конструкций в современной технике.

Прецизионные детали агрегатов двигателей ЛА, в частности пневмогидравлических систем (ПГС) управления, работают в специфических условиях, характеризующихся одновременным воздействием различных эксплуатационных факторов, которые могут изменяться в широком диапазоне: от криогенных ($-190\text{ }^{\circ}\text{C}$) до высоких ($+500\text{ }^{\circ}\text{C}$) температур, высоких рабочих давлений (давление в корпусе гидропривода достигает 30 МПа), динамических нагрузок (вибраций, ударов, тряски и т.п.). В качестве рабочих сред в ПГС часто применяются химически активные жидкости и газы. Наблюдается тенденция дальнейшего ужесточения условий работы ПГС. Наряду с этим повышаются требования к работоспособности, степени герметичности

и условиям контактирования подвижных соединений ПГС.

Анализ опыта эксплуатации гидравлических систем летательных аппаратов показал, что на неисправности силовых цилиндров приходится 7...9 % от общего числа неисправностей элементов гидравлической системы. Примером могут служить отказы пневмогидравлических агрегатов систем управления ЛА.

Прецизионные пары трения, включающие цилиндрические и плоские сопряжения высокой точности и чистоты, являются важнейшими узлами топливных и гидравлических агрегатов. За счет создания между деталями этих пар зазоров не более нескольких микрон обеспечивается гидроплотность различных полостей. Эти детали изготавливаются из высоколегированных конструкционных и инструментальных сталей. Необходимость обеспечения минимальных и постоянных в процессе эксплуатации сил трения в этих парах определяет высокие требования к сопряженным поверхностям по точности и показателям шероховатости. Поэтому прецизионные пары трения являются самыми дорогостоящими при производстве топливных и гидравлических агрегатов, а вопросы, связанные с повышением их ресурса, представляют практический интерес.

Тонкостенные цилиндрические детали, применяемые в специальных областях машиностроения, по конструктивно-технологическому признаку можно разделить на следующие группы:

1. Осесимметричные с постоянной жесткостью по окружности (рис. 1, *а*). Механической обработке подвергаются наружные и внутренние поверхности. Для этих деталей наиболее важной характеристикой качества является отклонение формы.

2. Осесимметричные с регулярным изменением жесткости по окружности (рис. 1, *б*). Механической обработке подвергаются внутренняя рабочая и частично наружная поверхности. Для обработанных поверхностей наиболее важными характеристиками являются отклонение формы, волнистость, шероховатость поверхности.

3. Неосесимметричные, с произвольным изменением жесткости по окружности (рис. 1, *в*). Механической обработке подвергаются внутренняя цилиндрическая и частично наружная поверхности. Важными характеристиками, влияющими на функциональные параметры изделия, являются отклонение формы, волнистость поверхности.

По данной классификации рассматриваемые детали ПГС можно отнести к группе 3. Конструктивно корпусные детали пневмогидроприводов можно оха-

рактизовать как изотропные оболочки неравной жесткости как по длине, так и по сечению (рис. 2).

Эффективность функционирования этих деталей в значительной степени определяется точностью их геометрических параметров. Необходимость соблюдения высокой точности размеров деталей диктуется требованиями точности взаимного расположения различных элементов узлов (например, пневмогидросистемы), а также требованиями обеспечения взаимозаменяемости, надежности, долговечности. Погрешности геометрической формы деталей формируются в зависимости от различных факторов.

Основным препятствием повышению качества и производительности изготовления деталей сложной конфигурации являются деформации, возникающие от действующих сил при различных видах технологического воздействия. Принимая во внимание класс рассматриваемых деталей, а именно прецизионных деталей неравномерной жесткости, надо отметить, что необходимость применения специальных технологических операций, связанных с высокотемпературными воздействиями, с созданием больших усилий внешнего воздействия при обработке поверхностным пластическим деформированием, нередко может приводить к искажению формы и размеров этих деталей (рис. 3).

Особого рассмотрения требуют отклонения формы, возникающие в связи с наследованием конструктивных форм деталей.

В ходе технологических процессов механической обработки детали получают специфические отклонения от правильных геометрических форм. Эти отклонения определенным образом связаны с геометрической формой продольных и поперечных сечений детали, взаимным расположением их поверхностей. Заготовки деталей, имеющие в зависимости от конструктивных особенностей различные жесткость или температурные деформации в разных точках, под действием сил резания или нагрева получают в ходе технологического процесса или эксплуатации различные перемещения, вызывающие погрешности формы готовых деталей. Кроме того, могут возникать отклонения формы, связанные с неравномерной релаксацией напряжений.

Различные комбинации конструктивных элементов приводят к изменению жесткости, твердости в местах их сочетаний, а следовательно, к возникновению в поверхностных слоях сложной картины неравномерного напряженного состояния.

Данный вид наследования весьма опасен, поскольку может носить скрытый характер и проявиться через некоторое время либо при операциях частичного отъе-

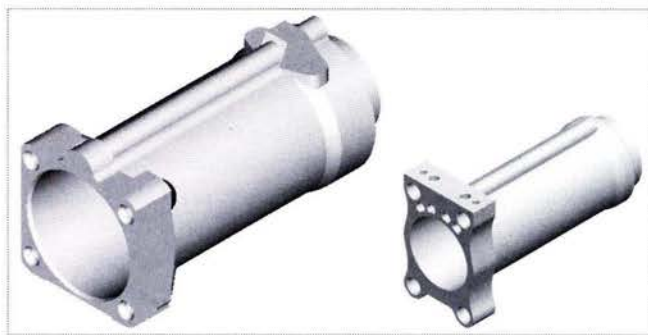


Рис. 2. Детали пневмогидросистем ЛА

ма материала, изменяющих распределение остаточных напряжений.

Неравномерная жесткость детали может привести в ходе технологического процесса к возникновению погрешности формы в виде отклонения от прямолинейности оси корпуса или отклонения от круглости центрального отверстия.

Отклонения формы деталей, получаемые под действием различных факторов на протяжении технологического процесса изготовления, имеют тенденцию устойчивого сохранения в течение всего процесса обработки. Это обуславливается явлением технологического наследования. При этом некоторые характеристики и свойства переходят от операции к операции, они как бы наследуются от предыдущей обработки.

Явление технологического наследования наблюдается в любом технологическом процессе, однако его проявление особо важно для изготовления и сборки высокоточных деталей. Последнее объясняется количественной стороной наследуемых параметров, наследственная часть погрешности в этом случае оказывается весьма ощутимой и занимает большую часть, а иногда и весь допуск на параметр или даже превышает его. Игнорирование явления технологического наследования приводит к нестабильности системы технологического обеспечения требуемых параметров. Необходимый уровень точности формы прецизионных

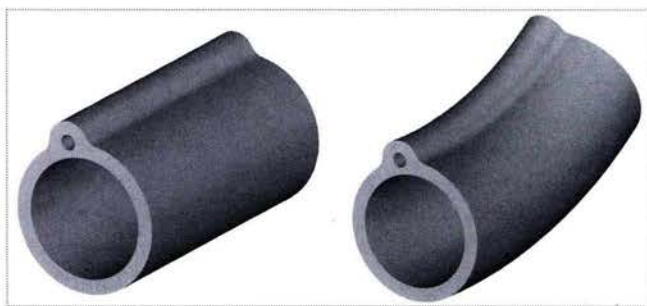


Рис. 3. Коробление деталей неравномерной жесткости

деталей достигается посредством трудоемких доводочных операций.

Важной задачей в связи с этим является поиск путей и методов ликвидации вредных наследственных явлений в производстве прецизионных деталей пневмогидравлических агрегатов двигателей и силовых установок.

Для обеспечения высокой точности формы корпусных деталей необходимо ужесточать требования к технологическому процессу и разрабатывать новые прогрессивные технологические процессы, такие как *локальное поверхностное пластическое деформирование* (ЛППД), заключающееся в целенаправленном воздействии на процесс формообразования цилиндрических маложестких прецизионных деталей.

Любая система, рассматриваемая с позиции наследования, содержит большое число регуляторов. Работа наследственных регуляторов, присущих технологическим системам, является мощным фактором обеспечения требуемых выходных параметров и повышения надежности работы высокоточных деталей. Теоретическое и экспериментальное исследование методов, интенсифицирующих обработку традиционными и специальными комбинированными методами направленного воздействия, позволит управлять процессом технологического наследования, с тем чтобы свойства, положительно влияющие на надежность детали, сохранять в течение всего технологического процесса, а свойства, влияющие отрицательно, ликвидировать в его начале.

Большими потенциальными возможностями обладают методы локального воздействия на деталь технологической энергии различной физической природы (деформации, снятие материала, нанесение покрытий, модификация потоками энергии и др.). Предлагаемые прогрессивные методы локального поверхностного пластического деформирования способствуют интенсификации управления производственными процессами формообразования и доводки прецизионных деталей двигателей ЛА.

Особая роль в формировании качества и эксплуатационных свойств деталей принадлежит обработке поверхностным пластическим деформированием (ППД), к которой относятся процессы обкатывания поверхностей шариками, роликами, алмазными инденторами и др.

Эффективным методом повышения прочности поверхностного слоя деталей является алмазное выглаживание, связанное с образованием остаточных напряжений сжатия, повышением твердости, несущей способности поверхности, коррозионной стойкости. Преимущество

методов ППД в технологии обработки обуславливается их высокоэффективным силовым воздействием на поверхностный слой обрабатываемой детали и высокой производительностью. Им присуща более высокая гибкость в технологическом управлении качеством поверхности, так как включены в работу такие средства технологического воздействия, как силовые, температурные и др.

Анализ различных методов ППД показал, что для рассматриваемых деталей и материалов в силу присущей им высокой поверхностной твердости, достигающей HRC 56–65 и обеспечиваемой операциями термической и химико-термической обработки, лишь алмазные инденторы приемлемы в качестве инструмента для отделочной обработки. Твердость деформирующих элементов, используемых при других методах ППД, вполне соизмерима, а в некоторых случаях даже уступает поверхностной твердости деталей прецизионных пар. При контактном давлении, равном пределу текучести материала детали, осуществляется пластическая деформация в зоне контакта. При этом происходит не только упрочнение выглаженного слоя, но и формирование выгодных при эксплуатации остаточных напряжений сжатия.

Связь параметров канавки с параметрами процесса деформирования алмазным индентором можно представить в виде

$$P_y = 0,38 \frac{\pi R_{сф} H_{\mu} h_k}{f K_k},$$

где P_y — усилие выглаживания, Н; $R_{сф}$ — радиус сферы алмазного индентора, мм; H_{μ} — микротвердость исходной поверхности, МПа; h_k — глубина канавки, мм; f — коэффициент трения по обрабатываемому материалу; K_k — коэффициент, учитывающий влияние шага между канавками (для одиночной канавки $K_k = 1,0$).

Исследование возможности направленного применения и локализации процессов поверхностного деформирования в целях оптимального достижения требуемых геометрических параметров связано с особенностями характера упрочнения, функционально-зависимого от конструктивных форм деталей.

Механизм влияния локальной поверхностно-пластической обработки на геометрические характеристики деталей имеет две разновидности:

изменение геометрии поверхности за счет перераспределения материала поверхностного слоя при пластическом деформировании во время образования канавок (рельеф поверхности);

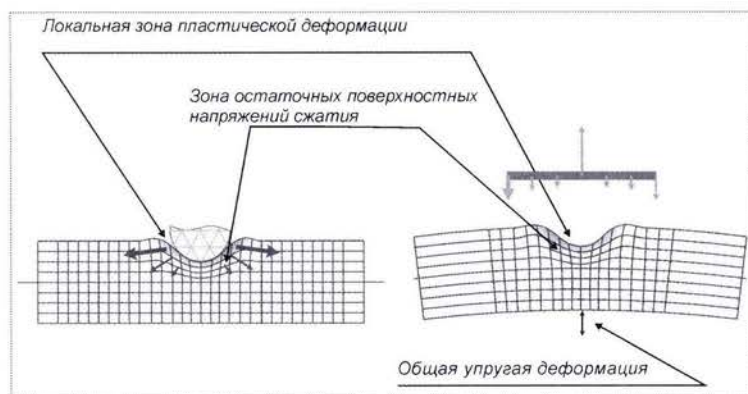


Рис. 4. Схема ЛППД тонкостенной плоской пластины

наведение остаточных напряжений в приповерхностной зоне образования канавки, которые в свою очередь способны вызывать общую деформацию детали или ее элемента (маложесткие, тонкостенные детали), а также способны изменить жесткость детали без изменения ее конструктивных форм.

Таким образом, применение локального или управляемого поверхностного пластического деформирования позволяет управлять геометрическими характеристиками поверхностей за счет целенаправленного перераспределения материала поверхностного слоя детали, уменьшая волнистость, а также путем создания поля остаточных напряжений, способных осуществить направленную деформацию детали, уменьшающую имеющееся отклонение формы (рис. 4).

Сущность методов ЛППД состоит в нанесении серии разнообразных канавок алмазным индентором на рабочие и, возможно, нерабочие поверхности обрабатываемых деталей. Локальность и управляемость процесса заключается в специальных методиках выбора режимов нанесения канавок, что подразумевает

выбор места и регулярности их нанесения, интенсивности нагрузки, радиуса индентора (рис. 5).

Основная идея метода ЛППД при управлении формой деталей кольцевого и цилиндрического типа состоит в проведении на нерабочей поверхности деталей одной или нескольких канавок алмазным индентором вдоль образующей (рис. 6). При этом образуется локальное поле сжимающих остаточных напряжений, эквивалентное системе сосредоточенных нормальных и тангенциальных нагрузок, а следовательно, обладающее большой деформативной способностью; возникает направленная общая упругая деформация детали.

Эффект исправления отклонения формы от круглости достигается за счет уравнивания локальных остаточных напряжений в поверхностном слое детали, сопровождающегося ее общей упругой деформацией, поле перемещений которой противоположно полю отклонения формы детали от номинала до воздействия ЛППД.

Данный метод обладает рядом преимуществ (низкая энергоемкость, высокая производительность, применение универсального широко распространенного оснащения). Большая степень локализации пластической деформации обеспечивает высокую разрушающую способность метода, что выражается в точности регулирования воздействия (сила вдавливания, дискретность расположения канавок) и точности получаемого результата (геометрия общего деформирования).

Локальное поверхностно-пластическое деформирование может проводиться на токарно-винторезных станках моделей 16К20 и 1И611П. Инструментом служат наконечники из природных (ОН-037-103-67) и синтетических (АСПК, АСПК-3) алмазов со сфериче-

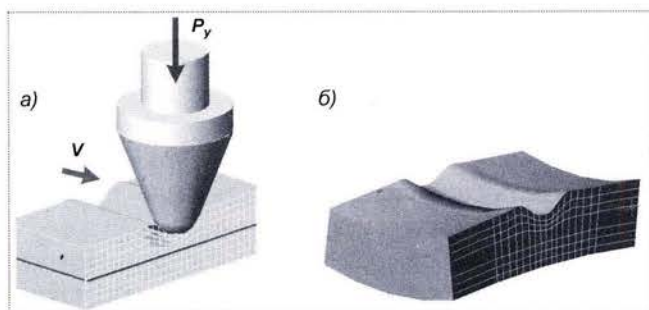


Рис. 5. Схема локального поверхностного пластического деформирования алмазным индентором:

а — проведение канавки алмазным индентором; б — общая деформация пластины после нанесения канавки

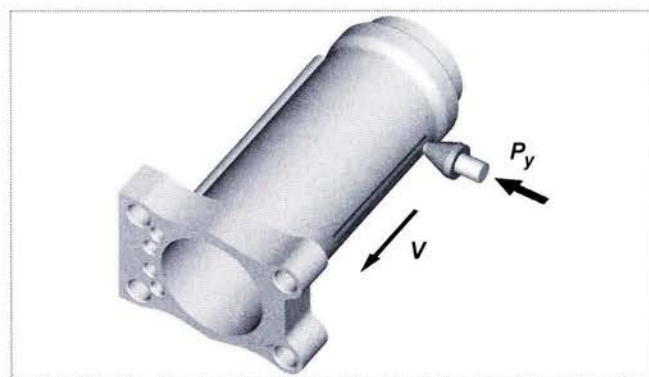


Рис. 6. ЛППД цилиндра алмазным индентором

ской рабочей частью $R_{\text{сф}} = 1,0...3,5$ мм. Усилие на алмазном наконечнике при формировании одной канавки не превышает 1000 Н. Используется смазочно-охлаждающая жидкость — масло "Индустриальное-20".

При определении места воздействия и режимов ЛППД для тонкостенных деталей неравномерной жесткости применяется численный анализ упругого напряженно-деформированного состояния образцов, подвергнутых воздействию единичных силовых нагрузок, эквивалентных эффекту действия остаточных напряжений после локального поверхностного пластического деформирования. При расчете действие локальных остаточных напряжений представляется как приложение сосредоточенной силы, направленной по нормали от поверхности.

Метод конечных элементов в форме метода перемещений является базой для разработанной системы моделирования и вполне отвечает требованиям надежности получения необходимого результата при повторении синтезированного теоретического эксперимента на практике в реальных условиях. Описывающие уравнения математической модели получаем путем минимизации полной потенциальной энергии рассматриваемой системы, выраженной через поле перемещений.

При решении задачи упругого деформирования рассматриваем тело заданной формы, материал которого имеет известные физико-механические свойства. На тело действуют заданные нагрузки и наложены некоторые связи, определяются напряжения, деформации и перемещения в теле. Уравнения математической модели имеют простой физический смысл: они описывают равновесие узлов системы; искомыми неизвестными могут являться компоненты узловых перемещений при заданных параметрах силовых факторов или параметры локального воздействия (сила давления, место приложения и т.д.) при заданном поле требуемых перемещений.

Оценка отклонения профиля от круглости осуществляется путем спектрального анализа, который основан на представлении профиля в виде ряда периодических функций (ряд Фурье) и реализуется с помощью гармонического анализа. Спектральное представление позволяет, с одной стороны, получить комплексную характеристику отклонений, с другой — провести детальный анализ в любом частотном диапазоне.

На современном этапе развития вычислительной техники открываются возможности исследования поведения деталей при различных методах воздействия путем разработки соответствующих систем аналитического и имитационного моделирования в целях вы-

бора однозначного варианта воздействия, обеспечивающего гарантированное получение качественной поверхности.

Использование автоматизированных программно-аппаратных комплексов в технологическом проектировании обуславливает применение имитационного моделирования в целях синтеза таких технологических процессов, которые обеспечивали бы с достаточной вероятностью требуемые выходные параметры. Моделирование напряженно-деформированного состояния деталей включает методы алгоритмизации поведения объектов. Метод конечных элементов, являющийся базой для разработанной системы моделирования, вполне отвечает требованиям надежности получения необходимого результата при повторении синтезированного теоретического эксперимента на практике в реальных условиях.

Принцип эксплуатации программного комплекса системы имитационного моделирования управления формой заключается в проведении машинных экспериментов по нагружению исследуемой детали внешними сосредоточенными радиальными силами (рис. 7, 8).

В процессе решения сформулированной задачи возможно прогнозировать выходные параметры точности рабочих поверхностей при обработке реальных деталей, а также рекомендовать режимы обработки и целенаправленного локального воздействия на деталь для исправления имеющихся отклонений ее формы от номинала.

На этапе подготовки массива исходных данных пользователю предоставляется возможность описания внешнего контура детали путем ввода геометрических характеристик в диалоговом режиме. В целях оптимизации подготовительной работы и уменьшения вероятности ошибок применяется графическое отображение введенной информации на дисплее в привычном представлении.

Автоматическое создание электронного архива по описаниям геометрических контуров деталей позволяет сократить трудоемкость ввода исходных данных за счет применения ранее сохраненных шаблонов с соответствующими масштабными коэффициентами или небольшими поправками. Для переработки исходной информации во внутреннее представление применяются специальные процедуры.

После выбора пользователем характера и дискретности разбиения детали модулем автоматически генерируется сетка конечных элементов, объединенных в единую систему. Процесс дискретизации сечения детали проходит параллельно с выводом графической информации на экран.

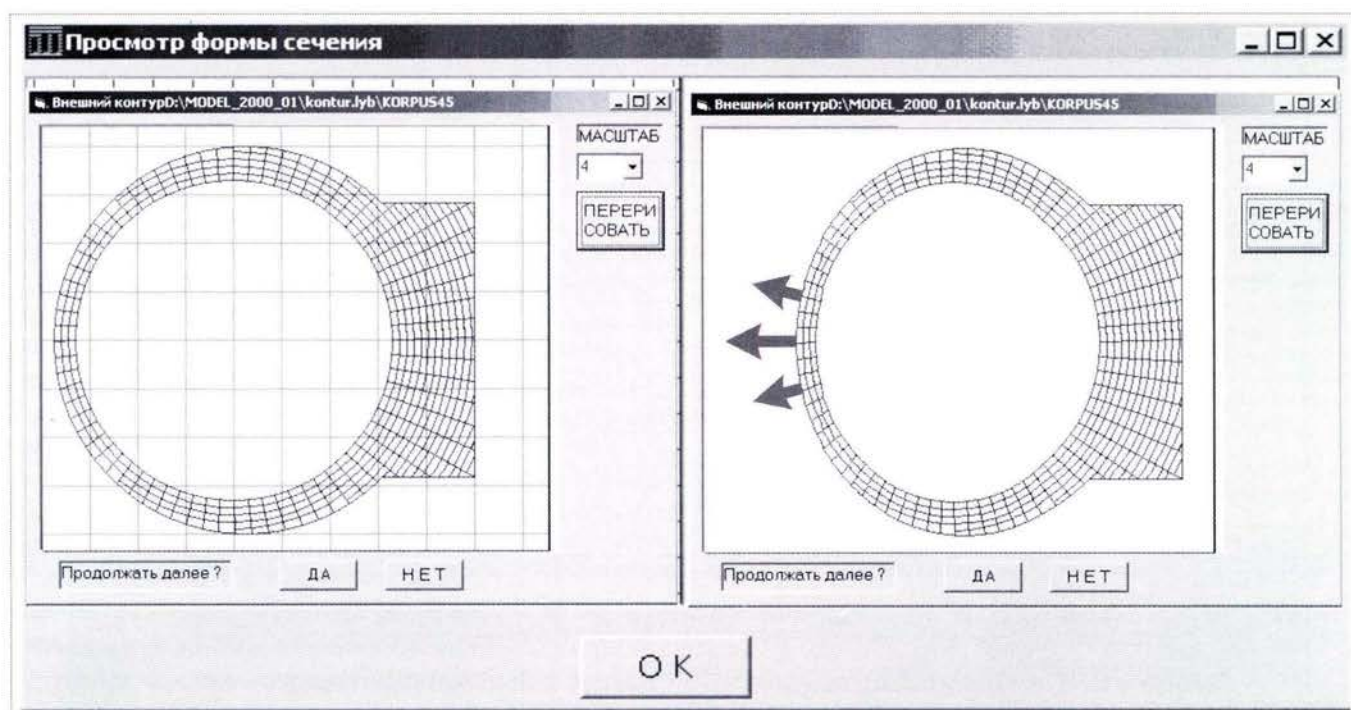


Рис. 7. Компьютерная дискретизация сечения и координаты проведения ЛППД

Гибкость программы позволяет при необходимости производить редактирование отдельных параметров разбиения с автоматическим перерасчетом результатов. Результаты разбиения детали на конечные элементы сохраняются во внутреннем представлении в постоянной памяти, образуя электронную библиотеку конечно-элементных систем.

Для проблемно-ориентированных модулей программы характерна высокая степень инвариантности по отношению к объекту исследования. Автономность отдельных модулей позволяет использовать их для решения узких задач вне системы имитационного моделирования как самостоятельное программное обеспечение и в составе аналогичных систем. Модульная структура комплекса предусматривает возможность его расширения по пути разработки дополнительных подпрограмм, реализующих многообразие процессов деформирования деталей и конструкций.

Разработанная система моделирования характеризуется следующими возможностями:

- позволяет осуществлять машинные эксперименты по нагружению деталей различными способами;

- позволяет прогнозировать состояние формы рабочих поверхностей деталей при возможных приложенных нагрузках;

- дает возможность разработать варианты локального силового воздействия на деталь в целях исправле-

ния рабочих поверхностей, имеющих известные отклонения от круглости.

Кроме того, комплексное представление отклонений формы от круглости средствами спектрального анализа позволяет достоверно оценивать характеристики отклонения и определять эффективность исправления формы. Разработанная система диалогового интерфейса с пользователем, удобная организация меню среды моделирования, графическое и таблично-цифровое представление всей информации делают систему моделирования быстродействующей, наглядной, приемлемой для использования широким кругом инженерно-технических работников, в том числе не имеющих специальной подготовки в области программирования.

Имитационные и экспериментальные исследования показали, что для предложенной системы имитационного моделирования деформирования деталей в сочетании с ЛППД характерны широкий диапазон применения, инвариантность по отношению к геометрии конструкции и механическим характеристикам материалов, простота учета взаимодействия с внешней средой (механические, температурные нагрузки, граничные условия и т.д.), высокая степень приспособленности к автоматизации всех видов и этапов расчетов. При этом результаты численного конечно-элементного моделирования допускают удобное инженерное представление.

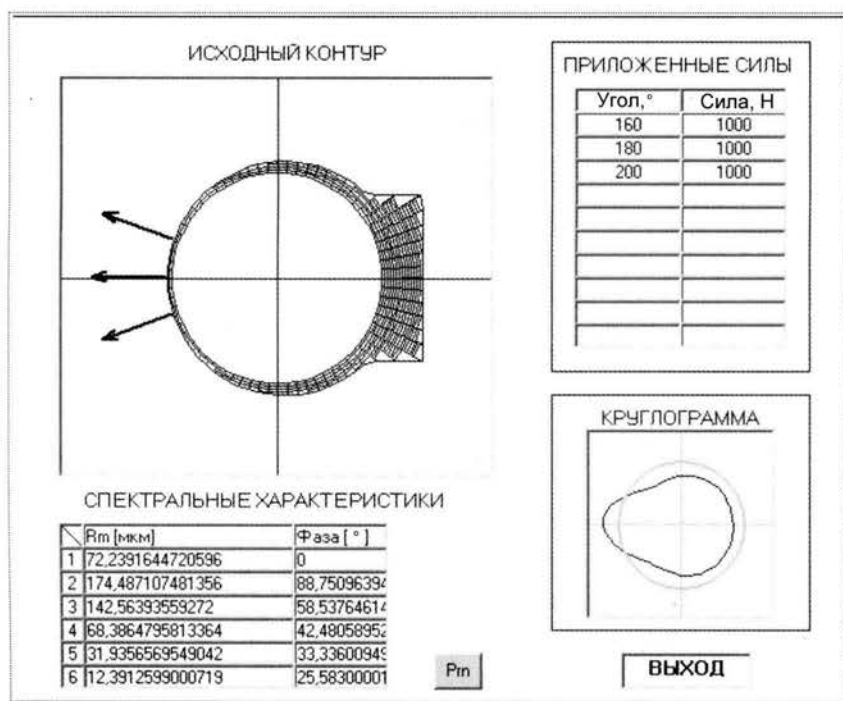


Рис. 8. Отчет о прогнозируемом состоянии формы внутренней поверхности после проведения ЛППД

Сравнение результатов, полученных с использованием системы имитационного моделирования и в реальных экспериментах, подтверждает эффективность применения моделирования с целью гарантированного назначения режимов и координат воздействия ЛППД для уменьшения отклонения формы высокоточных неравножестких деталей типа корпуса гидропривода.

Автоматизированная система моделирования поведения детали позволяет эффективно использовать преимущества метода ЛППД, такие как высокая производительность, низкие энергоемкость и стоимость, безотходность, применение универсального технологического оснащения. Применение высокопроизводительных расчетных методов дает возможность применять систему к деталям различных конструктивных форм.

Значительно более широкие технологические возможности ЛППД открываются при применении оборудования с ЧПУ. Оно позволяет изменять силу воздействия алмазного индентора на деталь по заданной программе, а также задавать сложные траектории движения инструмента.

Результаты экспериментальной проверки показывают устойчивость деталей после воздействия на них ЛППД к релаксации внутренних напряжений и колеба-

ниям температуры (вылеживание 1,5 месяца, нагрев до 350 °С с выдержкой 3 ч, охлаждение до -15 °С с выдержкой 2 ч, вылеживание 1 год).

Экспериментальные исследования подтверждают, что применение ЛППД в качестве финишной операции позволяет уменьшить значения амплитуды гармоник до допускаемых по точности изготовления и является эффективным технологическим средством управления деформациями деталей.

Применение предлагаемого метода позволило на расчетных режимах ЛППД уменьшить изгиб оси гидроцилиндра на 30...40 мкм, некруглость рабочих поверхностей корпуса и колец — на 50...80 мкм, что обеспечило требование по точности изготовления прецизионных корпусов гидроагрегатов до 0,01 мм при исключении из технологического процесса трудоемких доводочных и притирочных операций. При этом характер технологического наследования отклонений формы изменился

в сторону интенсивного уменьшения данного отклонения и устойчивого сохранения полученных изменений.

Применение современных информационных технологий и оригинального программного сопровождения позволяет обеспечивать направление деформации, противоположное имеющимся до обработки отклонениям формы, т.е. восстановление номинальной формы поверхности. Эффект исправления отклонений формы достигает 60...80 %. Детали после ЛППД устойчивы к релаксации напряжений и колебаниям температуры.

Технология локального поверхностного пластического деформирования алмазным индентором позволяет с высокой точностью управлять процессом формообразования высокоточных поверхностей вращения деталей различной конфигурации, а также в значительной степени уменьшать отклонения формы рабочих поверхностей от круглости, полученные в ходе производства или эксплуатации маложестких кольцевых и цилиндрических дорогостоящих деталей.

Преимуществами предлагаемой технологии являются экологическая чистота, высокая производительность, доступное оборудование, быстрая организация производства и переналаживаемость. Рассмотренные

методы целесообразно применять для наиболее ответственных деталей в случаях, когда традиционная технология не обеспечивает требуемого уровня эксплуатационных свойств или является чрезмерно трудоемкой и дорогой.

Данная технология разработана для применения в области авиационно-космической техники и транспортного машиностроения. При этом в современных условиях финансирования в производстве и эксплуатации изделий наукоемкой техники особую актуальность приобретает возможность использования рассмотренных методов в качестве ремонтных и восстановительных технологий, отличающихся высокой эффективностью, гибкостью при низкой стоимости работ.

Установление закономерностей технологического наследования позволяет повысить надежность техно-

логических систем за счет использования специальных технологий в качестве регулирующего звена технологической цепочки.

Список литературы

1. Технологическая наследственность в машиностроительном производстве / А.М. Дальский, Б.М. Базров, А.С. Васильев и др.; под ред. А.М. Дальского. М.: Изд-во МАИ, 2000. 364 с.
2. Патраков Н.Н., Хворостухин Л.А., Курицына В.В. Специальные методы локального поверхностного пластического деформирования в системе управления точностью размеров и геометрической формы прецизионных деталей двигателей летательных аппаратов / Вопр. механики и физики процессов резания и холодного пластического деформирования: Сб. научн. тр. Ин-та сверхтвердых материалов им. В.Н. Бакуля НАН Украины. Сер. Г: Процессы механической обработки, станки и инструменты. Киев, 2002. С. 374–385.
3. Патраков Н.Н., Курицына В.В. Основы технологического менеджмента качества прецизионных деталей авиакосмической техники. М.: Издательский центр "МАТИ", 2003. 325 с.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

Вместе с самолетом пятого поколения разрабатывается и его оружие

Корпорация "Тактическое ракетное вооружение" создает перспективные образцы авиационно-ракетного вооружения для истребителя пятого поколения, разрабатываемого компанией "Сухой".

"В прошлом году нам было поручено разработать целевую программу по авиационным средствам поражения. Причем эта программа должна была быть увязана со сроками создания перспективного авиационного комплекса фронтовой авиации", – сообщил генеральный директор корпорации "Тактическое ракетное вооружение" Б.В. Обносов. По его словам, проект данной программы был рассмотрен в апреле этого года на заседании Военно-промышленной комиссии при Правительстве РФ, где она была поддержана и одобрена. В настоящее время корпорация вместе со своими смежниками приступила к ее реализации.

"Практически на каждом этапе вооружения класса "воздух–воздух" малой, средней и дальней дальности, а также класса "воздух–поверхность" у нас имеются эффективные разработки. В ближайшие два-три года мы проведем их госиспытания с тем, чтобы первый самолет пятого поколения не остался без оружия", – сказал Б.В. Обносов.

Он отметил, что эта работа носит комплексный характер, поскольку включает полигонное обеспечение, предоставление авиационного носителя, с помощью которого можно было бы испытывать перспективные образцы вооружения, чтобы потом не дублировать эти испытания на истребителе пятого поколения.

Производство вертолетов планируется увеличить к 2015 г. вдвое по сравнению с нынешним уровнем

"В России в 2007 г. планируется увеличить объем производства вертолетов почти на 50 %, – заявил генеральный директор компании "Вертолеты России" Ю.Л. Иванов. – Мы произведем около 150 вертолетов".

К 2015 г. объем производства вертолетов увеличится до 300 единиц в год, а к 2025 г. – до 500 вертолетов. "Таким образом, мы к этому времени достигнем уровня производства вертолетов 1990 г. При этом доля военных и гражданских вертолетов будет соотноситься как 50 на 50", – сказал глава компании "Вертолеты России".

Он сообщил также, что переход на единую акцию вертолетостроительного холдинга ОАО "Вертолеты России" планируется осуществить а конце 2008 – начале 2009 г. В результате ОАО "Вертолеты России" (100-процентная дочерняя компания ОАО "ОПК "Оборонпром") станут полноценной управляющей и владельческой компанией. При этом входящие в нее предприятия станут филиалами "Вертолетов России".

Ю.Л. Иванов сообщил, что в активы "Вертолетов России" будет передано 50 % и одна акция Арсеньевского авиационного производственного объединения, 3,99 % акций "Роствертолета". После акционирования в состав управляющей компании "Вертолеты России" будет передано 100 % акций Кумертауского авиационного предприятия. Кроме того, "Рособоронэкспорт" передает в уставной капитал "Оборонпрома" 20 % акций Казанского вертолетного завода; 40,6 % ЗАО "Кронштадт". РСК "МИГ" передает холдингу 49 % акций компании "Камов" и становится одним из учредителей "Оборонпрома".

Таким образом производственный блок холдинга "Вертолеты России" будет составлять Казанское, Улан-Удэнское, Арсеньевское, Кумертауское и Ростовское предприятия.

Вестник Интерфакс – АВН № 34 (309), 2007 г.



МЕНЬШИКОВ
Валерий Александрович —
директор НИИ КС,
вице-президент Россий-
ской академии космонав-
тики им. К.Э. Циолков-
ского, профессор, доктор
техн. наук



ЕРЕМЕЕВ
Валерий Валерьевич —
заместитель начальника
отдела Управления заказов
и поставок КС и средств
РКО



ПОЛЕТАЕВ
Александр Михайлович —
заместитель начальника
кафедры
Военно-космической
академии
им. А.Ф. Можайского

Технико-экономические аспекты разработки и эксплуатации космических систем ДЗЗ

В.А. Меньшиков, В.В. Еремеев, А.М. Полетаев

Рассмотрены технико-экономические аспекты разработки и эксплуатации космических систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с использованием радиолокаторов с синтезированной апертурой антенны. Применение этих систем позволяет снизить стоимость радиолокационных данных ДЗЗ при одновременном улучшении информационной поддержки отечественных потребителей.

V.A. Menshikov, V.V. Ereemeev, A.M. Poletaev. Feasibility Study Of Earth Remote Sensing Systems Development And Operation

The article reviews the feasibility study undertaken to assess the development and operation of an Earth remote sensing systems based on radars with synthesized antenna aperture. Such radars may significantly reduce the costs of Earth remote sensing data, while will improve the information support to domestic operators dramatically.

Большинство стран мира стремятся расширять и совершенствовать свой космический потенциал, играющий важную роль в обеспечении жизнедеятельности и безопасности государства. Роль современных космических радиолокационных систем (КРЛС) определяется преимуществами перед космическими системами наблюдения (КСН) поверхности Земли (ПЗ), работающих в оптическом диапазоне электромагнитных волн, тем, что кроме свойств, присущих КСН — оперативности и глобальности охвата ПЗ, они обладают способностью вести наблюдение практически независимо от уровня естественной освещенности (времени суток) и метеоусловий (облачности, осадков, дыма). Создание и использование космических радиолокаторов с синтезированной апертурой антенны (КРСА) для повышения разрешающей способности определяет ведущую роль данных систем в структуре информационного обеспечения потребителей для решения широкого круга задач. За почти тридцатилетнюю историю разработки и эксплуатации космических радиолокационных систем выявились принципы проектирования и применения по целевому предназначению самих КРСА, закономерности формирования структуры наземного и орбитального сегмента систем. Это обуславливает необходимость более адекватного учета экономической составляющей процесса проектирования и эксплуатации перспективных КРЛС.

Анализ современных космических систем (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) показывает, что КСН становятся экономически более рентабельными, при этом для КРЛС существуют некоторые специфические особенности. Стоимость как радиолокационных, так и оптических данных определяется их разрешающей способностью и уровнем обработки, но из-за повышенной оперативности получения, измерительной точности и затрат на синтез изображений (разработку специализированного программного обеспечения) радиолокационные данные имеют более высокую стоимость (рис. 1).

В структуру цены радиолокационных данных также заложено наличие дорогостоящей, как правило, многорежимной и многополяризационной фазированной антенной решетки и бортовой системы энергоснабжения с повышенной мощностью, оп-

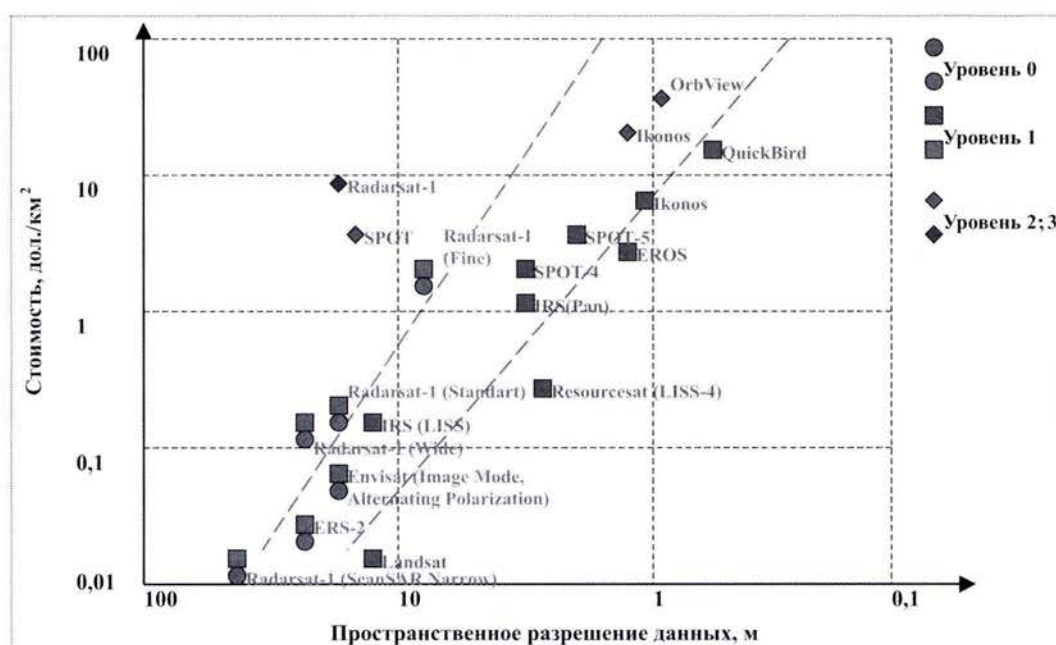


Рис. 1. Зависимости стоимости радиолокационных и оптических данных современных КС ДЗЗ от уровня их обработки и разрешающей способности:

уровень 0 — необработанные (сигнальные); уровень 1 — с геометрической и радиометрической коррекцией (предварительная обработка); уровень 2; 3 — цифровые матрицы рельефа (вторичная и комплексная обработка)

ределяемой следующими параметрами: емкость /масса аккумуляторных и площадь солнечных батарей. Эти конструктивные особенности непосредственно влияют на массогабаритные характеристики, а следовательно, и на стоимость запуска космического аппарата (КА) с КРСА (рис. 2). Зависимость масса — стоимость характерна для всех КА ДЗЗ, но для КРСА эта зависимость более существенна. Крупногабаритные КА ДЗЗ (например, Envisat) несут большое количество приборов и измерительной аппаратуры и являются комплексными. Стремление предприятий промышленности, разрабатывающих КРСА для малых космических аппаратов (МКА), уменьшить массу КА за счет применения легкой антенной системы (как правило, раскрывающейся с сеточным покрытием) и использовать более дешевые ракеты-носители косвенным образом ограничивает время функционирования этих антенн на орбите и эффективность их применения (РФ — "Кондор", "Монитор"; Германия — TerraSAR, Италия — COSMO-SkyMed). Малый запас топлива для систем управления движением ограничивает число коррекций орбиты, а применение иных систем ориентации и стабилизации (не реактивных) приводит к низкой оперативности и точности перенацеливания легкой, но остающейся крупногабаритной антенны (по сравнению с размерами корпуса МКА). Предложенные концепции унифицированных космических платформ не в полной мере учитывают указанную специфику КРСА. Сниже-

ние стоимости космических аппаратов проявляется в их серийном производстве. Это характерно для навигационных КА (GPS, Galileo, ГЛОНАСС) и систем низкоорбитальной связи (Globalstar, Iridium). По оценкам экспертов, при серии из 25...27 КА возможно уменьшение стоимости КА в два раза. В настоящее время МКА используются в качестве экспериментальных для отработки новых технологий и приборов ДЗЗ и носителей оптико-электронной аппаратуры.

Продолжительные сроки функционирования КА являются одним из условий экономической целесообразности космических систем дистанционного зондирования Земли, так как в структуре расходов на разработку этих аппаратов основную часть несет этап его изготовления и запуска (рис. 3). Степень поступления доходов от продажи данных определяется возможностью их оперативного получения, качеством (уровнем геометрической и радиометрической точности) и номенклатурой форматов представления. Одновременно с разработкой самих космических аппаратов необходимо развитие наземного сегмента (развертывание сети наземных пунктов приема и обработки данных, разработка программного обеспечения) и структурирование рынка потенциальных потребителей (см. таблицу). Наиболее успешные примеры: оптико-электронная КС SPOT и радиолокационная Radarsat-1.

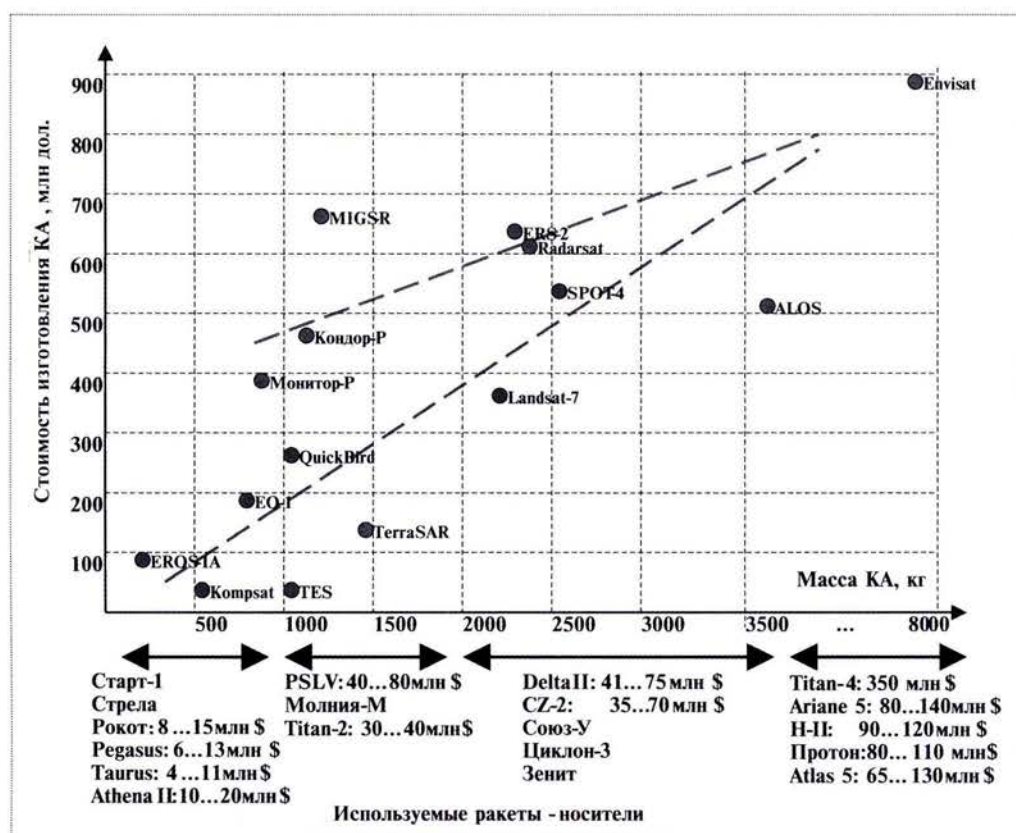


Рис. 2. Зависимости стоимости КА ДЗЗ от массогабаритных характеристик и стоимости запуска

Для современных космических радиолокаторов с синтезированной апертурой антенны характерно большое число типов данных, обусловленных применением различных режимов функционирования (полосовой/широкополосный/прожекторный – по критерию разрешение–охват) и типов радиолокационного сигнала (частота, поляризации, угол облучения). Привлекательным фактором для потребителей ДЗЗ явилось пространственное и временное совмещение радиолокационных и оптико-электронных данных в КА ALOS (одновременное функционирование приборов AVNIR и PALSAR с частичным перекрытием по полосе обзора). К направлениям повышения коммерческой привлекательности радиолокационных данных можно отнести:

- совмещение в одном КРСА нескольких частотных диапазонов наблюдения и многополяризационной обработки зондирующих и отраженных сигналов;

- введение многофункционального режима работы и получение нескольких разрешений по координатам с возможностью наблюдения объектов в широкой (несколько сотен км) полосе обзора;

- использование режимов интерферометрического синтеза апертуры, селекции движущихся целей и совмещение его с режимом картографирования;

- повышение стабильности приемопередающего тракта и улучшение радиометрического разрешения, включая средства бортовой и наземной калибровки;

- синтез и частичная обработка радиолокационных изображений на борту КА (т.е. отказ от дорогостоящих спутниковых линий передачи данных с большой пропускной способностью);

- внедрение в программное обеспечение (геоинформационные системы (ГИС)) алгоритмов тематической обработки.

Анализ характеристик облачного покрова и длительности светлого времени суток в течение года на территории РФ показывает, что приемлемые условия для наблюдения покрова Земли в оптическом диапазоне обеспечиваются преимущественно в летний период. Это обусловлено нахождением части территории в северном полушарии за Полярным кругом и большой протяженностью прибрежных районов с морским климатом. Большие объемы научных исследований в Арктике, наличие проблем морских перевозок в районы

Рис. 3. Этапы разработки и функционирования КА ДЗЗ и структура расходов



Характеристики наземного и орбитального сегмента современных КРЛС

КРЛС	Число КРСА	Число приемных пунктов	Число пунктов управления	Число пунктов обработки	Наличие ретранслятора
Radarsat-1 (Канада)	1	23 (возможны мобильные)	2	2	Anik
ERS-1,-2, Envisat (Европа)	3	30 (возможны мобильные)	4	12	Artemis
MIGS-R, ALOS (Япония)	2	18 (возможны мобильные)	2	2	DRTS

Сибири и безопасной эксплуатации перспективных месторождений нефти на шельфе делает необходимым скорейшую разработку отечественной КРЛС для собственных потребителей. В России имеется положительный опыт эксплуатации КРСА "Алмаз-1" в течение небольшого периода времени; ряд предприятий оборонно-промышленного комплекса ведут разработку данных систем для МКА. Основой отечественной радиолокационной системы может стать КРСА на перспективном космическом аппарате разработки НПО им. С.А. Лавочкина. Существующее административное деление России на федеральные округа является объективной предпосылкой создания государственной космической системы мониторинга и управления регионами, и КРЛС позволит обеспечить различными данными государственных, военных и коммерческих потребителей. Наземная инфраструктура системы мониторинга и управления должна соответствовать структуре федеральных округов и учитывать территориальные подразделения министерств (МПР, МЧС, МТ).

Обработка и интерпретация радиолокационных данных требует опыта и специального программно-аппа-

ратного обеспечения, поэтому в территориальных информационно-аналитических подразделениях обеспечения космического мониторинга следует предусмотреть штат специалистов по комплексной интерпретации изображений. Подобных специалистов с высшим профессиональным образованием целесообразно готовить по следующим специальностям: "Фотограмметрия и дистанционное зондирование", "Радиотехника", "Оптехника".

В настоящее время происходит внедрение в практику комплексного анализа ГИС-технологий в качестве средства информационной поддержки процесса принятия решений и контроля за выполнением мероприятий в органах государственной власти и местного самоуправления, в информационно-аналитических подразделениях министерств и ведомств и подразделениях обеспечения поисково-спасательных работ. Использование космических систем навигации, связи, геофизического обеспечения и наблюдения ПЗ в качестве источника оперативной и пространственно точной информации значительно повышает эффективность решения широкого круга задач.



ГУРКО
Олег Викторович —
ведущий научный
сотрудник НИИ-4 МО,
заслуженный деятель
науки и техники,
профессор,
доктор техн. наук

Годы жизни в космонавтике

(воспоминания)

О.В. Гурко

Автор этой статьи, активный участник легендарной группы М.К. Тихонравова, рассказывает о ее работе, предшествовавшей созданию первого искусственного спутника Земли, о том, как непросто идея практического выхода человечества в космос пробивала себе дорогу. Автор вспоминает о неизвестных событиях, связанных с запусками первых космических аппаратов.

O.V. Gurko. Lifetime In Cosmonautics

An active member of the legendary team led by M.K. Tikhonravov, the author is narrating about the team's mission in the development and launch of the first-ever Earth's artificial satellite, describing the hardships and obstacles, the idea of space exploration by man had to overcome. He remembers some unknown historical facts, related to the launches of first spacecraft.

Вся история человечества связана с событиями на Земле, выход человечества в космос сравнить ни с чем нельзя. Поэтому существовали не только научно-технические проблемы создания искусственного спутника Земли (ИСЗ), но и психологический барьер создания искусственного небесного тела, который надо было преодолеть. Я активно заинтересовался полетом в космос еще в школьные годы, за 20 лет до запуска первого ИСЗ, и наблюдал развитие этого весьма сложного процесса. В 1942 г., учась в 8-м классе, я организовал космический кружок: мы отремонтировали в каникулы обсерваторию Свердловского государственного университета (наша семья была на Урале в эвакуации) и вели наблюдения Луны и планет солнечной системы — цели космических полетов. Руководил кружком студент 4-го курса университета А.К. Осипов. Однако по этому пути никто из школьников — членов кружка позднее не пошел, видимо, не настало еще время. По возвращении в Москву я поступил в МВТУ и организовал там студенческий космический кружок. Руководил им профессор В.П. Ветчинкин. Мы вели наблюдения планет на обсерватории ГАИШ (Государственного астрономического института имени П.К. Штернберга). Сегодня это покажется удивительным, но в 1945 г. мы, студенты, пытались организовать комиссию при президиуме АН СССР по проблемам полета в космос. К сожалению, нас поддерживали только астрономы (П.П. Паренаго, В.А. Кукаркин и президент Астросовета АН СССР член-корреспондент АН СССР А.А. Михайлов), да президент АН СССР С.И. Вавилов одобрил нашу инициативу по изучению стратосферы как первый шаг в космос. Мне даже было выдано удостоверение за его подписью с рекомендацией помогать в организации этой комиссии. Однако возражал главный конструктор А.С. Яковлев по режимным соображениям, и эта комиссия не состоялась. Забегая вперед, хочется еще напомнить о первом совещании по ИСЗ (1954 г.) у академика М.А. Келдыша, тогда вице-президента АН СССР. Мне об этом совещании рассказывал его участник И.М. Яцунский. Докладывал М.К. Тихонравов, и вдруг возник вопрос, зачем нужен спутник? Вопрос был не праздный: необходимо было создавать ракетно-ядерное оружие, обеспечивающее паритет с США. Говоря о целесообразности создания ИСЗ, академик П.Л. Капица сказал примерно следующее: "Вот здесь собрались крупные ученые страны, и тем не менее не понимаем, зачем нужен ИСЗ. Види-

мо, это настолько грандиозное событие, что выходит за рамки нашего понимания, поэтому спутник делать надо".

В 1946 г. я перешел из МВТУ в МАИ и в 1947 г. организовал студенческий космический кружок. В том же году познакомился с М.К. Тихонравовым, который в те времена работал заместителем начальника НИИ-4 МО. Он стал шефствовать над нашим кружком. Через некоторое время кружки распространились на весь наш факультет № 2 и на самолетный факультет № 1. Специальности ЖРД тогда в МАИ не было, и в наших кружках был практически организован учебный процесс (читались лекции, доклады, мы ходили на экскурсии, делались даже испытательные стенды)*. Научным руководителем был доктор технических наук Ю.Н. Гризодуб.

Наша научно-исследовательская работа превратилась в целое студенческое движение, которое учитывалось руководством факультета, и нас перевели на вновь организованную специальность ВРД с разрешением писать диплом по ЖРД. И вдруг реорганизация учебного процесса. Стало известно, что вводится новая специальность ЖРД, а специализация по ЖРД на специальности ВРД упразднялась. Поход в деканат с просьбой перевести на специальность ЖРД ничего не дал. Нам показалось, что гибнет наша мечта. Меня вызвали в особый отдел МАИ. Запомнилось, как osobist почему-то держал в руках кинжал, вынимая его из ножен и вставляя обратно. Он строго спросил: "Вы знаете, кто подписал постановление о создании специальности ВРД? Георгий Максимилианович Маленков! А вы мутите студентов. Мы вас выгоним из МАИ и сделаем так, что вы не попадете ни в один вуз, идите!"

Я неделю не находил себе места. Потом решил все-таки действовать. Вместе с членами кружка Г.Б. Цветновым и Ю.И. Пятыхиным поехали в Комитет по высшей школе. Мы долго и безуспешно убеждали чиновников комитета, что интерес к ЖРД — это не наша блажь, что мы серьезно интересуемся проблемами полета в космос. И тут помогла справка, выданная мне президентом АН СССР С.И. Вавиловым. После ее предъявления вопрос был решен немедленно, нас перевели на специальность ЖРД. Поздравлял нас весь

*Из этих кружков вышли крупные специалисты в области ракетно-космической техники: генеральный конструктор академик М.Ф. Решетнев, генеральный конструктор Д.И. Полухин и его заместитель профессор В.К. Карраск, генеральный конструктор академик-секретарь отделения АН СССР О.Н. Фаворский, доктора технических наук А.К. Платонов, И.К. Бажинов, начальники отделов возглавлявшегося С.П. Королевым ОКБ-1 Д.И. Князев, К.С. Шустин, А.А. Ржанов, дублер В.В. Терешковой В.Л. Пономарева и многие другие. Таким образом, эти кружки уже сыграли определенную роль в становлении и развитии космонавтики. Видимо, время пришло.

факультет. Пора было думать о преддипломной практике и месте работы. Мы решили: конечно к М.К. Тихонравову в НИИ-4 МО. Однако туда распределения наших студентов не было. И опять были трудности, но мы их преодолели и пришли на преддипломную практику в этот институт (Л. Тучина, В. Морошкин, В. Зенкевич, Ю. Пятыхин, О. Гурко).

По окончании МАИ в 1951 г. мы с членом моего кружка И.К. Бажиновым пришли в группу М.К. Тихонравова. Вскоре нас вызвали в отдел кадров и сообщили: "Если хотите работать с М.К. Тихонравовым, идите в армию". И мы написали соответствующие рапорты.

Сегодня трудно представить себе негативное отношение к проблеме полета в космос, существовавшее тогда. Руководство НИИ-4 не поддерживало работы по ИСЗ. Когда вновь прибывших на работу в НИИ-4 принимал заместитель начальника института, он спросил меня, чем я хочу заниматься. Я ответил: "Проблемой полета в космос". Он мне сказал: "Выбросьте эту дурь из головы!". Так началась моя трудовая жизнь в НИИ-4. Через некоторое время руководство НИИ-4 официально запретило нам заниматься исследованиями возможности создания ИСЗ, и работы по этой тематике шли "подпольно" (писались технические справки М.В. Келдышу, Г.Н. Пашкову в ЦК, С.П. Королеву — они поддерживали наши работы по ИСЗ). А в это время начальником НИИ-4 в ЦК было направлено письмо о вредности работ по дальним ракетам [1]. Самого М.К. Тихонравова, который был заместителем начальника НИИ, после доклада об ИСЗ еще в 1948 г. сняли с должности, и он стал научным консультантом НИИ.

Группу М.К. Тихонравова неоднократно разгоняли. Это продолжалось до 1953 г., когда после доклада М.К. Тихонравова Г.Н. Пашкову (заместителю председателя ВПК Д.Ф. Устинова), а затем доклада Г.Н. Пашкова военному министру А.М. Василевскому, была открыта НИР № 72 "Исследования возможности создания ИСЗ".

В группе М.К. Тихонравова системно исследовалась возможность создания РН и ИСЗ. В качестве РН была предложена ракетная система типа "Пакет", т.е. РН с параллельным соединением ступеней. Это предложение заинтересовало С.П. Королева, так как в то время не была решена проблема запуска ЖРД в пустоте, а у этой РН все ЖРД начинали работать со старта. Этот "Пакет" был доработан в АН СССР в группе М.В. Келдыша Д.Е. Охочимским и Т.М. Энеевым и лег в основу создания знаменитой МБР и РН типа Р-7.

Тихонравов был научным руководителем работ нашей группы. Он в полной мере представлял комплекс проблем, определяющих возможность создания РН и ИСЗ, ставил эти проблемы перед членами группы и руководил

их решением. Его заместителем был И.М. Яцунский. Особое внимание он уделял проблемам аэродинамического нагрева и тепловому режиму ИСЗ на орбите. Группа работала на втором этаже главного корпуса НИИ-4 в его левом крыле. В группе по заданию М.К. Тихонравова разрабатывались следующие основные проблемы:

- теория полета РН типа "Пакет" (с 1947 г. И.М. Яцунский);
- теория полета ИСЗ (с 1950 г. Г.Ю. Максимов);
- оптимальные траектории спуска (И.К. Бажинов);
- аэродинамический нагрев и способы охлаждения при спуске (с 1952 г. О.В. Гурко);
- тепловой режим ИСЗ на орбите (с 1953 г. О.В. Гурко);
- вопросы старта (с 1949 г. Я.И. Колтунов, но он быстро ушел из группы, и потом этим занимался О.В. Гурко совместно с В.С. Авдеевским из НИИ-1);
- конструкция РН (с 1947 г. Г.М. Москаленко);
- конструкция ИСЗ (с 1953 г. В.Н. Галковский);
- энергоснабжение ИСЗ (с 1953 г. Л.Н. Солдатова);
- метеоритная опасность (с 1954 г. А.В. Брыков).

Особенностью работы группы в те времена (1947–1956 гг.) была неподготовленность фундаментальных наук к решению этих проблем:

- теория полета РН типа "Пакет" была разработана впервые;
- теория полета ИСЗ также создавалась впервые, так как небесная механика оперировала материальными точками (центральной полем сил), а ИСЗ двигался в еще малоизученном гравитационном поле Земли при сопротивлении верхних слоев атмосферы. На основе этих работ потом П.Е. Эльясбергом была написана книга "Основы теории полета ИСЗ";
- траектории спуска определялись при соответствующих ограничениях по перегрузкам и нагреве при еще неизученных скоростях полета в аэродинамике;
- аэродинамический нагрев был соизмерим с нагревом падающих на Землю метеоритов, что также выходило за рамки понимания в аэродинамике. Был предложен способ испарительного охлаждения, нарушающий преобразование кинетической энергии потока в тепловую, и проведены эксперименты, его подтвердившие (далее он был реализован в виде сублимирующих обмазок);
- впервые был исследован тепловой режим ИСЗ, обусловленный нагревом Солнца, отраженным его излучением от атмосферы Земли, собственным излучением Земли и внутренними тепловыми источниками. Был предложен способ терморегулирования, исполь-

зующий радиаторы-излучатели, жалюзи, необходимый теплоноситель и вентилятор;

- была решена проблема несгорания стартового стола (О.В. Гурко совместно с В.С. Авдеевским). Расчет был проведен по новой разработанной методике для многих струй ЖРД (ранее теория была только для одной струи). На основе этих расчетов в Тюра-Таме (на Байконуре) был построен первый старт (Гагаринский) для первой МБР и первого ИСЗ;
- конструкция ИСЗ изучалась в основном с целью разработки методики весового анализа и весовой завязки РН и ИСЗ;
- разрабатывались различные варианты схем ИСЗ;
- энергоснабжение ИСЗ было новой проблемой, было предложено энергоснабжение ИСЗ с помощью солнечных батарей.

Метеоритная опасность являлась, по-нашему мнению, реальной для ИСЗ. Однако метод определения ее оказался, по мнению члена-корреспондента АН СССР Т.М. Этнеева, в принципе неправильным.

На проблеме аэродинамического нагрева мне хотелось бы остановиться особо, так как ее решение было необходимо не только для спуска КА с орбиты, но и для создания ракетно-ядерного оружия, обеспечивающего паритет с США. Забегая вперед, отмечу, что первые два запуска МБР на Камчатку завершились тем, что головные части не долетели до цели и сгорели в атмосфере, и американцы решили, что наша боевая МБР — блеф. Кстати, есть мнение, что это обстоятельство ускорило запуск первого ИСЗ.

Исследования аэродинамического нагрева были связаны у меня с большими неприятностями. Во-первых, считалось, что эта проблема неразрешима (в носке головной части развивались температуры в несколько тысяч градусов). Во-вторых, отношения с начальством у меня из-за разногласий относительно перспектив космонавтики не сложились. Мне в голову пришла идея испарительного охлаждения, т.е. создания вертикального по отношению к стенке потока газа, который резко менял эпюру скоростей у стенки тела и нарушал преобразование кинетической энергии в тепловую (т.е. образовывалась своеобразная смазка). Я разработал методологию эксперимента, практически сам сделал аппаратуру (за исключением пористой конусной модели) и весной 1953 г. провел сложные экспериментальные исследования в аэродинамических трубах НИИ-1 с подогревом при $M = 6$ и $M = 8$. Результаты были просто ошеломляющие. Эти результаты были повторены и проверены сотрудниками лаборатории независимо и подтвердились.

Тогда один из руководителей НИИ-1 Г.И. Петров "выбил" письмо от заместителя министра авиационной промышленности к заместителю министра обороны, чтобы меня срочно демобилизовали с целью моей работы в НИИ-1 или прикомандировали к этому НИИ на длительное время. А в то же время у нас в НИИ-4 МО, не зная обо всем этом, была написана отрицательная характеристика о моей непригодности к научной работе и отправлена в Главное управление кадров для перевода в воинскую часть. Меня предупредили, что я уже фактически в НИИ-4 не работаю. Но когда пришли письма в наш НИИ от Г.И. Петрова и заместителя министра обороны с высокой оценкой моей работы, наше начальство сказала, что я им самим нужен, а прикомандировать к НИИ-1 могут только на три дня в силу моей большой загруженности. Хочу отметить, что для меня Г.И. Петров является идеалом ученого, и очень жаль, что я к нему не попал на работу.

Примерно в 1951 г. в НИИ-4 приезжала комиссия маршала артиллерии Н.Д. Яковлева с задачей определить перспективы развития вооружения. Первоначально мнение комиссии склонялось к тому, чтобы развивать дальнюю авиацию и самолеты-снаряды. В то время как США были за океаном, и группа М.К. Тихонравова была за ракетное вооружение. В последний момент нас поддержал С.П. Королев, и была выбрана предлагаемая нами перспектива.

После выхода соответствующего постановления правительства по ИСЗ, в написании которого участвовал М.К. Тихонравов, все наши результаты в 1956 г. были отправлены С.П. Королеву в ОКБ-1.

Мы столько работали, мягко говоря, не в лучших условиях и были весьма наивными, считая, что, конечно, заслужили, чтобы после передачи в ОКБ-1 результатов наших многолетних трудов нашу группу для их реализации тоже перевели в ОКБ-1. Однако этого не произошло. Мы обратились к руководству НИИ-4 и к главкому РВСН маршалу М.И. Неделину с просьбой перевести нас в ОКБ-1 и получили категорический отказ. Тогда от отчаяния мы написали письмо Н.С. Хрущеву. Наше письмо было переслано опять М.И. Неделину, и наша просьба не была удовлетворена. Отпустили только женщину — Л.Н. Солда-



Группа М.К. Тихонравова (фото 1970 г.)

тову, и со скандалом ушел Г.Ю. Максимов. Ушел и М.К. Тихонравов. Правда, на основе нашей группы в НИИ-4 впервые была создана космическая лаборатория (№ 14). Так закончился период моей работы с М.К. Тихонравовым (1947–1956 гг.).

Хотелось бы привести некоторые примеры сторонних оценок роли группы М.К. Тихонравова. В фундаментальном труде "РКК "Энергия" им. С.П. Королева 1946–1996 гг." помещена фотография группы (сидят слева направо: Л.Н. Солдатова, Г.М. Москаленко, В.Н. Галковский, М.К. Тихонравов, И.К. Бажинов; стоят слева направо: Г.Ю. Максимов, О.В. Гурко, И.М. Яцуцкий) с подписью "Инициаторы запуска ИСЗ на ракете Р-7".

В США в фундаментальном труде NASA "Challenge to Apollo: The Soviet Union and the Space Race 1945–1974 by Asil Siddigi National Aeronautics and Space Administration NASA History Division. Office of policy and Plans Washington DS" помещена та же фотография и сказано "Знаменитая "спутниковая команда" Михаила Тихонравова изображена здесь на фотографии, датированной 1970 г. В период с 1950 по 1954 г. эти молодые люди и женщина разрабатывали первую техническую концепцию спутника Земли. Полагаясь на эти важные исследования, Тихонравов написал основополагающий доклад по искусственным спутникам в 1954 г., положивший основу ранней советской космической программе" (далее те же фамилии).



Первый в мире координационно-вычислительный центр. НИИ-4 МО, Болшево Московской обл., 1957 г.

В дальнейшем судьба членов группы М.К. Тихонова сложилась по-разному: Л.Н. Солдатов участвовала в ОКБ-1 в проектировании первого ИСЗ и пилотируемых космических кораблей и в их запусках; Г.Ю. Максимов вырос в ОКБ-1 до начальника отдела межпланетных КА; И.К. Бажинов досрочно на начальника отделения ЦНИИмаш, был главным баллистиком от Советского Союза в проекте "Союз"—"Аполлон". Г.М. Москаленко работал в ИКИ АН СССР старшим научным сотрудником. Мы с В.Н. Галковским и И.М. Яцунским работали сначала в НИИ-4 МО, а потом в 50 ЦНИИ ВКС МО: Яцунский — заместителем начальника отдела, я — старшим научным сотрудником. В 1976 г. я получил звание полковника и стал начальником 26-го отдела, в котором И.М. Яцунский и завершил свою службу. После выхода в отставку (в 1988 г.) работаю до сих пор ведущим научным сотрудником НИИ-4 МО. Таким образом, я на этом месте работаю с 1951 г. (Здесь необходимо пояснение: 50 ЦНИИ ВКС МО в свое время выделился из НИИ-4 МО, оставаясь с ним на одной территории, а после ликвидации 50 ЦНИИ его сотрудники возвратились в НИИ-4.)

Мне довелось быть участником и свидетелем многих интереснейших событий, связанных с запуском в космос космических летательных аппаратов. Расскажу несколько эпизодов из множества, которые хранит память.

Все члены нашей группы участвовали в запуске первого ИСЗ. 4 октября 1957 г. я, в то время старший лейтенант, трудился в подмосковном Болшево в координационно-вычислительном центре (КВЦ) в НИИ-4 МО в группе выдачи целеуказаний на все оптические пункты

наблюдения ИСЗ. Близится время запуска — 22 ч 48 мин, напряжение в КВЦ нарастает. Мы работаем вместе с И.М. Яцунским. КВЦ располагался на третьем этаже главного корпуса НИИ-4, фасадом на Болшевское шоссе. Сейчас на нем висит мемориальная доска "Здесь располагался первый в мире КВЦ по первому ИСЗ". Под КВЦ был отведен большой конференц-зал НИИ. При входе налево вдоль всей стены располагались кабины различных видов связи и городские телефоны. В зале стояли столы с огромными плазми (трассами ИСЗ, районами падения ступеней РН, пунктами наблюдения ИСЗ с разными средствами наблюдения, различными графиками), ме-

ханические вычислительные средства и столы сотрудников КВЦ. Начальником КВЦ был полковник А.А. Большой, его заместителем по науке — начальник 14-й лаборатории полковник П.Е. Эльясберг.

Запуск прошел удачно. Энтузиазм был огромный. Все кричали: "Ура!". Однако когда ИСЗ ушел из зоны наблюдения наших измерительных пунктов (ИП), то нас охватила вторая волна волнения: сделает ли спутник виток и какова будет его орбита? И когда ИСЗ появился в зоне ИП, это была уже победа.

Мы были очень горды за нашу страну, науку, гордились своим участием в этом эпохальном событии. Было очень много радостных звонков от знакомых. Оказалось, что руководитель нашего школьного космического кружка в Свердловске, а теперь начальник оптического пункта наблюдения на Киевской обсерватории А.К. Осипов посылал телеграммы наблюдений нам в КВЦ, и я с огромной радостью поздравил его телеграммой из нашего КВЦ с этим великим событием.

ИСЗ и РН, как и небесные тела, имели орбиты, звездные величины, все астрономические постоянные, а мы их наблюдали с Земли, где они были созданы. Это было просто чудо! Телеграммы мешками со всего мира поступали в наш КВЦ. Мир очень доброжелательно встретил успех нашей страны. Помню, было даже письмо американца-боксера, который просился лететь в космос только туда, без возвращения.

В мае 1958 г. в коридоре я встретил начальника нашего отдела Г.С. Нариманова. Обращаясь ко мне, он спросил: "Олег Викторович, не хотите ли Вы с Тюлиным (заместителем начальника НИИ-4 по науке) по-

ехать на полигон на запуск третьего ИСЗ консультантом по баллистике?" Я очень удивился и сказал, что занимаюсь аэродинамикой и теплофизическими проблемами, а не баллистикой. Он сказал: "Вы подумайте и через час зайдите ко мне в кабинет". Когда я зашел через час, то повторил, что в баллистике не разбираюсь и ехать консультантом не могу.

Он меня молча выслушал и говорит: "Пошли". Я понял, что мы идем к Г.А. Тюлину. Нариманов мне говорит: "Если Тюлин спросит о баллистике, скажите, что разбираетесь". Видимо, были какие-то неизвестные мне обстоятельства, вынуждавшие Нариманова принять такое решение. Мне стало не по себе: Тюлин был очень ответственным и жестким человеком и, к стати, баллистиком.

Входим в кабинет Тюлина, он спрашивает, кто с ним пойдет консультантом по баллистике. Нариманов, указывая на меня, говорит: "Капитан Гурко". Тюлин спрашивает: "Вы разбираетесь в баллистике?" Я молчу. Нариманов отвечает: "Прекрасно ориентируется". Так я стал баллистиком*.

На следующий день — самолет, 9 часов лета — и мы в Тюра-Таме (на Байконуре). В мае пустыня была прекрасна: вся покрытая разноцветными красивейшими тюльпанами.

Первый запуск третьего ИСЗ был неудачен — ракета взорвалась. Зрелище страшное. Мы все очень переживали. Вторая площадка, где мы работали, находится недалеко от старта (около 1 км), никаких средств безопасности (3 деревянных барака, покрытых толем). Ракета сначала идет вертикально, а кажется, что на тебя. Когда она ушла за обрез крыши (мы сидели в комнате барака), я робко попросил у Тюлина разрешение выйти посмотреть, куда она падает, но он сказал: "Работайте и не отвлекайтесь". Рванула совсем рядом. Так что мое баллистическое "консультантство" не понадобилось.

Когда предстоял повторный запуск, уже не было никаких вопросов: Гурко летит с Тюлиным. На этот раз мне пришлось серьезно поработать. За день до старта отказали ЭВМ, обслуживающие запуск ИСЗ, и на полигон не пришли целеуказания на измерительные пункты (ИП), обеспечивающие наблюдения и измерения параметров орбиты ИСЗ.

Пришел полковник Васильев — заместитель начальника полигона по измерениям — и потребовал у Тюлина эти целеуказания: без них запуск ИСЗ производить было нельзя. Тюлин, волнуясь, ему объяснил,

что вышли из строя ЭВМ, выдать целеуказания невозможно. Тогда Васильев объявил Тюлину, что идет в госкомиссию докладывать, что НИИ-4 срывает запуск спутника. Тюлин побледнел. И вдруг Васильев обрадованно ему говорит: "У тебя же есть баллистик — Гурко, пускай он и выдает эти данные". Я стал возражать, что я не ЭВМ, чтобы провести такие массовые расчеты, выдать целеуказания на все ИП. Однако Тюлин мне ответил: "Положение безвыходное, давайте, Олег Викторович!". Я взял расчетные трассы ИСЗ, карты с ИП, графики, логарифмическую линейку и т.д. Мне помогло то, что я астроном-любитель. Фактически за сутки я выдал все целеуказания на все ИП на 25 витков спутника. Запуск, ИП "взяли" объект, все нормально. После 15 витков приходит опять Васильев и уже спокойно говорит: "Ну, Гурко, давай еще на 25". Я опять стал возражать, что у меня расчеты приближенные, ошибки накапливаются и что я не могу этого сделать. Однако Тюлин опять приказал. И я, не спавший не одни сутки, ошибся, а целеуказания ушли на ИПы. Однако тут же пришли официальные целеуказания из КВЦ. Они не сходятся с моими (я же ошибся). Васильев говорит: "Прислали какую-то халтуру", и спрашивает Тюлина: "По каким будем работать: по Гурко или официальным?". Я думаю, если Тюлин скажет, что по моим, сознаюсь в ошибке. Тюлин подумал и сказал: "По официальным". И некоторые ИПы потеряли ИСЗ. Васильев очень ругался: "Я же говорил, что халтура! Вот работали по Гурко, и все было нормально". С тех пор я стал баллистиком, и меня гоняли три года в Тюра-Там, и была у меня должность "научный консультант при руководстве". Я должен был всегда находиться при руководстве, отвечать на любые вопросы и решать возникающие проблемы. Было очень интересно находиться среди крупных руководителей и ученых (С.П. Королев и его заместители, М.В. Келдыш, И.М. Неделин, Г.Н. Пашков, А.И. Соколов, А.Ю. Ишлинский, главные и генеральные конструкторы, академики...), но и очень трудно.

Среди них выделялись Г.Н. Пашков и С.П. Королев. Причем Сергей Павлович с огромным уважением относился к Пашкову, называя его Егор. Георгий Николаевич был мне известен еще по группе М.К. Тихонравова: тогда он один из немногих активно поддерживал наши работы по ИСЗ и сыграл большую роль в принятии решения С.П. Королевым делать первый ИСЗ, дав ему наши последние работы по спутнику с соответствующими своими рекомендациями (он мне об этом рассказывал, когда мы с ним много лет спустя близко познакомились) и позднее он поддерживал и помогал в работах по моему летательному космическому аппарату МГ-19. Позволю себе высказать мнение, что роль Георг-

*В дальнейшем это сыграло роль в подготовке фундаментального труда "Основы теории полета КА", выпущенного в издательстве "Машиностроение" в 1972 г., но об этом ниже.

гия Николаевича в зарождении и развитии ракетно-космической техники и открытии космической эры человечества далеко не оценена.

Удачный повторный запуск третьего спутника, особенно дорогой для меня моим непосредственным участием в выдаче целеуказаний, всех очень обрадовал. Ждали окончания его первого витка. Нас в комнате было трое: С.П. Королев, главком РВСН маршал М.И. Неделин и я — капитан Гурко.

Все мы смотрели на часы. Вход ИСЗ в зону наших ИК запаздывал. Волнение нарастало. И вдруг Неделин пошутил, говоря, что ИСЗ опять "загнулся". Реакция Королева была страшная, он буквально обрушился на Неделина. Тот стоял красный и молчал. Разнос маршала происходил при капитане, и я чувствовал себя неуютно. А спутник вышел на более высокую, чем расчетная, орбиту и немного запоздал войти в зону нашего измерительного комплекса. Когда это произошло, конфликт быстро погас. В этом эпизоде можно ощутить, какое напряжение испытывали в такие минуты те, от кого зависели судьбы космонавтики. В целом же это был очень умный и дружный неформальный, но единый коллектив людей.

В 1959 г. мы ездили в Крым в Симеиз на обеспечение первого полета на Луну космического аппарата, доставившего на ее поверхность герб Светского Союза. Мне удалось организовать наблюдение на Симеизской астрономической обсерватории падения контейнера на Луну. Облака пыли при его падении не было. Мы сделали важный вывод, что поверхность Луны твердая. Командировка была очень интересная, но объем статьи не позволяет ее описать.

Наблюдал я Королева на многих запусках. Он отличался удивительным знанием объекта, даже в большей степени, чем механики, его собиравшие, и предвидением событий и ошибок при подготовке запуска и самом запуске. Это было совершенно удивительно. И еще никто достаточно не оценил, какой же блистательный коллектив ученых, инженеров и механиков он создал в своем КБ. Я, например, был свидетелем того, как перед предстоящим запуском в космос собак решили отработать их поиск после приземления. Срок этого поиска был ограничен: стояла жара (47 °С в тени), и собаки могли погибнуть в капсуле. По приказанию Королева капсулу должны были сбросить в пустыне в неизвестном месте, а службе поиска предстояло ее найти. Но простой механик, собиравший капсулу и ее отлаживающий, отказался ее выдать (они ее испортят). Согласился лишь тогда, когда по его требованию его выбросили вместе с капсулой и собаками. Вот такие люди были у С.П. Королева.

Мне этот запуск (1960 г.) собак запомнился тоже. С.П. Королев поручил своему баллистику В.К. Безвербому и мне определить время старта. Как я говорил, стояла страшная жара, поэтому все просили назначить ранний запуск. Все — это медики (собак по технологии сажали в ракету за 6 ч до старта), стартовая команда, да и сам Безвербый, так как грелось топливо в ракете, падал его удельный вес и ракета могла не выйти на расчетную орбиту. Мы дали самое раннее время старта. Безвербый пошел обедать, а я к себе в барак. Однако меня терзали сомнения, я еще раз проверил наши расчеты и обнаружил ошибку. Собаки могли не сесть, а остаться на орбите. С ужасом я понесся в столовую к Безвербому и показал ошибку. Побежали в приемную С.П. Королева. Наш документ по старту уже лежал в папке на доклад, но мы успели исправить время старта. Собаки (Белка и Стрелка) благополучно приземлились в заданном районе. Но переживаний нам хватило сполна.

Было и еще одно событие, связанное с запуском собак. Накануне запуска ночью вдруг меня и Безвербого вызвал в себе С.П. Королев. Оказалось, он получил телеграмму от своего заместителя (фамилию не называю) и был в страшном возбуждении. И.М. Яцунский в Москве обнаружил ошибку в настройке интегратора тормозной двигательной установки. По этому поводу заместитель С.П. Королева составил такую дипломатическую телеграмму, что в ней ничего нельзя было понять. Королев усадил нас в кабинете на диван, сунул нам телеграмму: "Читайте!" Мы читаем и ничего не понимаем. Безвербого начало трясти. Королев подошел к нам и громкоподобно спросил: "Вы что-нибудь понимаете?" Безвербого (он же сотрудник ОКБ-1) затрясло еще больше. Как правило, никто не мог Королеву сказать, что ничего не понимает. Но я все-таки не его сотрудник, и я сказал: "Сергей Павлович, мы ничего не понимаем". Он просто взвился и почти закричал: "И я ничего не понимаю. Вызвать его немедленно". Его заместителя из Москвы срочно привезли к телефону в НИИ-4. Королев на него кричал: "Я выгоню тебя вон из ракетной техники, и ты будешь у меня за воротами с протянутой рукой ходить". Обмана он не терпел. Ругался Сергей Павлович просто страшно, и его боялись, но ругался всегда справедливо.

В 1960 г. состоялась очередная командировка в Тюрра-Там на первый запуск на Марс. Этот запуск готовился необычно долго, но так и не состоялся из-за неготовности к запуску радиоблока (РБ). Его авторы проявили настоящий героизм. Около РБ в МИКе поставили им кровати, и когда они теряли силы, они просто на них падали, но к сроку (кончалось окно запуска) так и не успели. Но для меня командировка оказалась полезной. Я с удивлением узнал, что КА был скомпонован

так, что в течение всего полета на Марс система ориентации КА должна была поддерживать в пассивном полете заданную его ориентацию, компенсируя крутящий момент от давления солнечного света. Тогда у меня родилась идея комплексного использования гравитационного и светового полей для обеспечения безрасходной заданной ориентации межпланетных КА. Когда была подана заявка на оформление изобретения, этот способ нам (моим соавтором был Л.И. Слабкий) предложили оформить как открытие. Сообщение об этом способе было помещено в сборнике АН СССР "Достижения механики в СССР за 50 лет", а при повторном запуске КА на Марс мы были привлечены ОКБ-1 как консультанты по управлению марсианским КА.

Три года командировок в Тюра-Там, где были тяжелейшие условия жизни, жуткий климат, волнения и напряженная работа на глазах крупного начальства привели к тому, что я заболел и уже в 1961 г. на запуск Ю.А. Гагарина не поехал.

Наш НИИ-4 МО участвовал в обеспечении запуска Гагарина. Это был первый полет человека в космос, и всех волновала безопасность полета. С.П. Королева особенно беспокоил случай, если откажет тормозная двигательная установка, так как все жизненно важные системы космического корабля были дублированы, кроме ТДУ. И.М. Яцунский, зная это, предложил снизить орбиты КК "Восток", чтобы время его существования при отказе ТДУ было меньше, чем ресурс системы жизнеобеспечения космонавта, но в этом случае КК спускался с орбиты в любую точку под трассой полета (ну, например, в океан), и служба поиска практически не могла его найти (так как в этом месте ее могло просто не оказаться), космонавт, выполнив задачу, мог погибнуть на Земле.

Вот тогда И.М. Яцунский — мой начальник — предложил мне все-таки найти способ посадки Гагарина на территорию Советского Союза. Я бурно возражал, аргументируя тем, что на таких высотах полета КК мотаются лишь отдельные молекулы, и зацепиться не за что. Кроме того, был конец квартала, этих работ в плане не было, работу и сроки у нас в НИИ-4 проверял начальник планового отдела, который меня очень не любил, и я его тоже, и я мог получить "невып" (невыполнение квартального плана). Яцунский был упрямый человек и заставил меня заняться этой проблемой. Делать нечего, я стал думать.

Действительно, там лишь молекулы, но их суммарное действие тормозит ИСЗ и заставляет его упасть на Землю. Надо было придумать способ управления этими силами. Вторая мысль заключалась в том, что захват ИСЗ произойдет наиболее вероятно в перигее, т.е. в об-

ласти максимального аэродинамического сопротивления.

Я видел КК "Восток" на старте — он был явно аэродинамически несимметричен (баллистический коэффициент КК различался в полтора раза и зависел от ориентации). Далее, орбита КК, будучи в начале полета эллиптической, постепенно превращается в круговую с равно вероятным захватом КК в любой области орбиты.

Учитывая все эти соображения, я сформулировал способ посадки КК на нашу территорию:

с помощью ручной системы ориентации проходить перигей носиком КК вперед, обеспечивая минимальное сопротивление, а апогей — поперек потока, обеспечивая максимальное сопротивление.

Тогда по законам небесной механики может сохраниться эллиптичность орбиты. Расчеты на ЭВМ, проведенные Г.М. Соловьевым, показали, что в этом случае эллиптичность орбиты КК даже возрастает. Затем, выбирая области торможения, можно расположить (переместить) перигей так, что захват КК произойдет в нужной области орбиты и КК сядет на нашу территорию.

Таким образом, космонавту выдавалась напечатанная на бумаге программа поворотов космического корабля по времени, что могло обеспечить его посадку на нашу территорию. Закончил я эту работу 11.04.61 г., и при проверке моего квартального плана получил "невып" (не тем занимался), а это — поношение на всех уровнях, лишение премии и т.д.

Иду мрачный и встречаю заместителя начальника управления П.В. Лыженкова (начальник управления Г.И. Левин был на старте). Он спрашивает: "Ты чего такой мрачный?" Посмотрел материал и говорит: "Это же интересно". Пошел доложил начальнику НИИ А.И. Соколову. Тот приказал срочно составить телеграмму на старт К.Н. Рудневу (министру) и С.П. Королеву. Составили телеграмму, пошли с И.М. Яцунским докладывать заместителю начальника НИИ-4 по науке Ю.А. Мозжорину. Тот одобрил и говорит Яцунскому: "Заделай подпись Соколова, мою (Мозжорина) и свою (Яцунского)". Яцунский сказал: "Но это же сделал Гурко", на что Мозжорин внимание не обратил и сказал мне сдавать телеграмму на старт. Тут я стал уже совсем мрачный, иду сдавать. Встречаю своего начальника отдела Г.С. Нариманова. Он спрашивает меня: "Что с Вами, Олег Викторович?" Я ему объяснил, и тут появился Мозжорин. Нариманов ему говорит: "Ну, дай подписать человеку: ведь он же это сделал!" Мозжорин разрешил. Я подписал, бодро пошел на телеграф и отправил телеграмму. Ответа никакого. Тогда мы с Яцунским решили позвонить Г.И. Левину, он

мне говорит: "Завтра старт, ты что, раньше не мог придумать? Это пойдет на следующий запуск". Тут я разозлился: человек первый раз летит в космос, и любой шанс спастись для него исключительно важен. Решил позвонить секретарю Королева, чтобы она разыскала К.П. Феоктистова, я бы ему все объяснил. КК "Восток" был его объект. Но я забыл, что перед стартом Королев, совершенно вымотавшись, уходил в свой домик — переключал на себя все телефоны, но никто не смел его беспокоить. Меня соединяют со стартом, и трубку берет сам Королев. Тогда я все вспомнил и испугался. А Королев уже сердито спрашивает во второй раз: "Кто говорит?" Ничего не подделаешь, я ему отвечаю: "Извините, Сергей Павлович, беспокоит Вас капитан Гурко (мы были знакомы). Он говорит: "Ну, чего тебе?" Я ему докладываю. Он буквально взорвался. "Почему мне такие телеграммы не докладывают? Ну я сейчас им дам!" И он дал. Тут же звонит Левин, требует срочно создать для меня группу. Королев будить Гагарина не стал, а перед стартом дал ему нашу телеграмму и проинструктировал о новом методе спуска (это есть в воспоминаниях Гагарина).

Далее этот способ был официально принят Госкомиссией к использованию, космонавты сдавали по нему экзамен. Я же в НИИ-4 получил очередное звание и был лишен премии ("невып."). Я так разозлился, что написал кандидатскую диссертацию "Аэродинамическое управление низколетящим ИСЗ" и успешно ее защитил. Потом она была издана как учебное пособие в ВИА им. Ф.Э. Дзержинского, и я от начальника академии получил благодарность.

Мне приходилось как баллистику участвовать практически во всех запусках КА до тех пор, пока ЦУП был в НИИ-4 МО, а потом в 50 ЦНИИ МО. Завершением баллистического периода моей работы было издание фундаментального труда "Основы теории полета КА".

Уже после того, как умер С.П. Королев, у меня возникла идея издания трехтомного труда:

том 1. "Основы теории полета КА" под редакцией Г.С. Нариманова, М.К. Тихонравова;

том 2. "Основы проектирования КА" под редакцией Б.Е. Чертока, К.П. Феоктистова;

том 3. "Наземный командно-измерительный комплекс" под редакцией И.В. Мещерякова.

Основная идея первого тома заключалась в том, чтобы систематизировать космическую баллистику. К этому времени в ней образовались различные школы, уже мешающие ее общему развитию, были перепутаны фундаментальные и производные постоян-

ные (например, значений масс Марса было несколько десятков).

Эта работа должна была иметь вид справочника и стать настольной книгой специалистов.

Я разработал план-проспект книги, доложил Г.С. Нариманову. Ему эта идея очень понравилась, он доложил Г.А. Тюлину, а тот — М.В. Келдышу, и работа ими была одобрена. Интересно отметить, что наш основной баллистик в НИИ-4 П.Е. Эльясберг мне уверенно сказал, что такую идею реализовать нельзя, и книгу написать нельзя.

Второй том должен был систематизировать и сохранить уникальный огромный опыт ОКБ-1 С.П. Королева по проектированию КА различного назначения и организации работ по этому проектированию в рамках национальных программ.

Третий том должен был сохранить опыт создания и работы наземного командно-измерительного комплекса, накопленный в НИИ-4 МО, 50 ЦНИИ МО и ЦНИИмаше.

Однако вышел только первый том, работы по которому возглавлял я. Мне удалось создать кооперацию ведущих НИИ по космической баллистике, собрать 45 авторов — ведущих специалистов в этой области. Книга "Основы теории полетов КА" — это не просто сама космическая баллистика, это книга о баллистическом проектировании КА, куда входят кроме космической баллистики и необходимая для проектирования информация из смежных областей наук. В этом ее основная ценность.

Хотелось бы отметить, что руководство написанием этого фундаментального труда — это семь лет напряженной работы. Наконец, когда уже книга была практически написана (это была стопка бумаги высотой 70 см), я выдохся, но не отказал себе в удовольствии: пригласил П.Е. Эльясберга и показал ему итог работы. Потом я поехал в издательство "Машиностроение" к главному редактору Л.А. Гильбергу, объяснил ему ситуацию, и издательство приняло до некоторой степени недоработанную рукопись. Общими усилиями она была доведена, за что я благодарен издательству. Объем рукописи превышал допустимые параметры, требовался болезненный процесс ее сокращения. Конечно, начать пришлось с себя, выбросил часть своего материала. В 1972 г. этот том был издан. Остальные тома мне уже оказались не под силу.

На этом период моей чисто баллистической деятельности практически был закончен. Далее главным для меня стало создание качественно нового летательного полностью многоразового одноступенчатого космического аппарата (ЛКА), получившего индекс МГ-19. Но это уже тема другого выступления.

Мультисферические конструкции: свойства и перспективы применения

В.А. Комаров

Рассмотрены конструкции для работы под давлением, составленные из частей сферических оболочек, пластинок и колец по определенным правилам. Обсуждается их способность заполнять любое заданное ограниченное пространство с таким же расходом материала на единицу сжатого газа, как у сферических резервуаров, и деформироваться при этом, как равномерно нагретое тело.

V.A. Komarov. Multispherical Structures: Properties And Perspective Of Applications

Structures for work under a pressure formed from parts of spherical shells, plates and rings by the certain rules are considered. Their ability to fill any limited space with the same volume of a material on unit of the compressed gas as at spherical tanks, and to be deformed as a hit body are discussed.

В журнале "Полет" за 2006 год описан разгонный блок "Фрегат" [1]. Он имеет выдающиеся массогабаритные характеристики. Существенную роль в достижении этих результатов сыграл, по-видимому, выбор оригинальной конструктивно-компоновочной схемы, основу которой составляют пересекающиеся сферические оболочки. Авторы статьи [1] приводят ряд важных практических соображений в пользу таких конструкций: удобство организации слива топлива, эффективность в восприятии локальных нагрузок, компоновочная свобода и некоторые другие.

Успешная эксплуатация семейства разгонных блоков "Фрегат" свидетельствует о том, что определенные технологические проблемы сварки пересекающихся сферических оболочек вполне разрешимы. Все это делает целесообразным дальнейшее обсуждение свойств и возможностей многополостных резервуаров, которым посвящена статья [2]. Необходимо заметить, что анализируемый в [2] класс конструкций несколько отличается от типового технического решения блока "Фрегат".

В многополостных резервуарах (рис. 1, а) при одинаковом давлении во всех полостях равнодействующая мембранных усилий T_{ij} воспринимается равномерно растянутыми пластинками, лежащими в плоскости линии пересечения сферических оболочек [2].

В предположении безмоментной работы данной конструкции

$$T_i = PR_i/2; \quad T_j = PR_j/2; \quad T_{ij} = Pa_{ij}/2,$$

где T_i — мембранные усилия в оболочке радиуса R_i ; T_{ij} — мембранные усилия в пластинке; P — избыточное давление; a_{ij} — расстояние между центрами пересекающихся сфер.

В блоке "Фрегат" используются также пересекающиеся сферические оболочки, однако конструкция образуется внедрением одной сферической оболочки в другую (см. рис. 1 в [1]).

Напомним общее описание многополостных резервуаров. Резервуары имеют вид пересекающихся сфер со следующей конструкцией. Наружная поверхность резервуаров образована частями сферических оболочек, а внутри них имеются пластинки, ко-



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

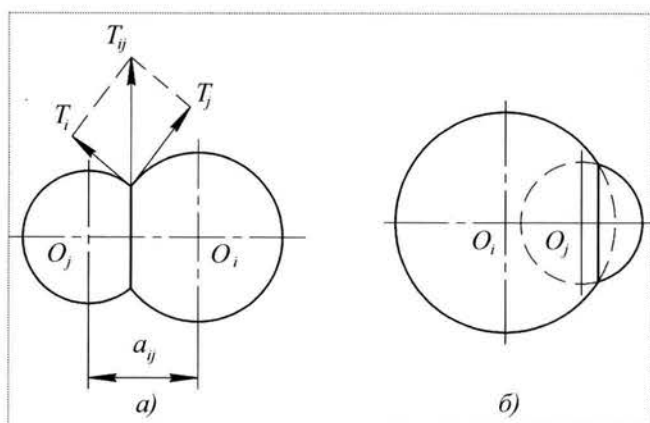


Рис. 1. Простейший многополостной резервуар

которые расположены в плоскостях, проходящих через линии пересечения сфер, в пределах этих линий. Части сферических оболочек и пластинок ограничены линиями пересечения между собой, соединены по ним и образуют отдельные изолированные полости.

По устройству описываемые резервуары похожи на пену, например мыльную. Ряд частных случаев таких резервуаров предложен и исследован в работах [3, 4]. В зависимости от взаимного расположения в пространстве центров пересекающихся сфер и величин их ра-

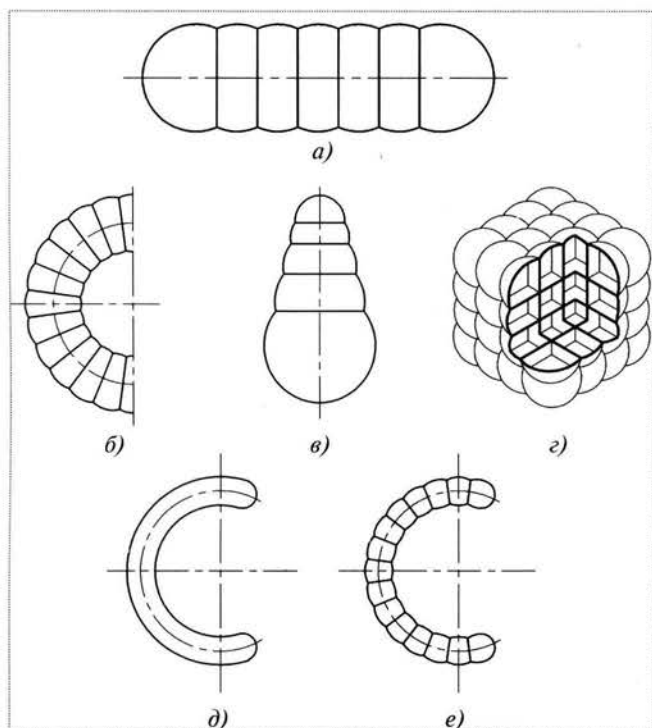


Рис. 2. Примеры многополостных резервуаров

диусов одни полости резервуаров ограничены пластинками и частью сферической оболочки, другие — только пластинками и имеют форму многогранников, а сами резервуары могут как угодно полно использовать любое заданное ограниченное пространство.

Не всякий резервуар, составленный из частей сферических оболочек и пластинок, соответствует данному определению. Например, резервуар, показанный на рис. 1, б пунктиром, не принадлежит к рассматриваемому множеству конструкций, так как части сферических оболочек должны быть расположены по внешней поверхности тела, образованного пересечением сфер (сплошные линии на рис. 1, б). Примеры резервуаров, приближающихся по форме к цилиндру (а), тору (б), конусу (в) и кубу (г), показаны на рис. 2.

Доказаны следующие интересные свойства многополостных резервуаров:

- При выполнении оболочек и пластинок из одного материала и назначении их толщины по одному условию прочности эти конструкции работают как безмоментные и обеспечивают такой же расход материала на единицу емкости, как шаровые (т.е. минимальный).

Таким образом, любое заданное ограниченное пространство, в принципе, можно использовать для хранения жидкости или газа под давлением с такой же весовой эффективностью конструкций, какую имеют шаровые резервуары. В реальных условиях можно говорить только об определенном приближении к идеалу, которое определяется минимальными размерами отдельных полостей.

- Любой равнопрочный многополостной резервуар под действием внутреннего давления, одинакового во всех полостях, деформируется как изотропное тело при нагревании (т.е. одинаково во всех направлениях).

Для иллюстрации этого свойства на рис. 2, д, е приведены кривые резервуары. Один — часть торового бака (рис. 2, д) — при действии внутреннего давления будет разгибаться (этот эффект хорошо известен и используется в устройстве манометрических трубок). Второй — многополостной резервуар (рис. 2, е) — при действии внутреннего давления будет деформироваться без разгибания.

Рассмотрим некоторые соображения по реализации этих конструкций. Наиболее интересные и ценные свойства многополостных резервуаров реализуются при одинаковом давлении во всех полостях. Это равенство относительно просто может быть обеспечено перфорацией пластинок с соответствующими подкреплениями отверстий. Необходимые расчетные соотношения даны в [2]. Вместо пластинок-мембран в

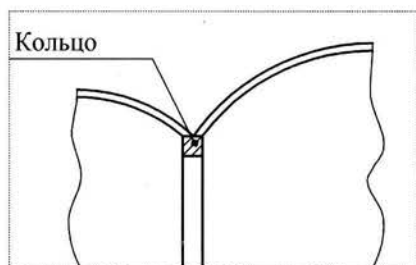


Рис. 3. Стык сферических оболочек через кольцо

плоскости пересечения сферических оболочек может быть поставлено кольцо (рис. 3). При этом, однако, весовая эффективность резервуара будет ухудшаться, так как потребный объем материала равномерно растянутого кольца в $2/(1-\mu)$ раз больше, чем объем заменяемой мембраны при выполнении условия одинаковых деформаций (т.е. сохранения безмоментной работы всей конструкции в целом); μ – коэффициент Пуассона.

Эта же идея может быть использована для проектирования люков на сферических частях резервуаров, работающих под давлением (рис. 4, а). Такая конструкция должна работать как безмоментная при условии, что суммарная площадь поперечных сечений колец, принадлежащих основной оболочке и крышке, составит

$$F = \frac{Pa_{ij}R_{ij}}{2[\sigma](1-\mu)},$$

где R_{ij} – радиус выреза; $[\sigma]$ – допускаемые напряжения.

При этом предполагается, что кольца соединены достаточным количеством болтов. На рис. 4, б показаны толщины оболочек и поперечные сечения колец для определенных геометрических соотношений оболочки и люка и значений допускаемого напряжения и избыточного давления в резервуаре.

Заметим, что в безмоментных мультисферических конструкциях кольца, эквивалентные по жесткости пластинке, работают с избытком прочности $\eta = 1/(1-\mu)$, т.е. с недогрузкой примерно 25 % для традиционных материалов. Это может скомпенсировать, в частности, ослабление колец от крепежа.

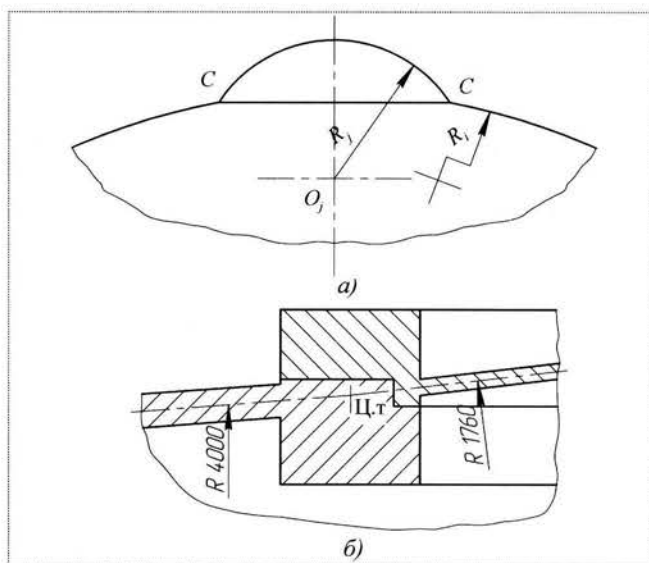


Рис. 4. Пример люка на сферической части резервуара, работающего под давлением

В реальных условиях помимо основного случая нагружения – внутреннего давления, – конечно, приходится учитывать многие другие. Часть из них может быть обеспечена некоторым общим избытком прочности либо местными усилениями. Все это неизбежно приведет к ухудшению идеальных характеристик, показанных в [2]. Тем не менее, рассмотренные свойства многополостных резервуаров могут оказаться полезными при дальнейшем совершенствовании конструкции летательных аппаратов, транспортных систем для перевозки сжиженного газа и др.

Список литературы

1. Асюшкин В.А., Ишин С.В., Пичхадзе К.М. и др. Разгонный блок "Фрегат" – максимальная эффективность при минимальных затратах // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2006. № 10. С. 3–8.
2. Комаров В.А. Многополостные резервуары // Механика твердого тела. Изв. Академии наук СССР. 1970. № 5. С. 181–183.
3. Bert W.C. Large weight reductions possible in pressure vessels // Space Aeronaut. 1962. V. 38. N. 5. P. 77–83.
4. Jackson J.O., Crafton, Coupneu. Intersecting spherical pressure tank. Appl. 1941. Ser. 404, 434. Patent USA, N. 2. 341.044. Cl. 220 – 3, 1944.



МИЛОВАНОВ
Александр Георгиевич —
главный ученый секретарь
Научно-технического
совета Федерального
космического агентства,
профессор, доктор техн.
наук

Развитие формулы Циолковского для современных задач механики реактивного движения

А.Г. Милованов

Представлен новый методологический подход к исследованию и дальнейшему развитию механики реактивного движения, основанный на векторной форме представления тягово-расходных и скоростных параметров, входящих в основное уравнение движения тела переменной массы (уравнение Мещерского). Данный подход использован для получения новых вариантов формулы Циолковского, определяющих параметры механики реактивного движения при различных случаях истечения и накопления переменной массы.

A.G. Milovanov. Further Development Of Tsyolkovsky's Formula Important For Present-Day Jet Propulsion Mechanics

The article demonstrates a new methodological approach to the investigation of the nature of jet propulsion mechanics, which is based on the vectored representation of thrust-to-consumption ratio and speed regarded to be main elements of the equation of variable mass body motion (Meshchersky's equation). This approach is used to obtain new variants of Tsyolkovsky's formula, determining the parameters of jet propulsion mechanics in different cases of variable mass consumption and storing.

Многообразие возможных схемных решений для перспективных аэрокосмических летательных аппаратов (ЛА) требует качественно нового подхода к обоснованию рациональных путей повышения их энергомассовой эффективности. Эти ЛА предполагают использование комбинированных двигательных установок (ДУ) и системы ожигения и накопления в полете атмосферного кислорода.

В настоящей статье представлен новый методологический подход к исследованию и дальнейшему развитию механики реактивного движения, основанный на векторной форме представления тягово-расходных и скоростных параметров, входящих в основное уравнение движения тела переменной массы — уравнение Мещерского. Данный подход использован для решения ряда современных задач ракетодинамики, характеризующихся различными случаями истечения и накопления массы ЛА в полете.

Первая задача Циолковского

Задача определения зависимостей между силами и ускорением тела переменной массы была решена русским ученым И.В. Мещерским в 1897 г. Уравнение Мещерского — основное уравнение движения тела переменной массы — имеет вид

$$M \frac{d\vec{V}}{dt} = \sum_{i=1}^n \vec{F}_i - \vec{W} \frac{dM}{dt},$$

где M , $\vec{V}$ — текущие масса и скорость тела соответственно; $\frac{d\vec{V}}{dt}$ — вектор текущего ускорения тела; $\sum_{i=1}^n \vec{F}_i$ — вектор всех сил, действующих на тело; $\vec{W}$ — относительная скорость отбрасываемой массы.

Задача движения ракеты как тела переменной массы в пустоте без воздействия внешних сил за счет отброса активных масс впервые была решена выдающимся русским ученым К.Э. Циолковским в 1903 г. и получила название первой задачи Циолковского.

Если тело переменной массы имеет относительную скорость отбрасываемых частиц W , постоянную по величине и противоположную по направлению вектору скорости тела V , и отсутствует воздействие на тело внешних сил, то уравнение Мещерского имеет вид

$$M \frac{dV}{dt} = -W \frac{dM}{dt}.$$

Принимая $W = \text{const}$, из этого уравнения получим

$$\int dV = -W \int \frac{dM}{M},$$

а после интегрирования

$$V = -W \ln M + C,$$

где C — постоянная интегрирования. Принимая, что при $t = 0$ $V = 0$ и $M = M_0$, где M_0 — стартовая масса ракеты, найдем

$$C = W \ln M_0.$$

Отсюда

$$V = W \ln \frac{M_0}{M}.$$

Полученное выражение называют формулой (или законом) Циолковского. Конечная скорость ракеты V_k при полном израсходовании активной массы, когда $M = M_k$ (M_k — конечная масса), будет определяться выражением

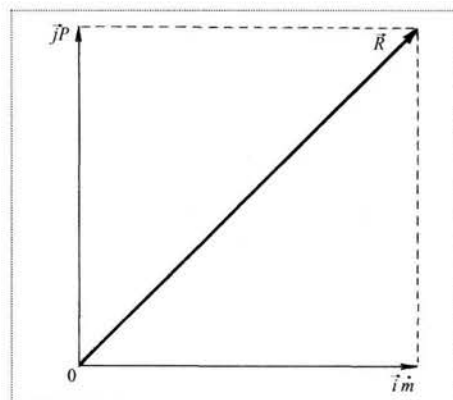
$$V_k = W \ln \frac{M_0}{M_k}.$$

Поскольку конечная масса в этом случае равна стартовой M_0 за вычетом полной массы топлива M_1 , то можно записать

$$V_k = W \ln \frac{M_0}{M_0 - M_1}.$$

Надо заметить, что идеальная скорость ракеты не зависит от закона изменения массы (сгорело топливо мгновенно или в течение длительного времени). Закон

Рис. 1. Векторное представление параметров реактивного движения при истечении одной массы



изменения массы определяется массовым секундным расходом $\dot{m}$, который при заданной скорости истечения определяет реактивную силу (или тягу) P :

$$P = \dot{m}W.$$

Таким образом, скорость истечения может быть представлена в виде

$$W = P/\dot{m}.$$

Графически основные параметры движения ракеты как тела переменной массы могут быть представлены в виде вектора $\vec{R}$, проекции которого на оси X и Y соответственно равны произведениям единичного вектора $\vec{i}$ на массовый расход $\dot{m}$ и единичного вектора $\vec{j}$ на тягу P (рис. 1). Данное представление позволяет провести векторный анализ механики реактивного движения ЛА при различных случаях истечения и накопления массы, отличных от описанного выше случая истечения одной массы.

Полет ЛА со смешанной ДУ

Полет ЛА со смешанной ДУ, состоящей, например, из двух разнотипных двигателей, с точки зрения динамики реактивного движения характеризуется истечением из тела двух активных масс M_1 и M_2 в одном направлении с разными скоростями W_1 и W_2 и разными расходами $\dot{m}_1$ и $\dot{m}_2$. Тяга смешанной ДУ P_Σ равна сумме тяг двух двигателей:

$$P_\Sigma = P_1 + P_2,$$

а расход $\dot{m}_\Sigma$ равен сумме расходов:

$$\dot{m}_\Sigma = \dot{m}_1 + \dot{m}_2.$$

Согласно векторной форме представления параметров движения для данного случая реактивного движения (рис. 2) получим суммарную скорость истечения

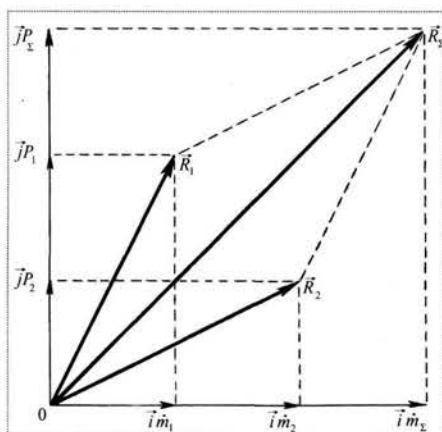


Рис. 2. Векторное представление параметров ЛА со смешанной ДУ

$$W_{\Sigma} = \frac{P_{\Sigma}}{\dot{m}_{\Sigma}} = \frac{W_1 \dot{m}_1 + W_2 \dot{m}_2}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2}.$$

Конечная масса ЛА

$$M_{\kappa} = M_0 - M_1 - M_2.$$

Конечную скорость ЛА для данного случая получим в виде

$$V_{\kappa} = \frac{W_1 M_1 + W_2 M_2}{M_1 + M_2} \ln \frac{M_0}{M_0 - M_1 - M_2}.$$

При $M_2 = 0$ из этой формулы получается обычная формула Циолковского.

Полет ЛА со сбросом "пропорционального пассива" (по Ю.В. Кондратюку)

Полет ЛА в данном случае происходит при истечении активной массы M_1 (например, топлива) со скоростью W_1 и расходом $\dot{m}_1$. Одновременно с этим происходит непрерывный сброс пассивной массы M_2 (например, топливных баков) с нулевой относительной скоростью $W_2 = 0$ и расходом $\dot{m}_2$, пропорциональным расходу топлива $\dot{m}_1$.

Физически данный случай интерпретируется параллельной работой двух двигателей, причем второй двигатель имеет расход, но не создает тяги ($P_2 = 0$). Суммарная тяга равна тяге первого двигателя:

$$P_{\Sigma} = P_1,$$

суммарный расход равен сумме расходов:

$$\dot{m}_{\Sigma} = \dot{m}_1 + \dot{m}_2.$$

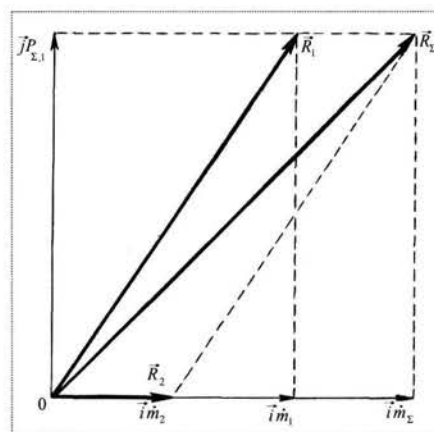


Рис. 3. Векторное представление параметров полета ЛА со сбросом "пропорционального пассива" (по Ю.В. Кондратюку)

Согласно векторной форме представления параметров для данного случая реактивного движения (рис. 3) получим

$$W_{\Sigma} = \frac{P_{\Sigma}}{\dot{m}_{\Sigma}} = W_1 \frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2}.$$

Конечная масса ЛА определяется выражением

$$M_{\kappa} = M_0 - M_1 - M_2.$$

Конечную скорость ЛА для данного случая получим в виде

$$V_{\kappa} = W_1 \frac{M_1}{M_1 + M_2} \ln \frac{M_0}{M_0 - M_1 - M_2},$$

откуда при $M_2 = 0$ получается обычная формула Циолковского.

Полет ЛА с ВРД

Полет ЛА с воздушно-реактивным двигателем (ВРД) с точки зрения динамики реактивного движения происходит при истечении активной массы M_r (бортового горючего) совместно с массой M_b , поступающей из окружающей среды (атмосферным воздухом). Масса M_b входит в ЛА с относительной скоростью, равной текущей скорости полета V . При этом образуется сила торможения воздуха P_2 , равная произведению скорости полета на расход воздуха:

$$P_2 = V \dot{m}_b.$$

Расход истекающей струи равен сумме расходов горючего и воздуха:

$$\dot{m}_c = \dot{m}_r + \dot{m}_b.$$

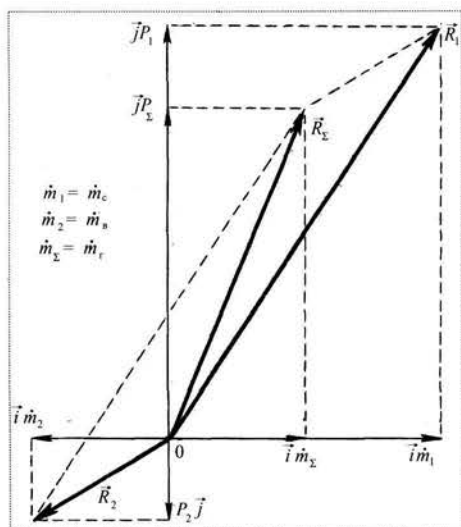


Рис. 4. Векторное представление параметров полета ЛА с ВРД

Тяга реактивной струи равна произведению скорости истечения W_c на суммарный расход:

$$P_1 = W_c (\dot{m}_r + \dot{m}_b).$$

Результирующая реактивная сила P_Σ равна разности тяги струи P_1 и силы торможения воздуха P_2 :

$$P_\Sigma = P_1 - P_2.$$

Согласно векторной форме представления параметров реактивного движения ЛА для данного случая (рис. 4) получим

$$W_\Sigma = \frac{P_\Sigma}{\dot{m}_\Sigma} = \frac{W_c \dot{m}_r + W_c \dot{m}_b - V \dot{m}_b}{\dot{m}_c - \dot{m}_b}.$$

Конечная масса ЛА определяется выражением

$$M_k = M_0 - M_r.$$

Конечную скорость ЛА для данного случая получим в виде

$$V_k = W_c \frac{(M_r + M_b) \ln \frac{M_0}{M_0 - M_r}}{M_r + M_b \ln \frac{M_0}{M_0 - M_r}},$$

откуда при $M_b = 0$ получается обычная формула Циолковского.

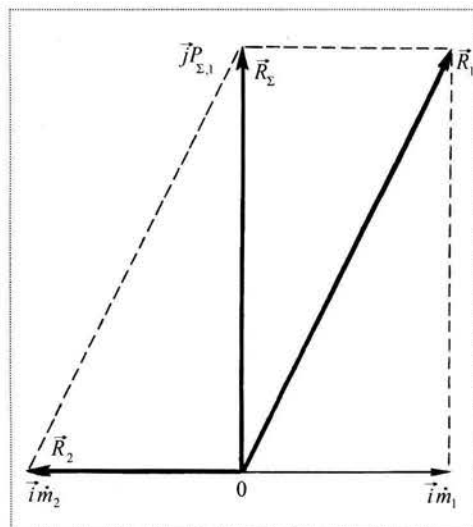


Рис. 5. Векторное представление параметров полета ЛА с расходом массы, поступающей из ЛА-донора

Полет ЛА с расходом массы, поступающей из другого ЛА-донора

Полет ЛА в данном случае можно рассматривать как реактивное движение тела постоянной массы:

$$M_0 = M_k = \text{const.}$$

При этом предполагается, что переменная масса (топливо) M_1 поступает извне с нулевой относительной скоростью W_2 (без торможения ЛА, $P_2 = 0$), например, из параллельно летящего ЛА-донора, с расходом $\dot{m}_2$, равным расходу истекающей струи $\dot{m}_1$:

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_1.$$

Реактивная сила P_Σ равна тяге струи P_1 :

$$P_\Sigma = P_1.$$

Согласно векторной форме представления параметров для данного случая реактивного движения (рис. 5) получим

$$W_\Sigma = \frac{P_\Sigma}{\dot{m}_\Sigma} = \frac{P_1}{\dot{m}_1} = W_1.$$

Конечную скорость ЛА для данного случая запишем в виде

$$V_k = W_1 \frac{M_1}{M_0}.$$

Безрасходный полет ЛА в среде (атмосфере)

Полет ЛА в данном случае может иметь место, например, при работе ядерного ВРД (ЯВРД), когда в от-

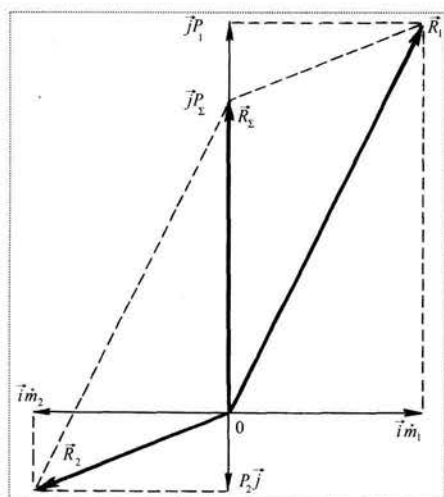


Рис. 6. Векторное представление параметров движения ЛА с ЯВРД при безрасходном полете в атмосфере

личие от полета ЛА с ВРД не расходуется бортовое горючее. Аналогично предыдущему случаю полет ЛА с ЯВРД можно рассматривать как реактивное движение тела постоянной массы:

$$M_0 = M_k = \text{const.}$$

При этом предполагается, что переменная масса (атмосферный воздух) M_1 входит в ЛА с относительной скоростью, равной текущей скорости полета V , а истекает со скоростью струи W_1 и расходом $\dot{m}_1$, равным расходу через воздухозаборник $\dot{m}_2$:

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2.$$

Торможение воздуха приводит к образованию силы P_2 , равной произведению скорости полета на расход воздуха $\dot{m}_2$:

$$P_2 = V\dot{m}_2.$$

Результирующая реактивная сила P_Σ равна разности тяги струи P_1 и силы торможения воздуха P_2 :

$$P_\Sigma = P_1 - P_2.$$

Согласно векторной форме представления параметров для данного случая реактивного движения (рис. 6) получим

$$W_\Sigma = \frac{P_\Sigma}{\dot{m}_1} = \frac{P_1 - P_2}{\dot{m}_1} = \frac{W_1 \dot{m}_1 - V \dot{m}_2}{\dot{m}_1} = W_1 - V.$$

Конечную скорость ЛА для данного случая запишем в виде

$$V_k = W_1 \frac{M}{M_0 + M_1}.$$

Полет ЛА с накоплением массы, поступающей из другого ЛА-донора

Полет ЛА в данном случае можно рассматривать как реактивное движение тела переменной (возрастающей) массы. При этом предполагается, что переменная масса (топливо) M_2 поступает извне с нулевой относительной скоростью $W_2 = 0$ (без торможения ЛА, $P_2 = 0$), например из параллельно летящего ЛА-донора, с расходом $\dot{m}_2$. Однако лишь часть этой массы M_1 истекает из двигателя со скоростью W_1 и с расходом $\dot{m}_1$, а оставшаяся часть накапливается на борту ЛА, т.е.

$$M_k = M_0 - M_1 + M_2.$$

Реактивная сила P_Σ равна тяге двигательной установки P_1 :

$$P_\Sigma = P_1.$$

Суммарный расход равен разности расходов:

$$\dot{m}_\Sigma = \dot{m}_1 - \dot{m}_2.$$

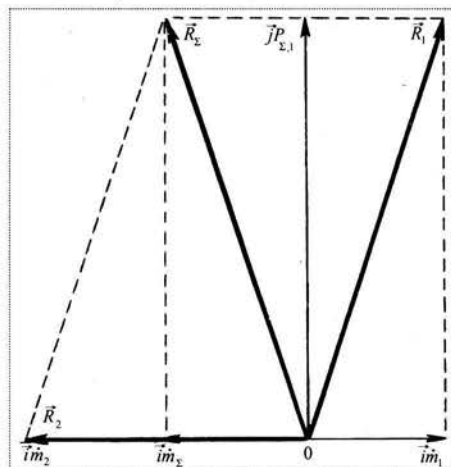
Согласно векторной форме представления параметров для данного случая реактивного движения (рис. 7) получим

$$W_\Sigma = \frac{P_\Sigma}{\dot{m}_\Sigma} = W_1 \frac{\dot{m}_1}{\dot{m}_1 - \dot{m}_2}.$$

Конечную скорость ЛА для данного случая запишем в виде

$$V_k = W_1 \frac{M_1}{M_2 - M_1} \ln \frac{M_0 - M_1 + M_2}{M_0},$$

Рис. 7. Векторное представление параметров полета ЛА с накоплением массы, поступающей из ЛА-донора



откуда при $M_2 = 0$ получается обычная формула Циолковского.

Полет ЛА с накоплением массы, поступающей из среды (атмосферы)

Полет ЛА в данном случае можно рассматривать как реактивное движение тела переменной (возрастающей) массы. Однако в отличие от предыдущего случая переменная масса (атмосферный воздух) M_2 входит в ЛА с относительной скоростью, равной текущей скорости полета V , и расходом $\dot{m}_2$. При этом образуется сила торможения воздуха, равная произведению скорости полета на расход воздуха:

$$P_2 = V\dot{m}_2.$$

Как и в предыдущем случае, лишь часть поступающей в ЛА массы M_1 истекает из двигателя со скоростью W_1 и с расходом $\dot{m}_1$, а оставшаяся часть накапливается на борту ЛА, т.е.

$$M_k = M_0 - M_1 + M_2.$$

Результирующая реактивная сила P_Σ равна разности тяги струи P_1 и силы торможения воздуха P_2 :

$$P_\Sigma = P_1 - P_2.$$

Расход массы ЛА равен разности расходов:

$$\dot{m}_\Sigma = \dot{m}_1 - \dot{m}_2.$$

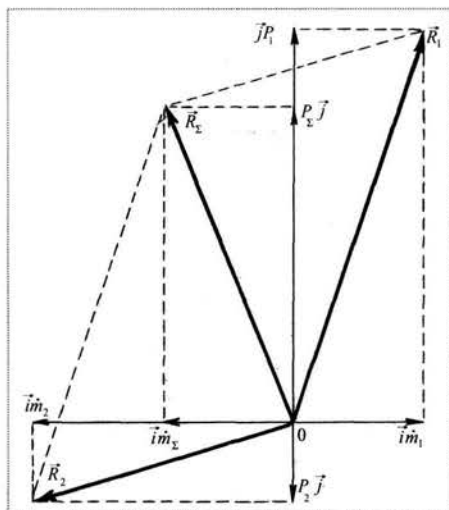


Рис. 8. Векторное представление параметров полета ЛА с накоплением массы, поступающей из среды (атмосферы)

Согласно векторной форме представления параметров для данного случая реактивного движения (рис. 8) получим

$$W_\Sigma = \frac{P_\Sigma}{\dot{m}_\Sigma} = \frac{W_1 \dot{m}_1 - V \dot{m}_2}{\dot{m}_1 - \dot{m}_2}.$$

Конечную скорость ЛА для данного случая после преобразования запишем в виде

$$V_k = W_1 \frac{M_1 \ln \frac{M_0 - M_1 + M_2}{M_0}}{M_2 - M_1 + M_2 \ln \frac{M_0 - M_1 + M_2}{M_0}},$$

откуда при $M_2 = 0$ получим обычную формулу Циолковского.

Анализ полученных результатов

Результаты расчета описанных выше восьми случаев полета ЛА в виде зависимостей относительной скорости V/W от относительной массы M/M_0 представлены на рис. 9.

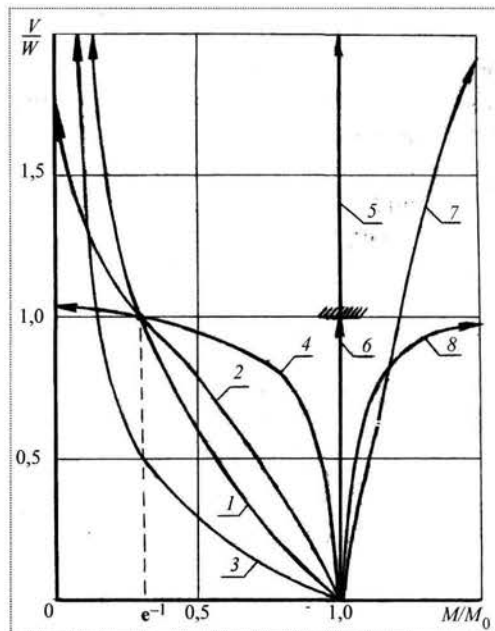


Рис. 9. Зависимости относительной скорости от относительной массы для рассмотренных случаев полета ЛА:

1 — при истечении одной массы; 2 — со смешанной ДУ; 3 — со сбросом "пропорционального пассива"; 4 — с ВРД; 5 — с расходом массы, поступающей от ЛА-донора; 6 — безрасходный полет; 7 — с накоплением массы, поступающей от ЛА-донора; 8 — с накоплением массы, поступающей из среды (атмосферы)

Анализ полученных зависимостей для ЛА с ВРД при различных отношениях массы воздуха M_v к массе горючего M_f показывает, что относительная скорость полета, равная единице ($V = W$), достигается при относительной массе ЛА (M/M_0), равной e^{-1} . Такие значения имеют место при полете ЛА с ракетным двигателем (РД).

Для увеличения конечной скорости полета требуется сначала разогнать ЛА с помощью ВРД, а потом перейти на РД. Момент перехода с ВРД на РД определяется равенством производных представленных на рис. 9 функций. Так, при $M_v = 20 M_f$ переход должен происходить при $M = 0,83 M_0$, а при $M_v = 10 M_f$ соответственно при $M = 0,79 M_0$.

Анализ полученных зависимостей для случаев безрасходного полета ЛА с ЯВРД и полета ЛА с ожигением воздуха позволяет сделать вывод, что конечная скорость полета не может превышать скорости истечения реактивной струи.

Список литературы

1. Мешерский И.В. Динамика точки переменной массы. СПб., 1897.
2. Мешерский И.В. Уравнение движения точки переменной массы в общем случае // Изв. Петербургского политехнического института. 1904. Т. 1. Вып. 1–2. С. 77.
3. Циолковский К.Э. Исследования мировых пространств реактивными приборами // Научное обозрение. СПб. 1903. № 5. С. 45–75.
4. Кондратюк Ю.В. Завоевание межпланетных пространств / под ред. и с предисловием проф. В.П. Ветчинкина. Новосибирск, 1929. 72 с.
5. Милованов А.Г. Ракета с бесконечным числом ступеней и ее возможности: работа на межвузовский конкурс. Ростовское ВВКУ, 1976.
6. Милованов А.Г. Некоторые вопросы баллистического проектирования ракет с переменной конструктивной массой и ракет с переливом топлива между ступенями: работа на межвузовский конкурс. Ростовское ВВКУ, 1977.
7. Милованов А.Г. Векторный анализ динамики реактивного движения ЛА при различных случаях истечения и накопления массы // Сб. тез. XXI научных чтений им. С.П. Королева, М., 1997.
8. Милованов А.Г. Развитие формулы Циолковского для современных задач ракетодинамики // Тр. XXXVIII Чтений, посвященных разработке научного наследия К.Э. Циолковского, Калуга, 16–18 сентября 2003 г. Секция "Проблемы ракетной и космической техники". С. 118–131.

Информация

11 августа 2007 г. Президент РФ подписал Указ о создании интегрированной структуры на базе ФГУП "ММПП "Салют" в целях создания авиадвигателей нового поколения. В рамках реализации данного Указа Правительству РФ поручается реорганизовать ФГУП "ММПП "Салют" путем присоединения к нему ОМО им. Баранова. Также в уставной капитал новой структуры будут переданы государственные акции ряда предприятий, в частности НПО "Эга" (г. Москва) 25,5 %, КБ "Электроприбор" (г. Саратов) 38,0 %, "Агат" (г. Гаврилов-Ям) 25,5 %, НИИТ (г. Уфа) 38,0 %. В соответствии с Указом ФГУП "ММПП "Салют" должен быть переименован во ФГУП "НПЦ газотурбостроения "Салют". Указ фактически расширил существующую интегрированную структуру на базе ФГУП "ММПП "Салют", в которую к моменту подписания Указа входили: ВМЗ "Салют", МКБ "Гранит", МКБ "Горизонт", НТЦ НИИД, ОАО "Топаз" (г. Кишинев), "Прибор" (г. Бендеры). Главной целью создания данной интегрированной структуры является концентрация интеллектуальных, производственных и финансовых ресурсов для реализации перспективных программ в области газотурбостроения, в том числе создания авиадвигателей нового поколения.

По словам генерального директора ФГУП "ММПП "Салют" Ю.С. Елисеева, системный подход "Салюта", который реализован в рамках концепции интегрированной структуры, всегда был нацелен на повышение боеготовности ВВС РФ, последовательное улучшение наших авиационных комплексов, а также на сохранение присутствия России на мировом рынке вооружения.

Создание Научно-производственного центра газотурбостроения "Салют" Ю.С. Елисеев прокомментировал следующим образом: "Потребность России в газотурбинных двигателях постоянно растет, поскольку сферы применения газотурбинных двигателей не ограничиваются военной и гражданской авиацией. Такие сектора, как железнодорожный транспорт, энергетика, судостроение, нефте- и газодобыча, являются перспективными сферами применения нашей продукции. Таким образом, "Салют" через несколько лет по праву станет национальным центром развития российского газотурбостроения".

Создание интегрированной структуры на базе ФГУП "ММПП "Салют" позволит финансово оздоровить присоединившиеся предприятия и создаст условия для повышения их научно-технического потенциала.

Пресс-служба ФГУП "ММПП "Салют"

Организация разработки и реализации ИАИСУ

К.С. Рождественская

Процесс разработки и реализации интегрированных информационных систем управления рассматривается как инвестиционный проект, имеющий три фазы: прединвестиционную, инвестиционную и эксплуатационную. Даны характеристики каждой из этих фаз. В качестве инструмента проведения работ предлагается сетевой график создания систем управления, учитывающий особенности отдельных фаз инвестиционного проекта.

K.S. Rozhdestvenskaya. Development Organization And Operation Of Integrated Automated Information Management System

The development and operation of integrated information management systems is an investment project that has three main stages: preliminary stage, investment stage and operation. The article gives a review of each of the three stages, presenting an activity network to set up a management system with account of peculiarities of particular stages of the investment project.

Организация разработки и реализации интегрированных автоматизированных информационных систем управления (ИАИСУ) представляет собой комплекс научно-исследовательских, проектных, инженерно-технических и организационных работ, направленных на совершенствование существующей или вновь создаваемой системы управления с применением современной вычислительной техники, математических методов управления. Совершенствование системы управления означает переход к качественно новой ступени ее развития, изменения организационной структуры управления и принципов ее функционирования.

Процесс организации и создания систем управления можно представить в виде инвестиционного проекта. Под инвестиционным проектом (*investment project*) понимается план или программа вложения инвестиций в систему управления для достижения поставленных целей. Инвестиционный проект, начиная от инвестиционной идеи до реализации системы управления, состоит из трех фаз:

- прединвестиционной;
- инвестиционной;
- эксплуатационной (оперативной).

Совокупность проводимых работ по организации и созданию систем управления удобно представлять в виде сетевых моделей (графиков). Детальные сетевые графики содержат сотни и тысячи операций, вид которых определяется в значительной степени сложностью создаваемой системы управления и спецификой организации, для которой она проектируется.

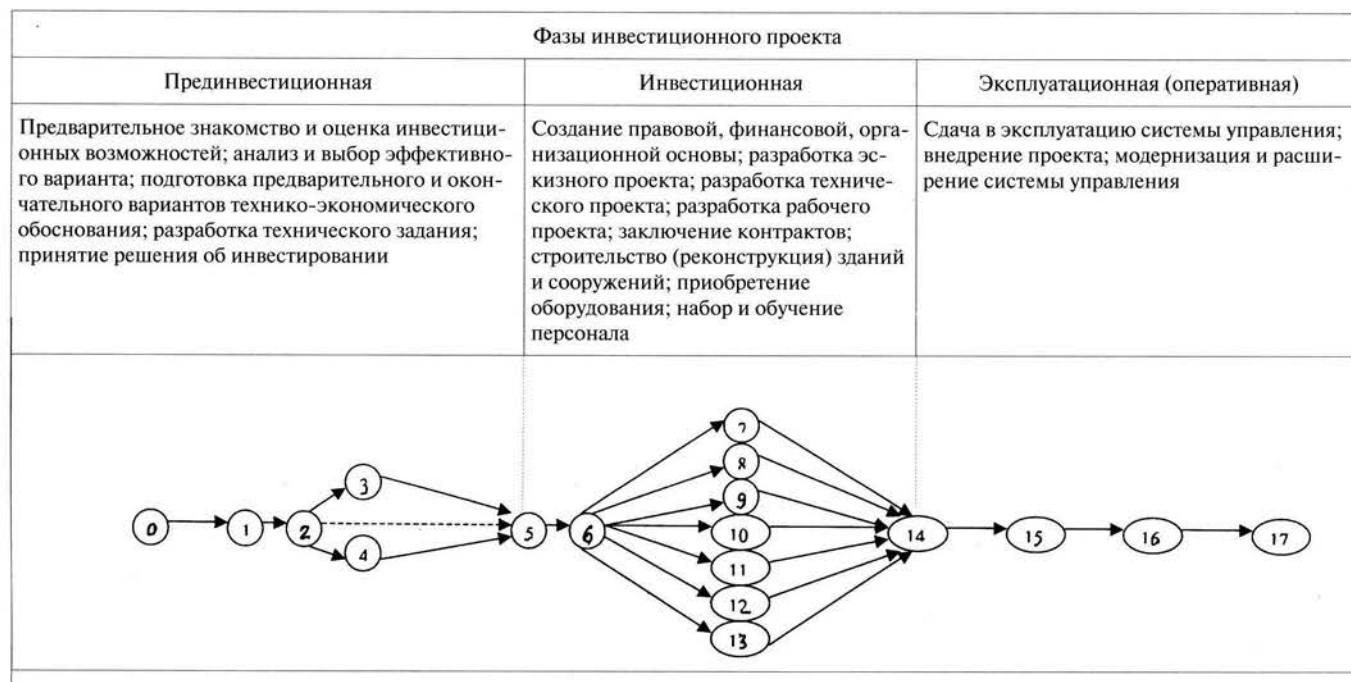
Рассмотрим обобщенный сетевой график укрупненных этапов разработки и создания системы управления во взаимосвязи с фазами инвестиционного проекта, дающий общее представление об основных этапах разработки и позволяющий проследить развитие системы от идеи до эксплуатации (см. таблицу).

Этот график представляет собой изображение комплекса работ по проекту и характера их взаимосвязей. Основными элементами сетевого графика являются: работа, событие, путь. Работа на сетевом графике изображается чаще всего вектором (дугой), она характеризует трудовой процесс, который требует времени и необходимых ресурсов (действительная работа). Может иметь место и фиктивная работа, т.е. процесс, не требующий затрат ресурсов, но имеющий определенную продолжительность. На сетевом графике фиктивная работа изображается пунктирным



**РОЖДЕСТВЕНСКАЯ
Каринэ Самвеловна** —
директор по финансам
ФГУП "ММП "Салют"

Взаимосвязь отдельных фаз инвестиционного проекта с сетевым графиком создания системы управления



вектором, она отражает логическую взаимосвязь между работами, т.е. указывает на то, что возможность начала одной работы зависит от результатов предыдущей.

События на сетевом графике изображаются обычно кружком и означают определенное состояние при выполнении работ. Различают начальное событие, т.е. событие, за которым следует работа, и конечное событие, т.е. событие, которому предшествует данная работа. Начальное событие отражает исходное состояние выполнения комплекса предстоящих работ, а завершающее событие отражает результаты выполнения работ.

Расчет путей на сетевом графике осуществляется при определении последовательности работ, когда конечное событие каждой работы совпадает с начальным событием другой работы. Максимальный путь по итогам проводимых расчетов называется критическим. Это означает, что если необходимо проводить какие-либо работы, выходящие за пределы критического пути, то следует найти дополнительные ресурсы.

Сетевое планирование осуществляется путем последовательного проведения расчетов этапов построения сетевой модели и оценки ее параметров. Расчеты проводятся в такой последовательности:

на первом этапе формулируется перечень работ, который необходим для решения поставленной задачи;

на втором этапе устанавливается взаимосвязь между работами и технологическая последовательность их проведения;

на третьем этапе идет процесс построения сетевого графика;

на четвертом этапе осуществляется оценка продолжительности выполнения работ.

Обоснованность проводимых расчетов при построении сетевых графиков определяется точностью исходных данных. Достоверные оценки продолжительности работ могут быть получены на основе предварительно созданных нормативов трудоемкости по отдельным работам. При отсутствии нормативной базы расчет продолжительности выполнения работ осуществляется на основе вероятностных экспертных оценок, которые даются исполнителями работ. Эксперты, как правило, дают три оценки: минимальную оценку продолжительности ($t_{\min}$); максимальную оценку продолжительности ($t_{\max}$); наиболее вероятную оценку продолжительности ($t_{н.в.}$). На основании вероятностных оценок проводится расчет ожидаемой продолжительности выполнения работ ($t_{\text{ож}}$):

$$t_{\text{ож}} = \frac{t_{\min} + 4t_{н.в.} + t_{\max}}{6}.$$

Полученные ожидаемые оценки продолжительности выполнения работ служат основой для расчетов параметров сетевых графиков. Параметры сетевых графиков рассчитываются как относительные величины, которые измеряются в часах, днях, неделях, месяцах, а затем привязываются к началу проведения необходимых работ.

Прединвестиционная фаза начинается с предварительного знакомства с будущей системой, отвечающей рыночным условиям, и оценки инвестиционных возможностей для определенной организации (работа 0–1). Такую работу выполняет группа высококвалифицированных специалистов, не более 4–5 человек. В состав группы входят представитель организации, для которой создается будущая система, а также специалисты по созданию системы управления, в том числе будущий руководитель работ со стороны этой организации.

После включения работ по созданию системы управления в план организации формируется коллектив специалистов, который проводит анализ и выбор наиболее эффективного варианта будущей системы (работа 1–2).

Организационно-техническое руководство разработанной системой управления со стороны организации осуществляет главный конструктор. Проведение анализа и разработку системы осуществляет группа специалистов-системотехников во главе с главным конструктором. К работам по созданию системы управления могут привлекаться специализированные организации.

Подготовку предварительного технико-экономического обоснования (ПТЭО) и технико-экономического обоснования (ТЭО) – работы 2–3, 2–4 – осуществляет коллектив разработчиков системы с привлечением экономистов и финансистов. При этом определяются цели, критерии эффективности и ограничения, существующие во внешней и внутренней среде организации.

Следующим этапом является разработка технического задания (ТЗ) на систему управления – работа 3–5, в котором описываются основные характеристики будущей системы, сроки разработки и эффективность производимых затрат.

Завершающей работой прединвестиционной фазы создания системы управления является принятие инвестиционного решения (работа 4–5).

Инвестиционная фаза проекта начинается с формирования правовой, финансовой и организационной основы (работа 5–6), являющейся базой для проектирования будущей системы.

Для сложных систем, не имеющих аналогов, осуществляется эскизное проектирование (работа 6–7).

После утверждения ТЗ соответствующими органами формируют группы специалистов, каждая из которых уточняет перечень задач по функциональным подсистемам, их постановку и алгоритмизацию. Эти группы работают в тесном контакте с разработчиками информационной подсистемы, проводя взаимное согласование состава и характеристик входных и выходных сигналов.

Отдельные группы специалистов создают технический проект (работа 6–8) и рабочий проект (работа 6–9). На этапе рабочего проектирования помимо специалистов в области системного проектирования принимают участие программисты и специалисты по техническим средствам.

На основе разработанных технического и рабочего проектов заключаются контракты с поставщиками технических средств и других материальных ресурсов (работа 6–10).

Для размещения технических средств и обслуживающего персонала в необходимых случаях осуществляется строительство новых зданий и сооружений. В большинстве случаев происходит реконструкция уже существующих площадей (работа 6–11).

Приобретение оборудования (работа 6–12) происходит после того, как появляются необходимые площади для его размещения.

Для выполнения большого объема работ при эксплуатации системы управления требуется обслуживающий персо-

нал. Для этого идет набор необходимого персонала и последующее его обучение. Иногда идет процесс переподготовки уже имеющихся кадров (работа 6–13).

Эксплуатационная (оперативная) фаза начинается после официального утверждения рабочего проекта при наличии оборудования и обслуживающего персонала (работа 13–14). Сдача в эксплуатацию системы управления (работа 14–15) характеризуется передачей обслуживающему персоналу уже отработанных составных частей системы. Внедрение проекта (работа 15–16) происходит в течение определенного времени и зависит от уровня его подготовленности, а также качества выполненных работ. При эксплуатации системы может появиться необходимость ее частичной модернизации или существенной реконструкции (работа 16–17). Разработка и реализация ИАИСУ связана со значительными вложениями инвестиций во времени, которые можно представить в виде инвестиционного проекта. Инвестиционный проект имеет определенный инвестиционный цикл.

Под инвестиционным циклом понимается время, необходимое для реализации прединвестиционной, инвестиционной и эксплуатационной (оперативной) фаз проекта. Инвестиционные проекты по созданию систем управления следует рассматривать во взаимосвязи с социально-экономическими, технологическими, информационными и экологическими проблемами во внешней и внутренней среде организации.

Цели и эффективность систем управления во многом зависят от системы внешней среды, которая стоит выше организации. Сами проекты также будут определенным образом воздействовать на эту систему. К системе внешней среды обычно относится вся корпоративная или инвестиционная среда, включающая поставщиков ресурсов, конкурентов, законодательную базу, экологическую среду.

Во внутренней среде организации проекты можно рассматривать как социально-экономический механизм, который является посредником между ресурсами и потребителями продукции, произведенной с помощью системы управления. Как часть этой среды проекты способствуют борьбе на конкурентном рынке за ресурсы и потребителей продукции. Для выживания в конкурентной борьбе в рыночных условиях организации необходимо обладать определенными навыками, которые дадут возможность обойти конкурентов. Такими навыками могут быть: концентрация внимания на разработке и реализации системы управления, сокращение издержек производства, установление конкурентоспособных цен на выпускаемую продукцию, контроль за циклом изготовления продукции и каналами сбыта. Взаимосвязь организации с внешней и внутренней средой имеет два результата: во-первых, организация должна адаптироваться к изменениям в этих средах, и, во-вторых, организация должна влиять на такие изменения. В связи с этим проекты по созданию систем управления должны быть такими, чтобы успешно справляться с будущими изменениями во внешней и внутренней среде.

Структура проекта систем управления состоит из следующих составляющих:

- ПТЭО (ТЭО);
- ТЗ;
- эскизный проект;
- технический проект;
- рабочий проект.

Технико-экономическое обоснование и предварительное технико-экономическое обоснование представляют собой комплекс расчетно-аналитических документов, которые должны содержать исходные данные и основные оценочные показатели, с помощью которых рассчитывается эффективность будущих инвестиционных проектов. По своей структуре ПТЭО и ТЭО должны быть одинаковыми. Различие состоит в степени детализации получаемой информации и глубине рассмотрения вариантов проектов. Они должны содержать оценку инвестиционных возможностей, предпроектную проработку инженерно-конструкторских, технологических, организационных, управленческих решений, выбор альтернативного варианта.

Анализ возможных альтернатив должен иметь место на стадии ПТЭО, так как на стадии ТЭО его выполнение было бы слишком длительным и дорогим. Такой анализ должен охватить самые различные альтернативы в следующих областях исследования:

- стратегия проекта и его рамки;
- концепция маркетинга и рынок;
- методы проектирования системы управления;
- организационное построение системы управления;
- состав и структура трудовых ресурсов;
- окружающая среда;
- график реализации инвестиционного проекта и формирование бюджета.

Приведенные области исследования должны быть оценены с экономической и финансовой точек зрения. Хорошо выполненные исследования будут основой реальной оценки эффективности разрабатываемых проектов.

По окончании разработки ПТЭО (ТЭО) участники процесса дают собственную оценку проекта в соответствии с поставленными целями, предполагаемыми рисками, инфляционными процессами, затратами и будущими доходами. Разработка ПТЭО (ТЭО) осуществляется только тогда, когда определены источники и методы финансирования будущих проектов.

Техническое задание на систему управления представляет собой утвержденный в установленном порядке документ, определяющий цели, требования и основные исходные данные для ее разработки. Здесь же дается предварительная оценка эффективности будущей системы управления.

В техническом задании определяются требования к реализуемым комплексам задач, обеспечивающим подсистемам, необходимым объемам работ и затратам. При разработке ТЗ устанавливаются очереди создания системы управления и определяется перечень подсистем и комплексов задач, предусмотренных в каждой очереди.

Эскизный проект представляет собой описание предлагаемой системы управления. В нем рассматриваются вари-

анты структурной схемы, состав и способы формирования информационной базы данных, укрупненные схемы алгоритмов обработки данных.

Технический проект включает в себя документацию, содержащую общесистемные проектные решения, алгоритмы решения задач, окончательную оценку эффективности будущей системы. Технический проект разрабатывается на основе утвержденного ТЗ.

В состав технического проекта могут входить следующие документы:

- ведомость технического проекта;
- обоснование проектных решений в виде структуры системы, подсистем задач; построение комплекса технических средств; источник и объем финансирования;
- смета затрат на создание системы;
- расчет окончательной эффективности системы управления;
- выбор комплекса технических средств;
- характеристика выбранных систем математического обеспечения;
- состав нормативно-справочной информации;
- перечень мероприятий, исполнители, сроки, являющиеся базой для подготовки организации к внедрению системы.

Рабочий проект представляет собой техническую документацию, содержащую программное обеспечение решаемых задач и их комплексов, детализированные общесистемные проектные решения. В этом проекте содержатся следующие документы:

- ведомость документов рабочего проекта;
- инструкции к рабочим программам;
- формы нормативно-справочной информации;
- альбом шифров;
- программы организации и ведения массивов нормативно-справочной информации;
- состав рабочих программ;
- структура и характеристика комплекса технических средств;
- формы первичных и промежуточных документов.

В случае необходимости в рабочий проект включаются документация по эксплуатации новых нестандартных устройств, а также чертежи строительной части проекта.

Список литературы

1. **Автоматизированные** информационные технологии в экономике / под ред. Г.А. Титоренко. М.: ЮНИТИ, 1998.
2. **Коротков Э.М.** Исследование систем управления. М.: ДЕКА, 2000.
3. **Мыльник В.В.** Инвестиционный менеджмент. М.: Академический проект, 2005.
4. **Шарп У.Ф., Александер Г.Дж., Бэйли Д.В.** Инвестиции. М.: ИНФРА-М, 2006.
5. **Дамодаран А.** Инвестиционная оценка. М.: Альпина Бизнес Букс, 2004.
6. **Деверадж С., Кохли Р.** Окупаемость ИТ. М.: ЗАО "Новый издательский дом", 2005.
7. **Бланк И.А.** Инвестиционный менеджмент. Киев: Ника-Центр, 2004.

УДК 623.462.22

Разработка общей задачи синтеза ПЗРК и порядок ее решения

В.М. Кашин

Рассмотрено решение задачи синтеза передвижного зенитно-ракетного комплекса (ПЗРК), которое обеспечивает проведение совместной оптимизации всех значимых параметров зенитной управляемой ракеты (ЗУР) и комплекса в целом, исходя из единого критериального подхода к оценке показателей качества системы. Выработаны и обоснованы сами критерии такой оценки, приведены общая структура и процедура решения задачи.

V.M. Kashin. General Formulation And Solution Procedure Of MANPADS Synthesis Problem

The general formulation of the MANPADS synthesis problem ensuring joint optimization of all significant ADM parameters and the entire system based on a united criterion approach to the system quality indicators is given. The criteria for such an estimation are elaborated and proven, task general structure and solution procedure are shown.

В настоящей статье приведены основные результаты разработки общей задачи синтеза передвижного зенитно-ракетного комплекса (ПЗРК), реализующей проведение совместной оптимизации всех значимых параметров комплекса и его элементов, исходя из единого критериального подхода к показателям качества системы. При этом ее структура и содержание построены на принципах гибкой архитектуры, обеспечивающей возможность использования инструментов различной степени детализации в зависимости от этапа проектирования и конкретно решаемой задачи.

Говоря о задаче синтеза ПЗРК, имеется в виду комплекс определенных действий, которые объединены в единую систему (метод) проведения процедуры оптимизации системы.

Последняя включает в себя:

сформулированные критерии оценки качества системы;

модель решения задачи синтеза ПЗРК;

выработанные подходы к определению граничных условий решения задачи и их конкретные уровни;

процедуру решения задачи для различных возможных вариантов ее применения.

Сама постановка проблемы предполагает решение задачи синтеза сложной системы, представляющей собой набор определенных функциональных модулей и их взаимных связей.

Одной из основных задач синтеза сложных систем является выбор ее предпочтительного варианта из ряда альтернатив на основе использования тех или иных критериев оценки такой предпочтительности.

Очевидно, что такого рода критерии должны показывать степень приспособленности системы к выполнению поставленной перед ней задачи, обеспечивая в максимальной степени учет различного рода внутренних параметров этой системы, в той или иной степени влияющих на конечно обозначенный результат.

Говоря о конечном результате, очевидно, что для ПЗРК — это эффективность применения комплекса. Действительно, все остальные характеристики ПЗРК носят важный, но тем не менее вспомогательный характер, в совокупности направленный на



КАШИН
Валерий Михайлович —
начальник — главный кон-
структор ФГУП "КБ
машиностроения",
член-корреспондент
РАН, кандидат техн.
наук

достижение конечного результата — обеспечение максимальной вероятности поражения воздушной цели.

Для информационного обеспечения процедуры выбора критериев оценки качества системы, охватывающих все стороны показателей эффективности применения ПЗРК, был проведен анализ совокупности основных факторов, которые могут определять или влиять на достижение поставленной цели.

В качестве указанных факторов рассмотрены:

- точностные характеристики ракеты;
- характеристики боевого снаряжения зенитной управляемой ракеты (ЗУР);
- чувствительность и помехозащищенность оптической головки самонаведения (ОГС);

- дальность полета ракеты на активном участке работы двигательной установки ЗУР и полная дальность управляемого полета ракеты;

- дальность обнаружения цели при различных вариантах процедуры получения целеуказания;

- канальность и скорострельность комплекса.

При проведении указанного анализа были рассмотрены механизмы влияния каждого из этих факторов на ожидаемые показатели эффективности, в том числе с учетом влияния на эти механизмы характерных для ПЗРК особенностей, связанных с жесткими массогабаритными ограничениями, накладываемыми как на отдельные элементы ЗУР (боевая часть (БЧ), ОГС и т.д.), так и на комплекс в целом. Говоря о жестких массогабаритных ограничениях, следует особо подчеркнуть, что в отличие от других типов ЗРК они определяются не теми или иными конструктивными требованиями, а физиологическими возможностями одного человека переносить комплекс и проводить пуск ракеты с плеча. Последнее приводит к появлению ряда специфических, характерных только для ПЗРК требований к большинству перечисленных выше факторов. По результатам указанного анализа все они были разбиты на три группы.

К первой группе отнесены те из них, которые определяют эффективность системы непосредственно через технические характеристики ЗУР. К таким факторам отнесены:

- точностные характеристики ракеты, в том числе в условиях постановки помех;
- характеристики боевого снаряжения;
- дальность полета ракеты на активном участке полета.

Ко второй группе отнесены факторы, влияющие на эффективность через процедуру применения комплекса. К ним отнесены:

- чувствительность ОГС;
- дальность управляемого полета ракеты;
- дальность обнаружения цели.

И, наконец, к третьей группе отнесены факторы, влияющие на эффективность ПЗРК в условиях специфики ведения группового боя. Это способы обстрела групповой цели, определяемые не только тактическими соображениями и структурой построения подразделений ПЗРК, но и такими характеристиками комплекса, как канальность, скорострельность и т.д.

Такая разбивка носит достаточно условный характер, но весьма удобна для выбора стройной иерархической последовательности критериев оценки качества работы системы, которые в совокупности охватывают все перечисленные выше факторы, влияющие на показатели эффективности ПЗРК.

Действительно, те из них, которые обеспечивают эффективность через технические характеристики ЗУР, в полной мере определяются широко используемым в практике проектирования ПЗРК показателем условной вероятности поражения цели боевым снаряжением ($R_{БС}$).

Последний определяет вероятность поражения цели боевым снаряжением ЗУР нормально выведенной в район встречи с целью, являясь комплексной характеристикой точности наведения, работы взрывательного устройства и мощности БЧ с учетом уязвимости воздушной цели. Уровень $R_{БС}$ характеризует потенциальные возможности ПЗРК, так как равен максимально достижимой эффективности при безотказности функционирования и идеальном выполнении операций на этапе подготовки к пуску, пуска и наведения ЗУР.

Использование показателя $R_{БС}$ в качестве критерия оценки эффективности позволяет проводить совместную оптимизацию точностных характеристик ракеты, параметров БЧ и взрывательного устройства.

Выделенные в группу факторы, реализующие эффективность через процедуру применения комплекса, в полной мере определяются другим широко используемым показателем — эффективностью комплекса (W). Под эффективностью в данном случае понимается вероятность поражения одиночной цели до заданного рубежа или пролет одиночной целью зоны поражения одной ЗУР с учетом всего процесса боевой работы и надежности средств комплекса.

Данный показатель учитывает результаты расчета $R_{БС}$, законы распределения дальностей пуска ЗУР (чувствительность ОГС, дальность обнаружения цели) и дальностей встречи ракеты с целью, а также надежность комплекса.

Важно подчеркнуть, что показатель $R_{БС}$ входит в выражение для расчета W в качестве одной из составляющих. Это позволяет говорить о принципиальной

возможности проведения либо сквозного расчета W , либо независимого последовательного расчета этих показателей.

Оба указанных критерия, как уже было сказано, являются общепринятыми для оценки показателей эффективности ПЗРК. Однако по своему определению они рассматривают только ситуацию: одна ракета — одна цель. В результате не в полной мере учитывается влияние дальностей полета ракеты и обнаружения цели, а также чувствительность ОГС, исходя из возможности многократного последовательного или совместного обстрела цели (целей) несколькими ракетами. И совсем не учитываются показатели третьей группы факторов — канальность, скорострельность и т.д.

Это ограничивает уровень информационного обеспечения процедуры сопоставительного анализа различных вариантов ПЗРК.

Кроме того, принципиально важно, что мировая тенденция развития данного направления предполагает использование зенитной управляемой ракеты ПЗРК в составе различных мобильных и стационарных комплексов, имеющих несколько стрельбовых каналов и оснащенных соответствующим набором прицельного, информационного и другого оборудования. Необходимость построения таких комплексов связана, в том числе, с резким увеличением интенсивности ведения боевых действий, изменением тактики и типажа применяемых при этом средств воздушного нападения.

Исходя из этого оценка альтернативных вариантов систем в условиях группового боя есть объективная необходимость при решении задачи синтеза системы.

Известны используемые в литературе различные критерии данного уровня. Проведя их всесторонний анализ с учетом специфики ПЗРК как системы оружия, включая в том числе стоимостные факторы, в качестве критерия оценки эффективности ПЗРК в условиях ведения группового боя был принят показатель числа воздушных целей, пораженных в процессе отражения налета (N).

Указанный критерий зависит от структуры построения комплекса, условий его применения и технических характеристик ПЗРК. То есть охватывает все факторы, влияющие на показатели его эффективности, включая факторы третьей группы, которые не оцениваются показателями $R_{\text{БС}}$ и W . Другими словами, оптимизация системы по данному критерию позволяет проводить сквозное решение задачи со взаимной оптимизацией всех факторов, влияющих на ее качество.

Однако опыт работы с такого рода сложными многопараметрическими задачами показывает, что прямой подход к их решению на практике малопродуктивен

из-за своей непомерной громоздкости и получения конечного результата в виде крайне неудобном с точки зрения его дальнейшего анализа и инженерной интерпретации.

Поэтому для решения такого рода задач используется метод ее декомпозиции с последовательным решением последней по каждому уровню оценок.

В этом плане использование трех рассмотренных критериев является наиболее продуктивным как с точки зрения обеспечения возможности декомпозиции с последовательным расчетом каждого из этих критериев, начиная от $R_{\text{БС}}$, затем W и, наконец, N , так и с точки зрения обеспечения ясного понимания и простоты интерпретации результатов решения задачи.

Таким образом, в качестве критериев оценки качества ПЗРК выбрана трехуровневая критериальная система, включающая:

на первом уровне — условную вероятность поражения цели ($R_{\text{БС}}$);

на втором уровне — эффективность комплекса (W);

на третьем уровне — число пораженных средств воздушного нападения (СВН) в процессе отражения их налета (N).

Следующей составляющей решения поставленной задачи является разработка полной модели решения задачи синтеза ПЗРК.

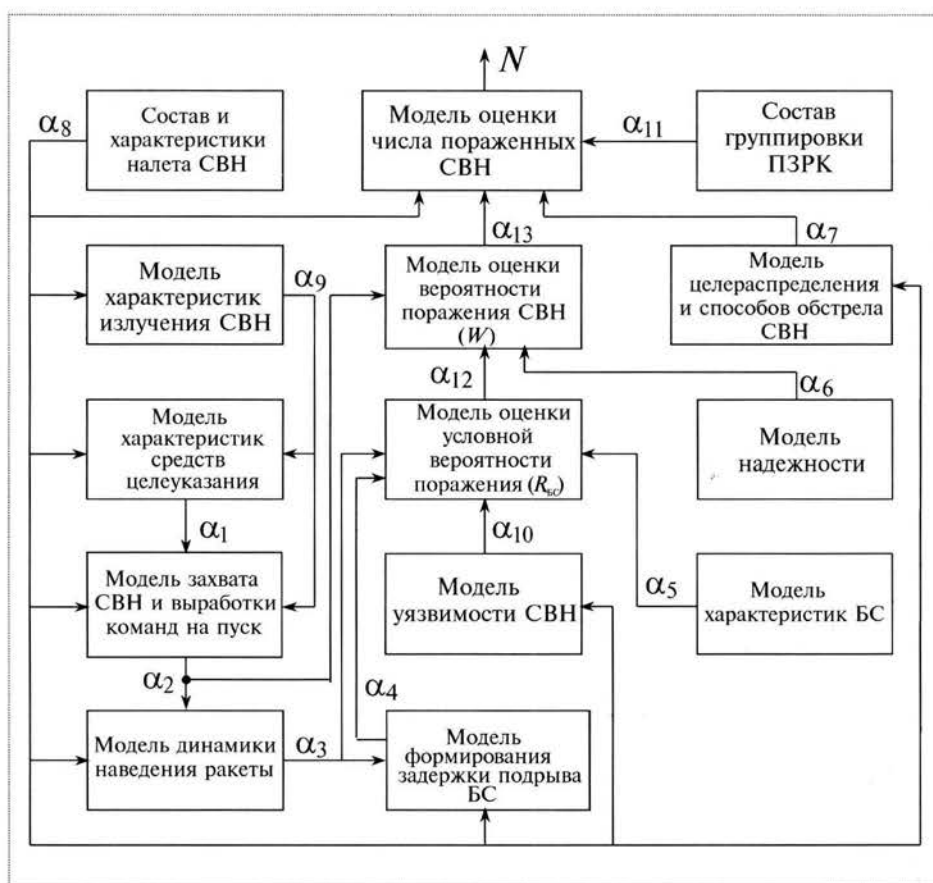
Очевидно, что такая модель должна содержать алгоритмическое обеспечение всех процедур, определяющих процесс функционирования комплекса на всех этапах его работы, с необходимыми связями между ними и возможностью получения данных по каждому из трех выбранных критериальных уровней оценки качества системы.

Исходя из этого, была разработана общая структура построения такой задачи, которая приведена на рисунке и в полной мере учитывает все основные положения, необходимые для достижения поставленной цели.

В общем виде поставленная задача представляет собой задачу синтеза сложной системы или, что то же самое, задачу оптимального распределения, которые достаточно полно описаны в литературе.

Пусть состояния системы $Z_i(t)$ будут случайными функциями времени, зависящими от параметров этой системы $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n$, а некоторые ее свойства описываются функционалом Φ , взятым в качестве критерия и определенным в некотором пространстве функциями $Z_i(t)$.

Тогда $\Phi = \Phi(\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n)$. При этом на величины α_i накладываются ограничения вида $\alpha_i \in A_{\text{доп}}^i$, где $A_{\text{доп}}^i$ — область допустимых значений α_i .



Структурная схема построения задачи синтеза передвижного зенитно-ракетного комплекса

Задача оптимального распределения состоит в выборе значений величин α_i , реализующих максимум (соответственно минимум) функционала Φ при выполнении всех ограничений. В общем случае $\max \min \Phi(\alpha, y) \alpha \in A_{\text{доп}}, y \in Y_{\text{доп}}$, где y – функции, отражающие возможные меры противника по противодействию, $Y_{\text{доп}}$ – область допустимых стратегий противодействия противника [1].

С учетом вышеизложенного оптимизацию функционала Φ необходимо проводить по частям, расчленяя моделируемый объект на конечное число подсистем, сохраняя при этом существующие между ними связи, учитывающие взаимодействие этих подсистем [2].

Первый уровень такой декомпозиции представляет собой условная вероятность поражения цели. На этом уровне осуществляется максимизация показателя $R_{\text{БС}}$

$$R_{\text{БС}} = \max R_{\text{БС}}(\alpha_3, \alpha_4, \alpha_5, \alpha_{10}).$$

При этом для заданных ограничений по параметрам α_i обеспечивается решение функционала с нахож-

дением его экстремума (экстремумов), определяемого техническими характеристиками ракеты и ее элементов, а также начальными условиями стрельбы.

Второй уровень декомпозиции представляет собой боевую эффективность комплекса. На этом уровне осуществляется максимизация показателя W

$$W = \max W(R_{\text{БС}}, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_6, \alpha_8, \alpha_9).$$

При этом для заданных ограничений и полученного ранее функционала по $R_{\text{БС}}$ оценивается влияние дальности обнаружения цели, дальностей ее захвата ОГС и показателей надежности комплекса.

Третий уровень – это эффективность применения комплекса с проведением максимизации показателя N

$$N = \max N(W, \alpha_7, \alpha_8, \alpha_{11}).$$

На этом этапе при заданных ограничениях и полученном ранее функционале по W оценивается влияние варианта структуры построения комплекса при возможных характеристиках и составе налета воздуш-

ных целей (ВЦ), а также алгоритмов целераспределения, способов обстрела, канальности и т.д.

В принципе, структура ПЗРК через способы, средства и параметры целеуказания частично учитывается уже на втором уровне декомпозиции. Однако только при моделировании групповой ситуации, что обеспечивается при расчете функционала N , возможна оптимизация таких показателей, как канальность и скорострельность комплекса.

Таким образом, принятая структура построения задачи позволяет последовательно на разных уровнях ее декомпозиции проводить оптимизацию всех основных параметров ракеты и комплекса в целом исходя из важнейшего показателя качества системы — ее эффективности. При этом само понимание эффективности имеет широкое, многоплановое содержание, охватывая весь основной спектр возможной интерпретации этого показателя.

Важным моментом работы по созданию инструмента решения задачи синтеза ПЗРК явилась разработка алгоритмического и функционального содержания каждого модуля, входящего в общую структуру модели. Общий подход при этом должен определяться необходимостью полного описания всей процедуры работы системы при одновременном обеспечении выполнения требований удобства декомпозиции задачи по принятым критериальным уровням ее решения с минимизацией числа связей между отдельными модулями.

В общем случае разработанный инструмент решения поставленной задачи может использоваться для решения двух целевых задач, стоящих перед проектирующим комплексом системы:

общей задачи синтеза системы с проведением совместной оптимизации ее параметров, структур построения и способов применения, произвольно задаваемых в пределах принятых границ своего возможного изменения;

частной задачи синтеза системы или оценки ее отдельных характеристик для конкретно заданной структуры построения последней.

При решении общей задачи синтеза используются хорошо известные методы оптимизации [3–5].

Первым шагом решения задачи синтеза ПЗРК является выбор граничных условий, накладываемых на каждый исследуемый параметр.

При работе со сложными системами с большим числом варьируемых параметров, а тем более в случаях когда часть из них являются взаимозависимыми, корректный выбор граничных условий является крайне важным условием эффективного решения задачи. Действительно, если эти границы необоснованно за-

узить, то будет иметь место искажение (некорректность) конечного результата решения. А в случае неоправданного расширения этих границ существенно возрастают непроизводительные временные затраты и, как результат, усложняется процедура анализа и интерпретации полученных результатов.

Исходя из этого, при решении задачи синтеза сложной системы выбор граничных условий по каждому параметру должен осуществляться не произвольно, а на основании определенного алгоритма действий, который должен включать:

принятие определенных обоснованных критериев, ограничивающих область проведения исследований;

анализ предыстории изменения исследуемых параметров;

проведение объективно-обоснованного прогноза их возможного изменения на рассматриваемом в перспективе отрезке времени;

выявление возможного перечня взаимозависимых параметров с оценкой взаимоувязанных границ их изменения.

Достаточно очевидно, что в качестве основной посылки при выборе указанных ограничивающих критериев следует принять условие обеспечения показателей эффективности ПЗРК не ниже уже достигнутого уровня.

Исходя из сказанного, автором был проведен детальный анализ каждого из параметров системы, которые напрямую или косвенно влияют на показатели ее эффективности и определены границы их возможного изменения, в пределах которых необходимо проводить варьирование последних при решении задачи синтеза ПЗРК. При этом была выделена группа взаимозависимых параметров (масса ракеты, масса взрывчатого вещества БЧ, масса осколков БЧ, масса двигательной установки — дальность полета), разработан алгоритм их взаимного соответствия и определены совместные области возможного изменения последних.

Резюмируя все изложенное, можно констатировать, что в рамках данной статьи сформулирована постановка решения задачи комплексной оптимизации всех факторов значимых с точки зрения обеспечения эффективности ПЗРК при едином критериальном подходе оценки качества системы.

Разработан и обоснован трехуровневый критериальный подход и сами критерии решения задачи синтеза сложной технической системы. При этом обеспечен охват всей полноты факторов, влияющих на показатели эффективности ПЗРК с получением конечного результата в виде, удобном для инженерной практики проектирования.

Разработана замкнутая структура задачи синтеза вариантов построения ПЗРК с разбивкой ее на отдельные модули и формированием необходимых между ними связей, а также функциональное содержание каждого модуля общей структуры, обеспечивающее:

полный учет всех процедур функционирования ПЗРК при различных вариантах его построения и способах применения;

минимизацию взаимных связей между модулями, исходя из оптимизации процедуры декомпозиции задачи;

возможность многопланового использования задачи в целом и ее отдельных элементов на всех этапах проектирования при решении вопросов, связанных с эффективностью комплекса как для оптимизации отдельных параметров ЗУР и алгоритмов работы ее подсистем, так и для оценки реально достигнутых показателей точности и эффективности.

Разработана процедура решения задачи синтеза на каждом из трех уровней критериальной оценки качества системы.

Выработаны подходы решения задачи определения объективно обоснованных граничных условий исследуемых параметров и выбраны сами эти ограничения.

На практике разработанные процедура и инструмент решения задачи были использованы при проведении ряда работ, позволив выявить оптимальное сочетание основных параметров ЗУР и комплекса в целом, в совокупности обеспечивающих достижение максимальных показателей эффективности применения данного вида оружия.

Полученные при этом результаты использованы при разработке уже принятого на вооружение российской армией ПЗРК "Игла-С", а также в ряде перспективных работ, ведущихся по данному направлению систем вооружения.

Список литературы

1. Гермейер Ю.Б. Введение в теорию исследования операций. М.: Сов. радио, 1972.
2. Кашин В.М., Амрашев А.Г. Исследование сложных систем по частям // За научно-технический прогресс. М., 1973.
3. Полак Э. Методы оптимизации. Единый численный подход. М.: Сов. радио, 1974.
4. Растринин Л.А. Экстремальное регулирование методом случайного поиска // Автоматика и телемеханика. 1960. № 9.
5. Гайдулов А.П. Применение случайного поиска при оптимальном проектировании. Сб. "Прикладные задачи технической кибернетики". М.: Сов. радио, 1966.

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

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

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

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

Редакторы О.Г. Красильникова, И.Н. Мырина, Д.Я. Чернис, Е.В. Гагулина

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

Сдано в набор 30.07.07. Подписано в печать 17.09.07. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,06. Зак. 151. Свободная цена.

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

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