



АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА

Журнал выходит ежемесячно

Выпускается с августа 1998 г.

Ā.Ā. ĭ ĭ Āĭ ĀĒĒĒ Ā –
 Āĕāāĭ ū ĕ đāāāēōĭ đ (āāēāōēŷ)
Ā.Ĭ. Ēĭ đĭ ŌĀĀĀ –
 Āĕāāĭ ū ĕ đāāāēōĭ đ (đāēāōĭ āŷ ōāōĭ ēēā
 ĕ ēĭ ĩĭ ĭĭ āāōēēā)
Ē.Ā. ĀĒĒŪĀĀĀ –
 çāĭ . Āĕāāĭ ĭ ā đāāāēōĭ đā
 xēāĭ ū Đāāāēōēĭ ĭ ĭ ū ĕ
 đāāāēōēĭ ĭ ĭ ĭ ĕ
 ēĭ ēēāāēē
 Ā.Ā. ĀĒĀĀĀĀĀĀ Ā
 Ā.Ĭ. ĀĒĀĒĀĬ ĀĀĬ Ā
 Ā.Ĭ. ĀĬ ĀĬ ĀĬ ĒĒĒ Ā
 Ā.Ā. ĀĬ ĒĒĒĀĀ
 Ā.Ĭ. ĀĒĒĒĒ
 Ā.Ē. ĒĀĬ đĀĒĒĬ
 Ĭ.Ē. ĒĒĒĒ ŌĒ
 Ā.Ā. ĒĀĬ ĭ Ĭ Ā
 Ā.Ā. ĒĬ ĭ Ĭ ŌĀ
 Ā.Ĭ ĭ Ĭ ŌĀĀĀĬ ĒĬ
 Ĭ.Ĭ. Ĭ ĒĒĒ ĭ Ĭ Ā
 Ā.Ā. ŌĀĀĀŌĒ ĀĀ
 Ē.Ā. ŌĀĀĬ đĬ Ā
 Ā.Ā. ŌĀĀĬ ĬĬ Ā
 Ĭ.Ē. xĀĀĬ ŪŌĀĀ

 Ĭ ōāāōñōāāĭ ĭ ū ā
 ñāēōāōāđē
 xōđĭ āēā
 Ē.Ĭ. Ĭ ŪĬ đĒĬ Ā
 Ā.Ĭ. xĀĀĬ ĒĬ
 Đāāāēōĭ đ-
 ĭ đāāĭ ēçāōĭ đ
 Ĭ.Ĭ. đĬ ĀÇĀĀĒx

ŊĬ ĀĀĐĀĒĀĬ ĒĀ

ĀĒ āçēø ñēēē Ā.Ē., Ĭ āōĭ āĭ ēĭ đ.đ. Ĭĭ āāđø āĭ ñōāĭ āāĭ ēā
 ōāōĭ ĭ ēĭ xēē ĭ āāēxāōēē ĭ ōā-āñōāāĭ ĭ ū ō xāĭ ñōāōēĭ ĭ đĭ ū ō
 ñĭ ōōĭ ēēĭ ā 3
Ĭ āōāāāā Ā.Ē., Ĭ ĭ āĭ āāāĭ ā Ā.Ā. Ĭ āxēñōđāēūĭ ū ā
 ñāĭ ĭ ēāōŭ ēĭ ōāxāōēūĭ ĭ ē ēĭ ĭ ĭ ĭ ĭ āēē: Ĭ đĬ āēāĭ ū
 ē ĭ āđñĭ āēōēāŭ 10
đ āēĭ ōāā Ā.Ā. Ĭ āđāĭ āđđēçāōēŷ Ĭ āđđēōŭ Ĭ āññ
 ōđāāĭ āĭ ēē āāēxāĭ ēŷ ñēñōāĭ ōāāđāŭ ō ōāē 20
ĒĬ ĭ ñōāĭ ōēĭ ĭ ā Ĭ.Ā., đāūŭēĭ Ĭ.Ā., Ēāāñĭ ā Ā.Ā.,
Ĭ ĭ ñēāēāā Ĭ.Ā., ĒĬ ĭ āđāø āā Ā.Ā., ĒĬ ñōāĭ ēĭ Ĭ.Ē.,
Ēāĭ ĭ āđ Ĭ.Ā., ĒĬ ñāōāā Ā.Ā. Ĭ ñĭ āāĭ ĭ ĭ ñōē āēx đēōĭ ĭ ā
 ē āđōēōāēōōđŭ ñēñōāĭ ū ōĭ đāāēāĭ ēŷ ĭ āĭ āāđāĭ ĭ ĭ ā
 ñāĭ ĭ ēāōā 25
Āĭ ōĭ ĭ ĭ ā ĀĬ. Ĭ ĭ āāēēđĭ āāĭ ēā āāçĭ ĭ āñĭ ĭ ñōē ñēĭ xē ū ō
 ĭ đāāĭ ēçāōēĭ ĭ ĭ ĭ -ōāōĭ ē-āñēēō ñēñōāĭ ñ ēñĭ ĭ ēŷçĭ āāĭ ēāĭ
 ĭ đĭ xāĭ ĭ ĭ ĭ ā ēĭ ĭ ĭ ēāēñā Ĭ ĒĀĬ ĬÇĬ Ā 35
Āēđp ēĭ ā Ā.Ē. Āĭ āēēç xāĭ ēō āĭ ōđđēēāĭ āđĭ ĭ ē ēçēĭ -
 -āñōĭ ōĭ ĭ ē ĭ āōñōĭ ē-ēāĭ ñōē đāāĭ -āā ĭ đĭ ōāññā ā āđĭ ñ-
 ñāēēđōāĭ ū ō ĀĒĀ 43
Āāāāñēēĭ Ā.Ā., ĒĬ đĭ ēŷēĭ āā Ĭ.Ā. "Ēāāĭ ēĭ āĭ āŭ āāēā" –
 āāçĭ ĭ āñĭ ĭ ñōŭ, ŷō ō āēōēāĭ ĭ ñōŭ, ñāđāēñ 49
Āāđāñēĭ ĭ ā Ĭ.Ā. Ĭ ĭ ēōñō āđē-āñēĭ ā ēđŭ ēĭ ē ōā-āĭ ēā
 ĒĬ āĭ āā 52
Ĭ ēñŭĭ āĭ ĭ ū ē Ā.Ē. Ĭ ēĭ ĭ ōāĭ ōēē đāçāēōēŷ āāēāōēĭ ĭ ĭ ū ō
 āāēxāōēāēē ĭ āŭ āā ĭ āçĭ ā-āĭ ēŷ 55

*Редакция не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.
 За содержание рекламных материалов ответственность несет рекламодатель.*

Ĭ đāāñōāāēōāēē xōđĭ āēā:
 ā Ēāçāĭ ū: đ.Ē. ĀĀĀĀĬ Ĭ Ā, ōāē. (843) 238-46-23
 đĭ ñēĭ ı ĭ ı: Ā.Ā. ĀĬ đĬ ĀŪĀĀ, ōāē. (495) 975-45-86
 ĀĀĬ đŌ: Ā.Ā. ĀĀĬ ĀŪ Ō ĀĀĬĒĒĒ, ōāē. (495) 261-43-51
 ā Ōōā: Ĭ.Ā. ĬĀĀĀđĒĬ Ĭ Ā, ōāē. (3472) 73-07-23
 Ēçāōēēŷ: Ē.Ĭ. Ĭ Ĭ Ĭ ĀĬŌŪ đĬĒĒĒ, ōāē. (03659) 44-14
 Ōđāĭ ōēŷ, Ĭ āđēx Ā.Ē. xĀĀĬ Ā,
 ōāē. (10331) 47-49-28-05

Āāđāñ đāāāēōēē: 107076, Ĭ ĭ ñēāā, Ĭđōĭ ĭ ūĭ ñēēē ĭ đ., 4
 Ōāēāō ĭ ĭ ū: 269-48-96; 268-49-69; 268-33-39
 Ōāēñ: 269-48-97; 268-33-39
 Āāđāñ ŷēāēōđĭ ĭ ĭ ē ĭ ĭ đ-ōŭ: polet@mashin.ru
 Āāđāñ ā ēĭ ōāōĭ āōā: 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
A.P. BOBOVNIKOV
V.G. DMITRIYEV
A.N. ZELIN
B.I. KATORGIN
P.I. KLIMUK
A.A. LEONOV
V.A. LOPOTA
A.M. MATVEYENKO
S.V. MIKHEYEV
N.F. MOISEEV
A.F. MOROZENKO
F.N. MYASNIKOV
B.V. OBNOSOV
A.N. PERMINOV
M.A. POGOSYAN
G.M. POLISHCHUK
G.G. RAYKUNOV
O.N. RUMYANTSEVA
M.P. SIMONOV
V.V. TERESHKOVA
I.B. FEDOROV
E.A. FEDOSOV
S.L. CHERNYSHEV

Executive secretaries of the journal

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

Î.S. RODZEVICH

Editorial

Committee

A.M. MATVEYENKO, Chairman
O.M. ALIFANOV
N.A. ANFIMOV
V.I. BARKOVSKIY
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. BEZYAZYCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
A.N. GERASHCHENKO
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTYAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKOV
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOMAROV
V.V. KRYMOV
L.N. LYSENKO
V.A. MENSHIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
N.A. PIROGOV
K.M. PICHKHADZE
V.A. POLETAYEV
P.R. POPOVICH
V.A. POPOVKIN
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLLOGUB
V.A. SOLOVEV
A.I. TATUEV
V.V. TSYBLIEV
B.E. TCHERTOK
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23
Roscosmos: A.A. VOROBIOV, phone (495) 975-45-86
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

Jodzishskiy A.I., Makhnenko Yu.Yu. The Russian Geostationary Satellites Navigation Technologies Direction Of Upgrading 3

Matveyev A.I., Podobedov V.A. Trunk-Route Integral Configuration Aircraft: Challenges And Prospects 10

Yudintsev V.V. Mass Matrix Parametrization Of Many-Body System Motion Equations 20

Konstantinov S.V., Redko P.G., Kvasov G.V., Moskalev P.B., Kondrashev V.A., Kostenko N.I., Kanner M.G., Kosarev V.A. Peculiarities Of The Development Of Algorithms And Architecture Of Future Maneuverable Aircraft's Control System 25

Antonov G.N. Security Modeling Of Complex Organizational And Technical Systems Using Dedicated ASLM SZMA Software 35

Biryukov V.I. Evaluation Of In-Combustor Low-Frequency Instability Boundaries During The Operation Of A Variable-Thrust LPE 43

Babaskin V.V., Korolkova M.A. Kavminvodyavia – Safety, Efficiency, Quality 49

Gerasimov S.A. Semi-spherical Wing And Coanda's Flow . . . 52

Pismenny V.L. General Purpose Aircraft Engine Development Concept 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

Совершенствование технологий навигации отечественных геостационарных спутников

А.И. Жодзишский, Ю.Ю. Махненко

Рассмотрена проблема выбора технологии навигации геостационарного спутника. Проведен анализ структурных составляющих известных и перспективных технологий – типов измерительных систем, видов измеряемых параметров, методов статистической обработки. Перечислены особенности реализации различных технологий при навигации геостационарных спутников. Указаны перспективы их применения и направления дальнейшего совершенствования.

A.I. Jodzishskiy, Yu.Yu. Makhnenko. The Russian Geostationary Satellites Navigation Technologies Direction Of Upgrading

The problem of a geostationary satellite navigation technology choice is considered. The analysis of structural component known and perspective technologies is lead – types of measuring systems, kinds of a tracking parameters, methods of statistical processing. Features of the various technologies realization are listed at navigation of the geostationary satellites. Prospects of their application and directions of upgrading are pointed.

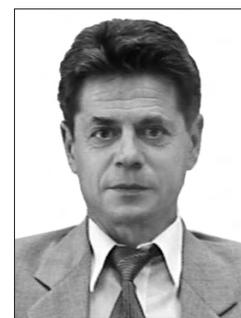
Выбор способа навигации геостационарного спутника. Достоинства геостационарной орбиты (ГСО) – практическая неподвижность относительно земной поверхности находящегося на ней спутника (стационарного искусственного спутника Земли – СИСЗ), значительная зона обслуживания – определяют ее широкое использование для космических систем связи, наблюдения, геодезии, метеорологии [1–3].

Обеспечение необходимых параметров ГСО является классической задачей теории управления, когда состояние системы описывается элементами орбиты СИСЗ, определение состояния выполняется в процессе расчета этих элементов, а корректирующая обратная связь реализуется выполнением маневров.

Получение элементов орбиты на заданный момент времени, т.е. навигация СИСЗ, осуществляется в процессе измерений с помощью специальных средств *текущих навигационных параметров спутника*, их статистической обработки, прогнозирования движения [1,2]. Способы навигации СИСЗ могут отличаться составом привлекаемых измерительных средств, видами измерений параметров, применяемым методом обработки.

Требования к показателям качества навигации – точности, надежности, экономической эффективности – непрерывно возрастают. Возникают новые задачи, в том числе обеспечение безопасного удержания нескольких СИСЗ в окрестности общей точки стояния на ГСО, применение СИСЗ как элемента системы траекторного контроля типа американской TDRSS [2, 4]. Предпосылками для удовлетворения этих требований и успешного решения перспективных задач являются рост точности и многообразия измерительных средств, увеличение возможностей вычислительной техники, разработка новейших методов обработки данных.

Из-за взаимной противоречивости показателей качества навигации, сложного влияния на них различных факторов возникает необходимость в применении ком-



ЖОДЗИШСКИЙ
Александр Исаакович – заместитель генерального директора, главный конструктор направления ФГУП "Российский НИИ космического приборостроения", доктор техн. наук



МАХНЕНКО
Юрий Юрьевич – ведущий специалист ФГУП "Космическая связь", кандидат техн. наук

плексного подхода – так называемой "технологии навигации геостационарного спутника" [2]. При этом обоснование способа навигации СИСЗ понимается как оптимизационный процесс выбора из множества типов измерений, измерительных средств и методов обработки некоторого подмножества, удовлетворяющего заданным требованиям с учетом особенностей программы полета конкретного спутника. В качестве оптимизационных критериев при таком выборе могут выступать обеспечение максимальной либо достаточной точности, ограничение по надежности навигации или по экономическим затратам и др. [3].

Анализ технологий навигации СИСЗ целесообразно начать с рассмотрения характеристик структурных составляющих каждой технологии – видов измерений текущих навигационных параметров (ИТНП), типов измерительных средств, методов обработки (рис. 1).

К возможным видам ИТНП относятся [2–6]:

наклонная дальность от измерительного средства до СИСЗ;

углы направления линии визирования с измерительного средства на СИСЗ;

радиальная скорость движения СИСЗ относительно измерительного средства.

Под измерительным средством понимается как наземный, так и орбитальный измеритель.

Предпочтительные виды ИТНП выбираются путем оценки их информативности по отношению к уточняемым в процессе обработки параметрам. Распространенная количественная оценка показателя информативности имеет вид [2, 4]

$$I_{ik} = (\delta F_i / \delta l_k) p_i, \quad (1)$$

где F_i – вид ИТНП; l_k – уточняемый параметр; p_i – весовой коэффициент i -го вида измеряемого параметра, определяемый его точностью.

Анализ значений осредненных оценок I_{ik} , полученных при использовании перечисленных видов ИТНП

для различных вариантов навигации, позволяет сделать следующие выводы:

для получения внутрисферических параметров орбиты СИСЗ (описывающих движение спутника в плоскости орбиты) наиболее информативным измеряемым параметром является дальность от наземного измерителя;

для внеплоскостных параметров (описывающих положение плоскости орбиты) более информативными являются углы направления линии визирования на СИСЗ;

информативность радиальной скорости относительно наземного измерителя существенно ниже информативности дальности (при существующих точностях ее измерения);

информативность радиальной скорости относительно орбитального измерителя достаточно высока (при обеспечиваемых точностях ее измерения бортовыми радиосредствами);

при удержании СИСЗ в окрестности особой точки стояния (когда ее долгота отличается от долготы точки стояния наземной станции не более чем на $3...4^\circ$ [2, 4]) только измерения углов азимута имеют заметный отклик на изменение долготы спутника.

К измерительным средствам, которые применяются сейчас или в ближайшие 10–15 лет могут быть привлечены для обеспечения навигации СИСЗ, следует отнести:

измерительные каналы командно-измерительной системы (КИС), управляющей полетом спутника. Они позволяют выполнять высокоточные измерения дальности методом запроса, а также измерять углы и радиальную скорость [2, 4, 5];

измерительные системы, использующие целевой канал СИСЗ (как правило, связной канал) для получения беззапросных измерений дальности (либо суммарной дальности) [2];

лазерные спутниковые дальномеры, входящие во всемирную лазерную сеть ILRS (International Laser Ranging Service) и осуществляющие измерения дальности до СИСЗ с миллиметровой точностью [5, 7];

фазовые пеленгаторы, определяющие углы линии визирования на СИСЗ с точностью на уровне сотых долей длины волны сигнала, т.е. почти на порядок выше точности измерений углов КИС экстремальным методом [4, 5];

астрооптические средства наземного и орбитального базирова-



Рис. 1. Структурные составляющие технологии навигации СИСЗ

ния, измеряющие угловое положение спутника относительно опорных звезд с погрешностью менее $1''$ [2, 6];

навигационная аппаратура потребителя (НАП) космических навигационных систем (КНС) ГЛОНАСС/GPS, позволяющая определять (при установке на борту СИСЗ) относительные псевдодальности до спутников этих систем и псевдоскорости [5, 7];

аппаратура для получения ИТНП по межспутниковым радиолниям, осуществляющая беззапросные и запросные измерения дальности и скорости СИСЗ относительно других космических аппаратов (КА) [7];

бортовые датчики системы ориентации и стабилизации СИСЗ. Данные от них можно использовать для определения со спутника углов на небесные ориентиры – звезды, центры Солнца, Земли, Луны – и решения задач управления ориентацией и навигации СИСЗ [2, 6].

Рассмотрим третью составляющую технологии навигации СИСЗ – методы обработки результатов ИТНП. Они используют как общие для всех КА принципы, так и особенности орбиты, условия наблюдения СИСЗ, проведения измерений, требования к показателям качества навигации.

Основная особенность движения КА на ГСО – его практическая неподвижность относительно земной поверхности – непосредственно влияет на способы решения задачи получения параметров орбиты СИСЗ путем статистической обработки результатов ИТНП. Эта задача является неустойчивой (некорректной) в смысле допустимости ситуаций, когда даже малые возмущения в исходных данных (моделях сил, измерений и др.) вызывают значительные изменения в результатах ее решения [2].

Общий подход к нахождению решения некорректных задач связан с понятием регуляризации и состоит в уточнении задачи путем привлечения дополнительных измерений либо в построении приближенного решения, удовлетворяющего некоторым априорным данным. Среди регуляризирующих процедур обработки результатов измерений практическую эффективность при навигации СИСЗ показали методы, основанные на привлечении априорной информации об ошибках уточняемых параметров, а также метод главных компонент [2].

Применение динамических рекуррентных методов обработки результатов ИТНП для навигации СИСЗ имеет смысл в условиях возможного высокого уровня ошибок моделирования действующих на СИСЗ сил и возмущений (например, на участках проведения маневров либо при сложной форме аппарата,

когда затруднен учет влияния силы светового давления) [2, 5].

Комплексное рассмотрение структурных составляющих технологий навигации СИСЗ позволяет выполнить их классификацию на многопунктовые, однопунктовые, квазиоднопунктовые, а также технологии, использующие межспутниковые измерительные средства либо предназначенные для выполнения автономной навигации спутника.

Анализ многопунктовых технологий (предусматривающих использование нескольких территориально разнесенных КИС) подтверждает высокие показатели точности и надежности навигации, которые зависят от положения пунктов друг относительно друга и относительно спутника, от структуры интервала измерений, уровня их погрешностей, наличия возмущений, вызываемых, например, ошибками учета тяги двигательной установки [2, 4]. Однако затраты на реализацию многопунктовой технологии обычно самые высокие. Поэтому для большинства коммерческих приложений их применение является нецелесообразной роскошью.

Заметно повысить экономическую эффективность при допустимом снижении точности и надежности позволяет использование сети пассивных станций (рис. 2). Это возможно благодаря упрощению части измерительных средств и схемы сбора результатов измерений [2].

Однопунктовые технологии навигации, предполагающие получение и обработку измерений от единственного средства (как правило, от управляющей полетом спутника КИС), являются наиболее экономически эффективными. Необходимые точность и надежность обеспечиваются применением методов регуляризации, компенсацией систематических погрешностей измерений, выбором структуры мерного интервала [2, 4].

Использование квазиоднопунктовых технологий, включающих варианты дополнительного привлечения измерений от фазового пеленгатора, наземных астросредств, бортовых датчиков систем ориентации и стабилизации, обеспечивает более высокий уровень точности и надежности навигации по сравнению с однопунктовыми. При этом уровень затрат гораздо меньше, чем в случае многопунктовых технологий.

Перспективные технологии с использованием данных от бортовой НАП систем ГЛОНАСС/GPS должны учитывать условия разрывного радиополя этих навигационных систем в районе ГСО (рис. 3). При этом традиционный подход с решением прямой навигационной задачи (накопление совокупности парных зон, сведение их к одному моменту времени и решение

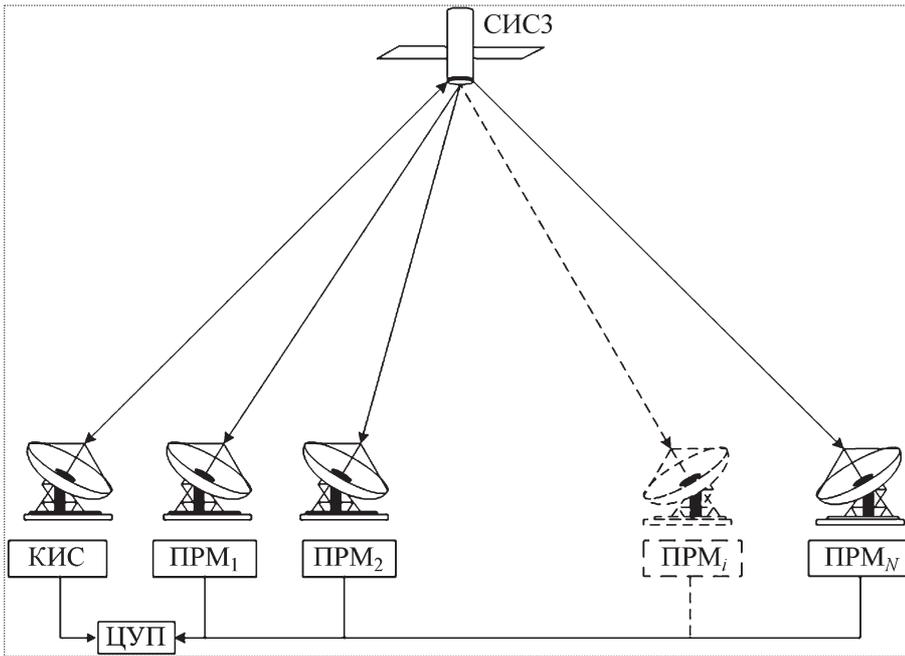


Рис. 2. Структура измерительной сети, состоящей из единственной КИС и нескольких удаленных пассивных станций (ПРМ – приемное устройство; ЦУП – центр управления полетом)

точной системы уравнений [5]) заметно уступает подходу, основанному на представлении траектории движения в виде возмущенной кеплеровской орбиты со специфическим составом характерных для нее возмущений и применении методов уточнения параметров орбиты СИСЗ обработкой ИТНП по спутникам КНС

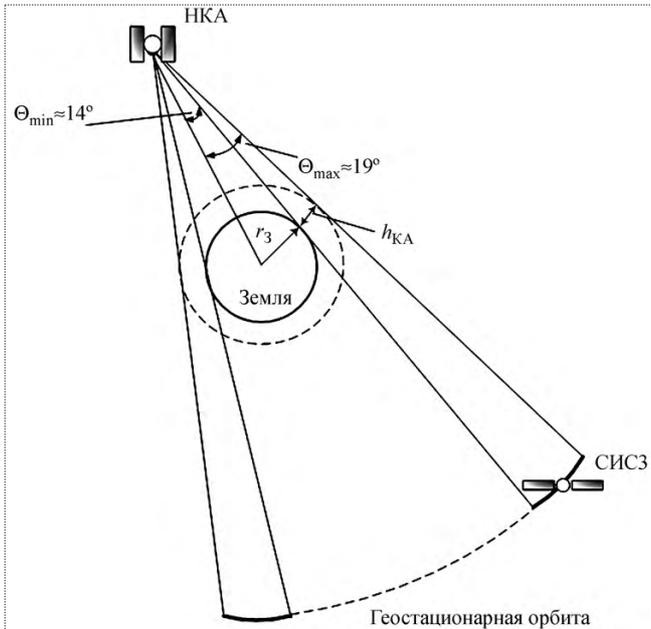


Рис. 3. Геометрические условия приема сигналов навигационного КА (НКА) спутником на ГСО

с помощью, например, методов калмановской фильтрации [2, 7]. Кроме того, повышению точности навигации способствует комплексирование сеансов НАП и измерений дальности КИС [5].

Аналогичный вывод справедлив и для технологии с использованием данных от аппаратуры межспутниковых радиолиний. Особенности применения этой технологии связаны с необходимостью привлечения высокостабильного бортового эталона частоты/времени хотя бы на одном из спутников [5].

Анализ технологий, предназначенных для автономной навигации, показывает, что их применение дает возможность заметно снизить нагрузку и стоимость эксплуатации измерительных средств и всей системы управления, сократить время реакции на неожидан-

ные изменения каких-либо параметров. В то же время бортовые измерительные средства в настоящее время не позволяют обеспечить уровень точности, необходимый для надежной навигации СИСЗ [4, 5].

Особенности реализации технологий навигации отечественных СИСЗ. Трудно переоценить такую характерную для нашей страны особенность, как обширная территория страны. Особенно значима долготная протяженность этой территории – необходимое условие для получения высокой точности навигации как по долготе, так и по широте при реализации многопунктовой технологии [2]. Это обстоятельство может эффективно использоваться для проведения юстировки вновь вводимого измерительного средства или периодической оценки его характеристик орбитальным методом, для получения эталонных значений параметров орбиты СИСЗ при оценке точности навигации и др.

Другой важной особенностью является наличие высокоточных измерительных систем отечественной разработки. Основное применение для управления полетом СИСЗ получили КИС "Каштан" и КИС ГПКС разработки ФГУП "РНИИ КП". Достоинствами применения этих КИС для навигации СИСЗ являются, в частности, следующие [2]:

обеспечение предельной погрешности измерения дальности не выше 1...2 м, углов направления линии визирования с межсеансовым разбросом систематической ошибки – не выше 0,3...0,6';

высокая помехоустойчивость и электромагнитная совместимость с другими радиоэлектронными средствами в широкополосном режиме;

обеспечение непрерывного цикла проведения ИТНП, совместимого с передачей или приемом любого вида информации (телеметрической, командно-программной);

возможность учета при обработке результатов ИТНП измеренных перед запуском СИСЗ задержек радиосигнала в бортовой аппаратуре КИС;

проведение юстировки дальномерного канала КИС с любой необходимой периодичностью для практически полного исключения систематических погрешностей, вызываемых нестабильностью параметров наземной аппаратуры;

наличие в составе земной станции КИС рефрактометра, что позволяет по метеопараметрам рассчитывать текущие поправки на тропосферу;

возможность учета данных службы наблюдения за Солнцем по ожидаемой электронной концентрации в ионосфере на пути следования радиосигналов для существенной компенсации влияния ионосферы на точность измерения дальности и углов места.

Один из вариантов многопунктовой технологии основан на получении беззапросных дальностей с помощью специальной аппаратуры, устанавливаемой на узловых станциях космической связи. Соответствующая отечественная аппаратура разработана совместно НПЦ "Элсов" и "Спурт". Хотя до настоящего времени она уступала зарубежным аналогам — модулям SATRE, DARTS [5], при оптимальном размещении узловых станций погрешности измерения дальности с помощью отечественной аппаратуры могут быть в значительной степени компенсированы [4].

Сеть фазовых пеленгаторов, имеющих в пунктах Медвежьи Озера (Московская обл.), Дубна, Железногорск (Красноярский край) и разворачиваемых в ближайшей перспективе в пунктах Калининград и Хабаровск, позволит охватить всю дугу ГСО, видимую с территории РФ. Это создает благоприятные условия для применения соответствующей квазиоднопунктовой технологии навигации.

Имеются примеры удачного использования для навигации СИСЗ его астрооптических наблюдений крупными наземными телескопами обсерваторий на пике Терскол (Кабардино-Балкария), Пулково (Ленинградская обл.) [2]. Поскольку эти наблюдения российские астрономы предпочитают совмещать с выполнением основных научных задач, стоимость их получения относительно невысока. Кроме того, в

России работают специализированные станции, позволяющие проводить такие наблюдения.

О важности развития этого направления в целях обеспечения управления полетом различных КА (в том числе и СИСЗ на различных этапах полета) говорит создание Алтайского оптического лазерного центра. Там планируется ввести в действие мощный телескоп с зеркалом, имеющим диаметр 3,12 м.

Успешно функционируют отечественные лазерные дальномеры, входящие во всемирную сеть ILRS (пункт Щелково Московской обл., гора Майданак и др.), которые могут привлекаться к получению высокоточных дальностей до СИСЗ. Однако ограничивающим фактором для такого использования данной аппаратуры помимо погодных условий является ее сравнительно высокая стоимость.

Для реализации технологий с использованием данных НАП, установленных на борту отечественных СИСЗ, имеются следующие благоприятные возможности:

существуют и доступны для применения образцы отечественной аппаратуры, например бортовая аппаратура разработки Московского конструкторского бюро "Компас";

эта аппаратура подтвердила свои высокие характеристики в ходе летных испытаний и эксплуатации при установке на РН "Протон-М" и РБ "Бриз" в целях навигационного обеспечения выведения ряда СИСЗ на геопереходные орбиты;

оценка энергетических характеристик радиолинии НКА—СИСЗ показывает, что мощность радиосигнала (~ 160...170 дБ/Вт) на входе бортовой НАП СИСЗ достаточна для ее уверенной работы [2].

К перспективным российским образцам следует отнести оптико-электронную систему ориентации и навигации, а также прибор, работающий в ультрафиолетовом диапазоне.

Анализ перспектив совершенствования технологий навигации СИСЗ. Учет мирового опыта и тенденций развития этих технологий позволяет выделить наиболее целесообразные направления их дальнейшего совершенствования в России.

Наиболее экономичной и удобной в эксплуатации является однопунктовая технология. Для обеспечения удержания отечественных СИСЗ в заданной точке стояния и при переводе в другую точку стояния в качестве измерительного средства для проведения ИТНП при реализации подобной технологии наиболее целесообразно использовать указанные ранее КИС.

Достижению необходимых показателей точности и надежности навигации отечественных СИСЗ в случае однопунктовой технологии способствует выбор мето-

да обработки результатов ИТНП. При этом используются регулирующие процедуры с привлечением угловых измерений либо априорной информации об ошибках уточняемых параметров.

В том случае, если могут быть выполнены требования к точности измерений дальности и моделирования движения спутника на рассматриваемом интервале полета (зависящие в основном от адекватности модели учета влияния силы светового давления на корпус СИСЗ), а также к структуре мерного интервала, целесообразно применение однопунктовой технологии навигации при использовании только дальностей [2]. Разработка модели учета влияния силы светового давления должна являться одним из необходимых этапов подготовки к запуску СИСЗ. Обширные теоретические обоснования и опыт реализации подобных моделей имеются у отечественных разработчиков системы ГЛОНАСС.

В случае близкого совпадения долгот точки стояния СИСЗ и КИС обеспечение необходимого уровня надежности навигации при использовании однопунктовой технологии осуществляется за счет периодического привлечения дополнительного измерительного средства для юстировки азимутального канала КИС. Применение вместо юстировочного средства технологии, использующей процедуру учета априорных ошибок уточняемых параметров и выбор параметра регуляризации, позволяет существенно сократить затраты на навигацию [2].

При необходимости обеспечить более высокую точность навигации, чем это возможно в случае однопунктовых технологий, целесообразно привлекать дополнительные измерительные средства. Если в качестве такого средства выбирается еще одна КИС, то необходимым условием применения многопунктовой технологии является обеспечение протяженной измерительной базы. Минимальный разнос КИС, при котором точность навигации становится выше соответствующей точности, обеспечиваемой применением однопунктовой технологии, может быть получен из приближенного соотношения (см. рис. 1)

$$L = 2\delta\rho/\delta\alpha, \quad (2)$$

где $\delta\rho$, $\delta\alpha$ – погрешности измерения дальности и углов соответственно.

Например, для измерителя на основе КИС "Каштан" при $\delta\rho = 2$ м, $\delta\alpha = 0,2'$ ($\sim 0,00006$ рад) минимальный разнос L составляет 80 км. Для существенного повышения точности навигации измерительная база должна составлять 400...600 км. Предпочтительная ориентация базы – долготная с симметричным расположением долгот каждой КИС относительно точки

стояния обслуживаемого СИСЗ (при этом обеспечивается высокая точность навигации спутника как по долготе, так и по широте). Если существует необходимость обеспечения более высокой точности навигации по широте, то целесообразно привлечение третьей КИС, образующей протяженную широтную базу.

Один из эффективных способов уменьшения затрат на навигацию связан с получением беззапросных суммарных дальностей с помощью специальной аппаратуры, устанавливаемой на узловых станциях космической связи. Рекомендации по оптимальному размещению этих станций, способам обработки измерений в связанном канале для высокоточного навигационного обеспечения СИСЗ зависят от достижимого уровня аппаратурных погрешностей соответствующих дальностей [4].

Другая перспективная группа технологий для навигации отечественных СИСЗ связана с использованием фазового пеленгатора. Однако из-за сложности обеспечения условий его функционирования широкое применение этих технологий ограничено. В то же время они целесообразны, например, при обеспечении безопасного управления несколькими спутниками в одной точке стояния. Результаты практического использования технологий, основанных на формировании дифференциальных либо совместных измерений и применении метода их обработки для получения непосредственно параметров относительного движения пар спутников, свидетельствуют об их высокой эффективности [2, 5].

К перспективному варианту квазиоднопунктовой технологии для обеспечения навигации отечественных СИСЗ следует отнести совместное использование КИС и астрооптического телескопа. Точность навигации СИСЗ при этом является более высокой, чем при использовании КИС и фазового пеленгатора, а стоимость эксплуатации значительно меньше.

Анализ показывает [2], что нет необходимости строго совмещать циклы ИТНП астротелескопом и КИС (это способствует уменьшению влияния погодных условий). Данная технология была рекомендована как одна из возможных для обеспечения навигации перспективного метеорологического СИСЗ "Электро-Л" с учетом требований знания положения спутника с предельной ошибкой не более 1 км.

Применение для навигации отечественных СИСЗ технологий, основанных на использовании аппаратуры потребителя КИС либо межспутниковых радиолоний, представляется в ближайшей перспективе малоэффективным, поскольку оно связано с заметным усложнением бортовой аппаратуры и алгоритмов на-

вигации. Подобные технологии могут, тем не менее, оказаться актуальными при возникновении необходимости проведения навигации невидимых с территории страны СИСЗ (например, входящих в спутниковые системы), а также для обеспечения кластерного управления СИСЗ, удерживаемых в окрестности одной точки стояния. Тогда целесообразным становится использование технологий навигации в условиях дискретного радиополя, создаваемого спутниками КНС в районе ГСО.

Технологии, основанные на использовании измерений датчиков системы ориентации и стабилизации, могут оказываться эффективными лишь в случае гарантированной реализации необходимого уровня точности соответствующих угловых измерений [6]. Применение этих технологий имеет смысл лишь в режиме комплексирования с дальностями от наземных средств. Только после отработки наиболее перспективных отечественных образцов этой аппаратуры – оптико-электронной системы ориентации и навигации, прибора, работающего в ультрафиолетовом диапазоне, – можно будет вполне рассчитывать на штатное применение соответствующей технологии навигации.

Перспективы применения технологий навигации с использованием астрооптических средств орбитального базирования зависят от возможностей полномасштабного развертывания системы КА наблюдения, доступности и оперативности получения соответствующей измерительной информации [7]. Также необходимо обеспечивать поиск объекта и точность измерения его угловых координат на уровне единиц угловых секунд.

Итак, по состоянию на сегодняшний день и в ближайшие 10 лет наиболее приемлемой с точки зрения выполнения требований к точности и надежности навигации при минимальных экономических затратах, удобстве эксплуатации является однопунктовая технология. Вариант этой технологии, не предполагающий измерений углов, целесообразно применять, если может быть гарантировано выполнение требований к точности измерения дальности, погрешностям модели движения спутника, структуре мерного интервала.

При необходимости обеспечения более высокой точности навигации с минимальным возрастанием дополнительных затрат целесообразным является применение квазиоднопунктовой технологии с периодическим привлечением астрооптического телескопа.

Для некоторых особых случаев навигации, например при обеспечении коллокации спутников, управляемых из различных центров, целесообразно привлечение фазового пеленгатора, поскольку уже созданы благоприятные предпосылки для применения соответствующей квазиоднопунктовой технологии.

Применение аппаратуры спутниковой навигации на борту отечественных геостационарных спутников возможно после решения проблем с обеспечением устойчивого приема сигнала необходимого уровня. Тогда могут иметь место технологии навигации в условиях дискретного радиополя, создаваемого спутниками КНС в районе ГСО.

Автономная навигация СИСЗ с использованием бортовой аппаратуры астронавигации и оптических датчиков эффективна лишь при значительном повышении точностных характеристик этих измерителей.

Ñïëñîë èëòàðàòòòù

1. Чернявский Г.М., Баргенов В.А., Малышев В.А. Управление орбитой стационарного спутника. М.: Машиностроение, 1984. 144 с.
2. Урличич Ю.М., Ежов А.И., Жодзишский А.И. и др. Современные технологии навигации геостационарных спутников. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 280 с.
3. Назаров А.Е. Особенности использования ГСО для космических систем связи и основные требования к баллистическому обеспечению этих систем // Общероссийский научно-технический журнал "Повет". 2006. № 11. С. 16–20.
4. Soop M. Handbook of Geostationary Orbits – Space Technology Library, Kluwer Academic Publishers, 1994.
5. Lander J., Powell T., Cox J. Orbit Determination and Satellite Navigation // Crosslink. Summer 2002. Vol. 3. No. 2. P. 22–29.
6. Brij N. Agrawal. Design of Geosynchronous Spacecraft // Prentice-Hall, INC., Englewood Cliffs, NJ 07632, 1986.
7. Gill E. Precise Orbit Determination of the GNSS-2 Space Segment from Ground-Based and Satellite-To-Satellite Tracking // 2nd European Symposium on Global Satellite Navigation Systems GNSS 98, Toulouse, 1998.



МАТВЕЕВ
 Андрей Иванович –
 вице-президент ОАО "Научно-производственная корпорация "Иркут", директор программы МС-21, доктор техн. наук



ПОДОБЕДОВ
 Владимир Александрович – профессор ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, доктор техн. наук

Магистральные самолеты интегральной компоновки: проблемы и перспективы

А.И. Матвеев, В.А. Подобедов

В статье на основе опубликованных данных и результатов специально проведенных исследований анализируются особенности свойств и характеристик магистральных самолетов интегральной схемы, активно разрабатываемых в последние десятилетия авиастроителями ряда стран. Подробно рассматривается англо-американский проект самолета SAX-40, рекламируемого как самолет будущего, также анализируются иные отечественные и зарубежные проекты. Показано, что использование интегральной аэродинамической схемы перспективно для самолетов сверхбольшой пассажировместимости, проблематично для дальних магистральных, нецелесообразно для средних и ближних магистральных самолетов. Расширение рациональных областей применения интегральной схемы тесно связано с развитием методов аэродинамического проектирования и успехами в поиске новых проектно-конструкторских решений.

A.I. Matveyev, V.A. Podobedov. Trunk-Route Integral Configuration Aircraft: Challenges And Prospects

Based on the data from open sources and the results of dedicated research, the article gives a description of the peculiar properties and characteristics of integral configuration aircraft, which has been developed by aircraft builders in many nations intensively in the past several decades. It also gives a detailed assessment of the British-American SAX-40 project, advertised as the aircraft of the future, comparing it with Russian and other nations' designs. It demonstrates that the integral aerodynamic configuration suffices super-capacious passenger airliners, but problematic for long-haul aircraft and non-cost-effective for medium/short-haul airliners. The expansion of cost-effective applications of the integral configuration depends largely on the development of aerodynamic design methods and new state-of-the-art solutions.

Постоянный рост стоимости разработки, производства и эксплуатации летательных аппаратов стимулирует изучение нетрадиционных аэродинамических схем и компоновок. В течение двух истекших десятилетий активизировались проектные исследования магистральных самолетов интегральной компоновки – "летающее крыло", самолет с несущим фюзеляжем, самолет с плавносопряженными крылом и фюзеляжем (Blended Wing Body – BWB). Рассматривавшиеся компоновки во многом соответствуют концепции Гейтса [1], развивающей идею Юнкерса о совмещении функций агрегатов самолета. Наиболее масштабные и детальные исследования проведены по трансконтинентальному самолету повышенной пассажировместимости. В ходе этих работ как отечественные [2], так и зарубежные [3] проектанты пришли к близким компоновочным решениям (рис. 1), а сопоставление оценок основных характеристик различных вариантов самолета сверхбольшой пассажировместимости показало, что применение интегральной схемы может обеспечить повышение топливной эффективности и снижение массы конструкции [4]. Указанные преимущества интегральной схемы обусловлены возможностью обеспечения для самолетов такой размерности приемлемой относительной толщины центральной части компоновки при удовлетворении требований к абсолютной высоте пассажирского салона и грузового отсека. Повышенный уровень полетного аэродинамического качества в значительной мере обеспечивается за счет существенно увеличенного размаха крыла (приблизительно в 1,2 раза по сравнению с сопоставляемым самолетом традиционной схемы). Улучшению весовых показателей способствовали увеличение строительной

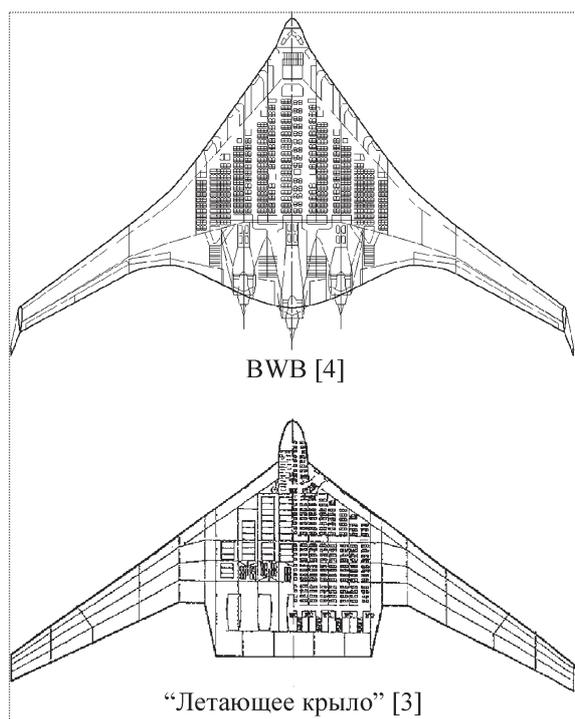


Рис. 1

высоты несущих поверхностей и частичное распределение целевой нагрузки по размаху, что особенно сильно сказывается на характеристиках сверхтяжелых самолетов в силу отрицательных эффектов так называемого "закона квадрата–куба" [7]. Одновременно были подтверждены известные недостатки интегральных схем, близких к "летающему крылу", в частности узость диапазона допустимых центровок, трудности в обеспечении необходимых показателей устойчивости и управляемости. Ряд проектно-конструкторских задач, например обеспечения горизонтальной ориентации пола пассажирского салона и своевременной эвакуации пассажиров в аварийной ситуации, не нашли достаточно общего решения. Углубленный системный анализ проблемы создания перспективного самолета сверхбольшой пассажировместимости привел к решению о разработке самолета А-380 традиционной компоновки и к сокращению усилий по изучению интегральной схемы.

Значительный научно-технический задел и опыт использования междисциплинарной оптимизации на начальных стадиях проектирования [5], накопленные при формировании концепции самолета сверхбольшой пассажировместимости, послужили основой для включения работ по изучению интегральной схемы BWB в планы перспективных исследований. Наибольшее развитие исследования схемы BWB нашли при выполнении международной программы по созданию перспек-

тивного бесшумного самолета (Silent Aircraft Initiative – SAI), завершение очередного этапа которой ознаменовалось презентацией проекта широко разрекламированного "самолета будущего" SAX-40 [6].

Проект SAX-40 отражает результаты программы SAI по формированию облика магистрального самолета, отвечающего перспективным требованиям по уровню шума в районе аэропорта (снижение до 62 дБ и менее); загрязнению атмосферы (снижение выбросов углекислого газа CO_2 не менее чем на 50 % и соединений азота NO_x не менее чем на 80 %); топливной эффективности (повышение более чем на 25 % от достигнутого уровня); комфорту (выше предоставляемого пассажирам А-380). Исследования по данной программе проводились более чем в 30 организациях, включая NASA, "Боинг", "Роллс-Ройс". Интеграторами проекта являются представители Кембриджского университета (Великобритания) и Массачусетского технологического института (США).

Согласно проекту самолет SAX-40 (рис. 2) с 215 пассажирами на борту имеет расчетную дальность по-

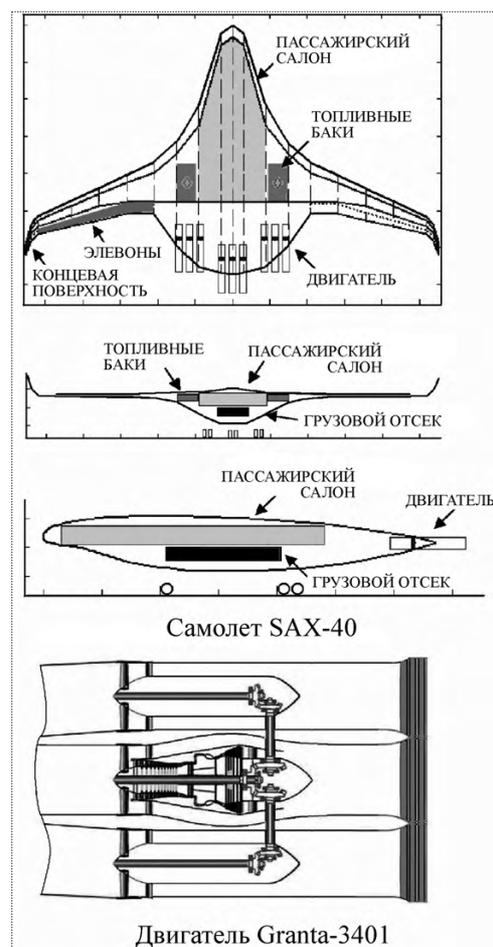


Рис. 2

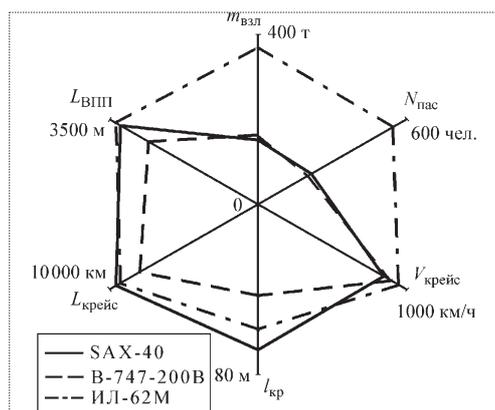


Рис. 3

лета более 3000 км на высоте 12 000...14 000 м при скорости, соответствующей числу $M = 0,8$. Максимальная взлетная масса составляет 150 т, размах крыла – 68 м. Центральная часть самолета имеет установочный угол атаки $+1^\circ$.

В печати SAX-40 относят к самолетам для авиалиний большой или средней протяженности, некоторые из участников проекта позиционируют его как средний магистральный самолет. По своим основным функциональным показателям (пассажировместимость, скорость и дальность полета) SAX-40 наиболее близок к дальним магистральным самолетам разработки 30–50-летней давности, а по размерам и взлетно-посадочным характеристикам – к современным дальним магистральным значительно большей пассажировместимости (рис. 3).

Аэродинамическая компоновка SAX-40 продиктована целевой установкой на проектирование самолета, отвечающего жестким перспективным экономическим требованиям, выполнена по схеме плавносопряженные крыло и фюзеляж (BWB) и включает в себя центральную часть с относительной толщиной $\bar{c} \approx 15\%$ оригинальной профилировки с сильно выпуклой нижней поверхностью и крыло. Крыло подразделяется на внутреннюю и внешнюю секции. Внутренняя секция имеет профиль, близкий к симметричному, с относительной толщиной от 15 до 7% и сложную форму в плане, обеспечивающую плавное сочленение центральной части с внешней секцией крыла. Кривая внутренних секций крыла переменная по размаху: от 0 до $-3,25^\circ$. Внешние секции крыла стреловидные с сужением, снабжены концевыми аэродинамическими поверхностями. Относительная толщина внешних секций крыла $\bar{c} = 7\%$, профиль – адаптивный, его конфигурация на крейсерском режиме повторяет сверхкритические профили II поколения, а на взлетно-посадочных режимах – S-образная. Адаптация обеспечивается отклоняемыми нос-

ками и элевонами специальной конструкции, исключая образование щелей и уступов при их использовании. Внешние элевоны – расщепляющиеся, кривая внешней секции крыла – постоянная и составляет $-3,25^\circ$. Концевые поверхности симметричного профиля с относительной толщиной $\bar{c} = 7\%$ развернуты относительно плоскости симметрии самолета на 4° .

Планер самолета интегрирован с силовой установкой – входные устройства трех двигателей оригинальной конструкции расположены на верхней поверхности центральной части и внутренней секции крыла, а их задняя кромка более чем наполовину объединена с выходными устройствами, обеспечивающими отклонение вектора тяги в двух плоскостях. Методология формирования аэродинамической компоновки практически совпадает с разработанной в России и использовавшейся для проектирования сверхтяжелых и маневренных самолетов [7...9]. Эта методология (quasi-3D design technology), предусматривающая использование проектной математической модели процесса обтекания летательного аппарата, базирующейся на методе дискретных вихрей (three-dimensional panel-vortex method), дополненная результатами предварительных расчетных и экспериментальных исследований, позволила разработчикам SAX-40 произвести многопараметрический анализ аэродинамической компоновки и поставленные перед ними задачи [10]. По оценкам разработчиков, самолет SAX-40 в крейсерской конфигурации должен иметь эллиптическое распределение циркуляции по размаху и бескризисное обтекание, обеспечивающие при полетном значении числа $M = 0,8$ аэродинамическое качество $K = 25,1...23,5$.

Эти оценки получены в предположении, что смещение центра масс в полете не превышает 0,48 м, угол атаки поддерживается практически постоянным ($\alpha = 2,7^\circ$) благодаря отклонению вектора тяги в пределах от 0 до $10,5^\circ$. Самолет лишен традиционной взлетно-посадочной механизации, однако в силу малой удельной нагрузки на крыло компоновка обеспечивает скорость захода на посадку 220...250 км/ч при угле атаки $\alpha \approx 16...20^\circ$ с элевонами, отклоненными на угол до -16° . Утверждается, что при наборе высоты после уборки шасси (на высоте более 15 м) аэродинамическое качество может достигать 20 и более.

В состав силовой установки входят три двигателя Granta-3401 (находятся в начальной стадии разработки) и топливная система, две группы баков которой расположены в отсеках, примыкающих к боковым стенкам пассажирского салона. Входные устройства полуэллиптического поперечного сечения распо-

жены на верхней кормовой поверхности самолета и соединены S-образными каналами с двигателями. Регулируемые выходные устройства, расположенные вдоль задней кромки центральной части и внутренней секции крыла самолета, имеют прямоугольное поперечное сечение и позволяют отклонять векторы тяги. Двигатель сверхвысокой степени двухконтурности Granta-3401 (см. рис. 2) не имеет аналогов. Он включает в себя один газогенератор и три вентилятора, приводимые в действие трансмиссией, в состав которой входят раздаточный, угловые и согласующие редукторы. Масса двигателя около 5000 кг, максимальная тяга 150 кН. Гермокабина – арочного типа, пассажирский салон имеет площадь пола 239 м² (1,1 м²/пас.), высота салона 2,2 м, объем грузового отсека около 115 м³.

Шасси – трехопорное. Носовая опора имеет спаренные колеса, основные опоры снабжены четырехколесными тележками в обтекателях. Амортизаторы – консольно-телескопические. Приводы шасси обеспечивают их выпуск и уборку за минимальное время.

Указанные выше особенности самолета SAX-40 и оценка его основных параметров являются результатом длительной эволюции проекта "бесшумного самолета" (проекты SAX-12, SAX-20), в ходе которой детально исследовались источники шума и его уровень в районе аэропорта. Результаты этих исследований позволили участникам работ по программе SAI утверждать, что самолет типа SAX-40 при использовании специальных схем взлета и посадки (полет на неустановившихся режимах, увеличенные углы наклона глissады и т.д.) обеспечивает решение проблем радикального снижения шумности самолета, повышения его топливной эффективности и уменьшения загрязнений окружающей среды. Пониженный уровень шумности SAX-40 достигается благодаря:

- экранированию двигателей планером самолета;
- применению звукопоглощающих устройств и материалов в конструкции входных и выходных устройств силовой установки;
- внутреннему расположению двигателей сверхвысокой степени двухконтурности с регулируемыми выходными устройствами и низкой скоростью истечения струй;
- организации бескризисного и безвихревого обтекания планера самолета за счет обеспечения плавности обводов и низкой удельной нагрузки на крыло;
- отказу от взлетно-посадочной механизации традиционного типа (предкрылки, закрылки);
- использованию адаптивных органов механизации и управления (носков и элевонов), обеспечивающих

отсутствие щелей, изломов и уступов на обтекаемой поверхности при их отклонении;

оптимизации конструкции шасси и применению обтекателей колесных тележек основных опор.

Повышение топливной эффективности SAX-40 достигается за счет:

увеличения размаха крыла в 1,5...1,8 раза по сравнению с самолетами традиционной схемы и близкой пассажировместимости;

уменьшения оmyаемой поверхности вследствие использования интегральной схемы BWB и отсутствия оперения;

использования двигателей сверхвысокой степени двухконтурности;

снижения крейсерского числа М.

Уменьшение загрязнения окружающей среды обеспечивается в основном повышением топливной эффективности и ограничениями на параметры газогенератора.

Опубликованные сведения о SAX-40 свидетельствуют не только о его возможных преимуществах, но и о недостатках, выявившихся уже на проведенных ранних стадиях проектирования.

Увеличенный размах крыла и уровень взлетно-посадочных характеристик обуславливают использование SAX-40 в аэропортах с длиной взлетно-посадочной полосы 3350 м и более, приспособленных для обслуживания самолетов типа B-747, A-380, что суживает область применимости SAX-40 и с учетом его умеренной пассажировместимости ограничивает пропускную способность аэропортов.

Конструкция и компоновка SAX-40 исключает возможность его модификации с целью оптимизации по пассажировместимости (разработку удлиненных и укороченных вариантов, а также модернизацию путем замены типа двигателей).

Особенности размещения двигателей и агрегатов, конструкции силовой установки, шасси и органов управления затрудняют обслуживание самолета. Усложненная конструкция SAX-40, существенные отличия проектных решений от традиционных предопределяют неизбежность значительных затрат на разработку, производство и эксплуатацию как собственно самолета, так и новых технологий, оборудования и т.д.

Представленный перечень преимуществ и недостатков SAX-40 неполон, а оценки характеристик слабо обоснованны, так как ряд проектных конфликтов не разрешен. Дальнейшее продвижение проекта может привести к заметному снижению показателей аэродинамического и весового совершенства самолета и, соответственно, уровня его топливной эффективности. Некоторые примеры противо-

речивости предложенных проектных решений приводятся ниже.

Достоверность определения аэродинамических характеристик SAX-40 вызывает серьезные сомнения, так как они согласно [10] получены в предположении безотрывного обтекания на всех режимах и эллиптического распределения циркуляции по размаху крыла на протяжении всего периода крейсерского полета, несмотря на то, что аэродинамическая компоновка самолета не способна обеспечить реализацию указанных предположений. Балансировка самолета осуществляется отклонением вектора тяги, причем углы отклонения выходных устройств силовой установки, занимающих около 20 % длины задней кромки несущей системы и обладающих свойствами мощных струйных закрылков, различаются в начале и конце крейсерского полета более чем на 10° , что приводит к значимым изменениям закона распределения циркуляции по размаху и к росту индуктивного сопротивления. Контрольные расчеты показывают, что интерференция силовой установки и планера самолета снижает среднее значение крейсерского аэродинамического качества SAX-40 на ~5 %. Если на крейсерском режиме полета недостижимо оптимальное распределение циркуляции по размаху, то на взлетно-посадочных режимах полета нереализуемо безотрывное обтекание. Многочисленные физические (трубные) и численные эксперименты показывают, что при достижении углом атаки значений $12...20^\circ$ в районе передних кромок большой стреловидности элементов компоновки (фюзеляж и внутренняя секция крыла SAX-40) при любой профилировке крыла возникают отрывы потока, следствием которых является значительное увеличение сопротивления. В области влияния земли (весьма протяженной для самолетов, по размерности и конфигурации близких к SAX-40) отрыв потока с передних кромок становится существенно нестационарным. Указанные отрицательные эффекты перестройки течения осложняют, в первую очередь, процесс взлета, особенно для SAX-40, у которого балансировка при отказе двигателя обеспечивается за счет создания дополнительного сопротивления одной из консолей крыла.

Причинами дополнительного увеличения массы самолета могут послужить принципиально новые, неапробированные в практике самолетостроения решения, принятые без учета имеющегося опыта разработки самолетов близкой схемы [4]. Так, например, размещение пассажирского салона заглубленно в центральной части самолета предельно затрудняет выполнение нормативных требований по обеспече-

нию безопасной эвакуации пассажиров в аварийной ситуации. Решение этой задачи осложняется тем, что в данном случае к боковым стенкам салона, лишённого иллюминаторов, примыкают топливные баки, сгруппированные в непрерывные блоки. Следует отметить, что значительное усложнение конструкции и увеличение массы самолета схемы BWB, связанные с выполнением требований по эвакуации пассажиров, послужили одним из обоснований предпочтительности гибридной схемы самолета сверхбольшой пассажироместимости [4].

Новизна и относительно малая изученность аэродинамической, компоновочной и конструктивно-силовой схем, а также основных агрегатов и систем самолета SAX-40 предопределяют неизбежность проявления процесса "роста массы" самолета не ниже среднестатистического уровня – порядка 10 %, несмотря на применение современных методов весового проектирования и междисциплинарной оптимизации [5].

Из указанного следует, что реалистичная оценка ожидаемого повышения топливной эффективности дальнего магистрального самолета типа SAX-40 по сравнению с существующими самолетами этого класса характеризуется ориентировочно 15 %-ным снижением затрат топлива. В ближайшие десятилетия ожидается приблизительно такой же рост экономичности самолетов традиционного типа без нарушений инфраструктурных ограничений на размах крыла, а также затрат на исследование и развитие принципиально новых технологий. В целом опубликованные материалы SAI по самолету SAX-40 убедительно свидетельствуют о технической возможности снижения шума в районе аэропорта до уровня, типичного для шумового фона окружающей застройки. Задача повышения топливной эффективности с учетом выполнения норм летной годности и требований совместимости с функционирующими в настоящее время аэропортами не нашла своего окончательного разрешения. Утверждение ряда органов СМИ и экспертов, в том числе отечественных, о завершенности проекта SAX-40, оптимальности его характеристик и прогнозы о массовом производстве самолетов этого типа в 2020–2030-х гг. являются преждевременными.

Применительно к средним магистральным самолетам компоновки типа "летающее крыло" и BWB не рассматриваются, известны единичные разработки схемы самолет с несущим фюзеляжем. Основной причиной, препятствующей использованию интегральных схем для пассажирских самолетов средней размерности, является противоречие между потребными отно-

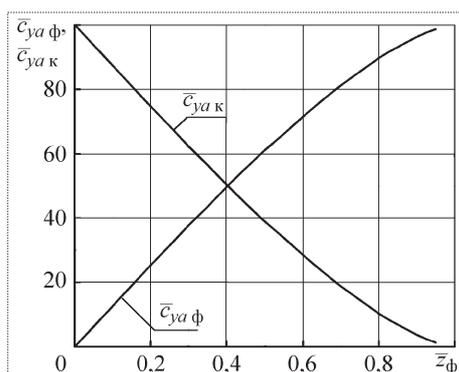


Рис. 4

сительными и абсолютными размерами центральной части компоновки и консолей.

Расчеты показывают, а данные работы [2] подтверждают, что для обеспечения безопасного обтекания и необходимого уровня несущих свойств при крейсерских числах M , равных $0,8...0,85$, центральная часть компоновки должна иметь продольное сечение, близкое по форме к трансзвуковому профилю с относительной толщиной $\bar{c} = 15...14\%$.

Абсолютная величина толщины центральной части компоновки ограничивается снизу вертикальным размером гермокабины, которая при обычном расположении багажного отсека под полом пассажирского салона составляет около 4 м.

Безразмерные геометрические параметры консолей, примыкающих к центральной части компоновки, — относительная толщина профиля, удлинение базовой трапеции — выбираются из условий минимизации сопротивления на крейсерском режиме с учетом ограничений на размах крыла, который в соответствии с требованиями классификации аэродромов ИКАО по коду C и FAA группы III для самолетов типа А-320 и В-737 не может превышать 36 м, а для самолетов класса А-310, В-757, В-767 (код D ИКАО, FAA группы IV) — 52 м. Как правило, абсолютные размеры консоли невелики: бортовая хорда не более нескольких метров, а толщина профиля менее 1 м.

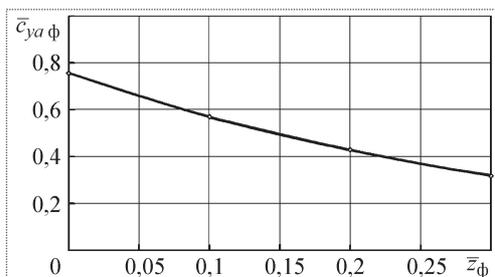


Рис. 5

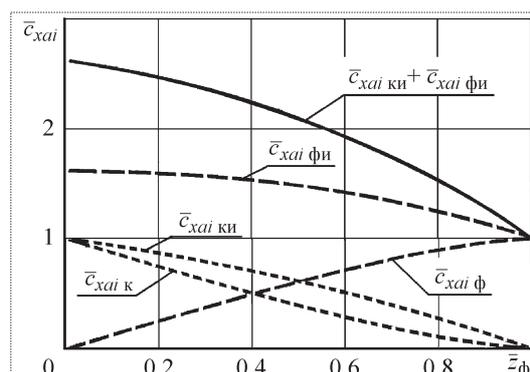


Рис. 6

Существенные различия в вертикальных и продольных размерах центральной части компоновки и консолей исключают их плавное сочленение. Из всего многообразия интегральных схем могут рассматриваться только разновидности схем самолета с несущим фюзеляжем. Несущие свойства фюзеляжа определяются необходимостью реализации на крейсерском режиме полета эллиптического закона распределения циркуляции по размаху компоновки [2, 10]. На рис. 4 приведены зависимости составляющих коэффициента подъемной силы $\bar{c}_{ya\phi} = c_{ya\phi}/c_{ya}$ и $\bar{c}_{ya\kappa} = c_{ya\kappa}/c_{ya}$, приходящихся на фюзеляж и консоли соответственно, нормированных значением коэффициента подъемной силы компоновки c_{ya} , от относительной ширины фюзеляжа $\bar{z}_\phi = z_\phi/l$, где l — размах крыла. Эти зависимости свидетельствуют о том, что даже при умеренной относительной ширине несущего фюзеляжа: $\bar{z}_\phi = 0,15...0,3$ его вклад в подъемную силу компоновки существенен и составляет $20...40\%$. Следует отметить, что разделение фюзеляжей на несущие и ненесущие традиционной конфигурации довольно условно.

Так, ненесущий фюзеляж в виде тела вращения за счет интерференции с крылом при малых значениях относительной ширины фюзеляжа \bar{z}_ϕ , характерных для самолетов традиционной схемы, создает подъемную силу Y_ϕ , соизмеримую с необходимой для обеспечения эллиптического закона распределения циркуляции по размаху $Y_{\phi\text{opt}}$. Соответствующая зависимость величины $\bar{c}_{ya\phi} = c_{ya\phi}/c_{y\phi\text{opt}}$ от \bar{z}_ϕ приведена на рис. 5.

Реализация рационального соотношения несущих свойств фюзеляжа и консолей крыла (см. рис. 4) является необходимым условием обеспечения положительной интерференции между элементами компоновки, существенно снижающей индуктивное сопротивление. На рис. 6 представлены зависимости нормированных коэффициентов сопротивления фюзеляжа и консолей крыла (изоли-

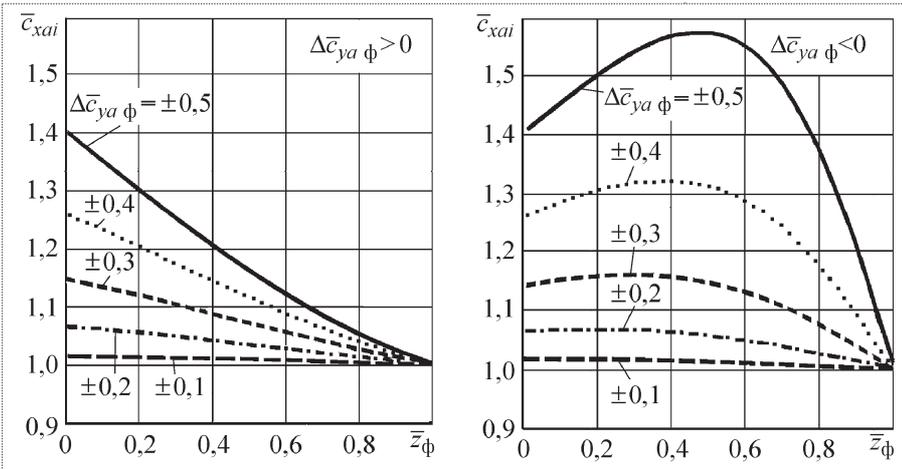


Рис. 7

рованных $\bar{c}_{xai\phi}$ и $\bar{c}_{xai\kappa}$ и в составе компоновки $\bar{c}_{xai\phi}$ и $\bar{c}_{xai\kappa}$) от величины \bar{z}_ϕ при оптимальном распределении циркуляции по размаху. Нормировка выполнена по коэффициенту сопротивления компоновки c_{xai} . Видно, что согласование несущих свойств консолей крыла и фюзеляжа позволяет снизить индуктивное сопротивление компоновки в 2...2,5 раза по сравнению с суммой сопротивления ее изолированных элементов при значениях \bar{z}_ϕ , характерных для самолетов с несущим фюзеляжем.

Нарушение оптимальных соотношений между значениями подъемной силы элементов компоновки приводит к росту ее сопротивления. Влияние отклонений подъемной силы фюзеляжа от оптимальной на индуктивное сопротивление компоновки весьма значительно даже при соответствующем парирующем изменении подъемной силы консолей, о чем свидетельствуют приведенные на рис. 7 зависимости коэффициента индуктивного сопротивления компоновки от вариаций подъемной силы фюзеляжа (отнесенных к их значению для компоновки с оптимальным распределением циркуляции) и от относительной ширины фюзеляжа: $\bar{c}_{xai}(\Delta\bar{c}_{ya\phi}, \bar{z}_\phi)$.

Конфигурацию фюзеляжа магистрального самолета определяют многочисленные требования, связанные с возможностью модификации самолета путем изменения длины фюзеляжа, обеспечением необходимых значений угла тангажа при посадке, ограничений на угол наклона пола пассажирского салона в крейсерском полете и т.д. Степень влияния этих требований на характеристики самолетов, различающихся аэродинамиче-

ской схемой, была оценена путем сопоставления расчетных данных двух гипотетических средних магистральных самолетов – традиционного узкофюзеляжного (Т), с несущим фюзеляжем (НФ) в виде крыла малого удлинения с прямой задней кромкой и самолета интегральной схемы, имеющего крыло с передним наплывом увеличенного объема (ИН) (рис. 8). Предварительная проектно-конструкторская проработка сопоставляемых самолетов велась в соответствии с одним и тем же техническим заданием. Было принято, что эти самолеты имеют идентичные силовые

установки и базовые крылья. Основное внимание уделялось сравнительному анализу индуктивных поляр самолетов, так как именно эти характеристики непосредственно не связаны со схемными признаками аэродинамических компоновок, слабо зависят от мероприятий по улучшению местной аэродинамики самолета и частных проектных решений.

Проведенные исследования показали, что причины и проявления отличий аэродинамических характеристик различных самолетов интегральной схемы (типа НФ, ИН) и самолетов традиционной схемы близки. Они могут быть проиллюстрированы сопоставлением данных по самолетам типов Т и НФ.

Особенности формы в плане компоновки при неизменных параметрах базового крыла слабо сказываются на уровне индуктивного сопротивления лета-

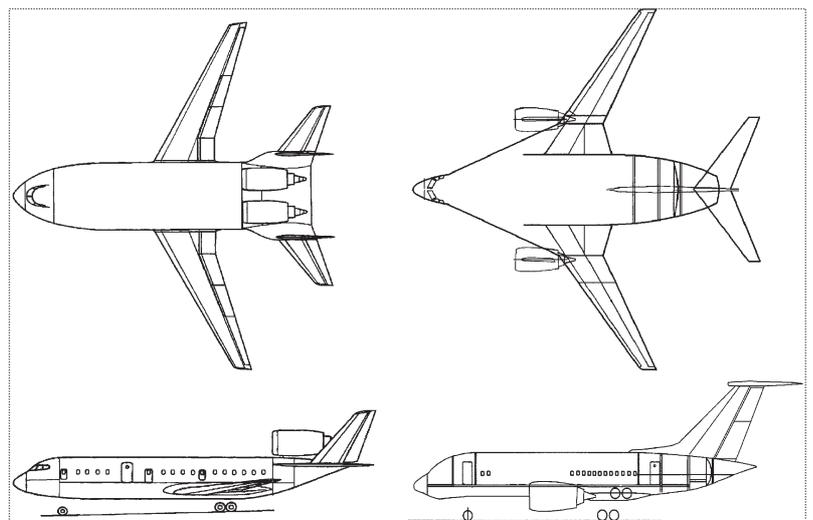


Рис. 8

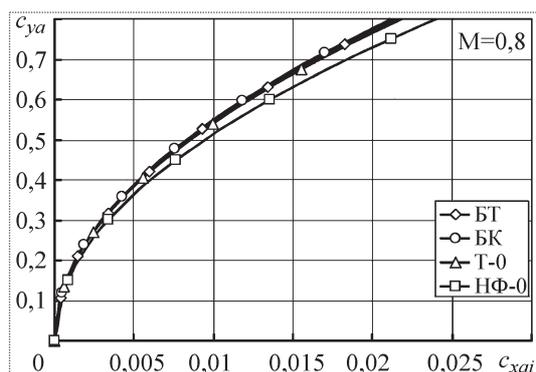


Рис. 9

тельного аппарата. На рис. 9 представлено семейство индуктивных поляр: базовой трапеции крыла (БТ); базового крыла (БК), отличающегося от базовой трапеции наличием заднего наплыва с закрылками; вариантов компоновок традиционного самолета (Т-0) и самолета с несущим фюзеляжем (НФ-0), имеющих фюзеляжи в виде тела вращения и крыла малого удлинения с симметричным профилем соответственно. Уровень индуктивного сопротивления всех перечисленных объектов близок; несколько большее сопротивление компоновки НФ-0 объясняется практически неустраняемым в данном случае нарушением оптимального закона распределения циркуляции в районе стыка консолей и несущего фюзеляжа.

Отклонение хвостовой части несущего фюзеляжа вверх резко снижает его подъемную силу и приводит к росту сопротивления самолета. Согласно проекту самолет с несущим фюзеляжем относительной ширины $\bar{z}_\phi = 0,168$ имеет хвостовую часть, отклоненную на угол $\delta = -6,8^\circ$. Исследования показали, что при крейсерских значениях коэффициента подъемной силы $c_{ya} = 0,5 \dots 0,7$ прирост индуктивного сопротивления компоновки подобного типа $\Delta c_{xai} \cong 0,002$. Эта величина линейно зависит от относительной ширины фюзеляжа \bar{z}_ϕ (рис. 10) и

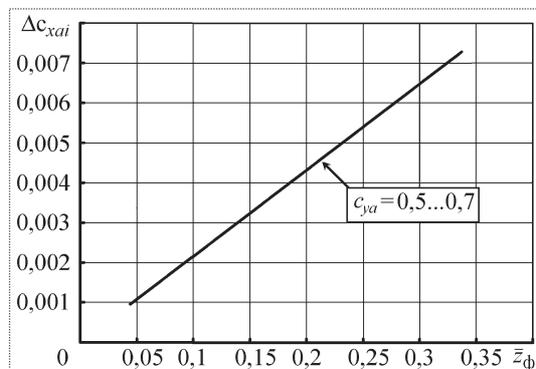


Рис. 10

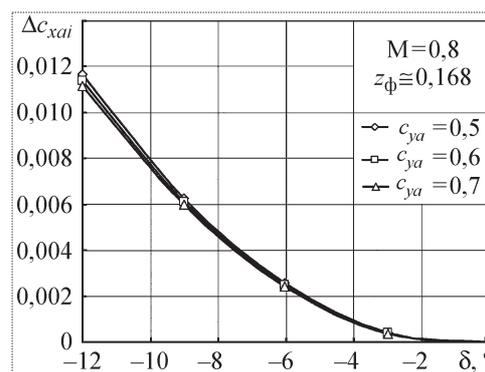


Рис. 11

параболически возрастает с увеличением угла отклонения его хвостовой части (рис. 11). Столь сильное влияние на сопротивление самолета отклонения хвостовой части фюзеляжа обусловлено в данном случае его несущими свойствами и нехарактерно для самолетов традиционной конфигурации. В качестве примера на рис. 12 приведены зависимости приращений коэффициента индуктивного сопротивления Δc_{xai} , обусловленных отклонением хвостовой части, от коэффициента подъемной силы c_{ya} для типичного магистрального самолета с круглоцилиндрическим фюзеляжем, имеющим хвостовую часть, форма которой близка к конической ($\bar{z}_\phi \cong 0,114$; $\delta = -4^\circ$), а также для варианта этого самолета с хвостовой частью, сужающейся только в вертикальной плоскости и имеющей горизонтальную заднюю кромку. Видно, что отклонение хвостовой части фюзеляжа традиционной конфигурации слабо влияет на индуктивное сопротивление самолета (см. также [2, 11]), и этот положительный эффект обусловлен как формой средней части фюзеляжа, так и сужением его хвостовой части в горизонтальной плоскости. Кроме того, выполнение требования горизонтального положения пола пассажирского самолета с несущим фюзеляжем крайне затруднительно.

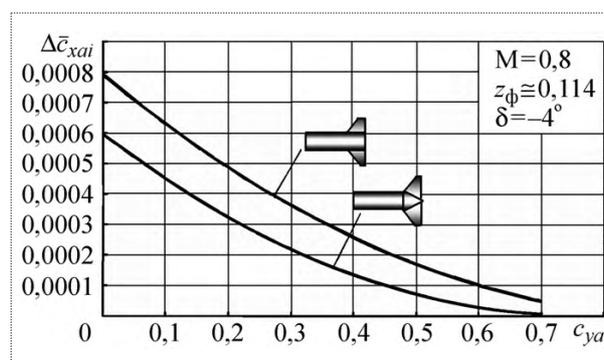


Рис. 12

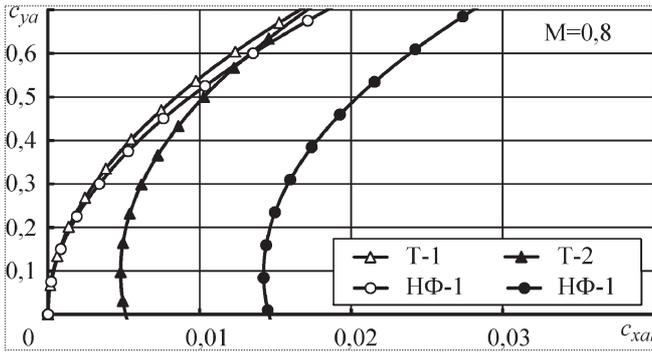


Рис. 13

Конструктивные проработки по ряду самолетов интегральной компоновки показали, что превышение углом атаки фюзеляжа угла наклона пола более чем на 1° приводит к недопустимому сокращению длины пассажирского салона или увеличению площади миделевого сечения [4, 10]. Угол наклона пола пассажирского салона нормативно ограничен также величиной 1° , из чего следует, что угол атаки фюзеляжа в крейсерском полете находится в пределах от 0 до 2° , а подъемная сила фюзеляжа незначительна. Недостаток подъемной силы парируется за счет увеличения установочного угла атаки крыла.

Низкая нагрузка на несущий фюзеляж и повышенная на консоль крыла не позволяют реализовать закон распределения циркуляции по размаху, близкий к оптимальному. Это приводит к росту индуктивного сопротивления.

На рис. 13 приведены индуктивные поляры двух вариантов компоновки традиционного типа, отличающихся установочными углами атаки крыла $\alpha_{уст}$: Т-1 с $\alpha_{уст} = 0$ и Т-2, у которого значение $\alpha_{уст}$ обеспечивает угол атаки фюзеляжа $\alpha_\phi = 0$ при $c_{ya} = 0,5$, а также двух вариантов компоновки самолета с несущим фюзеляжем: НФ-1 с $\alpha_{уст} = 0$ и НФ-2, у которого значение $\alpha_{уст}$ обеспечивает угол атаки фюзеляжа $\alpha_\phi = 2^\circ$ при $c_{ya} = 0,5$. Представленные поляры свидетельствуют, что:

индуктивное сопротивление узкофюзеляжного самолета традиционной компоновки ($\bar{z}_\phi \cong 0,114$) незначительно возрастает при отклонении хвостовой части фюзеляжа на угол $\delta = -4^\circ$, достаточный для реализации требуемых посадочных характеристик, и при установке крыла в положение, необходимое для горизонтальной ориентации фюзеляжа в крейсерском полете с $c_{ya} = 0,5$ (вариант НФ-2);

самолет с несущим фюзеляжем ($\bar{z}_\phi \cong 0,168$) с отклоненной хвостовой частью на необходимый в данном случае угол $\delta = -6,8^\circ$ имеет достаточно малый уровень

индуктивного сопротивления при нулевом установочном угле атаки крыла, обеспечивающем на крейсерском режиме значения угла атаки фюзеляжа $\alpha_\phi \geq 4^\circ$ при $c_{ya} = 0,5 \dots 0,7$;

попытка уменьшить угол атаки несущего фюзеляжа на крейсерском режиме полета ($c_{ya} = 0,5 \dots 0,7$) на $\sim 2^\circ$ приводит к неприемлемому росту индуктивного сопротивления самолета.

Задача ограничения угла атаки фюзеляжа в нормативных для крейсерского полета пределах не нашла своего решения и при проектировании других самолетов интегральной схемы различной размерности. Соответствующие данные приведены в таблице. Примечательно, что для самолетов различных интегральных схем необходимый уровень аэродинамического качества достигается при угле атаки фюзеляжа $\alpha_\phi \cong 4^\circ$.

| Класс самолета | Дальний магистральный сверх- большой пассажировместимости [4] | | | Средний магистральный | |
|-----------------------------------|--|-----------------------|------------------|---|-----------------|
| | Дальний магистральный | Средний магистральный | Узкофюзеляжный | | |
| Максимальная пассажировместимость | 940 | 940 | 940 | 335 | 180 |
| Аэродинамическая схема | Гибридная | Несущий фюзеляж | "Летающее крыло" | Плавносопряженные крыло и фюзеляж (BWB) | Несущий фюзеляж |
| Угол атаки фюзеляжа, $^\circ$ | 4 | 4,5 | 4,5 | 3,7 | 4 |

Систематические исследования показали, что средние магистральные самолеты с несущим фюзеляжем не обладают значимым превосходством над самолетами традиционной схемы в аэродинамическом совершенстве на крейсерском режиме даже при отказе от требований к ориентации фюзеляжа в полете. Некоторые преимущества, обусловленные обычно меньшей смачиваемой поверхностью, нивелируются ростом массы уплощенной гермокабины. Применительно к самолетам интегральной схемы наиболее часто рассматриваются гермокабины полицилиндрического типа (multi-bubble fuselage) с поперечным сечением в виде сегментов окружности, связанных стойками, или арочного типа, отличающиеся от предыдущих наличием внешних силовых элементов.

На рис. 14 представлены зависимости нормированной удельной (отнесенной к площади пола) массы гермокабины \bar{m}_r полицилиндрической (кривая 1) и ароч-

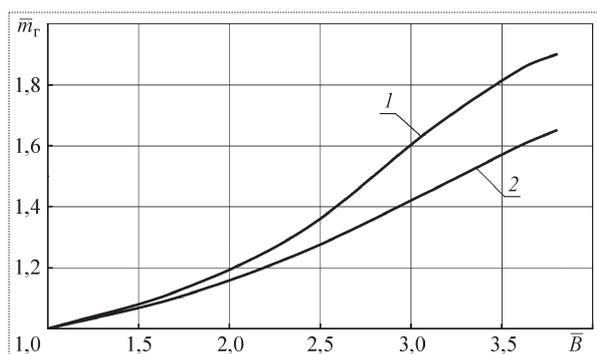


Рис. 14

ной (кривая 2) конструкций от отношения ширины кабины B к высоте h : $\bar{B} = B/h$. Нормировка – по значению относительной массы гермокабины кругового поперечного сечения. Представленные оценки роста удельной массы гермокабины по мере увеличения ее относительной ширины хорошо коррелируют с данными работы [12].

Анализ опубликованных данных и результаты систематических исследований позволяют выявить особенности магистральных самолетов интегральной схемы и оценить их перспективность.

Использование интегральных схем при создании самолетов сверхбольшой пассажиропропускной способности обеспечивает существенное снижение массы конструкции по сравнению с самолетами традиционной конфигурации, при этом ввиду значительных размеров самолета пассажирский салон может быть размещен в аэродинамически совершенных обводах компоновки типа "летающее крыло".

Для дальних магистральных самолетов интегральной схемы обычной пассажиропропускной способности высокий уровень аэродинамического совершенства и приемлемая масса конструкции достижимы в случае отсутствия ограничений на размах крыла, что позволяет также реализовать плавное сопряжение центральной части компоновки (увеличенной ради размещения пассажирского салона) с консольными крыльевыми элементами.

При характерных для средних магистральных самолетов ограничениях на размах крыла и нормативных требованиях к высоте салона практически реализуемы интегральная схема типа несущий фюзеляж и близкие к ней. Однако выполнение ряда требований (к углу тангажа при взлете и посадке, к ориентации пола пассажирского салона в полете) препятствует достижению необходимого уровня подъемной силы фюзеляжа на крейсерских режимах. Следствием указанных противоречий является падение полетного аэродинамического качества.

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. Применительно к магистральным самолетам интегральной схемы различной размерности остаются нерешенными многие проектно-конструкторские задачи по выполнению важных требований: безопасной эвакуации пассажиров в аварийной ситуации; комфортной ориентации пола в крейсерском полете; выдерживания ограничений на габаритные размеры и т.д.

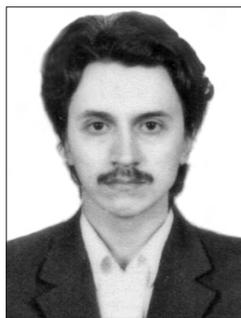
2. Повышение топливной эффективности самолетов интегральной схемы в настоящее время связано с применением принципиально новых силовых установок, а также с нарушением инфраструктурных и нормативных ограничений. Научно-технический задел для создания самолетов этого типа недостаточно развит.

3. Дальнейшее развитие магистральных самолетов интегральной схемы предопределяет разработку новых методов проектирования и проектно-конструкторских решений, в частности аэродинамическое проектирование несущих фюзеляжей, обладающих повышенной подъемной силой на околоуловых углах атаки.

4. Использование интегральной аэродинамической схемы имеет хорошую перспективу для магистральных самолетов сверхвысокой пассажиропропускной способности, проблематично для дальних магистральных самолетов, нецелесообразно для средних и ближних магистральных самолетов.

Литература

1. Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983.
2. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов / под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Изд. ЦАГИ, 1995.
3. Liebeck R.H., Page M.A., Rawdon B.K. Blended Wing-Body Subsonic Commercial Transport // AIAA 98-0438. 1998.
4. Flying wing – problems and decisions / A.L. Bolsunovsky, N.P. Buzoverya, V.I. Gurevich et al. // Aircraft Design. № 4. 2001.
5. Bertolomew P. The role of MDO within aerospace design and progress towards an MDO capability // AIAA-98-4705. 1998.
6. Dowling A., Greitzer E. The Silent Aircraft Initiative – Overview. Presented at the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, 2007.
7. Podobedov V.A., Samoilovich O.S. The peculiarities of the very large commercial transport of polyplane scheme. Third seminar ON RRDPAE'98. Institute of aeronautics and applied mechanics, Warsaw, Research bulletin № 9, 1999.
8. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата / В.В. Гуляев, О.Ф. Демченко, Н.Н. Долженков, А.И. Матвеев, В.А. Подобедов, В.М. Попов; под ред. В.А. Подобедова. М.: Машиностроение, 2005.
9. Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов / А.Н. Акимов, В.В. Воробьев, О.Ф. Демченко, Н.Н. Долженков, А.И. Матвеев, В.А. Подобедов; под ред. Н.Н. Долженкова и В.А. Подобедова. М.: Машиностроение, 2005.
10. Airframe Design for "Silent Aircraft" / J.I. Hileman, Z.S. Spakovszky, M. Drela, M.A. Sargeant. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, 2007.
11. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. М.: Машиностроение, 1983.
12. Mukhopadhyay. Blended-Wing-Body (BWB). Fuselage structural Design for Weight Reduction // AIAA 2005-2349.



ЮДИНЦЕВ
Вадим Вячеславович –
доцент Самарского государственного
аэрокосмического университета, кандидат
техн. наук

Параметризация матрицы масс уравнений движения систем твердых тел

В.В. Юдинцев

Рассматривается алгоритм решения системы линейных уравнений относительно ускорений и множителей Лагранжа, возникающей при построении уравнений движения систем многих тел [1]. Для обращения матрицы коэффициентов используется разложение по ее собственным числам и векторам.

V.V. Yudinchev. Mass Matrix Parametrization Of Many-Body System Motion Equations

The article describes the algorithm of solving a system of linear equations based on the Lagrange acceleration formula and multipliers. Such an equation system is derived from the system of equations of motions for a many-body system. Matrix decomposition by figures and vectors is applied to ensure coefficient matrix inversion.

Уравнения движения систем многих тел. При формировании уравнений движения систем связанных твердых тел возможны различные методы вывода уравнений [1–5]: могут быть использованы обобщенные координаты [3], уравнения движения могут быть записаны с использованием избыточного числа координат (например, декартовых). В последнем случае в уравнения движения кроме активных сил и моментов будут входить силы и моменты реакции, и для того чтобы система уравнений стала замкнутой, ее необходимо дополнить уравнениями связи.

Уравнение движения системы многих тел в матричной форме с использованием обобщенных координат можно записать в виде

$$M(q)\ddot{q} = B(q, \dot{q}), \quad (1)$$

где $M(q)$ – матрица масс системы; q – матрица обобщенных координат.

Для интегрирования системы (1) ее необходимо разрешить относительно вторых производных \ddot{q} . При численном интегрировании уравнений эта операция должна выполняться на каждом шаге численного метода, поскольку матрица масс в общем случае зависит от обобщенных координат. С увеличением размерности матрицы масс затраты машинного времени на выполнение этой операции будут быстро расти. Кроме того, алгоритм решения системы линейных уравнений плохо поддается распараллеливанию для численного решения на многопроцессорных системах [4, 6].

В [6] предложен метод решения системы линейных уравнений (СЛУ) вида (1), где для определения \ddot{q} используется обратная матрица коэффициентов M^{-1} , определяемая при помощи дополнительных дифференциальных уравнений. Рассмотрим предложенный метод определения обратной матрицы при помощи собственных значений и векторов [6].

Параметризация матрицы масс. Симметричную положительно-определенную матрицу M , входящую в уравнение (1), можно представить в виде произведения трех матриц [5]:

$$M = P^T \lambda P, \quad (2)$$

где λ – диагональная матрица, составленная из собственных чисел матрицы M

$$\lambda = \text{diag}(\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n) \quad (3)$$

и матрицы P , состоящей из координатных столбцов собственных векторов

$$P = (p_1, p_2, \dots, p_n)^T, \quad (4)$$

где p_i – i -й собственный вектор матрицы M . Поскольку матрица M симметричная и положительно-определенная, ее собственные векторы ортогональны:

$$P^T P = P P^T = E, \quad (5)$$

а все собственные числа положительны. Учитывая условие ортогональности матрицы P , обратную матрицу M^{-1} можно определить следующим образом:

$$M^{-1} = P^T S^{-1} P. \quad (6)$$

Следовательно, зная в каждый момент времени матрицы P и S , при помощи выражения (6) можно определить обратную матрицу масс и вычислить столбец вторых производных \ddot{q} .

Алгебраическое определение матриц собственных чисел и векторов, так же как и обращение матрицы, является весьма трудоемкой задачей. В [6] предлагается вычислить разложение (2) матрицы M только в начальный момент времени, а в дальнейшем для определения P и λ используются простые дифференциальные уравнения.

Определим производную матрицы собственных векторов. Матрица $P(t)$ ортогональна и зависит от времени, ее производная вычисляется аналогично производной матрицы направляющих косинусов [2]:

$$\dot{P} = -\tilde{\Omega} P, \quad (7)$$

где $\tilde{\Omega}$ – кососимметрическая матрица угловых скоростей собственных векторов. Элемент матрицы Ω_{ij} представляет собой угловую скорость вращения пары векторов p_i, p_j вокруг направления, перпендикулярного плоскости, ими образуемой. Кососимметричность матрицы $\tilde{\Omega}$ можно показать, продифференцировав соотношение $P^T P = E$:

$$\frac{d(P^T P)}{dt} = \dot{P}^T P + P^T \dot{P} = \dot{P} P^T + P \dot{P}^T = 0. \quad (8)$$

С учетом (7) получим

$$-P^T \tilde{\Omega}^T P - P^T \tilde{\Omega} P = -\tilde{\Omega} P P^T - P P^T \tilde{\Omega}^T = 0. \quad (9)$$

Выражение (7) подобно кинематическому уравнению для матрицы направляющих косинусов, в котором матрица $\tilde{\Omega}$ составлена из компонент угловых скоростей подвижной системы координат относительно неподвижной.

Продифференцируем выражение (2):

$$\dot{M} = P^T \lambda \dot{P} + \dot{P}^T \lambda P + P^T \dot{\lambda} P. \quad (10)$$

Введем матрицу

$$\xi = \tilde{\Omega} \lambda - \lambda \tilde{\Omega} \quad (11)$$

с элементами

$$\xi_{ij} = \Omega_{ij} (\lambda_j - \lambda_i). \quad (12)$$

С учетом выражения (11) производную матрицы масс можно переписать в следующем виде:

$$\dot{M} = P^T (\xi + \dot{\lambda}) P. \quad (13)$$

Введем матрицу μ :

$$\mu = P \dot{M} P^T. \quad (14)$$

Учитывая (12), матрицу μ можно переписать в виде

$$\mu = \xi + \dot{\lambda}. \quad (15)$$

Компоненты матрицы μ определяются следующим образом:

$$\mu_{ij} = \begin{cases} \Omega_{ij} (\lambda_j - \lambda_i), & i \neq j; \\ \dot{\lambda}_i, & i = j. \end{cases} \quad (16)$$

Уравнение (16) позволяет выразить компоненты угловой скорости Ω_{ij} собственных векторов, если собственные числа λ_i и λ_j различны:

$$\Omega_{ij} = \frac{\mu_{ij}}{\lambda_j - \lambda_i}, \quad \lambda_i \neq \lambda_j. \quad (17)$$

Производная $\dot{\lambda}_i$ собственного числа определяется из выражения (16):

$$\dot{\lambda}_i = \mu_{ii}, \quad i = j. \quad (18)$$

Производная матрицы собственных векторов определяется при помощи выражений (7), (17) и (14). Полученные дифференциальные уравнения используются для определения матриц P , λ и, наконец, обратной матрицы

$$M^{-1} = P^T \lambda^{-1} P. \quad (19)$$

Здесь изложена основная идея определения обратной матрицы масс при помощи дополнительных дифференциальных уравнений. В [6] помимо этого рассмотрен случай равных пар собственных чисел, что не позволяет использовать выражение (17) для вычисления угловых скоростей, а также процедура коррекции матрицы P при нарушении условий ее ортогональности, что неизбежно при использовании приближенных численных методов интегрирования.

Уравнения движения систем твердых тел. Рассмотрим приложение представленного метода обращения симметричной положительно-определенной матрицы для решения системы линейных уравнений, возникающей при моделировании динамики системы многих тел РКТ. Уравнения движения систем твердых тел записываются в форме уравнений Ньютона–Эйлера, которые решаются совместно с уравнениями связи. Матричная форма системы уравнений многих тел имеет следующий вид [1]:

$$\begin{pmatrix} M & Q^T \\ Q & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \lambda \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} P \\ b \end{pmatrix}, \quad (20)$$

где M – блочно-диагональная матрица, составленная из матриц M_i :

$$M_i = \begin{pmatrix} m_i I & 0 \\ 0 & J_i \end{pmatrix}, \quad (21)$$

где m_i – масса тела i ; J_i – тензор инерции тела i ; E – единичная матрица; \ddot{x} – матрица-столбец линейных и угловых ускорений тел системы; λ – матрица-столбец множителей Лагранжа; P – матрица активных сил и моментов, действующих на систему; Q – матрица связей, вид которой определяется видами шарниров, присутствующих в системе. Раскроем систему (20):

$$\begin{aligned} M\ddot{x} + Q^T \lambda &= P; \\ Q\ddot{x} &= B. \end{aligned} \quad (22)$$

Из первого уравнения системы (22) выразим ускорение \ddot{x} и подставим во второе уравнение системы:

$$QM^{-1}Q^T \lambda = QM^{-1}P - B. \quad (23)$$

Для систем постоянного состава матрица масс M^{-1} вычисляется один раз до начала процесса интегрирования. На каждом шаге численного метода интегрирования необходимо решать СЛУ (23) для определения множителей Лагранжа λ , которые затем подставляются в первое уравнение системы (22) для определения ускорений \ddot{x} :

$$\ddot{x} = M^{-1}(P - Q^T \lambda). \quad (24)$$

Матрица масс M системы является положительно-определенной. Матрица $X^T M X$ также будет положительно-определенной, если ранг матрицы $X \in \mathbb{R}^{n \times k}$ будет равен k [5]. В соответствии с этим утверждением для независимой системы уравнений связи матрица коэффициентов СЛУ (23) $H = QM^{-1}Q^T \lambda$ также будет положительно-определенной, и, следовательно, можно использовать представленный выше алгоритм параметризации симметричной и положительно-определенной матрицы для решения системы (23).

Производная матрицы H для механической системы постоянного состава определяется следующим образом:

$$\dot{H} = \dot{Q}M^{-1}Q^T + QM^{-1}\dot{Q}^T. \quad (25)$$

Определим элементы матрицы \dot{Q} для рассмотренных в работе [1] двух типов уравнений связи. Для k -го уравнения связи вида "точка–плоскость" k -строка матрицы Q будет содержать два отличных от нуля блока:

$$\begin{aligned} Q_{ki} &= (-n_{ki}^{(i)T} A_i^T n_{ki}^{(i)T} \tilde{\rho}_{ki}^{(i)}); \\ Q_{kj} &= (n_{ki}^{(i)T} A_i^T n_{ki}^{(i)T} A_i^T A_j \tilde{\rho}_{kj}^{(j)}). \end{aligned} \quad (26)$$

Производные блоков матрицы связей определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{ki} &= (-\dot{n}_{ki}^{(i)T} \dot{A}_i n_{ki}^{(i)T} \dot{\tilde{\rho}}_{ki}^{(i)}); \\ \dot{Q}_{kj} &= (n_{ki}^{(i)T} \dot{A}_i n_{ki}^{(i)T} \dot{A}_i A_j^{-1} \rho_{kj}^{(j)} + n_{ki}^{(i)T} A_i \dot{A}_j^{-1} \tilde{\rho}_{kj}^{(j)}). \end{aligned} \quad (27)$$

Подставляя в выражение (27) производные матриц преобразования координат A_i и A_j , получим окончательные выражения для производных элементов матрицы связи "точка – плоскость":

$$\dot{Q}_{ki} = (-n_{ki}^{(i)T} A_i \dot{\omega}_i^{(i)} n_{ki}^{(i)T} \dot{\tilde{\rho}}_{ki}^{(i)}); \quad (28)$$

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{kj} = & (n_{ki}^{(i)\top} A_i \tilde{\omega}_i^{(i)} - n_{ki}^{(i)\top} A_i \tilde{\omega}_i^{(i)} A_j^{-1} \tilde{\rho}_{kj}^{(j)} - \\ & - n_{ki}^{(i)\top} A_i \tilde{\omega}_j^{(j)} A_j^{-1} \tilde{\rho}_{kj}^{(j)}). \end{aligned} \quad (28)$$

Рассмотрим уравнение связи, ограничивающей относительное вращение двух тел [1]:

$$n_{ij}^{(i)\top} \varepsilon_{ji}^{(i)} = 0, \quad (29)$$

где координатный столбец углового ускорения тела j относительно тела i определяется следующим образом:

$$\varepsilon_{ji}^{(i)} = A_i A_j^\top \dot{\omega}_j^{(j)} - \dot{\omega}_i^{(i)}. \quad (30)$$

Блоки матрицы связей Q_{ki} и Q_{kj} , при помощи которых записывается уравнение связи

$$Q_{ki} \ddot{X}_i + Q_{kj} \ddot{X}_j = b_k, \quad (31)$$

имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} Q_{ki} = & (0 \ 0 \ 0 \ (A_j A_i^\top n_{ij}^{(i)})^\top); \\ Q_{kj} = & (0 \ 0 \ 0 \ -n_{ij}^{(i)\top}). \end{aligned} \quad (32)$$

Продифференцировав Q_{ki} и Q_{kj} , получим:

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{ki} = & (0 \ (A_j \tilde{\omega}_j^{(j)} A_i^\top n_{ij}^{(i)} - A_j \tilde{\omega}_i^{(i)} A_i^\top n_{ij}^{(i)})^\top); \\ \dot{Q}_{kj} = & (0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0). \end{aligned} \quad (33)$$

Таким образом, зная производные элементов Q_{ki} , Q_{kj} , на каждом шаге процедуры численного интегрирования можно определить матрицу связей \dot{Q} , при помощи которой будут вычислены матрицы μ и матрица угловых скоростей $\tilde{\Omega}$. При помощи последних определяются производные собственных чисел и векторов матрицы $H = QM^{-1}Q^\top$. Полученные в результате решения дифференциальных уравнений матрицы собственных чисел и собственных векторов используются для определения обратной матрицы H :

$$H^{-1} = P^\top \lambda^{-1} P \quad (34)$$

и дальнейшего определения ускорений тел механической системы.

Пример. Рассмотрим модель физического маятника с шестью степенями свободы (рис. 1). Система состоит из двух тел: тело 1 при помощи сферического шарнира соединяется с неподвижным телом O , тела 1

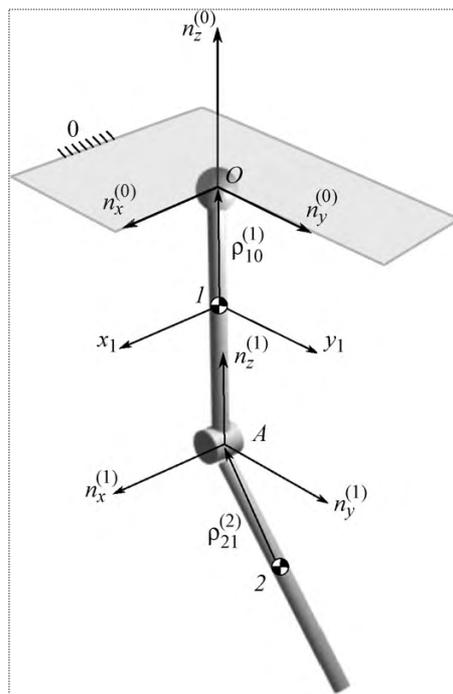


Рис. 1. Физический маятник

и 2 также соединены при помощи сферического шарнира. Масса каждого стержня 1 кг, длина 1 м.

Механическая система начинает движение с нулевыми начальными условиями под действием сил тяжести, направленных вниз по оси $n_z^{(0)}$. В начальный момент стержни занимают горизонтальное положение: ось стержней лежит на оси $n_y^{(0)}$. Координаты радиус-вектора шарнирной точки I в базисе, связанном с телом 1 : $\rho_{10}^{(1)} = (0 \ 0 \ 0,5)^\top$, координаты радиус-вектора шарнирной точки 2 в базисе, связанном с телом 2 : $\rho_{21}^{(2)} = (0 \ 0 \ 0,5)^\top$. Для рассматриваемой системы необходимо записать шесть уравнений связи (по три для каждого сферического шарнира).

Матрица связей $Q \in R^{8 \times 12}$ будет иметь вид

$$Q = \begin{pmatrix} Q_{11} & 0_{1 \times 6} \\ Q_{21} & 0_{1 \times 6} \\ Q_{31} & 0_{1 \times 6} \\ Q_{41} & Q_{42} \\ Q_{51} & Q_{52} \\ Q_{61} & Q_{62} \end{pmatrix}. \quad (35)$$

Численное интегрирование уравнений движения производилось в системе MATLAB. На всем интервале интегрирования от 0 до 4 с каждую 1/10 с производи-

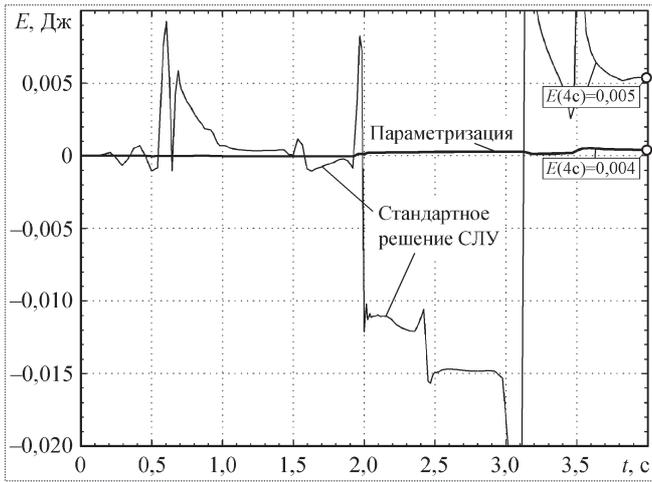


Рис. 2. Изменение механической энергии системы

лась коррекция матриц P и λ методом Якоби в целях сохранения условия $PMP^T = \lambda$.

На рис. 2 показано изменение полной энергии рассматриваемой системы. Поскольку данная механическая система консервативна, при ее движении должно выполняться условие постоянства механической энергии $E = \text{const}$.

Как показали результаты расчетов, представленный метод решения СЛУ для определения ускорений продемонстрировал высокую точность. Для сравнения на том же графике (см. рис. 2) показано измене-

ние полной энергии системы при решении СЛУ традиционным алгебраическим методом (для симметричной и положительно-определенной матрицы коэффициентов в системе MATLAB используется разложение Холецкого).

Представленный алгоритм, использующий разложение матрицы коэффициентов, требует больших затрат машинного времени и не может соперничать в производительности с обычным методом решения СЛУ при прочих равных условиях. Однако для механических систем, состоящих из множества тел и соответственно с большими матрицами масс, представленный метод может иметь преимущество за счет более простой процедуры декомпозиции алгоритма для его реализации на многопроцессорных системах.

Источники информации

1. Асланов В.С. Матричная форма уравнений движения систем связанных тел РКТ // В.С. Асланов, Г.Е. Круглов, В.В. Юдинцев // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2006. № 4. С. 40–47.
2. Вильке В.Г. Теоретическая механика. М.: Изд-во МГУ, 1998.
3. Виттенбург Й. Динамика систем твердых тел. М.: Мир, 1980.
4. Воеводин В.В. Математические проблемы параллельных вычислений // Докл. на Всерос. науч. конференции "Научный сервис в сети Интернет: технологии распределенных вычислений". Новороссийск, 19–24 сентября 2005 г. М.: Изд-во МГУ, 2005.
5. Голуб Д., Лоун Ч.В. Матричные вычисления. М.: Мир, 1999.
6. Junkins J.L., Schaub H. Orthogonal square root eigenfactor parameterization of mass matrices // Journal of Guidance, Control and Dynamics. Nov.-Dec. 1997. Vol. 20, № 6. P. 1118–1124.



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

ГЛОБАЛЬНЫЙ РЫНОК БОЕВЫХ САМОЛЕТОВ НАХОДИТСЯ В ПОСЛЕДНИЕ ГОДЫ НА ПОДЪЕМЕ, СЧИТАЕТ ГЕНЕРАЛЬНЫЙ ДИРЕКТОР АВИАЦИОННОЙ ХОЛДИНГОВОЙ КОМПАНИИ "СУХОЙ" М.А. ПОГОСЯН.

Глобальный рынок боевых самолетов находится в последние годы на подъеме, считает генеральный директор Авиационной холдинговой компании "Сухой" М.А. Погосян. При этом более 20% рынка военной авиации приходится на модернизацию и послепродажное обслуживание ранее поставленной техники. Основной тенденцией является относительное сокращение прямых продаж боевых самолетов при расширении практики лицензионного и совместного производства. Сокращается спрос на легкие истребители и существенно растет – на тяжелые авиационные комплексы. "Сокращается число стран, способных самостоятельно создавать боевые авиационные комплексы новых поколений. Такие программы создания истребителей 5-го поколения реализуют только США и Россия в рамках широкой международной кооперации", – сказал М.А. Погосян. По его мнению, рост мирового рынка боевых самолетов обусловлен, в частности, смещением центра тяжести вооруженной борьбы в воздушно-космическое пространство; выходом на рынок многофункциональных боевых самолетов поколения "4++" и "5", способных эффективно бороться с воздушными, наземными и морскими целями; увеличением числа стран, нуждающихся в кардинальном обновлении парка тактической авиации; расширением круга покупателей дорогостоящего вооружения из числа динамично развивающихся стран Азии, Ближнего и Среднего Востока, Латинской Америки.

Вестник Интерфакс – АВН № 29 (356), 2008 г.

Особенности алгоритмов и архитектуры системы управления маневренного самолета

Константинов Сергей Валентинович – заместитель главного конструктора ОАО "ОКБ Сухого", профессор, доктор техн. наук; **Релько Павел Григорьевич** – генеральный директор ОАО "ПМЗ "Восход", доктор техн. наук; **Квасов Геннадий Васильевич** – заместитель главного конструктора ОАО "ПМЗ "Восход"; **Москалев Павел Борисович** – ведущий конструктор ОАО "ОКБ Сухого"; **Кондрашев Вадим Анатольевич** – инженер-конструктор ОАО "ОКБ Сухого"; **Костенко Николай Иванович** – главный конструктор ОАО "МНПК "Авионика"; **Каннер Михаил Геннадиевич** – начальник лаборатории ФГУП "НИИ "Субмикрон"; **Косарев Вадим Андреевич** – ведущий инженер ФГУП "НИИ "Субмикрон"

Обсуждаются проблемы, возникающие при разработке многофункциональной системы управления полетом (СУП) перспективного маневренного самолета, связанные с формированием алгоритмов управления, архитектуры и обеспечением отказобезопасности. На примере проекта СУП маневренного самолета с неустойчивой аэродинамической компоновкой рассмотрены основные подходы к решению указанных проблем с учетом возможностей отечественного авиастроения.

S.V. Konstantinov, P.G. Redko, G.V. Kvasov, P.B. Moskalev, V.A. Kondrashev, N.I. Kostenko, M.G. Kanner, V.A. Kosarev. Peculiarities Of The Development Of Algorithms And Architecture Of Future Maneuverable Aircraft's Control System

The article spotlights the challenges related to the development of a multifunctional flight control system of the future maneuverable aircraft, which result from the determination of the control algorithms, system architecture and trouble-free operation parameters. Using the draft flight control system of a maneuverable aircraft with unstable aerodynamic configuration, it reviews main approaches to the resolutions of the aforesaid challenges taking into account the capabilities of the national aircraft-building sector.

Характерной чертой развития современных и разработки перспективных маневренных самолетов является использование неустойчивых аэродинамических компоновок с управляемым вектором тяги (УВТ) для улучшения летно-технических характеристик и реализации высокоманевренных характеристик на всех режимах полета самолета, включая и околонулевые скорости полета (режим сверхманевренности).

В этих экстремальных условиях система управления полетом (СУП) должна обеспечивать чрезвычайно высокий уровень надежности управления самолетом, чтобы сохранить управление и возможность выполнения им целевой задачи даже при наличии отказов и нарушений в работе различных элементов СУП. При этом СУП должна проектироваться по принципу практической безотказности, который предполагает вероятность отказа системы не выше, чем $10^{-7} \dots 10^{-8}$ на один час полета самолета. Решение задачи разработки высокоэффективной перспективной СУП возможно лишь при комплексном подходе на всех стадиях ее создания – от выбора рациональной аэродинамической компоновки самолета, архитектуры и алгоритмов управления СУП до отработки, сертификации и летных испытаний.

В настоящее время ОАО "ОКБ Сухого", ЦАГИ, ОАО "МНПК "Авионика", ФГУП "НИИ "Субмикрон" и ОАО "ПМЗ "Восход" был выполнен большой объем научно-исследовательских, опытно-конструкторских и поисковых работ, который позволил обосновать подход к оптимальному решению задачи по созданию высокоэффективной СУП для перспективного маневренного самолета с минимальным техническим риском, ориентированным на возможности научно-технического задела отечественной авиационной промышленности. В статье рассматриваются некоторые наиболее важные из выработанных путей решения поставленной задачи.

Аэродинамическая компоновка и эффективность управления

Под высокой эффективностью управления самолетом следует понимать не только обеспечение потребного уровня управляемости самолета на всех режимах полета как при отсутствии отказов, так и в случае выхода из строя отдельных органов управления (рулевых поверхностей), но и сохранение требуемой управляемости самолета при потере эффективности каких-либо аэродинамических органов управления (например, на больших закритических углах атаки или при большом скоростном напоре). Это условие должно рас-

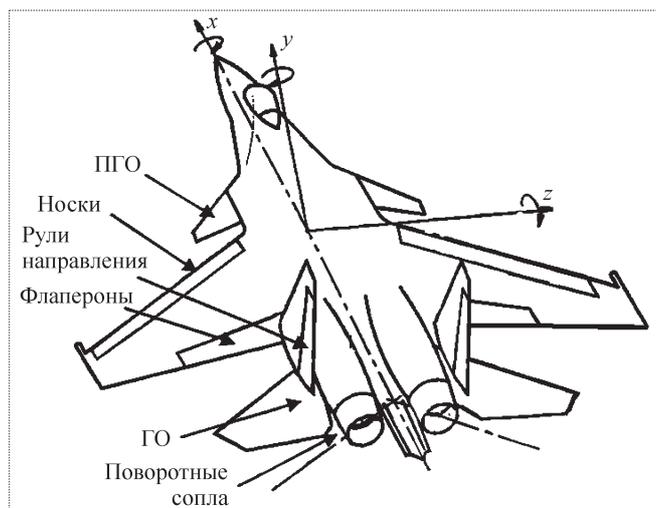


Рис. 1. Аэродинамическая схема маневренного самолета со статической неустойчивостью на дозвуковых и уменьшенной устойчивостью на сверхзвуковых скоростях полета

смагиваться как требование к аэродинамической компоновке самолета, позволяющей сохранить необходимые управляющие моменты и аэродинамические силы на всех эксплуатационных режимах полета при заданном выборе углов отклонения рулевых поверхностей из множества допустимых.

С этой точки зрения перспективной представляется аэродинамическая схема типа "триплан" с тремя несущими поверхностями управления: передним горизонтальным оперением (ПГО), крылом с управляемой механизацией передней и задней кромок и задним горизонтальным оперением (ГО). Отклоняемый вектор тяги (ОБТ) двигателей в продольном и боковом каналах управления обеспечивает режим сверхманеврирования на околозвуковых скоростях полета и компенсирует недостаточную эффективность аэродинамических органов управления на дозвуковых режимах полета самолета.

Эта схема с успехом применяется на самолетах разработки ОКБ Сухого. Помимо высокой надежности управления она обеспечивает оптимизацию аэродинамической конфигурации самолета для улучшения его летно-технических характеристик и маневренности.

Рассмотрим маневренный самолет (рис. 1), обладающий продольной статической неустойчивостью на дозвуковых скоростях полета на уровне 12...15 % и уменьшенной устойчивостью на сверхзвуковых скоростях.

Для управления самолетом используются 10 аэродинамических рулевых поверхностей:

две консоли ПГО;

две консоли ГО (стабилизатора);
 две секции флаперонов (ФЛ);
 две секции рулей направления (РН);
 две секции поворотных носков (Н) крыла.

В дополнение к ним используются два отклоняемых сопла (левое и правое) управляемого вектора тяги двигателей, оси поворота которых повернуты на угол $\sim 30^\circ$ для создания управляющих моментов по тангажу (синфазное отклонение сопел), крену и рысканью (дифференциальное отклонение сопел).

Такая конфигурация в принципе гарантирует сохранение управляемости самолетом при всех возможных ситуациях отказов рулей, даже при уходе одной из рулевых поверхностей в крайнее положение. Добавление к ним поворотных сопел еще больше повышает потенциально достигаемый уровень надежности управления и практически снимает риск потери самолета от сваливания и штопора.

Архитектура СУП

Предлагаемая архитектура СУП обеспечивает минимальный технический риск при проектировании, надежность, безопасность, удобство технического обслуживания и возможность дальнейшей модернизации.

Основу СУП составляет цифровая многоканальная комплексная система управления (КСУ), в которой интегрированы подсистемы, равно влияющие на безопасность полета и обеспечивающие управление самолетом на всех режимах от взлета до посадки.

КСУ выполняет следующие основные функции:
 ручное управление самолетом – функция СДУ (основная и резервная подсистемы);

автоматическое управление самолетом и тягой двигателей – функция САУ;

совмещенное управление (ручное и автоматическое);

прием и обработка высотно-скоростных параметров (для выполнения функций СДУ и САУ);

отработка ограничительных сигналов, поступающих из комплекса бортового оборудования самолета (КБО);

управление рулевыми приводами аэродинамических поверхностей и отклоняемого вектора тяги;

управление поворотом колес и торможением;

выработка сигналов для управления центровкой самолета;

контроль процессов управления и выдача рекомендаций экипажу.

Архитектура вычислительной части КСУ представляет собой децентрализованную вычислительную систему.

тему. Она разделена на подсистемы, каждая из которых выполняет собственную задачу по обработке информации и выработке командных (выходных) сигналов, реализуя принцип "конвейера".

Каждый резервный канал КСУ включает три основные микровычислительные системы (МВС № 1 – МВС № 3) со своим аппаратно-программным обеспечением. Они выполняют следующие функции:

МВС обработки входной информации (МВС № 1): обеспечивает прием входной информации, поступающей с датчиков КСУ (ручки управления, педалей, датчиков углов атаки и скольжения, угловых скоростей $\omega_z, \omega_x, \omega_y$, перегрузок N_y, N_z, N_x), ее обработку и фильтрацию, осуществляет обмен информацией по цифровым линиям связи (ARINC, MIL - 1553) с КБО самолета, формирует выходные сигналы для расчета алгоритмов управления в МВС № 2;

МВС алгоритмов управления (МВС № 2) – центральный вычислитель КСУ: рассчитывает выходные сигналы управления в соответствии с заданными алгоритмами по входной информации, поступающей с МВС № 1, формирует выходные сигналы управления и передает их в МВС № 3 для обработки рулевыми приводами, управляет реконfigurацией при появлении отказов датчиков параметров движения самолета, формирует тест-контроль КСУ.

МВС управления рулевыми приводами (МВС № 3): осуществляет цифровое управление рулевыми приводами по заданным алгоритмам, контроль работоспособности рулевых приводов, а также управление реконfigurацией рулевых приводов при отказах его отдельных каналов и по командам МВС № 2. Кроме того, эта система отвечает за обмен с МВС № 2 информацией по функционированию рулевых приводов (прием-передача командных сигналов управления, перемещение выходных звеньев приводов), отказам, реконfigurации, тест-контролю и т.д. При отказе программного обеспечения или аппаратуры МВС № 2 реализуются резервные алгоритмы КСУ (функция СДУ).

Для обеспечения требований по отказобезопасности КСУ предусмотрено выполнение следующих мероприятий:

синхронизация резервных каналов КСУ между соответствующими МВС;

перекрестный обмен информацией между соответствующими МВС резервных каналов КСУ, выявление неисправного подканала и его локализация;

отказоустойчивость по отношению к сбоям с последующим автоматическим восстановлением работоспособности;

взаимообмен информацией с центральным вычислителем КСУ – МВС № 2.

Для повышения надежности отказобезопасности процесс вычисления управляющих сигналов в МВС № 2, № 3 осуществляется по принципу "канал–модель".

Учитывая, что в МВС № 1 реализуются достаточно простые алгоритмы управления, в МВС № 2 допустимо использование только одного или двух различных вариантов программного обеспечения (ПО). При ошибке ПО система аппаратно переключается на выполнение резервного управления. При этом выходной сигнал с МВС № 1 сразу поступает в МВС № 3, от которой отключается входной сигнал с центрального вычислителя (ЦВ) КСУ.

Такое построение КСУ позволяет обеспечить независимость разработки и обработки программного обеспечения каждой МВС, что повышает его надежность и значительно сокращает цикл разработки КСУ. Основные характеристики этой системы приведены ниже:

Масса электронной части системы, кг Менее 30
Число отказов электронной части системы, после которых сохраняется ее работоспособность:

по вычислительной части ЦВ КСУ 3
по отказам одноименной входной информации 3

Вероятность полного отказа системы (по наличию программной ошибки) Менее 10^{-9} ч⁻¹ (10^{-10} ч⁻¹)

Частота обновления информации, кГц:

по входной информации с датчиков КСУ
и рулевых приводов Не менее 2
по выходному сигналу МВС № 2 Не менее 0,25

Временная задержка вычислительного тракта

КСУ (от МВС № 1 до выхода МВС № 3), мс Менее 12

Эксплуатационные характеристики:

регулировка и проверка исправности работы подканалов с помощью программных и аппаратных средств в автоматическом и полув автоматическом режимах;

отсутствие внешнего КПА для всех видов работ на самолете в процессе эксплуатации;

на этапе испытаний электрическое программирование с помощью стандартных средств.

Программно-математическое обеспечение разрабатывается и сертифицируется в соответствии с требованиями КТ-178 и DO-160.

В качестве элементной базы для МВС резервных каналов КСУ предусматривается использование однокристальных микропроцессоров типа TMS320F2812 или R3000, а в качестве микроконтроллеров управления рулевыми приводами – высокоинтегрированных микропроцессоров типа ADUC841 и ADUC7026.

На рис. 2 представлена схема одного резервного канала системы КСУ-10М разработки ОАО "МНПК "Авионика", применяемой на самолете Су-27М. Вычислительное ядро данной системы составляют одно-

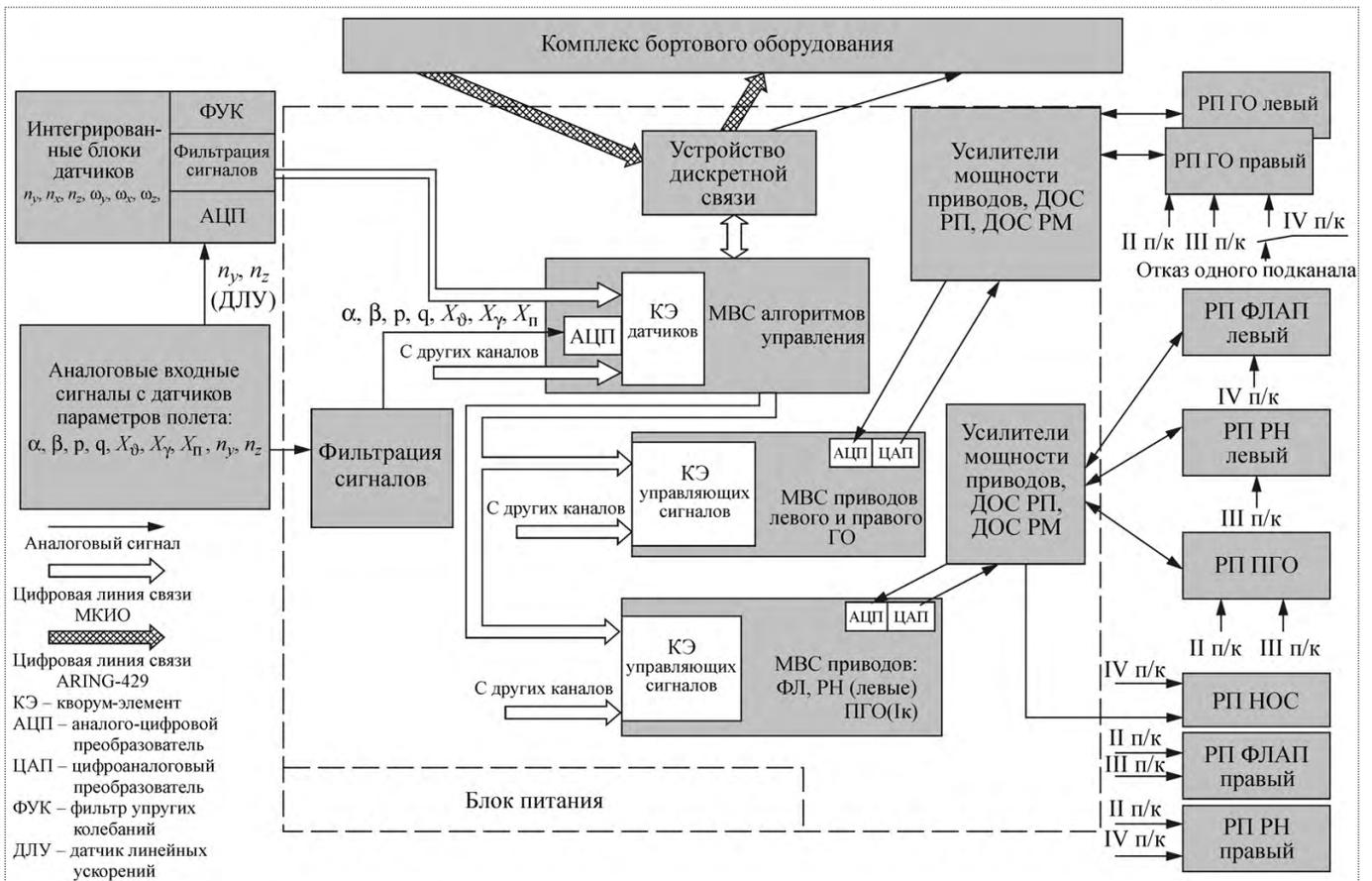


Рис. 2. Схема резервного канала (I...IVк) КСУ (РП – рулевые приводы аэродинамических поверхностей управления)

типные микровычислительные системы типа МВС-32 разработки ФГУП "НИИ "Субмикрон", в которых в качестве центрального процессора используются микропроцессоры типа R3000.

Для повышения быстродействия системы и ее отказобезопасности микровычислительная система № 3 структурно разделена на две МВС. Одна из них выполняет функцию управления приводами левого и правого горизонтального оперения (ГО), а другая – функции управления всеми остальными рулевыми приводами (ФЛ, РН, ПГО, РМ носков крыла). Конструктивно система выполнена как единое вычислительное устройство (для МВС № 1...№ 3) с единым источником вторичных видов электропитания, что существенно ограничивает возможности данной системы по улучшению быстродействия, надежности и отказобезопасности.

Дальнейшим развитием комплексных систем управления в рамках рассматриваемой архитектуры является децентрализация микровычислительных

систем МВС № 1 и МВС № 3 от МВС № 2 (они сопрягаются между собой посредством высокоскоростных цифровых гальванически развязанных линий связи типа МКИО, RS485 и т.д.). При этом МВС № 3 может быть дополнительно децентрализована для каждого рулевого привода в отдельности, что позволяет при использовании высокотемпературной элементной базы интегрировать вычислительные устройства и рулевой привод (агрегат) в единый комплекс (мехатронный модуль). Такой методический подход уже используется в настоящее время для разработки перспективных КСУ нового типа маневренных самолетов.

Ряд технических решений, разработанных на основе данного методического подхода, использовался при создании комплексной системы управления для самолета Су-35 (в настоящее время проходит летные испытания). В данной системе МВС № 3 представляет собой интегрированную подсистему, включающую в каждом резервном канале КСУ центральный управляющий микропроцессор типа TMS320F2812 и шесть

микропроцессоров типа ADUC841, обеспечивающие управление рулевыми приводами. Микроконтроллеры ADUC841 связаны с TMS320F2812 гальванически развязанным цифровым каналом связи типа SPI, обеспечивающим частоту обновления информации в пределах 250...500 Гц. При этом достигается оптимальное распределение задач и программного обеспечения между центральным процессором TMS320F2812 и микроконтроллером ADUC841.

Микроконтроллеры ADUC841 обеспечивают непосредственное цифровое управление и встроенный автономный контроль резервных каналов рулевых приводов. Микропроцессор TMS320F2812 обеспечивает формирование входных сигналов управления, взаимный контроль резервных каналов привода и их синхронизацию, а также связь с МВС № 2 и контроль информации, поступающей от МВС № 2, с возможностью перехода на резервные алгоритмы управления. При этом все МВС каждого резервного канала КСУ объединены внутренним цифровым каналом связи типа МКИО, а каждая МВС имеет встроенные источники электропитания для формирования вторичных видов напряжений, что существенно повышает быстродействие системы и улучшает качество ее работы.

Рассмотренная выше перспективная архитектура КСУ позволяет повысить уровень безопасности полета самолета за счет реализации новых технических решений, например:

децентрализации отдельных элементов КСУ и размещения вычислительных устройств по разным бортам самолета. При разрушении одного из бортов самолета или выходе из строя отдельных блоков КСУ это позволяет обеспечить функциональное взаимозамещение и избежать полной потери управляемости са-

молета даже при потере функции управления отдельных органов управления рулевыми приводами; реализации в МВС № 3 резервных алгоритмов управления, которые позволят при полном выходе из строя МВС № 2 сохранить управление самолетом с третьим уровнем управляемости по ОТТ ВВС-86.

Алгоритмы системы управления

Одним из наиболее сложных и ответственных технических решений с точки зрения обеспечения безопасности и летно-технических характеристик самолета является разработка алгоритмов СУП для ручного управления полетом – реализация функции СДУ. Рассмотрим основные задачи, возникающие при разработке алгоритмов ручного управления полетом самолета:

обеспечение характеристик устойчивости и управляемости первого уровня во всей области целевого применения самолета;

снижение загрузки летчика при пилотировании;

максимальное повышение летно-технических и пилотажных характеристик самолета за счет оптимального отклонения рулевых поверхностей (реализация максимальных уровней эффективности рулевых поверхностей на всех режимах полета);

обеспечение высокой надежности и безопасности управления за счет реконфигурации системы при отказах, потере частичной информации о параметрах полета, повреждениях рулевых поверхностей;

ограничение предельно допустимых значений нормальной перегрузки и угла атаки.

Структура алгоритмов системы управления представлена на рис. 3. Особенностью построения алгоритмов является последовательный принцип вычис-

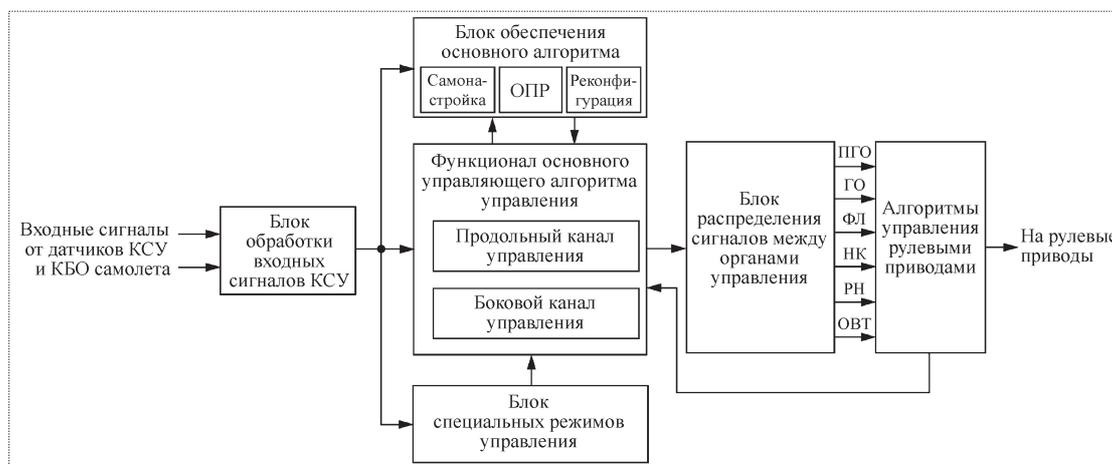


Рис. 3. Структура алгоритмов КСУ (задачи СДУ)

лений и отсутствие программной взаимосвязи между блоками.

Каждый из блоков алгоритмов управления (см. рис. 3) обрабатывается соответствующей МВС с разными тактами счета: первый блок – в МВС № 1, последний – в МВС № 3, а все остальные – в МВС № 2.

Наибольший интерес представляют блоки алгоритмов, расположенные в МВС № 2.

Блок функционала основного алгоритма управления представляет собой основной контур управления, включающий продольный и боковой каналы управления. Функционалы основного контура управления определяют динамические и статические характеристики в некотором диапазоне относительно нейтрального положения ручки управления до включения в работу сигналов определителя предельных режимов (ОПР). Регулировка передаточных чисел и параметров функционала основного контура управления производится программно по воздушно-скоростным параметрам полета самолета и корректируется блоком самонастройки.

В блок обеспечения основного алгоритма входят программные блоки, изменяющие параметры основного контура управления и необходимые для обеспечения его работоспособности: самонастройка коэффициентов в законах управления, ограничитель предельных режимов, логика реконфигурации при отказах или повреждениях.

Блок специальных режимов управления включает набор режимов, требующих изменения характеристик устойчивости и управляемости или изменения штатной аэродинамической конфигурации: режимы дозаправки, сверхманевренности, укороченной посадки, торможения, малой заметности, а также режим подавления турбулентных возмущений и снижения нагрузок на конструкцию.

Блок распределения сигналов между органами управления включает каналы всех используемых органов управления – ПГО, ГО, флаперонов (ФЛ), носков крыла (НК), рулей направления и ОВТ (см. рис. 3). В каждый из каналов поступают управляющие сигналы продольного и бокового каналов управления. Заложенные алгоритмы обеспечивают распределение этих сигналов для создания координированных моментов и реализуют заданную оптимальную схему аэродинамической конфигурации и балансировки.

Рассмотрим некоторые специальные функции блока обеспечения основного алгоритма.

Ограничение предельных режимов. Алгоритмы этого блока формируют сигналы ограничений следующих параметров полета: нормальной перегрузки и

угла атаки, боковой перегрузки и угла скольжения, угловой скорости крена (рыскания). Принцип работы основан на использовании минимаксных схем, в соответствии с которыми ограничиваемый параметр выбирается по степени приближения текущего значения к предельному. Вычисленные сигналы ограничений поступают в управляющие алгоритмы продольного и бокового каналов. Выход на ограничения достигается при полном отклонении ручки управления или педалей.

Самонастройка параметров системы управления. В алгоритмах адаптации использован идентификационный принцип самонастройки, в соответствии с которым оценивается "чистый" объект (без системы управления). Полученные данные изменяют передаточные числа в управляющем алгоритме для сохранения оптимальных характеристик устойчивости и управляемости. Применение адаптивной настройки параметров снижает требования к точности исходных данных о самолете и точности получения измерительной информации о параметрах полета, используемой в системе управления (высотно-скоростные данные, угол атаки и т.д.).

Реконфигурация при отказах и повреждениях. Наличие функциональной избыточности органов управления позволяет перераспределять управляющие сигналы по работоспособным органам управления. В продольном движении взаимозаменяемыми органами управления являются: горизонтальное оперение, переднее ГО и поворотные сопла, в дополнение могут использоваться флапероны и рули направления (РН). В боковом канале – флапероны, ГО, РН, носки крыла и поворотные сопла.

В зависимости от степени нарушения штатной схемы работы возможны следующие ситуации:

- продолжение выполнения задания с некоторыми ограничениями;
- прекращение выполнения задания, возвращение на базу и посадка;
- продолжение полета с последующим катапультированием;
- невозможность продолжения полета (немедленное катапультирование).

В алгоритмах блока формируется логика переключения управляющих команд по действующим органам управления, при необходимости производится изменение передаточных чисел и ограничений параметров полета, осуществляемых ОПР.

Рассмотрим более подробно работу основного алгоритма управления с блоком самонастройки на примере продольного канала управления перспективного самолета.

Типовая структура алгоритмов продольного управления представлена на рис. 4. В данной структуре реализуется принцип управления скоростью разворота траектории $\dot{\theta} \approx \frac{g}{V} \Delta n_y$. Функционал управления формируется как ошибка между заданным входным воздействием и сигналом обратной связи в виде комбинации перегрузки и траекторной составляющей угловой скорости тангажа:

$$e = K_{ш} X_p + \Delta n_y + \frac{K_{\omega}}{p + D_{\omega}} \omega_z.$$

Демпфирование динамических процессов осуществляется по вычисленной оценке производной угла атаки. Эта оценка получается при преобразовании известного соотношения $\dot{\alpha} = \omega_z - g(n_y^{\alpha} - \cos\theta \cos\gamma)/V$ к виду

$$\dot{\alpha} = \frac{p}{(p + D_{\omega})} [\omega_z + k_v (\cos\theta \cos\gamma - 1)],$$

где $D_{\omega} = gn_y^{\alpha}/V$; $k_v = g/V$.

При выборе коэффициентов в законе управления предполагается, что момент тангажа самолета не зависит от параметров движения (α, ω_z, \dots), т.е. $\dot{\omega}_z = \bar{M}_z^{\phi} \phi$, а эффективность органа управления \bar{M}_z^{ϕ} известна. Эти условия должны обеспечиваться блоком идентификации, в котором формируются следующие сигналы:

сигнал компенсации собственных аэродинамических и инерционных моментов самолета $\phi_{бал}$, который обеспечивает астатизм и требуемую степень устойчивости системы;

сигнал коррекции общего коэффициента усиления на органы управления K_{ϕ} , обеспечивающий заданные динамические показатели.

Алгоритмы самонастройки построены на основе идентификации объекта управления. Для алгоритмов продольного канала необходимо оценивать характеристики самолета только в угловом движении по тангажу. Рассматривается следующая модель углового движения:

$$\dot{\omega}_z = \bar{M}_z^{\phi} \phi + \bar{M}_{z0} + \bar{M}_z^{\alpha} \alpha + \bar{M}_z^{\omega} \omega_z + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \frac{J_y - I_x}{I_z} \omega_x \omega_y. \quad (1)$$

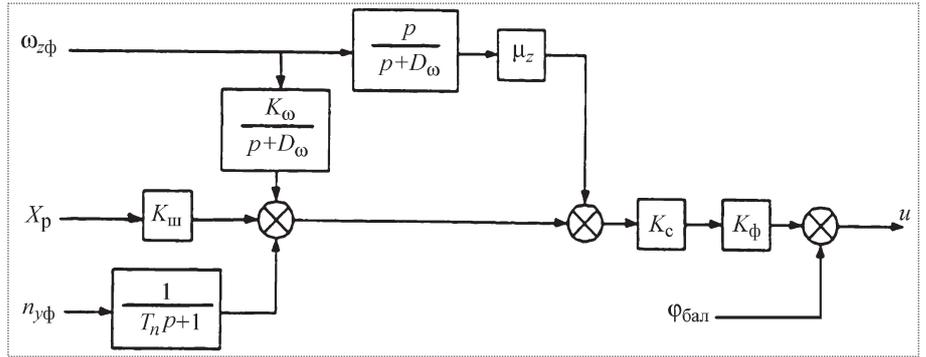


Рис. 4. Структурная схема продольного канала

По известным коэффициентам модели формируются сигналы, поступающие в продольный канал:

$$\phi_{бал} = - \frac{\bar{M}_{z0} + \bar{M}_z^{\alpha} \alpha + \bar{M}_z^{\omega} \omega_z + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + (J_y - I_x) \omega_x \omega_y / I_z}{\bar{M}_z^{\phi}},$$

$$K_{\phi} = - \bar{M}_{z0}^{\phi} / \bar{M}_z^{\phi}.$$

Для упрощения задачи количество настраиваемых коэффициентов сокращено. Вычисляются оценка эффективности органов управления \bar{M}_z^{ϕ} , степень устойчивости \bar{M}_z^{α} и нулевой момент тангажа \bar{M}_{z0} . Остальные параметры модели задаются по известным исходным данным и не корректируются. При этом параметр e определяется по формуле

$$e = \dot{\omega}_z - \bar{M}_z^{\phi} \phi + \bar{M}_{z0} + \bar{M}_z^{\alpha} \alpha + \bar{M}_z^{\omega} \omega_z + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \frac{J_y - I_x}{I_z} \omega_x \omega_y. \quad (2)$$

Полученная зависимость (2) для ошибки уравнения является линейной регрессионной моделью с вектором оцениваемых параметров $\theta = (\bar{M}_z^{\phi}, \bar{M}_{z0}, \bar{M}_z^{\alpha})$. В качестве метода оценки выбран нормированный градиентный алгоритм.

Исходная модель (1) преобразуется в форму, удобную для использования в законах управления:

$$e = K_{\phi} \dot{\omega}_z + q^* (\phi + \phi^{\alpha} \bar{\alpha} + \phi_0 + \phi^{\omega} \omega_z + K_i \omega_x \omega_y),$$

где

$$q^* = \bar{M}_{z0}^{\phi}; \quad K_{\phi} = \bar{M}_{z0}^{\phi} / \bar{M}_z^{\phi}; \quad \phi_0 = \bar{M}_{z0} / \bar{M}_z^{\phi};$$

$$\phi^{\alpha} = \bar{M}_z^{\alpha} / \bar{M}_z^{\phi};$$

$$\phi^{\omega} = (\bar{M}_z^{\omega} + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}}) / \bar{M}_z^{\phi} = (m_z^{\omega} + m_z^{\dot{\alpha}}) b_a / (57,3 V m_z^{\phi});$$

$$K_i = (J_y - I_x) / (J_z q^*);$$

$$\varphi_{\text{бал}} = \varphi^\alpha \bar{\alpha} + \varphi_0 + \varphi^\omega \omega_z + K_i \omega_x \omega_y.$$

Параметр $q^* = \bar{M}_{z0}^\omega$ есть расчетная эффективность

$$q^* = \frac{m_{z0}^\omega S b_a T}{I_z} q.$$

Вычисляемыми коэффициентами модели являются K_φ , φ^α , φ_0 , не зависящие от скоростного напора.

Принятая модель имеет особенности:

момент тангажа самолета представляется через отклонение органа продольного управления, т.е. через балансировочный сигнал $\varphi_{\text{бал}}$;

оценка степени устойчивости производится по комбинированному сигналу $\bar{\alpha} = \alpha + K n_y$, поскольку на больших скоростях угол атаки является малочувствительным параметром;

коррекция эффективности продольного управления K_φ происходит только при наличии возмущенного движения. Она не связана с балансировочным положением органа управления и определяется сигналом $\dot{\omega}_z$. Параметр K_φ обратно пропорционален суммарной эффективности органов управления. Значения коэффициента усиления K_φ изменяются в пределах, допустимых для обеспечения запасов устойчивости;

вместо "чистой" производной угловой скорости тангажа используется ее фильтрованное значение $\dot{\omega}_{z\phi} = \frac{T_p}{T_p + 1} \omega_z$. Соответственно фильтруются и остальные параметры движения.

В результате выполненных преобразований алгоритмы адаптации принимают следующий вид:

$$e = K_\varphi \left(\frac{T_p}{T_p + 1} \omega_z \right) + q^* \left[\varphi^\alpha \left(\frac{\bar{\alpha}}{T_p + 1} \right) + \varphi_0 + \frac{\varphi + \varphi^\omega \omega_z + K_i \omega_x \omega_y}{T_p + 1} \right]; \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \dot{K}_\varphi &= \frac{k_\omega \dot{\omega}_{z\phi}}{1 + \dot{\omega}_{z\phi}^2} e; \\ \dot{\varphi}^\alpha &= \frac{k_\alpha \bar{\alpha}_\phi}{1 + \bar{\alpha}_\phi^2} e; \\ \dot{\varphi}_0 &= \frac{k_0}{1 + \bar{\alpha}_\phi^2} e. \end{aligned} \quad (4)$$

Как показывают исследования, в результате использования алгоритмов управления с адаптивной самонастройкой параметров удастся расширить область устойчивости самолета с СУП при действии больших возмущений и командных сигналов (устой-

чивость "в большом"), а также обеспечить инвариантность характеристик управляемости самолета к изменениям условий эксплуатации и действию дестабилизирующих технологических факторов и сохранить необходимые запасы устойчивости замкнутого контура самолет–СУП даже при существенном уменьшении максимальных скоростей перекладки ПГО и ГО (примерно в полтора раза от их номинальных значений).

В целях устранения возможных на неустойчивом самолете автоколебаний, возникающих из-за нелинейных характеристик рулевых приводов при малых уровнях сигналов управления (обеспечение устойчивости "в малом"), а также при больших сигналах управления в области собственных частот упругих колебаний конструкции самолета и двигателя (для режима управления с ОВТ), во внутренних контурах рулевых приводов используются адаптивные регуляторы с сигнальной настройкой. При этом обеспечивается приближение реальных динамических характеристик приводов к желаемым.

Рассмотрим решение данной задачи на примере привода горизонтального оперения, функциональная схема управления которого приведена на рис. 5.

В основе схемы данного привода лежит привод, имеющий двухконтурную схему управления (внешний и внутренний контуры управления) с трехкаскадным усилением. В первых двух каскадах усиления используется электрогидравлический распределитель рабочей жидкости с непосредственным управлением, в котором перемещение основного распределительного золотника гидродвигателя привода осуществляется посредством рулевой машины (РМ).

Особенность данного привода – это применение принципа прямого управления на основе использования линейного электродвигателя (ЛЭД) с золотниковым распределителем для управления скоростью РМ сервопривода.

Достоинствами данного привода являются:

обеспечение высокой надежности системы "ЛЭД – гидрораспределитель – исполнительный механизм сервопривода" (интенсивность отказа находится на уровне $\sim 10^{-8} \text{ ч}^{-1}$, что соответствует практически невероятному событию), за счет исключения отказоопасных элементов типа "сопло-заслонка";

отключение неисправных каналов сервопривода (обмоток управления ЛЭД, см. рис. 5) при появлении отказов происходит на малом энергетическом уровне за время не более 10...15 мс, что слабо сказывается на движении выходного звена привода и практически не влияет на использование нормальной перегрузки самолета при отказе;

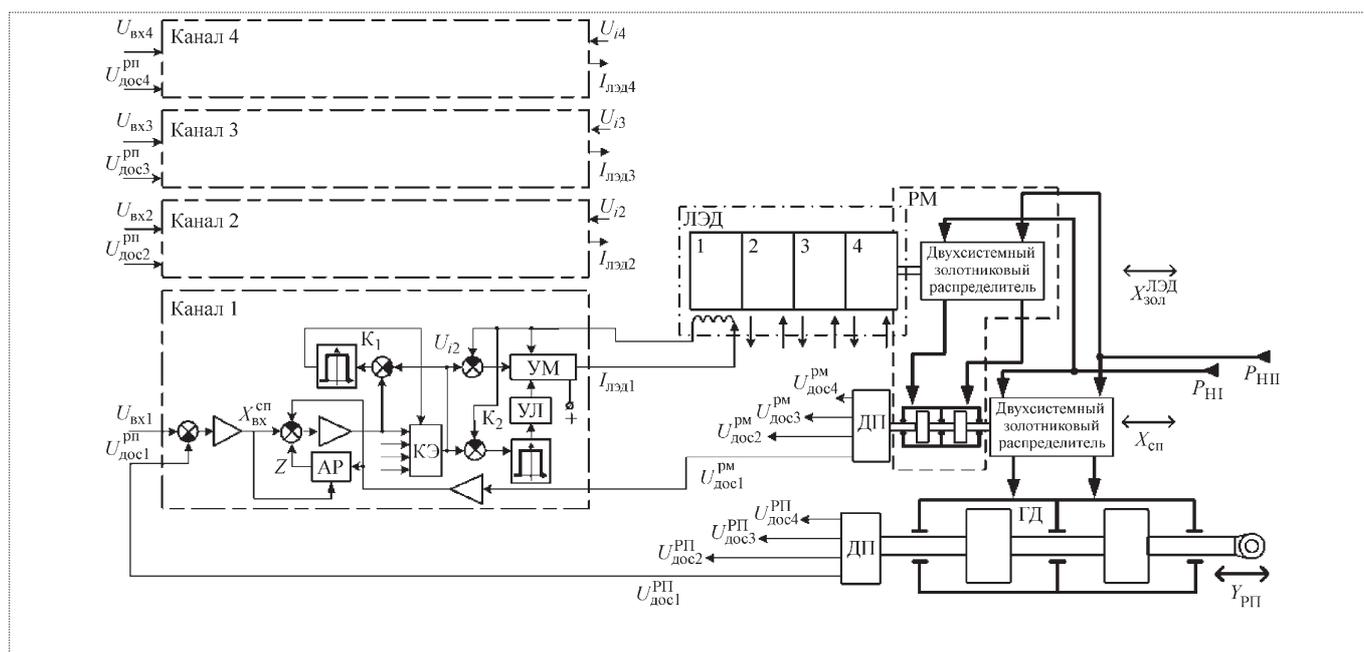


Рис. 5. Функциональная схема управления ГО (ГД – гидродвигатель; АР – адаптивный регулятор; УМ – усилитель мощности; ДП – датчик положения; К1, К2 – компараторы; УЛ – устройство логики; КЭ – кварц-элемент)

уменьшение энергетических потерь и массы рулевого привода по сравнению с традиционными (например, типа СПМ-6П разработки ОАО "ПМЗ "Восход").

Внешний контур управления привода образован позиционной обратной связью с датчика положения выходного звена привода на его вход. Внутренний контур управления привода – сервопривод, исполнительным элементом которого является рулевая машина – образован позиционной обратной связью со штока рулевой машины (золотниковый распределитель гидродвигателя привода) на вход сервопривода. Рабочим телом для привода является топливо двигателя.

При разработке привода ГО в отличие от рулевых приводов других органов управления необходимо учитывать жесткие требования на достижение высокой чувствительности и стабильности динамических характеристик в области малых входных сигналов при воздействии внешних и внутренних параметрических возмущений, включая и технологические разбросы параметров привода при его серийном производстве.

В этих условиях достижение требуемых статических и динамических характеристик привода может быть обеспечено, как показали экспериментальные и теоретические исследования, реализацией следующих мероприятий:

во внешнем контуре управления приводом: использование золотниковых распределителей, имеющих перфорированные отверстия с отрица-

тельными перекрытиями по отсечным кромкам золотника, где высокая стабильность обеспечивается известными технологическими средствами [1];

во внутреннем контуре управления приводом: обеспечение линеаризации характеристик сервопривода с сохранением стабильности его свойств в требуемом диапазоне частот при заданном уровне управляющих сигналов.

В качестве одного из эффективных способов обеспечения стабильных динамических и статических характеристик сервопривода рассмотрим введение в его контур управления адаптивного регулятора с эталонной моделью и сигнальным алгоритмом самонастройки, как это показано на рис. 5, 6 [2].

Эталонная модель сервопривода задается с желаемыми динамическими свойствами и формой переходной характеристики. Она должна содержать ограничение по максимальной скорости перемещения штока рулевой машины, а в зоне пропорционального управления ее передаточная функция может быть выбрана в следующем виде:

$$W_{э.м}(s) = \frac{1}{T_m^2 s^2 + 2\xi_m T_m s + 1}, \quad (5)$$

где $T_m = \sqrt{\frac{T_{сп}}{D_{сп}}}$; $2\xi_m T_m = \frac{1}{D_{сп}}$; $T_{сп}$, $D_{сп}$ – расчетные значения постоянной времени ЛЭД и добротности серво-

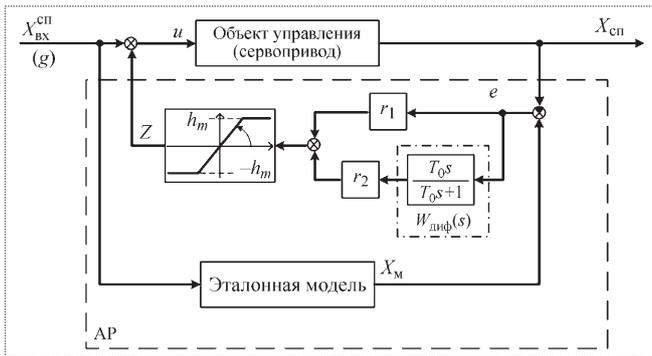


Рис. 6. Структурная схема сервопривода ГО с адаптивной коррекцией и эталонной моделью

да к динамическим характеристикам эталонной модели при наличии внешних возмущений — изменения давления нагнетания на входе привода, температуры, разброса коэффициентов усиления контура управления сервопривода, появления зоны нечувствительности в регулировочной характеристике золотника ЛЭД сервопривода и т.д.

Эффективность указанного выше мероприятия иллюстрируется на рис. 7, где показаны экспериментальные типовые динамические характеристики привода при включенном и выключенном адаптивном регуляторе.

Видно, что введение адаптивного регулятора позволяет обеспечить заданные требования по динамике привода с сохранением их высокой стабильности, а также расширить диапазон регулирования привода.

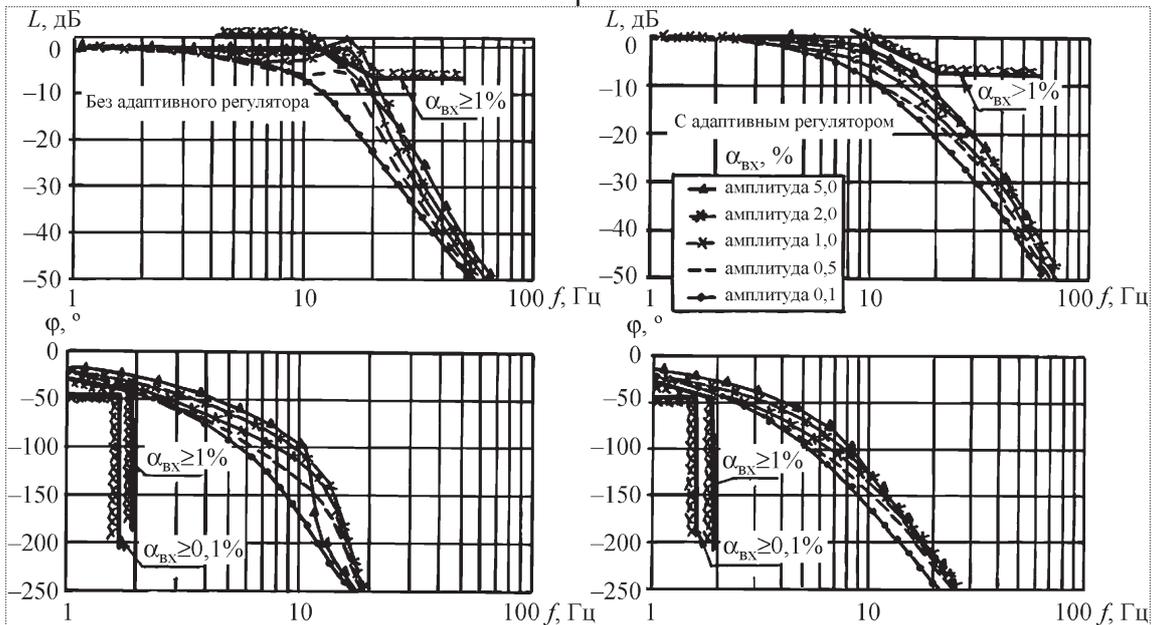


Рис. 7. Динамические характеристики привода ГО ($T_{сн} = 10^{-2}$ с; зона нечувствительности по золотнику ЛЭД $\approx 10^{-3}$ мм)

привода (рулевой машины) соответственно; ξ_m — относительное демпфирование эталонной модели.

Эталонная модель сервопривода приобретает здесь новое свойство, заключающееся в возможности коррекции канала управления при действии на него дестабилизирующих факторов, за счет введения канала АР адаптивной коррекции. Для этой цели используется разностный сигнал обратной связи рулевой машины и модели (см. рис. 6). Благодаря этому обеспечивается поддержание стабильных динамических характеристик сервопривода в условиях действия дестабилизирующих факторов, приводящих, например, к появлению зоны нечувствительности.

Высокий контурный коэффициент усиления в динамических режимах обеспечивает наибольшую скорость приближения динамических характеристик сервоприво-

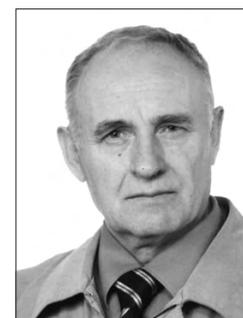
Итак, рассмотренный комплексный подход позволяет существенно сократить сроки разработки СУП перспективных маневренных самолетов при достижении высокой эффективности. Одновременно на начальном этапе летных испытаний минимизируется риск, связанный с неточностью знаний характеристик самолета и наличием конструктивно-технических ошибок и дефектов в составе СУП.

Литература

1. Константинов С.В., Клюев М.А., Борцов А.А. и др. Некоторые вопросы разработки рулевых приводов современного маневренного самолета // Техника воздушного флота. 1990. № 2.
2. Константинов С.В., Релько П.Г., Ермаков С.А. Электрогидравлические рулевые приводы: учеб. пособие. М.: Янус-К, 2006.

Моделирование безопасности сложных организационно-технических систем с использованием программного комплекса ПК АСМ СЗМА

Г.Н. Антонов



АНТОНОВ
Геннадий Николаевич —
главный конструктор на-
правления ФГУП
СПМБМ "Малахит",
доцент, кандидат воен.
наук

Показан подход к решению проблемы повышения техногенной безопасности сложных организационно-технических систем (СОТС) с использованием методов системного анализа путем разработки адапционных условий применения технологий структурно-логического моделирования. Решения базируются на использовании общего логико-вероятностного метода и программного комплекса автоматизированного структурно-логического моделирования ПК АСМ СЗМА (АРБИТР). Это позволяет строить немонокотные модели безопасности функционирования СОТС различных видов, классов и назначения, корректно учитывающие влияние конкретных причин возникновения аварий, и использовать новое графическое средство структурного описания исследуемых свойств систем — схему функциональной целостности. Комплекс аттестован советом по аттестации программных средств НТЦ ЯРБ на срок 10 лет и разрешен к применению на объектах Ростехнадзора РФ.

G.N. Antonov. Security Modeling Of Complex Organizational And Technical Systems Using Dedicated ASLM SZMA Software

The article scrutinizes ways to resolve a most pressing problem of increasing the technological security of complex organizational and technical systems (COTS) using the methods of systematic analysis by developing adaptations for applying the structural and logical modeling techniques. The solution is based on the application of the common logical probability method and the ARBITR automated structural and logical modeling software, which allows constructing non-monolith models of secure operation of variable types of COTS, taking into account the impact of certain causes of malfunctions, and applying a new graphical means of structural description of the functional integrity scheme. The complex and software is certified by the Council of Software Certification of the YaRB research and technical center for the term of ten years and is validated for use at all installations subordinate to the Russian Technical Supervision Agency.

В России с начала XXI в. ежегодно техногенные аварии и катастрофы уносят более 84 000 человеческих жизней, наносят ущерб более чем 250 000 человек и вызывают большие материальные потери [2]. Гибель граждан России в техногенных катастрофах в совокупности с низкой средней продолжительностью жизни является главной причиной того, что ежегодная убыль населения нашей страны превысила рождаемость. Идет четко выраженный стагнационный демографический процесс.

Угрожающий характер демографического процесса в значительной степени обусловлен отсутствием научно-обоснованной, государственной политики в области техногенной безопасности, иначе говоря, политики безопасности человека в современной техносфере. Безопасность имеет много аспектов, но среди них есть и определяющие.

Во-первых, следует признать тот факт, что провозглашенная в начале 1990-х гг. Федеральная целевая научно-техническая программа "Безопасность" своих главных целей не достигла. Тем не менее она позволила решить много вопросов в области обеспечения безопасности, которые в условиях прежней социально-политической

системы не решались, да и не могли быть решены. Люди старшего поколения прекрасно помнят лозунг "Любой ценой!". Это способствовало формированию в нашей стране новой национальной черты, характеризующейся полным пренебрежением к правилам безопасности, нормам экологии и просто осторожному обращению с потенциально опасными механизмами. При этом зачастую цена риска была несоизмеримо высока по сравнению с целью.

Второй аспект состоит в том, что принятое в Федеральной целевой программе "Безопасность", а позднее закрепленное в ГОСТах определение термина "безопасность" не позволило создать научные методики расчета показателей безопасности. Трактовка безопасности как состояния защищенности в совокупности с вероятностными методами ее расчета не стали достоянием прикладных наук. От постулата "состояние защищенности" нет перехода к критериям свойства безопасность.

Если в свойстве надежность декларируется вероятность сохранения работоспособного состояния наперед заданном интервале времени, то свойство безопасность можно рассматривать как вероятность сохранения безопасного состояния сложной организационно-технической системы (СОТС), не позволяющего свершаться событию несанкционированного и неконтролируемого высвобождения энергии. Такой подход позволяет получить цифру и перейти к анализу, т.е. к определению критерия и расчету показателя безопасность.

Следует учитывать тот факт, что свойство безопасность равноправное с надежностью, но другое. Существует также третье свойство СОТС, равноправное с этими двумя свойствами, живучесть. И только в толерантности всех трех свойств на плоскости категории качество можно искать ответ на вопрос: какая из одинаковых систем (подобных) более безопасна?

Предлагаемый программный комплекс является первым прошедшим аттестацию промышленным образцом программного средства, реализующим новую информационную технологию автоматизированного структурно-логического моделирования (АСМ), основанную на общем логико-вероятностном методе (ОЛВМ), и использующим новое графическое средство структурного описания исследуемых свойств систем — схему функциональной целостности (СФЦ).

В данной статье вопросы использования ОЛВМ для моделирования и анализа безопасности структурно-сложных, немонотонных и последовательно-комбинаторных систем рассматриваются на фоне задачи, описанной в статье [6]. Эта задача заключается в построении логической модели и рас-

чете вероятности крушения на некотором гипотетическом участке железной дороги. В задачах такого класса учитываются совместные и несовместные события, зависимые и независимые случайные величины, а также логические зависимости как в действиях персонала, так и в заложенной конструкторами логике работы систем обеспечения безопасности. После разработки сценария крушения (сценарий опасного состояния) необходимо составить его логическую функцию, далее от нее перейти к вероятностной функции и потом к вычислениям вероятности. При этом под сценарием опасного состояния системы будем понимать конечный, нормированный перебор последовательных событий функционирования элементов системы от инициирующих событий к аварии, связанных физической сущностью процессов и логикой работы системы.

Общая постановка задачи вероятностного анализа безопасности участка железной дороги

Представим исследуемый процесс функционирования участка железной дороги с помощью девяти функциональных событий с номерами 1, 2, 3, ..., 8 и 10. Их состав, наименование и относительное причинно-следственное распределение во времени (снизу вверх) изображены на рис. 1, а.

Вершины 1 и 2 графа представляют исходные события x_1 и x_2 возникновения первой группы опасностей — уширения колеи y_1 и/или излома рельса y_2 . Вершины 3 и 4 представляют исходные события x_3 и x_4 возникновения второй группы опасностей — взрывоопасной загазованности y_3 участка местности, через которую пролегал железнодорожное полотно, и/или появления постороннего предмета на рельсах y_4 . Исходные события x_1, x_2, x_3, x_4 относятся к инициирующим событиям (отказ техники, воздействие на систему некоего природного явления, нарушения правил эксплуатации и т.п.), после свершения которых происходит несанкционированное высвобождение энергии.

Вершина 5 (индикатор опасности) представляет событие x_5 , которое включает в себя своевременное обнаружение техническими средствами опасностей первой группы y_1 или y_2 и передачу информации об этом по линии связи y_5 машинисту 8 и диспетчеру 6.

В данной задаче информация о возникновении опасностей второй группы (y_3 или y_4) поступает от надзорных служб непосредственно диспетчеру 6.

Вершина 6 (диспетчер) представляет событие x_6 , которое включает в себя правильное выполнение диспетчером своих функций. Выходная функция y_6 (включение указателя занятости пути 7 и передача по

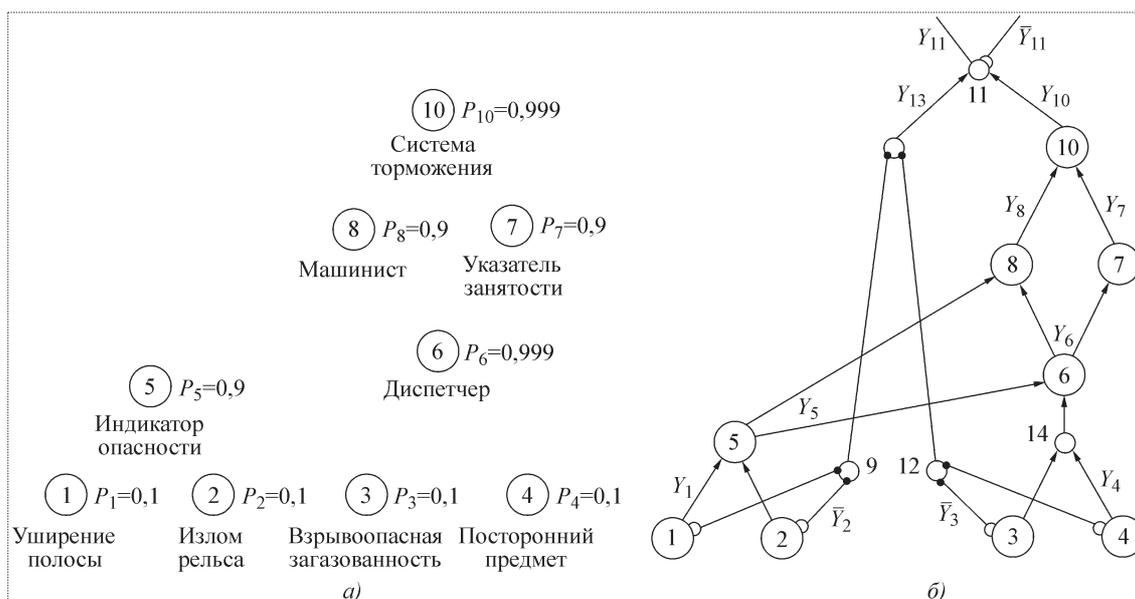


Рис. 1. Состав элементов (а) и СФЦ (б) модели безопасности участка железной дороги

линии связи сообщения об опасности машинисту 8) реализуется при условии свершения события x_6 и возникновении либо первой группы опасностей, либо передачи информации о возникновении опасностей второй группы (y_3 или y_4 или y_5).

Вершина 7 (указатель занятости перегона) представляет событие x_7 , которое включает в себя срабатывание светофора, его обнаружение машинистом и своевременное включение им системы торможения поезда. Выходная функция y_7 (запуск системы торможения) определяется событием x_7 и обеспечивается включением указателя занятости пути y_6 диспетчером.

Вершина 8 (машинист) представляет событие x_8 , которое состоит из успешного срабатывания линии связи, приема машинистом информации об опасности (от индикатора y_5 или от диспетчера y_6) и своевременного включения им системы торможения. Вершина 10 (система торможения) представляет событие x_{10} безотказной работы системы торможения поезда после ее включения по сигналу светофора (y_7) либо на основе полученной по линии связи информации об опасностях (y_8). Свершение (несвершение) событий x_5 , x_6 , x_7 , x_8 , x_{10} следует отнести к инициирующим условиям, под которыми необходимо понимать такое событие, в результате свершения которого не происходит несанкционированного высвобождения энергии, но сама система переходит из безопасного в опасное состояние.

В приведенном описании детально раскрыты состав элементов ($i = 1, 2, 3, \dots, 8, 10$) исследуемой систе-

мы, содержание событий (x_i), которыми эти элементы представляются в структурной схеме, и условия реализации выходных системных функций (y_i) каждым элементом. Значения собственных вероятностных параметров P_i элементов взяты из статьи [6].

Вероятностный анализ безопасности рассматриваемого участка железной дороги основывается на получении математических моделей вычисления вероятностей либо безопасного функционирования (невозникновение аварии)

$$P_6 = p_1 \{P_i, Q_i, i = 1, 2, 3, \dots, 8, 10\}, \quad (1)$$

либо вероятности возникновения железнодорожной катастрофы

$$Q_k = p_2 \{P_i, Q_i, i = 1, 2, 3, \dots, 8, 10\} = 1 - P_6. \quad (2)$$

В большинстве известных методик вероятностного анализа безопасности [6, 7, 10] отдается предпочтение непосредственному построению модели (2), т.е. сценария и вероятности катастрофы. Однако разработать правильный и полный сценарий катастрофы системы часто оказывается куда более сложной проблемой, чем построение сценария ее безопасного функционирования. Это обусловлено тем, что профессионалы значительно лучше знают, как должна правильно (т.е. безопасно) функционировать исследуемая система (ведь для этого ее и создают), чем то, по каким причинам и каким образом возникают катастрофы.

Разработка структурной схемы сценария безопасности участка железной дороги

Эта не очень сложная на первый взгляд задача оказалась неразрешимой в рамках классической вероятностной теории безопасности технических систем. Дело в том, что, во-первых, исследуемый системный процесс уже по самой постановке задачи является немонотонным и, следовательно, не может корректно описываться средствами классических монотонных вероятностных методов анализа систем. Во-вторых, даже монотонные фрагменты рассматриваемой системы относятся к такому типу структур, которые не могут описываться графами связности, используемыми в классических вероятностных методах. Поэтому для построения структурной модели сценария безопасного функционирования участка железной дороги воспользуемся аппаратом схем функциональной целостности (СФЦ) общего логико-вероятностного метода анализа систем [3...5, 8, 9].

В СФЦ наряду с рассмотренными функциональными вершинами могут без ограничений использоваться так называемые фиктивные вершины, которые не представляют никаких элементов и применяются только для удобства графического отображения сложных логических взаимосвязей, существующих между функциями элементов исследуемой системы в целом. На рис. 1, б большими кружками обозначены девять функциональных вершин (1, 2, ..., 8, 10) рассматриваемого примера, а маленькими кружками – пять фиктивных вершин СФЦ.

В отличие от графов связности в СФЦ могут использоваться не только прямые (y_i), но и противоположные, инверсные (\bar{y}_i) выходные дуги (на рис. 1, б вершины 1, 2, 3, 4 и 11). Прямые выходы обозначают в СФЦ условия реализации, а инверсные выходы – условия нереализации системных функций элементами. Изображенные на рис. 1, б прямые выходы из вершин 1...4 означают возникновение соответствующих опасностей, а инверсные – их невозникновение.

В СФЦ могут применяться два вида дуг: заканчивающиеся стрелками и точками. Заходящие в вершину i дуги со стрелками используются для обозначения дизъюнктивных условий обеспечения реализации выходной функции y_i данным элементом. На рис. 1, б две дуги со стрелками, заходящие в вершину 5, означают, что выходная функция y_5 реализуется не только при собственной безотказной работе индикатора опасности 5, но одновременно при условии возникновения излома рельса ($y_1 \vee y_2$) либо обоих событий вместе. Заходящие в вершины дуги с точками применяются для обозначения

конъюнктивных условий обеспечения функционирования. На рис. 1, б функция y_{13} реализуется только при условии одновременного отсутствия всех возможных исходных опасностей ($\bar{y}_1 \bar{y}_2 \bar{y}_3 \bar{y}_4$).

Рассмотренных изобразительных средств СФЦ достаточно, чтобы точно и однозначно представить на графе все описанные выше условия реализации выходных функций каждым элементом модели. Такая СФЦ безопасного функционирования участка железной дороги изображена на рис. 1, б. Прямой выход y_{11} представляет обобщение всех условий сценария безопасного функционирования системы. Их всего два: безотказная работа своевременно включенной системы торможения y_{10} или невозникновение ни одной из исходных опасностей. Естественно, что инверсный выход \bar{y}_{11} является условием возникновения железнодорожной аварии.

Для построения логической модели должен задаваться так называемый логический критерий безопасного функционирования систем. В данном случае этот критерий является обобщенным условием безопасного функционирования участка железной дороги и представляет собой прямую выходную интегративную функцию y_{11} СФЦ, изображенной на рис. 1, б:

$$Y_6 = y_{11}. \quad (3)$$

СФЦ, представленная на рис. 1, б, и логический критерий (3) являются исходными данными, которые позволяют с помощью программного комплекса ПК АСМ автоматически получить логическую функцию безопасности рассматриваемого участка железной дороги. Эта логическая функция имеет следующий вид:

$$Y_6 = y_{11} = 1 \cdot 5 \cdot 6 \cdot 7 \cdot 10 \vee 2 \cdot 5 \cdot 6 \cdot 7 \cdot 10 \vee 5 \cdot 8 \cdot 10 \vee 2 \cdot 5 \cdot 8 \cdot 10 \vee 3 \cdot 6 \cdot 7 \cdot 10 \vee 4 \cdot 6 \cdot 7 \cdot 10 \vee 3 \cdot 6 \cdot 8 \cdot 10 \vee 4 \cdot 6 \cdot 8 \cdot 10 \vee \bar{1} \cdot \bar{2} \cdot \bar{3} \cdot \bar{4}. \quad (4)$$

Данная логическая функция безопасности приведена в машинной индексной форме записи бинарных событий (без букв "x"). Сопоставляя эту функцию и общее описание и СФЦ исследуемой системы, можно определить содержание каждой конъюнкции из формулы (4):

1) $x_1 x_5 x_6 x_7 x_{10}$ и $x_2 x_5 x_6 x_7 x_{10}$ – если имеют место опасности x_1 или x_2 и исправная работа индикатора x_5 , то для предотвращения катастрофы достаточно диспетчеру принять информацию от индикатора x_6 , включить указатель занятости x_7 , а машинисту увидеть этот указатель и включить систему торможения, которая должна успешно сработать x_{10} ; любые возможные исходы всех других событий модели не могут привести к катастрофе;

2) $x_1 x_5 x_8 x_{10}$ и $x_2 x_5 x_8 x_{10}$ — если имеют место опасности x_1 или x_2 и исправная работа индикатора x_5 , то для предотвращения катастрофы в этих случаях достаточно машинисту x_8 принять сообщение по каналу связи и включить систему торможения, которая должна успешно сработать x_{10} ; исходы всех других событий модели не могут привести к катастрофе;

3) $x_3 x_6 x_7 x_{10}$ и $x_4 x_6 x_7 x_{10}$ — если имеют место опасности x_3 или x_4 и диспетчер x_6 включил указатель занятости пути, то для предотвращения катастрофы достаточно машинисту увидеть указатель x_7 и включить систему торможения, которая должна успешно сработать x_{10} ; исходы всех других событий модели не могут привести к катастрофе;

4) $x_3 x_6 x_8 x_{10}$ и $x_4 x_6 x_8 x_{10}$ — если имеют место опасности x_3 или x_4 , диспетчер принял эту информацию x_6 и передал сообщение по каналу связи, то для предотвращения катастрофы машинисту достаточно принять это сообщение x_8 и включить систему торможения, которая должна успешно сработать x_{10} ; исходы всех других событий модели не могут привести к катастрофе;

5) $\bar{x}_1 \bar{x}_2 \bar{x}_3 \bar{x}_4$ — эта конъюнкция определяет событие безопасной работы системы, обусловленное полным отсутствием всех четырех исходных причин катастрофы.

Приведенное описание показывает, что логическая модель позволяет в компактной форме представить всю детерминированную информацию о возможных вариантах безопасного функционирования участка железной дороги, т.е. все комбинации и последовательности возникновения опасностей, отказов техники и ошибок людей, которые не приводят к возникновению железнодорожной катастрофы.

На следующем этапе для обеспечения возможности количественной оценки безопасности осуществляется переход от логической модели (4) к многочлену вероятностной функции. Полученная с помощью программного комплекса ПК АСМ СЗМА (базовая версия 1.0) вероятностная функция рассматриваемой задачи содержит 17 слагаемых и имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}
 P_c = p\{Y_6\} = & P_3 Q_4 P_6 Q_7 P_8 P_{10} + P_4 P_6 Q_7 P_8 P_{10} + \\
 & + P_3 Q_4 P_6 P_7 P_{10} + P_1 Q_2 P_5 P_8 P_{10} + P_4 P_6 P_7 P_{10} + \\
 & + P_2 P_5 P_8 P_{10} + P_2 Q_3 Q_4 P_5 P_6 P_7 Q_8 P_{10} + \\
 & + P_1 Q_2 Q_3 Q_4 P_5 P_6 P_7 Q_8 P_{10} + Q_1 Q_2 Q_3 Q_4 - \\
 & - P_2 P_4 P_5 P_6 P_7 P_8 P_{10} - P_1 Q_2 P_4 P_5 P_6 P_7 P_8 P_{10} - \\
 & - P_1 Q_2 P_3 Q_4 P_5 P_6 P_7 P_8 P_{10} - P_2 P_3 Q_4 P_5 P_6 P_7 P_8 P_{10} - \\
 & - P_1 Q_2 P_4 P_5 P_6 Q_7 P_8 P_{10} - P_2 P_4 P_5 P_6 Q_7 P_8 P_{10} - \\
 & - P_1 Q_2 P_3 Q_4 P_5 P_6 Q_7 P_8 P_{10} - P_2 P_3 Q_4 P_5 P_6 Q_7 P_8 P_{10}.
 \end{aligned} \quad (5)$$

На завершающем этапе логико-вероятностного анализа рассчитываются вероятностные показатели безопасности системы. Расчеты, выполняемые ПК АСМ, включают в себя вычисления на основе заданных параметров элементов (см. рис. 1, а), общесистемных характеристик (1) и (2), а также значимостей всех элементов исследуемой системы. В нашем примере расчеты, выполненные по вероятностной функции (5), дали следующие результаты:

безопасность, вероятность того, что катастрофа не произойдет

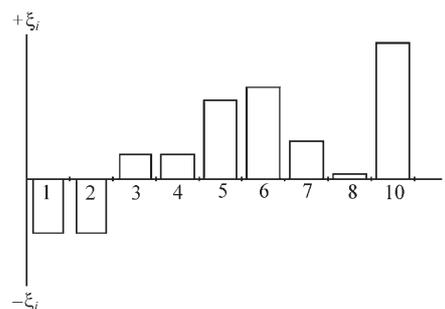
$$P_6 = 0,984074; \quad (6)$$

опасность, вероятность возникновения аварии (катастрофы)

$$Q_k = 1 - P_6 = 0,015926; \quad (7)$$

значимости элементов по критерию безопасности системы $\xi_i = \partial P_6 / \partial P_i$:

| Номер элемента | Параметр | ξ_i |
|----------------|----------|---------|
| 1 | 0,1 | -0,074 |
| 2 | 0,1 | -0,074 |
| 3 | 0,1 | +0,016 |
| 4 | 0,1 | +0,016 |
| 5 | 0,9 | +0,154 |
| 6 | 0,999 | +0,174 |
| 7 | 0,9 | +0,032 |
| 8 | 0,999 | +0,001 |
| 10 | 0,999 | +0,328 |



Расчет значимостей элементов (8) имеет большое практическое значение. Он показывает на сколько увеличение собственной вероятности P_i от 0 до 1 каждого отдельного события x_i изменяет значение общесистемного показателя безопасности P_6 . Из результатов расчетов (8) видно, что по показателям значимости наибольшее положительное влияние на безопасность в нашем примере имеет надежность тормозной

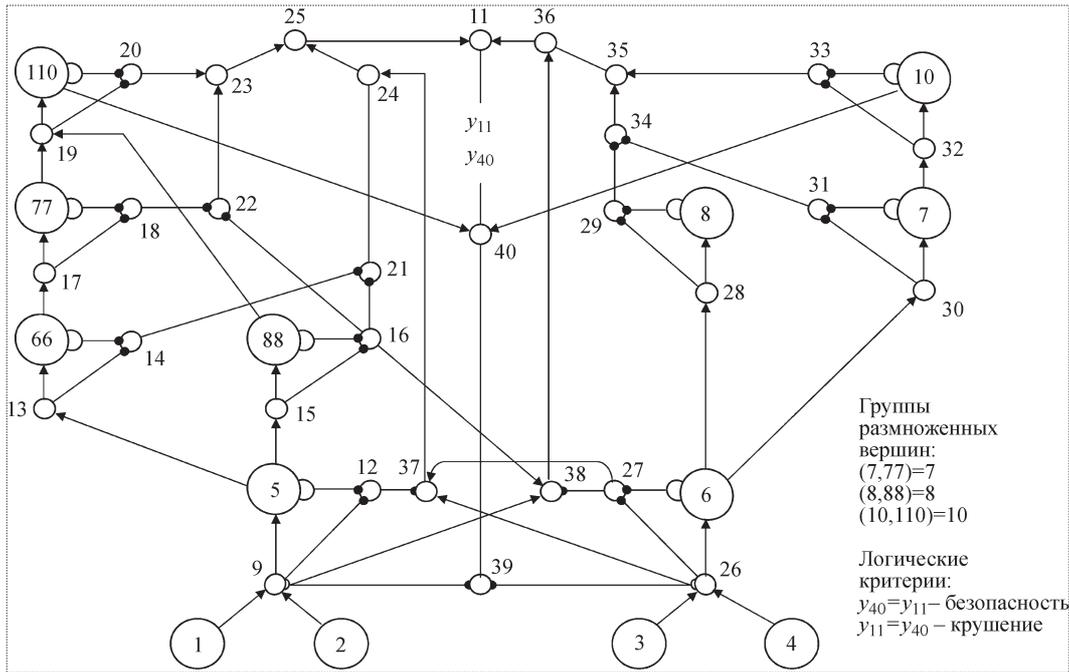


Рис. 2. Универсальная СФЦ сценария железнодорожного крушения (аварии)

системы поезда. Именно в ее совершенствование следовало бы вкладывать деньги, выделенные на повышение безопасности участка железной дороги. Из расчетов значимостей также видно, что увеличение собственных вероятностей возникновения опасностей первой группы (x_1, x_2) имеет отрицательное влияние на безопасность, т.е. увеличивает вероятность железнодорожной катастрофы.

Универсальная СФЦ возникновения железнодорожной катастрофы приведена на рис. 2. На этой схеме кроме описанных ранее девяти функциональных вершин 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 10 используются четыре дополнительные размноженные функциональные вершины 66, 77, 88 и 110. Эти вершины являются повторами событий 6, 7, 8 и 10 соответственно и представляют другие функции указанных элементов в системе. Использование размноженных и фиктивных вершин позволило с помощью СФЦ графически отобразить все возможные варианты причин аварии, которые могут привести к катастрофе, при этом ее логическим критерием в рассматриваемом примере является функция

$$Y_k = y_{11}. \quad (9)$$

Полученная с помощью ПК АСМ (на основе критерия (9) и СФЦ, приведенной на рис. 2) логическая функция катастрофы содержит 26 конъюнкций и в сгруппированной матричной форме имеет следующий вид:

$$Y_k = y_{11} = (x_1 \vee x_2) \left[\begin{array}{c} \overbrace{\left[\begin{array}{c} x_5 x_6 \bar{x}_7 \bar{x}_8 \\ x_5 x_8 \bar{x}_{10} \\ x_5 x_6 x_7 \bar{x}_{10} \\ x_5 \bar{x}_6 \bar{x}_8 \\ \bar{x}_3 \bar{x}_4 \bar{x}_5 \end{array} \right]}^a \vee \left[\begin{array}{c} \overbrace{\left[\begin{array}{c} \bar{x}_5 \bar{x}_6 \\ \bar{x}_5 \bar{x}_6 x_8 \end{array} \right]}^b \vee (x_3 \vee x_4) \right] \overbrace{\left[\begin{array}{c} x_6 x_7 \bar{x}_{10} \\ x_6 x_8 \bar{x}_{10} \\ x_6 \bar{x}_7 \bar{x}_8 \\ \bar{x}_1 \bar{x}_2 \bar{x}_6 \end{array} \right]}^c \end{array} \right]. \quad (10)$$

Все конъюнкции приведенной функции представляют комбинации и последовательности элементарных событий, определяющих различные варианты конкретных причин (условий возникновения) железнодорожной аварии. Содержание этих вариантов удобно контролировать по СФЦ, изображенной на рис. 1, б, хотя сама логическая функция (10) получена по СФЦ, приведенной на рис. 2.

Первая группа (а) конъюнкций выражения (10) охватывает случаи, когда имеет место первая или вторая ($x_1 \vee x_2$) исходная причина аварии. Тогда следующие пять конъюнкций этой группы определяют все минимальные последовательно-комбинаторные наборы событий неправильного функционирования системы обеспечения безопасности, которые неизбежно приводят к катастрофе:

$x_5 x_6 \bar{x}_7 \bar{x}_8$ — индикатор опасности сработал правильно, диспетчер принял его сигнал, направил по каналу связи информацию об этом машинисту и включил указатель занятости пути (светофор). Но потом оказалось, что сообщение об опасности по каналу связи машинисту не поступило, а указатель занятости пути либо отказал, либо машинист его не увидел. Следовательно, система торможения поезда не была включена, что и привело к аварии;

$x_5 x_6 x_7 \bar{x}_{10}$ — индикатор опасности сработал, диспетчер принял его сигнал и включил указатель занятости пути. Далее, машинист увидел этот сигнал (светофор) и включил систему торможения. Однако она отказала, что и привело к аварии;

$x_5 \bar{x}_6 \bar{x}_8$ — индикатор опасности сработал, но ни диспетчер, ни машинист его сигнала не приняли, что неизбежно привело к аварии из-за невключения тормозной системы;

$x_5 x_8 \bar{x}_{10}$ — индикатор опасности сработал, машинист принял сигнал и включил систему торможения. Однако она не сработала (\bar{x}_{10}), что и привело к аварии. При этом по каким-то причинам диспетчер б информацию от индикатора опасности не получил;

$\bar{x}_3 \bar{x}_4 \bar{x}_5$ — особая конъюнкция, она показывает, что единичный отказ индикатора x_5 при наличии первой группы опасностей ($x_1 \vee x_2$) приведет к аварии всегда, если достоверно отсутствуют опасности второй группы!

Третья группа (в) конъюнкций модели (10) охватывает случаи, когда имеет место третья или четвертая ($x_3 \vee x_4$) исходная причина аварии. Как видно из этого фрагмента функции (10), существуют еще четыре варианта комбинаций событий, приводящие к катастрофе, которые не были учтены конъюнкциями группы а:

$x_6 x_7 \bar{x}_{10}$ и $x_6 x_8 \bar{x}_{10}$ — определяют ситуации, когда сигнал об опасности до машиниста был доведен, но отказала система торможения;

$x_6 \bar{x}_7 \bar{x}_8$ — определяет все ситуации, когда непосредственной причиной аварии являются одновременные отказы канала связи диспетчера с машинистом и указателя занятости пути;

$\bar{x}_1 \bar{x}_2 \bar{x}_6$ — это еще один особый случай, когда непосредственной причиной аварии является отказ дис-

петчера (принимающего информацию об опасностях второй группы) и отсутствие исходных опасностей первой группы.

И, наконец, вторая группа (б) конъюнкций функции (10) охватывает случаи, когда имеют место одновременно хотя бы одна исходная опасность первой группы ($x_1 \vee x_2$) и хотя бы одна исходная опасность второй группы ($x_3 \vee x_4$). Как видим, здесь имеют место только два новых варианта распределения причин, которые могут привести к аварии: либо одновременные отказы диспетчера и индикатора, либо отказ диспетчера, правильное срабатывание индикатора, но отказ канала связи индикатора с машинистом.

Выполненный содержательный анализ функции (10) показывает, что она охватывает все без исключения возможные варианты развития событий, приводящих к железнодорожной аварии. При этом отдельных сценарных вариантов аварии, конечно, значительно больше, чем 26 логических конъюнкций. Но хорошо, что минимальная логическая форма (10), которая получается автоматически на ЭВМ, точно представляет все большее число возможных вариантов процесса возникновения катастрофы. На основе этой информации можно не только количественно оценить априорную безопасность системы, но и управлять процессами обеспечения безопасности системы в реальном масштабе времени ее функционирования.

На следующем этапе с помощью ПК АСМ получаем многочлен расчетной вероятностной функции катастрофы, содержащий 30 слагаемых:

$$\begin{aligned}
 Q_k = p\{Y_k\} = & P_3 Q_4 P_6 Q_7 P_8 Q_{10} + P_3 Q_4 P_6 P_7 Q_{10} + \\
 & + P_1 Q_2 P_5 P_8 Q_{10} + P_4 P_6 Q_7 P_8 Q_{10} + P_4 P_6 P_7 Q_{10} + \\
 & + P_2 P_5 P_8 Q_{10} + P_2 Q_3 Q_4 P_5 P_6 Q_7 Q_8 + P_1 Q_2 Q_3 Q_4 P_5 P_6 Q_7 Q_8 + \\
 & + P_2 Q_3 Q_4 P_5 P_6 P_7 Q_8 Q_{10} + P_1 Q_2 Q_3 Q_4 P_5 P_6 P_7 Q_8 Q_{10} + \\
 & + P_2 P_4 Q_5 Q_6 + P_2 P_3 Q_4 Q_5 Q_6 + P_1 Q_2 P_4 Q_5 Q_6 + \\
 & + P_1 Q_2 P_3 Q_4 Q_5 Q_6 + P_2 Q_3 Q_4 Q_5 + P_1 Q_2 Q_3 Q_4 Q_5 + \\
 & + P_2 P_5 Q_6 Q_8 + P_1 Q_2 P_5 Q_6 Q_8 + P_4 P_6 Q_7 Q_8 + \\
 & + P_3 Q_4 P_6 Q_7 Q_8 + Q_1 Q_2 P_4 Q_6 + Q_1 Q_2 P_3 Q_4 Q_6 - \\
 & - P_2 P_4 P_5 P_6 P_7 P_8 Q_{10} - P_2 P_4 P_5 P_6 Q_7 P_8 Q_{10} - \\
 & - P_1 Q_2 P_4 P_5 P_6 Q_7 P_8 Q_{10} - P_1 Q_2 P_4 P_5 P_6 P_7 P_8 Q_{10} - \\
 & - P_1 Q_2 P_3 Q_4 P_5 P_6 P_7 P_8 Q_{10} - P_2 P_3 Q_4 P_5 P_6 P_7 P_8 Q_{10} - \\
 & - P_1 Q_2 P_3 Q_4 P_5 P_6 Q_7 P_8 Q_{10} - P_2 P_3 Q_4 P_5 P_6 Q_7 P_8 Q_{10}.
 \end{aligned} \tag{11}$$

Расчеты, выполненные на основе функции (11), дали следующие результаты:

опасность, вероятность возникновения аварии (катастрофы)

$$Q_k = 0,015926; \quad (12)$$

безопасность, вероятность того, что катастрофа не произойдет

$$P_0 = 1 - Q_k = 0,984074. \quad (13)$$

Сравнение результатов (12), (13) с ранее полученными (6), (7) и (8) показывают, что разработанные модели безопасности и катастрофы вполне согласуются друг с другом. Выполненные по каждой из этих моделей расчеты показателей вероятности безопасного функционирования системы, ее катастрофы, а также значимостей всех элементов точно совпадают. Следует отметить также, что полностью согласованными по вероятностным расчетам оказались и инверсные модели, полученные на ПК АСМ для критерия \bar{y}_{11} по СФЦ, приведенной на рис. 1, б, и СФЦ, приведенной на рис. 2. Поскольку постановка задач для каждого из приведенных решений представляет собой отдельную разработку сценария аварии (катастрофы), отмеченная согласованность результатов является прямым подтверждением правильности выполненного моделирования средствами автоматизированного общего логико-вероятностного метода.

Представленный программный комплекс создавался на базе теоретических проработок, выполненных в 1985–2000 гг. в Военно-морской академии с применением общего логико-вероятностного метода (автор – контр-адмирал, профессор И.А. Рябинин); методологии автоматизированного структурно-логического моделирования (автор – капитан 1-го ранга, профессор А.С. Можяев); теории техногенной безопасности сложных организационно-технических систем (автор – контр-адмирал, доцент Г.Н. Антонов).

Программный комплекс предназначен, в первую очередь, для решения задач анализа безопасности сложных систем общепромышленного применения.

Комплекс ПК АСМ СЗМА (АРБИТР) является первым прошедшим аттестацию промышленным образцом программного средства, реализующим новую информационную технологию автоматизированного структурно-логического моделирования, основанную на общем логико-вероятностном методе системного

анализа, и использующим новое графическое средство структурного описания исследуемых свойств систем – СФЦ. Комплекс аттестован 21 февраля 2007 г. Советом по аттестации программных средств НТЦ ЯРБ Ростехнадзора РФ (аттестационный паспорт № 222) на срок 10 лет и разрешен к применению на объектах Ростехнадзора РФ.

Литература

1. Антонов Г.Н. Техногенная безопасность // III Международная конференция "Приборостроение в экологии и безопасности человека" (IENS-2002). СПб., ГУАП, 2002. С. 17–28.
2. Антонов Г.Н. Безопасность – аспекты технической культуры XXI века. Третьи Уткинские чтения // Труды Общеросс. научн. конф. СПб., БГТУ "Военмех" им. Д.Ф. Устинова. 2007. С. 15–19.
3. Антонов Г.Н., Можяев А.С. О новых подходах к построению логико-вероятностных моделей безопасности структурно-сложных систем / Проблемы безопасности при чрезвычайных ситуациях. Вып. 9. М., ВНИИТИ. 1999. С. 14–27.
4. Антонов Г.Н., Можяев А.С., Рябинин И.А. Логико-вероятностные методы анализа надежности, риска, безопасности // Безопасность России. Правовые, социально-экономические и научно-технические аспекты. Анализ риска и проблем безопасности. М., МГФ "Знание". 2006. С. 83–197.
5. Антонов Г.Н., Можяев А.С., Рябинин И.А. Прикладные вопросы анализа рисков критически важных объектов // Безопасность России: Правовые, социально-экономические и научно-технические аспекты. Анализ риска и проблем безопасности. М., МГФ "Знание". 2007. С. 83–197.
6. Белов П.Г. Способ системного прогнозирования техногенного риска / Проблемы безопасности при ЧС. М., ВНИИТИ. Вып. 4. 1994. С. 36–42.
7. Декларация Российского научного общества анализа риска о предельно-допустимых уровнях риска / <http://www.sra-russia.ru>.
8. Можяев А.С. Автоматизированное структурно-логическое моделирование в решении задач вероятностного анализа безопасности сложных систем. Вып. 4; под ред. И.А. Рябинина. Препринт 110. СПб., ИПМАШ РАН. 1994. С. 16–38.
9. Технология автоматизированного моделирования структурно-сложных систем // Морская радиоэлектроника. Корабли и вооружение как единая система / А.С. Можяев, И.А. Рябинин, В.И. Поленин, С.К. Свирин. 2007. №3(21), с. 58–63; № 4(22), с. 54–59.
10. РД 03-418-01. Методические указания по проведению анализа риска опасных производственных объектов. Госгортехнадзор, 2001.

Анализ границ внутрикамерной низкочастотной неустойчивости рабочего процесса в дросселируемых ЖРД

В.И. Бирюков



БИРЮКОВ
Василий Иванович –
доцент МАИ, кандидат
техн. наук

В статье развивается один из подходов к определению устойчивости рабочего процесса в камере жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), основанный на построении конкретных моделей нестационарного процесса горения, в частности применительно к рабочему процессу в камерах ЖРД с плавным и глубоким изменением тяги. Определение характеристик звена горения может стать основой для формирования линейных динамических моделей двигательных установок. В статье определены границы внутрикамерной низкочастотной неустойчивости в дросселируемом ЖРД на гидразине и приведены оценки показателей взаимодействия, вычисленных по феноменологическим моделям Л. Крокко и В.М. Иевлева.

V.I. Biryukov. Evaluation Of In-Combustor Low-Frequency Instability Boundaries During The Operation Of A Variable-Thrust LPE

The article scrutinizes one of the approaches to the determination of the process stability inside the combustor of a liquid-propellant rocket engine (LPE). The approach relies on the unsteady burning simulation, which is applicable to the processes developing in variable-thrust LPE's combustors. The determination of the burning parameters is regarded to be important for the development of linear dynamical models of power plants. In addition, the article specifies the boundary parameters for the in-chamber low-frequency instability of a hydrazine LPE and gives a comparative assessment of interaction characteristics, obtained with the use of phenomenological models by L. Crocco and V.M. Ievlev.

Одним из наиболее сложных и ответственных этапов космических экспедиций является посадка космических аппаратов на планеты с разреженной атмосферой и на безатмосферные космические тела. К двигательным установкам (ДУ), предназначенным для решения задач маневрирования на орбите, торможения и мягкой посадки космических аппаратов, предъявляется ряд требований, в том числе: обеспечение плавного регулирования по модулю вектора тяги и радиопрозрачности продуктов сгорания для устойчивой радиосвязи. Таким условиям удовлетворяют жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) с плавным регулированием тяги на монотопливе – гидразине или на топливах на основе гидразина: аэрозине (А50), монометилгидразине (ММГ).

Плавное изменение тяги ДУ в широком диапазоне (в 10 и более раз), обеспечиваемое применением специальных устройств – дросселей, регулирующих расход топлива ЖРД, называют дросселированием, а сами двигатели – дросселируемыми. Разработка дросселируемых ЖРД на гидразине является перспективным направлением развития современного ракетного двигателестроения.

Среди основных проблем, которые необходимо решить для создания надежно работающих дросселируемых ЖРД, важное место занимает обеспечение устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания. Неустойчивость горения, а в случае монотоплива – разложения встречается при обработке практически всех двигателей.

Следствием неустойчивости горения являются колебания параметров рабочего процесса, они приводят к отклонению характеристик ДУ от расчетных значений. Вибрации конструкции, возбуждаемые неустойчивостью в камере, нарушают работу систем управления ракетой, передаются ее оболочке, в некоторых случаях приводят к механическим разрушениям.

Предметом изучения при исследовании проблемы неустойчивости горения являются механизмы ее возбуждения. Низкочастотные колебания в камерах ракетных двигателей возникают в результате взаимодействия динамических процессов в трактах системы питания с процессом преобразования топлива в продукты выхлопа. Такой механизм неустойчивости рабочего процесса в камере ЖРД классифицируют как расходный. Низкочастотные колебания, обусловленные взаимодействием колебаний давления с процессами при преобразовании топлива в продукты выхлопа, называют внутрикамерными. Они возникают вследствие инерционности процесса преобразования, которая приводит к сдвигу фазы между возмущением давления и колебаниями тепловыделения, равному $\frac{\pi}{2}k$ ($k = 1, 3, 5, \dots$). Анализ устойчивости рабочего процесса в камере ЖРД как линейной системы определяется характеристиками укрупненных звеньев: питания, горения и акустического звена [1...5]. Существует два подхода к описанию звена горения: феноменологический и основанный на конкретных моделях процессов преобразования. При феноменологическом подходе основной характеристикой звена горения является амплитудно-фазовая частотная характеристика (АФЧХ), определяемая временем запаздывания и показателем взаимодействия по модели Л. Крокко [3] либо показателями взаимодействия по модели В.М. Иевлева [2, 5], а также кривой выгорания. При регулировании тяги дросселируемых ЖРД кривая выгорания "деформируется", а время запаздывания изменяется, причем закономерности их изменения неизвестны. На режимах дросселирования тяги динамическое влияние процессов в трактах магистралей и агрегатов системы питания на процесс горения определяется формой и размером полостей, находящихся за дросселем и в самой форсуночной головке, а также сжимаемостью топлива (либо его компонентов) и податливостью стенок головки [2, 4, 5]. В случаях, когда емкости полостей незначительны и жесткость стенок высока, а количество газа в жидкости пренебрежимо мало, для низких частот импеданс форсуночной головки определяется гидравлическим сопротивлением ее трактов. Потеря устойчивости системы для та-

ких режимов определяется параметрами звена горения и акустического звена. Такие колебания относят к внутрикамерным.

Определение АФЧХ звена горения в камерах дросселируемых ЖРД возможно на основе описания рабочего процесса в них линейными дифференциальными уравнениями с частными производными, учитывающими распределенность процессов в пространстве и нестационарность течения двухфазного газодинамического реагирующего потока. В решении этих уравнений, как и в решении уравнений феноменологических моделей неустойчивости рабочего процесса в ЖРД, содержатся члены, учитывающие запаздывание. Время запаздывания в них является интегральной функцией от параметров рабочего процесса. К этим уравнениям может быть применен метод малых возмущений.

Метод расчета динамических характеристик процесса преобразования (звена горения). Его основные допущения:

1. Математическая модель нестационарного процесса преобразования представляется дифференциальными уравнениями с частными производными, описывающими баланс массы, количества движения и энергии для двухфазного реагирующего потока. Тепло- и массообмен между жидкими каплями и газом в потоке рассматриваются в приближении диффузионного пограничного слоя [4, 5]. В задаче термического разложения капель монотоплива рассматриваются внутренняя конвективно-диффузионная и внешняя области протекания процессов. Химические процессы протекают во внешней области. Скорости химических реакций во внутренней области пренебрежимо малы. Диффузионный перенос во внутренней области основан на термодинамическом равновесии на границе раздела фаз.

2. Рассматривается устойчивость системы по отношению к произвольно малым возмущениям.

3. Рассматривается задача с граничными условиями (типа Коши).

4. В задаче выполняется условие: длина волны возмущения давления много больше размера зоны процесса преобразования, а время преобразования меньше периода колебаний.

Пункт 2 обеспечивает независимость линеаризованных уравнений и дает основание для суммирования общего и частных решений линейных неоднородных уравнений. Описание процессов конвективного тепло- и массообмена для капель в потоке газа в приближении диффузионного пограничного слоя позволяет использовать эмпирические квазистационарные зависимости для коэффициентов тепло- и массообме-

на. Предположение о термодинамическом равновесии на границе раздела фаз во внутренней области позволяет определить давление паров в виде функции температуры и их состава. Влияние вынужденной конвекции существенно. Масса топлива переносится молекулярной диффузией, вызываемой градиентом концентрации. Скорость переноса молекулярной диффузией велика при малой толщине пограничного слоя капли (т.е. при большой относительной скорости газа). Учет химической кинетики необходим.

С учетом принятых предположений построена математическая модель процесса преобразования в камере дросселируемого ЖРД с термическим разложением гидразина [5]. Уравнения модели линеаризованы, и к ним применены преобразования Лапласа по переменной $t \left(s \equiv \frac{d}{dt} \right)$. Тем самым дифференциальные уравнения с частными производными сведены к дифференциальным уравнениям первого порядка. В свою очередь, уравнение баланса массы газа в камере ЖРД преобразовано из интегродифференциального уравнения в интегральное уравнение Фредгольма второго рода [5]

$$(\Theta_k s + 1)\tilde{p}(s) = \int_0^{\bar{x}_{к0}} \mathbf{M}(\bar{a}_x) \mathbf{M}(\tilde{Y}(x, s)) dx + W_{\tilde{m}(0, s)}, \quad (1)$$

где $W_{\tilde{m}(0, s)}$ – передаточная функция для граничных условий, составляющие которой учитывают возмущения в трактах смесительной головки при наличии газа на входе в камеру (в сечении $x = 0$), а также зависимость размеров капель от противодействия и скорости впрыска.

Подынтегральное ядро уравнения (1) представляет собой произведение двух матриц: $\mathbf{M}(\tilde{Y}(x, s))$ – матрицы возмущений параметров и $\mathbf{M}(\bar{a}_x)$ – матрицы коэффициентов, определяемой из решения системы шести линейных по параметру s уравнений

$$\begin{pmatrix} \tilde{m}_k(x, s) & \tilde{T}(x, s) & \tilde{W}_k(x, s) & \tilde{u}(x, s) & \tilde{C}_k(x, s) & \tilde{T}_k(x, s) \\ c_1 + y & -b_1 & -d_1 & -f_1 & 0 & 0 \\ -c_2 & -b_2 & y + d_2 & -f_2 & 0 & 0 \\ -c_3 & -b_3 & -d_3 & -f_3 & y + z_3 & 0 \\ -c_4 & -b_4 & -d_4 & -f_4 & 0 & e_4 \\ -c_5 & -b_5 & -d_5 & f_5 & -z_5 & -e_5 \\ -c_6 & -b_6 & -d_6 & -f_6 & -z_6 & -e_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \tilde{p}(s) \\ a_1 \\ a_2 \\ a_3 \\ a_4 \\ a_5 \\ a_6 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \tilde{Y} \\ m_k(0, s) \\ W_k(0, s) \\ C_k(0, s) \\ p(0, s) \\ u(0, s) \\ T(0, s) \end{pmatrix}. \quad (2)$$

В случае представления капель в виде спектра число дифференциальных уравнений увеличивается в соответствии с зависимостью $3 + 4j$, где j – число групп с равным диаметром капель. При этом число алгебраических связей и условий для подвижных сечений составляет $6j + 2$.

Для одномерной модели подынтегральное ядро уравнения определяется системой квазилинейных дифференциальных уравнений с переменными вдоль зоны преобразования коэффициентами. Квазилинейность обеспечивается пунктом 4 приведенных выше допущений. В этом случае идеализацией реального процесса является замена фронта химических реакций поверхностью сильного разрыва. Метод сшивания решений на поверхности сильного разрыва разработан Б.В. Раушенбахом [1]. Поверхности слабого разрыва, где имеет место только разрыв производных, например при вторичном дроблении капель, исследованы в работах Б.В. Раушенбаха [1] и М.С. Натанзона [2]. Сшивание решений на поверхности слабого разрыва возможно с использованием подвижных сечений.

Характеристическое уравнение разомкнутой системы, состоящей из звеньев питания, процессов преобразования и акустического звена, имеет вид

$$\frac{1}{\Theta_k s + 1} W_{СП}(s) W_{пр}(s) = 1, \quad (3)$$

где $\frac{1}{\Theta_k s + 1}$ – коэффициент передачи (передаточная функция) акустического звена; $W_{СП}(s)$, $W_{пр}(s)$ – передаточные функции системы питания и процесса преобразования (звена горения) соответственно.

Внутрикамерная низкочастотная неустойчивость рабочего процесса в камере ЖРД возникает в результате воздействия колебаний давления на скорость горения или разложения. Интегрально скорость газобразования определяется кривой выгорания, дающей необходимые характеристики процесса преобразования, не известные при феноменологическом подходе. Исключим влияние магистральной системы подачи и положим в уравнении (3) $W_{СП}(s) = 1$. Сопоставим два подхода: феноменологический и конкретное описание процессов преобразования. Рассмотренные в рабо-

зации, не известные при феноменологическом подходе. Исключим влияние магистральной системы подачи и положим в уравнении (3) $W_{СП}(s) = 1$. Сопоставим два подхода: феноменологический и конкретное описание процессов преобразования. Рассмотренные в рабо-

те [5] по моделям Л. Крокко и В.М. Иевлева зависимости, описывающие взаимосвязи параметров на границе внутрикамерной низкочастотной неустойчивости, поставим в соответствие с передаточной функцией процесса преобразования на границе устойчивости, полученной по модели с конкретным описанием процесса преобразования. Основанием для такого подхода служит аксиома Л. Крокко о том, что суммарные тепловыделения на стационарном и возмущенном режимах одинаковы. Параметры стационарного режима: время преобразования и длина зоны "горения", кривая выгорания и большая часть параметров известны из расчетов [5, 6]. Необходимо оценить критическую частоту и время преобразования, соответствующие границе устойчивости, и поставить им в соответствие значения показателей взаимодействия. Связь показателя взаимодействия с временем преобразования и временем пребывания газа в камере при ступенчатой кривой выгорания по модели Л. Крокко представляется зависимостями $n(1 - e^{-s\tau_0}) = (1 + s\Theta_k)$ или $\tau_{0\text{кр}} = \Theta_k \{ \pi - \arccos[(1 - n)/n] \} / (2n - 1)^{0,5}$, где τ_0 – время запаздывания; $\tau_{0\text{кр}}$ – значение τ_0 , соответствующее границе устойчивости [3]. При значениях $\tau_0 > \tau_{0\text{кр}}$ имеет место неустойчивость.

Расчетные значения частоты на границе внутрикамерной неустойчивости $\omega_{\text{кр}}$ определяются из условия наличия чисто мнимых корней $s = \pm i\omega$ характеристического уравнения (4) [2, 5]. В этом случае из формулы (3) можно определить критическое время пребывания газа в камере, соответствующее границе устойчивости:

$$\begin{aligned} \operatorname{Re}[W_{\text{пр}}(i\omega_{\text{кр}})] &= 1; \\ \Theta_{\text{кр}} &= \operatorname{Im}[W_{\text{пр}}(i\omega_{\text{кр}})] / \omega_{\text{кр}}. \end{aligned} \quad (4)$$

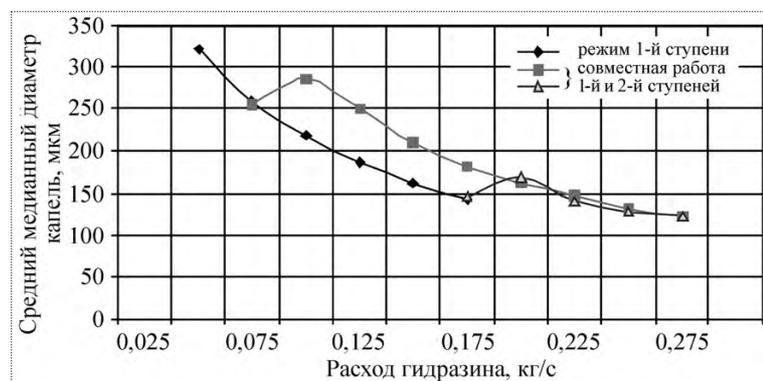


Рис. 1. Графики изменения мелкости распыления, обеспечиваемой двухступенчатыми двухсопловыми форсунками в составе смесительной головки при регулировании расхода топлива (гидразина) в модельной камере

Для камеры ЖРД, имеющей длину камеры сгорания $L_{\text{к.с}} = 0,25$ м и диаметр $d_{\text{к.с}} = 0,1$ м, а диаметр критического сечения $d_{\text{кр}} = 0,03$ м, со смесительной головкой с 10 двухступенчатыми двухсопловыми регулируемыми центробежными форсунками выполнен расчет устойчивости рабочего процесса [5]. Характеристика распыления топлива, принятая в расчетах (рис. 1), получена на основе холодных проливов смесительной головки. Граничные условия для сечения на входе в камеру сгорания учитывают влияние противодействия и скорости впрыска на начальный размер капель. Параметры режима минимальной тяги ЖРД при работе камеры с включенными малорасходными ступенями центробежных регулируемых форсунок: давление в камере $p_k = 2,62$ МПа; перепад давлений на форсунках $\Delta p_{\text{ф}} = 8$ МПа; расход топлива $\dot{m} = 1,378$ кг/с. Расчетные параметры: расходный комплекс камеры $\beta = 1302$ м/с; среднее значение плотности газа в камере $\rho = 7,06 \dots 3,1$ кг/м³; максимальное значение температуры газа в камере $T = 1130$ К; наибольшее значение температуры капель после разогрева $T_{\text{к кип}} = 434,4$ К; газовая постоянная для продуктов разложения $R_r = 625,68$ Дж/(кг·К); длина зоны разложения $x = 0,1286$ м; время преобразования $\bar{\tau} = 0,00801$ с; время вторичного дробления капель $\tau_{\text{др}} = 0,76 \cdot 10^{-4}$ с. Размеры капель представлены средним медианным радиусом $r_{\text{ср.м}} = 76,3$ мкм. Время пребывания газа в камере $\Theta_k = 0,00526$ с. Далее рассматривается форсирование тяги камеры путем подключения большерасходных ступеней регулируемых центробежных форсунок. На рис. 2 изображены границы и области внутрикамерной неустойчивости рабочего процесса в камере в координатах: критическое время запаздывания и давление в камере ЖРД, определенные по феноменологическим моделям Л. Крокко [3] и В.М. Иевлева [1].

При давлении в камере $p_k \geq 3,5$ МПа границы внутрикамерной низкочастотной неустойчивости, определенные по различным феноменологическим моделям и модели конкретного описания процесса преобразования, практически совпадают. При низком давлении в камере: $p_k < 3,0$ МПа различие между ними значимо, причем область неустойчивых режимов по модели Л. Крокко более широкая. Поскольку в основу сопоставительного анализа было положено равенство критических частот, то различие в критическом времени преобразования (запаздывания) для различных моделей свидетельствует о том, что критические частоты, определяемые по разным моде-

лям, различны. Зависимость времени запаздывания по давлению, определенного для стационарного режима, достаточно близка к зависимости, представляющей границу устойчивости по модели постоянного времени запаздывания. В целом все граничные кривые имеют одинаковый характер и достаточно близки в рассматриваемом диапазоне. На графике для каждой кривой представлена аппроксимация в виде степенной зависимости с указанием степени ее достоверности R^2 . Области неустойчивых режимов на рис. 2 расположены под каждой границей. Для границы устойчивости, определенной по модели Л. Крокко, показатель степени $n = -0,7604$, коэффициент корреляции $R^2 = 0,9415$. Границе низкочастотной внутрикамерной неустойчивости, определенной по модели В.М. Иевлева, представлена в соответствие линия, отражающая взаимосвязь между критическим временем преобразования и стационарным давлением в камере. Для нее показатель степени $n = -0,27$; $R^2 = 0,5868$. Для определения неизвестных показателей взаимодействия по модели В.М. Иевлева для внутрикамерных колебаний было положено равенство нулю показателя взаимодействия по скорости впрыска: $n_2 = 0$.

На рис. 3 приведены графические зависимости показателей взаимодействия от давления, определенные по моделям Л. Крокко и В.М. Иевлева по изложенной в работе [5] методике для режимов дросселирования и форсирования расхода. Значение показателя взаимодействия по модели Л. Крокко для рассматриваемого диапазона давления газа в камере соответствует формуле $n = 0,0224p_k - 1,0279$; величина $R^2 = 0,8326$, т.е. изменение показателя взаимодействия составляет 15...17 % и ошибка аппроксимации также равна 16,7 %. Ошибка аппроксимации существенна при давлении $p_k < 3,5$ МПа. Из этого можно заключить, что показатель взаимодействия по Л. Крокко можно считать постоянным. Связь границы устойчивости, определенной по модели В.И. Иевлева, со стационарным давлением газа в камере более слабая, показатель степени $n^* \approx -0,27$. Отметим его отличие от единицы. Линейная зависимость для показателя взаимодействия n_3 по давлению в момент, предшествующий впрыску, имеет вид $n_3 = -0,2066p_k(t - \tau) - 3,77$;

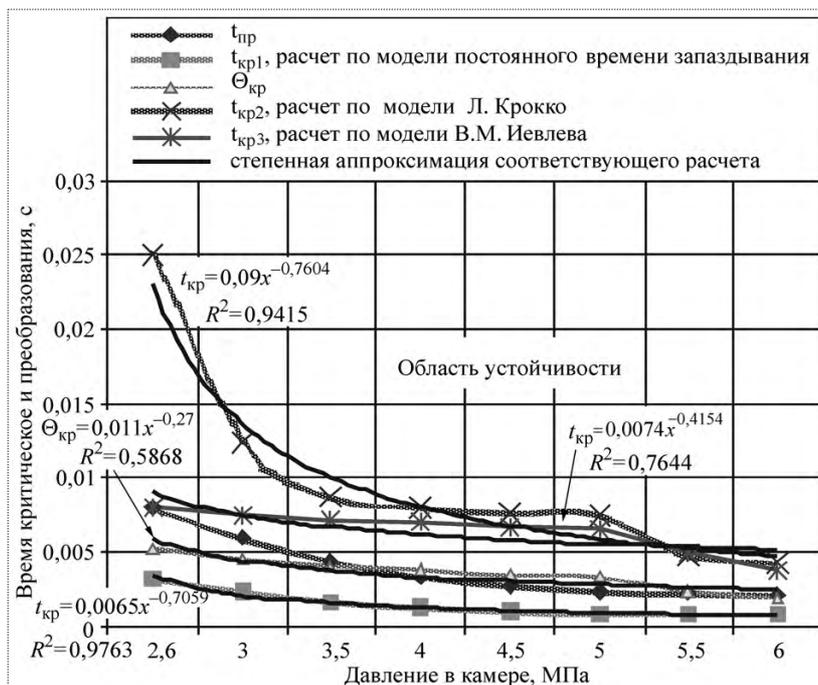


Рис. 2. Области внутрикамерной неустойчивости дросселируемого ЖРД с термическим разложением гидразина:

$t_{кр}$ – критическое время; $t_{пр}$ – время преобразования; $\Theta_{кр}$ – условное время пребывания газа в камере, соответствующее границе устойчивости

коэффициент корреляции $R^2 = 0,1827$. Формула для n_3 учитывает связь начального диаметра капель и давления, заложенную в характеристике распыления двухступенчатой центробежной форсунки для рассматриваемого диапазона давления газа в камере. В расчетную модель заложена также взаимосвязь мелкости распыла и скорости впрыска. Поскольку уравнение границы устойчивости недоопределено, то вместо критического времени запаздывания были приняты значения времени запаз-

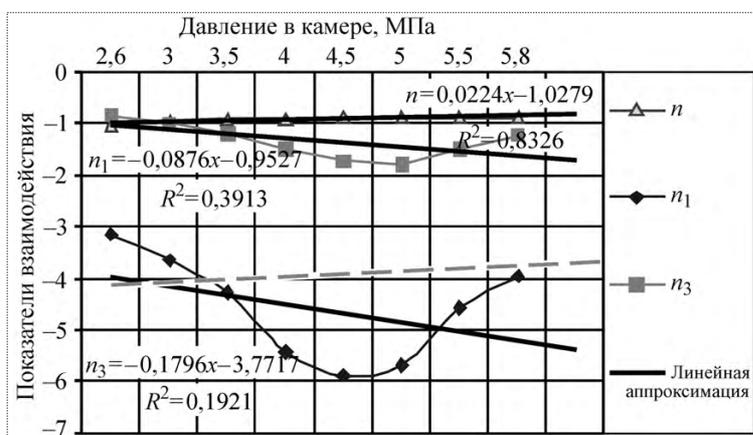


Рис. 3. Значения показателей взаимодействия

дывания, рассчитанные для граничного режима. В этом случае влияние скорости впрыска на мелкость распыления опосредовано: через время запаздывания отнесено на показатель взаимодействия n_3 . Следующей причиной изменения показателя взаимодействия является отличие показателя степени n^* от единицы. Если положить $n^* \approx -1$, то показатель взаимодействия $n_3 = -3,7 \approx \text{const}$, т.е. ошибка его определения 15 % в диапазоне регулирования расхода сопоставима с изменением его величины; зависимость $n_3(p_k)$ на графике, приведенном на рис. 3, изображена штриховой линией. Из этого следует, что наиболее вероятной причиной изменения показателей взаимодействия является несоответствие принятой гипотезы о том, что суммарные тепловыделения на стационарном и возмущенном режимах одинаковы. Представляется вероятным, что гипотеза Л. Крокко [3] верна при величине $n^* \approx -1$. Отсюда следует, что при дросселировании и форсировании режима ЖРД с термическим разложением гидразина для зависимостей мелкости распыла, обеспечиваемых центробежными регулирующими форсунками, показатели взаимодействия могут быть переменными.

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. Конкретное описание внутрикамерных процессов в дросселируемых ЖРД по модели с распределенными параметрами позволяет определить неизвестные характеристики процесса преобразования топлива в конечный продукт (звена горения или разложения) и выполнить анализ низкочастотной неустойчивости рабочего процесса в камерах ЖРД в линейном приближении.

2. Сопоставительный анализ позволяет определить границы внутрикамерной низкочастотной неустойчивости рабочего процесса в дросселируемом ЖРД на гидразине и выполнить оценки показателей взаимодействия по различным феноменологическим моделям.

3. При значении показателя взаимодействия по модели Л. Крокко, равном единице по абсолютной величине, при дросселировании расхода его изменения сопоставимы с ошибкой аппроксимации. При отличии показателя взаимодействия от единицы его значение изменяется при дросселировании расхода в камере ЖРД с регулирующими центробежными форсунками [5].

4. Границы внутрикамерной низкочастотной неустойчивости, определенные по моделям Л. Крокко и В.М. Иевлева, совпадают при давлении в камере $p_k > 3,5$ МПа. Их различие по давлению определяется критическими частотами, разными для каждой модели, которые условно были приравнены в настоящем анализе.

Литература

1. Раушенбах Б.В. Вибрационное горение. М.: ГИФМЛ, 1961. 500 с.
2. Натанзон М.С. Неустойчивость горения. М.: Машиностроение, 1986. 248 с.
3. Крокко Л., Чжен Синь-И. Теория неустойчивости горения в жидкостных ракетных двигателях. М.: ИЛ, 1958. 351 с.
4. Неустойчивость горения в ЖРД / под ред. Д.Е. Харрье и Ф.Г. Рирдона. М.: Мир, 1975. 869 с.
5. Бирюков В.И., Козлов А.А. Внутрикамерная неустойчивость рабочего процесса в дросселируемых ЖРД. М.: Изд-во МАИ, 2007. 386 с.
6. Бирюков В.И. Особенности рабочего процесса многорежимных двигательных установок с термическим разложением гидразина // Вестник МАИ, 2006. Т. 13. № 2. С. 41–47.



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

ДАЙДЖЕСТ

На базе "ЦСКБ–Прогресс" (Самара) будет создан региональный центр приема и обработки информации со спутников дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), сообщил генеральный директор "ЦСКБ–Прогресс" А.Н. Кирилин. По его словам, центр создается для того, чтобы показать привлекательность и эффективность использования информации со спутников ДЗЗ.

А.Н. Кирилин отметил, что сегодня возможности работающего на орбите спутника ДЗЗ "Ресурс-ДК1" разработки и производства "ЦСКБ–Прогресс" ограничены способностью наземного оборудования обрабатывать полученную информацию. Спутник может снимать до миллиона квадратных километров земной поверхности в сутки. Сегодня есть только один центр – НЦО мониторинга Земли для обработки информации.

По словам А.Н. Кирилина, создаваемый в Самаре аппарат ДЗЗ "Ресурс-П", который должен быть запущен в 2010 г., будет иметь более совершенное оборудование, чем "Ресурс-ДК1". На новом спутнике будет установлен гиперспектрометр. Оборудование будет давать многоцветное изображение земной поверхности. При этом цветная картинка будет более качественной, с большим числом спектральных диапазонов.

Вестник Интерфакс – АВН № 29 (356), 2008 г.

УДК 629.7

"Кавминводьявиа" – безопасность, эффективность, сервис

В.В. Бабаскин, М.А. Королькова

Рассказано о стратегии ФГУАП "Кавминводьявиа", направленной на дальнейшее повышение эффективности воздушных перевозок и удовлетворение самых взыскательных требований пассажиров. Компания стремится стать одним из лидеров авиаперевозчиков в России.

V.V. Babaskin, M.A. Korolkova. Kavminvodyavia – Safety, Efficiency, Quality

The article highlights the strategy of the Kavminvodyavia state-owned company, which main goal is to increase the efficiency of air transportation and satisfaction of most stringent demands of the clients. By doing so the company tries to join the list of top Russian air carriers.

Федеральное государственное унитарное авиационное предприятие "Кавминводьявиа" – крупнейший авиаперевозчик Юга России, базирующийся в городе Минеральные Воды Ставропольского края. В состав авиапредприятия входят два аэропорта – "Минеральные Воды" и "Ставрополь", авиакомпания "Кавминводьявиа", агентство воздушных сообщений, авиационно-техническая база, авиационный учебный центр.

За более чем восьмидесятилетнюю историю авиакомпания "Кавминводьявиа" накопила огромный опыт работы как на внутренних, так и на международных авиалиниях, завоевала симпатии и доверие миллионов пассажиров, обрела признание специалистов на отечественном рынке транспортных услуг. Это подтверждается высокими наградами: компания – многократный лауреат ежегодной национальной авиационной премии "Крылья России".

Сеть авиалиний "Кавминводьявиа" географически очень разнообразна. Авиапредприятие выполняет рейсы по России, а также в страны ближнего и дальнего зарубежья. "Кавминводьявиа" осуществляет грузовые перевозки и обеспечивает полеты по линии МЧС.

Основным критерием оценки качества функционирования любой системы управления типа авиапредприятия является эффективность, т.е. успешность выполнения задачи или совокупности поставленных задач. Экономический показатель эффективности авиапредприятия обычно связывают с объемом перевозок за определенный промежуток времени. Стабилизация обстановки на Северном Кавказе и правильно выбранная стратегия развития позволяют авиапредприятию "Кавминводьявиа" из года в год увеличивать пассажиропотоки, предлагая обслуживание, отвечающее самым высоким современным стандартам. Компания постоянно совершенствует свои услуги и сервис и ставит перед собой задачу стать одним из лидеров авиаперевозчиков в России.

Основные показатели деятельности авиапредприятия "Кавминводьявиа"

| Год | 2004 | 2005 | 2006 | 2007 |
|--|---------|---------|---------|---------|
| Число перевезенных пассажиров | 563 536 | 591 940 | 654 495 | 760 490 |
| Увеличение объема перевозок по сравнению с предыдущим годом, % | +0,3 | +5 | +10 | +16 |



БАБАСКИН
Василий Викторович –
генеральный директор
ФГУАП
"Кавминводьявиа",
профессор, кандидат техн.
наук



КОРОЛЬКОВА
Маргарита Анатольевна –
доцент Санкт-Петербургского университета,
кандидат техн. наук

За первые два месяца 2008 г. перевезено 112 220 пассажиров, что на 25,1 % превышает аналогичный показатель за 2007 г.

Экономическая эффективность воздушных перевозок существенно зависит от безопасности полетов, авиационной безопасности, вылета и прибытия рейсов по расписанию, качества обслуживания пассажиров. Поэтому девиз ФГУАП "Кавминводьявиа" — "Безопасность. Регулярность. Сервис". На этих трех китах держится репутация авиакомпании.

Безопасность, регулярность и качественный сервис являются не только залогом успеха и процветания на рынке авиаперевозок, но и самыми необходимыми условиями, которые вправе требовать пассажир от авиапредприятия. Авиакомпания строго выполняет свои обязательства перед клиентами, постоянно совершенствует качество сервиса и расширяет географию маршрутов. В основе корпоративной культуры "Кавминводьявиа" лежат принципы, определяющие нормы деятельности и поведения всех сотрудников предприятия.

Обеспечение наивысших стандартов безопасности полетов является первоочередной задачей. Безопасность складывается из многих факторов: подбора и расстановки кадров, постоянного повышения квалификации специалистов, соответствующего состояния техники, оснащения служб аэропорта современными техническими средствами и др. Поэтому в авиакомпании одинаково серьезно относятся и к подготовке специалистов, и к поддержанию техники в состоянии летной годности. На эти цели предприятие ежегодно тратит сотни миллионов рублей, но затраты себя оправдывают.

Все программы подготовки персонала и программы технического обслуживания авиатехники отвечают единым европейским авиационным требованиям (JAR). Воздушные суда "Кавминводьявиа" оборудованы согласно требованиям летной безопасности. Возможность проведения диагностики бортовых систем самолетов позволяет добиться высокого уровня надежности техники и предупреждения отказов в полете. На борту воздушного судна безопасность обеспечивается грамотными и слаженными действиями экипажей. Многие годы безопасность полетов в авиакомпании остается на самом высоком уровне среди авиаперевозчиков не только России, но и мира.

Регулярность стала визитной карточкой авиакомпании. Скрупулезное планирование полетов, высокий профессионализм летного состава и наземных служб, ответственность перед пассажирами — отличительные черты коллектива ФГУАП "Кавминводьявиа", позво-

ляющие выполнять рейсы без задержек, точно по расписанию.

Интернет-технологии все шире внедряются в различные сферы жизни. В частности, они позволяют автоматизировать деятельность авиакомпаний, предоставляя пассажирам новые возможности. Сегодня каждый пользователь Интернета может оперативно забронировать авиабилет на рейс в любую точку мира.

В настоящее время полностью реорганизован web-сайт "Кавминводьявиа". Теперь кроме обширной информации об авиакомпании, справочных телефонов на сайте появились on-line расписание и услуга интернет-бронирования авиабилетов на рейсы "Кавминводьявиа". Удобная и простая система бронирования авиабилетов позволяет, не выходя из дома, быстро подобрать необходимый рейс и просчитать тариф. Иностранным клиентам предлагается версия сайта на английском языке.

Сейчас можно бронировать авиабилеты на рейсы "Кавминводьявиа" из Москвы, Минеральных Вод, Ставрополя и Певека. В ближайшее время предложение будет распространено на другие города маршрутной сети "Кавминводьявиа". В будущем компания планирует осуществлять не только бронирование, но и оплату авиабилетов на сайте с помощью пластиковых карт. Это позволит значительно расширить клиентскую базу авиакомпании, так как пассажир сможет забронировать и оплатить билет из любой точки мира.

Сервис — одно из приоритетных направлений работы авиакомпании. Хорошее настроение пассажира, его покой и комфорт во многом определяются атмосферой и уровнем обслуживания, созданными во время рейса сотрудниками службы бортпроводников. От взлета до посадки пассажиры рейсов ФГУАП "Кавминводьявиа" окружены заботой и вниманием, а сервис на борту строится по простой, но емкой формуле: отличное питание плюс необходимые пассажиру предметы, позволяющие обеспечить высокий уровень комфорта во время путешествия. Некоторые самолеты оборудованы под три класса обслуживания: первый, бизнес-класс и экономический.

Многие авиакомпании осуществляют перелеты с обслуживанием и компоновкой салона по первому классу только на зарубежных маршрутах. Авиакомпания "Кавминводьявиа" предлагает пассажирам возможность воспользоваться услугами первого класса на рейсах внутри России. Почти во всех аэропортах у пассажиров первого класса есть возможность отдохнуть и дождаться своего рейса в специальных залах ожидания, где им будут предоставлены бесплатные безалкогольные и алкогольные напитки, легкие закуски. Регистрация билетов произво-

дится в отдельной зоне, норма бесплатного провоза багажа увеличена до 40 кг. При посадке в самолет и выходе из него пассажиры первого класса имеют приоритет. На борту воздушного судна пассажиры первого класса располагаются в салоне повышенной комфортности, в удобных мягких креслах с увеличенным шагом – 307 см. Каждому пассажиру предлагаются плед, подушка, периодические издания. Бортовое питание предоставляется в ресторанном исполнении: горячие первые и вторые блюда, несколько видов закусок, выбор спиртных и прохладительных напитков, изысканные десерты. Столы сервируются крахмальными салфетками и скатертями, металлическими приборами, фарфоровой и стеклянной посудой.

Преимуществами бизнес-класса пользуются деловые люди, которым часто приходится совершать перелеты: специальная зона для регистрации пассажиров, повышенная норма бесплатного провоза багажа, отдельный салон в самолете на 18 мягких кресел с увеличенным шагом. Пассажиру созданы оптимальные условия для работы и отдыха во время полета. Бортовое питание отличается разнообразием блюд европейской и русской кухни, представлена богатая карта вин и напитков.

Экономический класс включает базовый набор услуг. Регистрация производится в общем порядке.

Бортовому питанию в авиакомпании уделяется значительное внимание, так как это важнейшая составляющая обслуживания пассажиров во время полета. Качественное питание из экологически чистых продуктов соответствует требованиям здорового образа жизни, красивая сервировка блюд и ресторанное обслуживание превращают полет в удовольствие. Пассажирам предоставляется широкий ассортимент блюд: более 10 рационов. Учтены варианты вегетарианского, религиозного, детского питания. Каждый рацион тщательно продуман и основан на богатом опыте отечественных и мировых лидеров авиаперевозок, вкусовых предпочтениях россиян, знаниях и профессионализме сотрудников компании. Пожелания, касающиеся питания в самолете, пассажир может высказать при бронировании авиабилета.

Особое внимание уделяется профессиональной подготовке и переподготовке кадров. В состав авиапредприятия входит хорошо оснащенный авиационный учебный центр, где проводится подготовка

специалистов по важнейшим направлениям. В марте этого года вступили в силу новые требования к членам летных экипажей при выполнении международных полетов, касающиеся в первую очередь умения владеть английским языком, в том числе техническим. Летный состав "Кавминводьявиа" задолго до распоряжения Минтранса придавал этому вопросу большое значение, потому что знание иностранного языка – одна из составляющих безопасности. В настоящее время несколько десятков членов экипажей подготовлены в области английского языка по уровню 4 ИКАО.

Самолетный парк предприятия включает отечественные машины нового поколения Ту-204, не уступающие по своим характеристикам воздушным судам ведущих мировых производителей. "Кавминводьявиа" – лидер по освоению данной техники в нашей стране. Это явилось определяющим для авиационных властей Республики Куба, которые, закупив несколько Ту-204, пригласили экипажи именно "Кавминводьявиа" для обучения своих летчиков работе на этих машинах.

При подготовке летных специалистов в авиакомпании используются научно обоснованные методики, разработанные учеными школы летной эксплуатации Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации (ВАУ ГА, Академия ГА), где впервые в мировой практике были поставлены оригинальные учебные курсы "Методика летного обучения" и "Летная эксплуатация".

Для инженерной подготовки специалистов авиапредприятия используется заочная форма обучения в представительстве Санкт-Петербургского университета ГА при "Кавминводьявиа". За время работы представительства более 200 человек получили соответствующую действующим стандартам профессиональную подготовку и дипломы специалистов для предприятий Северного Кавказа (Минеральных Вод, Ставрополя, Нальчика, Махачкалы, Анапы, Сочи, Владикавказа и др.).

На ближайшие годы коллектив ФГУАП ставит перед собой новые рубежи, завоевать которые будет весьма непросто, учитывая жесткую конкуренцию на рынке авиаперевозок и события на рынке нефтепродуктов – бесконтрольное повышение цен на авиационный керосин. Стратегия "Кавминводьявиа" по-прежнему направлена на непрерывное повышение эффективности воздушных перевозок при высоком уровне безопасности полетов.



ГЕРАСИМОВ
Сергей Анатольевич –
доцент Южного федераль-
ного университета,
кандидат физ.-мат. наук

Полусферическое крыло и течение Коанда

С.А. Герасимов

При различных частотах вращения и размерах воздушного центробежного винта измерены подъемная сила и диссипативные потери энергии, сопровождающие радиальный обдув полусферического крыла.

S.A. Gerasimov. Semi-spherical Wing And Coanda's Flow

The lift force and dissipative energy losses accompanied the radial air-flow of a semi-spherical wing are measured at various frequencies of rotation and sizes of a centrifugal rotor.

Попытки создать дисковый летательный аппарат, в котором крыло играло бы функциональную, а не декоративную роль, судя по всему, еще не исчерпаны. Особое место среди таких проектов занимают предложения, основанные на доминирующей роли эффекта Коанда в создании подъемной силы кольцевым крылом [1, 2].

Под эффектом Коанда принято понимать тенденцию потока воздуха или жидкости следовать вдоль искривленной или плоской поверхности, если кривизна или угол, который поверхность образует с потоком, не являются слишком резкими [3].

Примечательно, что, несмотря на бесчисленное количество проектов и идей, экспериментальные данные, подтверждающие возможность создания существенной подъемной силы такими летательными аппаратами, почти полностью отсутствуют. Даже для простейшей схемы, представляющей собой полусферическое крыло 1 и центробежный воздушный винт 2 (рис. 1), отсутствуют какие-либо количественные данные, касающиеся параметров энергетической установки, позволяющей обеспечить необходимую подъемную силу. Речь, разумеется, идет о мощности, необходимой для поддержания вращения ротора с постоянной угловой скоростью.

Выбор центробежного, в общем случае несимметричного винта неслучаен. С одной стороны, обладая малым значением тяги, он позволяет осуществить радиальный обдув крыла. При этом однозначно можно выделить только те составляющие измеряемых параметров, которые относятся к изучаемому явлению. С другой стороны, такая простая схема позволяет обеспечить повторяемость результатов. При необходимости полученные результаты можно пересчитать на случай использования ротора, обладающего лучшими аэродинамическими характеристиками [4].

Интерес представляют ответы на два вопроса: действительно ли эффект Коанда может внести существенный вклад в величину подъемной силы и как подъемная сила зависит от скорости воздуха? Второй вопрос имеет практическое значение.

Понятно, что при экстремально высоких скоростях эффект Коанда должен отсутствовать. Здесь уместно отметить еще одно полезное свойство центробежного винта. Тяга изолированного винта, ориентированного так, как показано на рис. 1, направлена вниз.

Экспериментальные результаты, представленные на рис. 2, дают ответы на оба вопроса. Во-первых, нет никаких причин сомневаться в квадратичной зависимости подъемной силы от угловой скорости вращения ротора. По крайней мере, это так для практически значимого диапазона скоростей, ограниченного частотой вращения

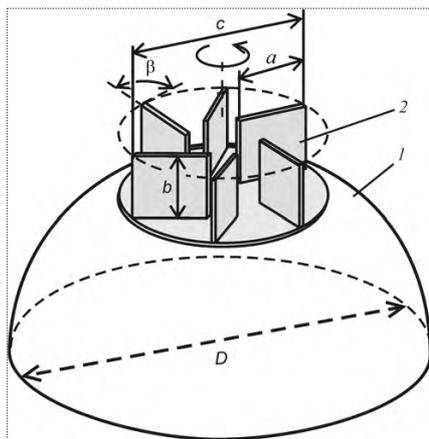


Рис. 1. Полусферическое крыло 1 и центробежный воздушный винт 2

~100 Гц. Измерения проводились при диаметре ротора $c = 0,066$ м и длине лопасти a , составляющей 38 % от диаметра ротора. Диаметр полусферического крыла D в 3,6 раза превышал диаметр c воздушного винта.

Во-вторых, оказалось, что во всех подробно изученных случаях подъемная сила была значительной. Например, при $b = 0,3c$ зависимость подъемной силы F (Н) от угловой скорости вращения ротора (рад/с) имеет вид

$$F \approx 0,03c^4 \omega^2. \quad (1)$$

При частоте вращения ротора 60 Гц и диаметре ротора 1 м такая система способна поднять груз массой около 435 кг. Все сказанное выше относится к симметричному воздушному винту с углом $\beta = \pi/2$ между лопаткой и касательной к окружности винта. Примерно такую же подъемную силу создает несимметричный воздушный винт с $\beta = 75^\circ$.

С одной стороны, несимметричный воздушный винт создает обдув крыла, более приближенный к радиальному, что уменьшает величину подъемной силы. С другой стороны, это обеспечивает более полное обтекание полусферического крыла, а это должно приводить к увеличению подъемной силы. Если угодно, это — одно из объяснений того, почему симметричный и несимметричный винты при прочих равных условиях создают примерно одинаковые величины подъемной силы. Кроме того, при тех же параметрах воздушного винта и таких же частотах вращения система, изображенная на рис. 1, обладает более чем в полтора раза большей подъемной силой по сравнению с традиционной [5] схемой дискового летательного аппарата.

Ранее было отмечено, что значительная подъемная сила появляется при сравнительно больших частотах вращения (очень часто об этом забывают при разра-

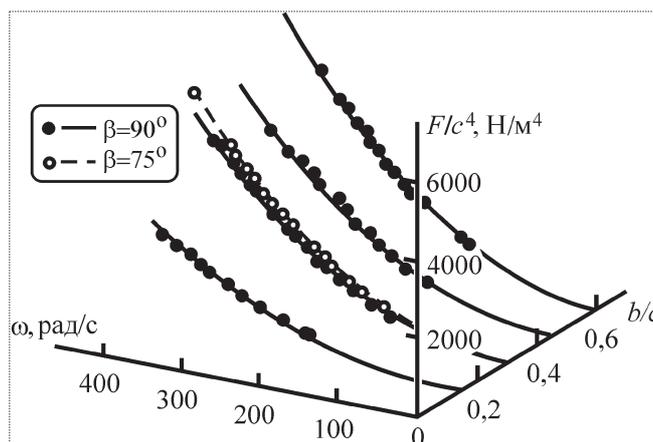


Рис. 2. Зависимость подъемной силы F от угловой скорости вращения ротора ω при различных высотах центробежного воздушного винта b

ботке летательных аппаратов нетрадиционных схем). То есть, если на минуту забыть о неаддитивности аэродинамического сопротивления, то мощность P , затрачиваемая на вращение шестилопастного симметричного ротора с постоянной угловой скоростью, должна составить существенную величину, определяемую по формуле

$$P = \frac{3C_p}{16} bc^4 \omega^3,$$

где C — коэффициент аэродинамического сопротивления; ρ — плотность воздуха. Даже при $C = 1$; $b/c = 0,3$; $c = 1$ м и $\omega = 60$ Гц это значение P приближается к $3,6 \cdot 10^6$ Вт!

На самом деле для вращающейся плоскости коэффициент аэродинамического сопротивления, введенный, кстати говоря, с учетом неаддитивности аэродинамического сопротивления, примерно в три раза больше [6]. Все это говорится лишь с одной целью: измерение потерь энергии имеет немаловажное значение. Результаты таких измерений показаны на рис. 3.

Только на первый взгляд может показаться, что схема, изображенная на рис. 1, не имеет перспективы, а дальнейшее изложение бессмысленно. Во-первых, результаты, приведенные на рис. 2 и демонстрирующие роль эффекта Коанда, не стали менее значимыми. Во-вторых, показанные здесь экспериментальные результаты (см. рис. 2, 3), касающиеся потерь энергии, раз в пять лучше того, что дают приведенные выше оценки. И третье, самое главное. Зависимость мощности P не пропорциональна кубу угловой скорости вращения ротора. Например, для рассматриваемого частного примера $b/c = 0,3$ она имеет вид

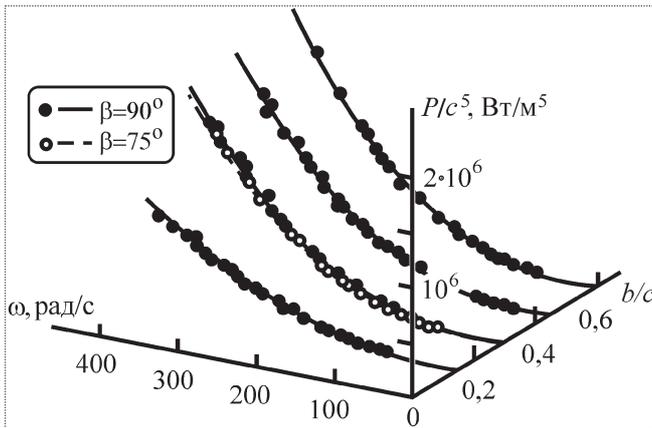


Рис. 3. Мощность, затрачиваемая на вращение ротора, как функция угловой скорости ω при различных размерах ротора

$$P \approx 0,16c^5 \omega^{2,7} \quad (2)$$

для мощности, измеренной в ваттах. Примерно такой же степенной зависимостью от частоты вращения характеризуются все экспериментальные результаты, представленные на рис. 3.

То, что подъемная сила и мощность, определяемые по формулам (1) и (2) соответственно, не пропорциональны друг другу, означает, что с уменьшением частоты вращения мощность быстрее стремится к нулю, чем подъемная сила. Действительно, исключая из приближенных полуэмпирических выражений (1) и (2) диаметр ротора c , получаем

$$P \approx 12,8\omega^{0,2} F^{1,25} \quad (3)$$

Формально данная связь означает, что можно поднять тело любой массы со сколь угодно малыми затратами энергии (при этом, правда, ротор и крыло должны иметь совершенно нереальные размеры). В данном случае непропорциональность мощности кубу угловой скорости должна означать нарушение автомодельности.

Действительно, основным критерием подобия для воздушных винтов является число Струхалия, которое здесь записывается как относительная поступь винта

$$\lambda = \frac{V}{fc},$$

где V – скорость потока воздуха; f – частота вращения винта. Поэтому автомодельность может иметь место только в том случае, когда мощность пропорциональна подъемной силе, а коэффициент пропорциональности определяется скоростью V [3]. Другими словами, поскольку сила аэродинамического сопротивления пропорциональна квадрату линейной скорости движущегося тела [7], то зависимость мощности от характерного размера системы должна быть слабее по сравнению с c^5 . Это, впрочем, пока лишь гипотеза. Так или иначе, возможность использования эффекта Коанда для разработки летательных аппаратов типа VTOL (Vertical Take-off and Landing) продемонстрирована. Осталось позаботиться о том, как уменьшить потери энергии хотя бы на порядок. Принципиальных запретов сделать это, как показано выше, пока нет.

Литература

1. Блин Е. Четвертый способ // *Авиация общего назначения*. 2002. № 12. С. 19–24.
2. Герасимов С.А. Летающий диск, или навязчивая идея воздухоплавания // *Инженер*. 2006. № 8. С. 12–14.
3. Anderson D., Eberhardt S. *Understanding Flight*. New York: McGraw-Hill, 2001. 240 p.
4. Александров В.Л. *Воздушные винты*. М.: Оборонгиз, 1951. 448 с.
5. Герасимов С.А. Воздушный винт дискового летательного аппарата // *Естественные и технические науки*. 2007. № 5. С. 186–190.
6. Герасимов С.А. Дисколет и его автомодельность // *Авиация общего назначения*. 2008. № 1. С. 36–37.
7. Герасимов С.А. Вращательное аэродинамическое сопротивление // *Фундаментальные исследования*. 2008. № 3. С. 38–41.

О концепции развития авиационных двигателей общего назначения

В.А. Письменный



ПИСЬМЕННЫЙ
Владимир Леонидович —
ведущий конструктор
НТЦ им. А. Льюльки, до-
цент, кандидат техн. наук

Рассмотрены перспективы развития отечественной гражданской авиации. Предложена концепция развития газотурбинных двигателей общего назначения как альтернативы двухконтурным турбореактивным двигателям. Представлены сравнительные характеристики альтернативных решений.

V.L. Pismenny. General Purpose Aircraft Engine Development Concept

The article assesses the development prospects of national civil aviation, offering a concept for the development of general-purpose gas-turbine engines as an alternative to by-pass turbofans. Is also presents comparative characteristics of alternative solutions.

Согласно прогнозу развития гражданской авиации в ближайшие двадцать лет парк пассажирских самолетов должен увеличиться на 82 % и на 1 января 2023 г. составить 35 552 пассажирских и грузовых самолета [1]. В соответствии с этим возрастет суммарная мощность авиационных двигателей, находящихся в эксплуатации и, как следствие, увеличатся затраты авиакомпаний на закупку авиационного топлива, стоимость которого уже сейчас, по данным фирмы Rolls-Royce, составляет более 24 % от стоимости эксплуатационных расходов, связанных с обслуживанием летательных аппаратов (ЛА). Данный факт, учитывая динамику роста цен на нефть, вызывает определенную озабоченность. Дело в том, что если в ближайшем будущем топливная эффективность авиационных двигателей не будет повышена в 1,5...2 раза, то существует вполне реальная опасность, что авиация как вид транспорта может потерять свою экономическую рентабельность.

По прогнозам специалистов, основным типом двигателей для гражданской авиации в обозримой перспективе останутся газотурбинные двигатели (ГТД), объем поставки которых в ближайшие двадцать лет оценивается суммой 500 млрд дол. Ведущие авиадвигателестроительные компании, такие как General Electric Company, United Technologies Corporation, Rolls-Royce, SNECMA Group, проводят активную техническую политику по созданию ГТД новых поколений. При этом главным направлением развития ГТД остается совершенствование рабочего процесса двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) [2]. Основным упор делается на повышение уровня рабочих параметров ТРДД: степени повышения давления воздуха в компрессоре π_k , температуры газа перед турбиной T_r^* , степени двухконтурности m . Во второй половине 1990-х гг. началась эксплуатация двигателей пятого поколения (семейства GE90, PW4000, Trent), в которых T_r^* увеличена до 1800...1850 К, $\pi_k = 35...45$, а $m = 8...9$. Для двигателей шестого поколения, появление которых ожидается в период 2015–2020 гг., предусмотрены $T_r^* = 2100...2300$ К, $\pi_k = 50...100$ и $m = 10...20$. Общий КПД двухконтурных двигателей пятого поколения составляет 34...36 %. Ожидается, что для двигателей шестого поколения он возрастет до 40...42 %, что, однако, недостаточно для решения проблемы экономической рентабельности самолетов гражданской авиации в ближайшей перспективе. Для сравнения, эффективный КПД со-

временных наземных установок уже сейчас достиг 50...60 % [3], и это, как показывают исследования [4, 5], не является техническим пределом, в том числе и для авиационных двигателей [6].

Вероятно, концепция развития авиационных двигателей общего назначения, которая существует уже более 50 лет, не полностью удовлетворяет современным потребностям гражданской авиации. Двухконтурный ТРД, запатентованный А.М. Люльки в 1941 г. [7], практически достиг своего технического совершенства.

По мнению специалистов, новая концепция развития авиационных двигателей общего назначения должна ориентироваться на сверхзвуковые скорости полета ЛА. Последнее диктуется совокупностью объективных факторов, а именно: ростом цен на топливо, развитием инфраструктуры наземного транспорта (расширение сети транспортных магистралей, увеличение скорости передвижения, в частности, железнодорожного транспорта до 300 км/ч и более), увеличением дальности перелетов до 5000 км и более, усилением влияния временного фактора при полете на большие расстояния. В этих условиях повышение скорости полета ЛА представляется вполне обоснованным и, пожалуй, единственно правильным решением, поскольку позволяет естественным образом снять возникающие противоречия между потребителями и техническими возможностями общества, а главное, создает условия для кардинального решения проблемы топливной эффективности авиационных двигателей общего назначения.

Повышение скорости полета ЛА с точки зрения теории газотурбинных двигателей благоприятно влияет на рабочий процесс воздушно-реактивных двигателей: способствует повышению эффективного и полетного КПД [8]. Например, общий КПД турбореактивных двигателей (ТРД) на скорости, соответствующей $M = 2,5$, составляет 43 % [8]. Однако чтобы достичь указанных скоростей, необходимо иметь достаточную тяговую мощность, что на практике не всегда возможно.

Тяговая мощность ТРД определяется долей энергии, подведенной к двигателю и используемой для перемещения летательного аппарата (ЛА): $N_p = G_b \Delta i \eta_o$, где G_b – расход воздуха; Δi – изменение энтальпии рабочего тела; η_o – общий КПД. Очевидно, что повысить тяговую мощность ТРД можно, воздействуя на один из указанных сомножителей. Для турбореактивного двигателя с форсажной камерой (ТРДФ) таким сомножителем является Δi . Однако повышение Δi , осуществляемое в ТРДФ, хотя и увеличивает тяговую мощность, не приводит к существенному изменению η_o . Дело в том, что вместе с ростом скорости полета, вызванным повышением тяговой мощности, в ТРДФ увеличиваются потери, связанные с истечением газа в атмосферу, и общий КПД ТРДФ оказывается ниже, чем у ТРД. Более эффективным способом повышения тяговой мощности является увеличение G_b , поскольку в этом случае потери, связанные с истечением газа в атмосферу, снижаются, причем весьма значительно. Однако существуют технические ограничения, связанные с пропускной способностью турбокомпрессора. На рис. 1 показано изменение относительного приведенного расхода воздуха в ТРДФ в зависимости от скорости полета и расчетной степени повышения давления в компрессоре $\pi_{к_0}$. Относительный приведенный расход воздуха в ТРДФ определяется следующим образом: $\bar{G}_{впр} = q(\lambda_{в_0})/q(\lambda_{в_0})$, где $q(\lambda_{в_0})$ – плотность тока воздуха на входе в компрессор (индексом "о" обозначен расчетный режим). Из рисунка видно, что приведенный расход воздуха в ТРДФ с ростом скорости полета существенно снижается, и тем больше, чем выше $\pi_{к_0}$.

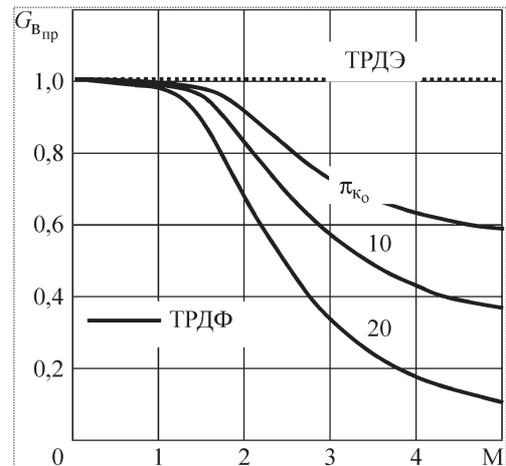


Рис. 1. Зависимость приведенного расхода воздуха от числа M

Добиться существенного (по отношению к ТРДФ) повышения расхода воздуха можно используя турбоэжекторный двигатель (ТРДЭ) (рис. 2) [9]. Двигатель состоит из сверхзвукового входного устройства; осевого компрессора; камеры сгорания, расположенной

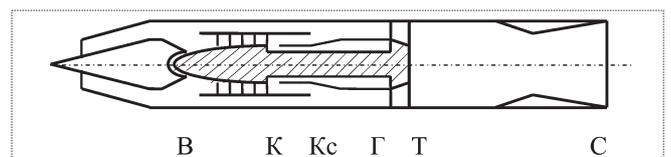


Рис. 2. Схема ТРДЭ

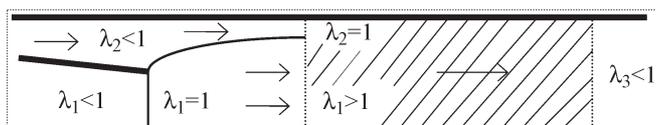


Рис. 3. Схема камеры смешения

за компрессором; наружного контура, расположенного над компрессором; звукового газового эжектора, объединяющего посредством лепесткового смесителя внутренний и наружный контуры; цилиндрической камеры смешения; турбины привода компрессора; выходного устройства. Буквами на рисунке обозначены характерные сечения двигателя: В – вход в компрессор; К – выход из компрессора; К_с – выход из камеры сгорания; Г – вход в турбину; Т – выход из турбины; С – выход из сопла. Воздух через входное устройство под действием скоростного напора поступает в наружный контур и одновременно на вход в компрессор (внутренний контур). В компрессоре воздух сжимается ($\pi_{к_0} \sim 4$), после чего поступает в камеру сгорания. Образующийся в результате сгорания газ через лепестковый смеситель, установленный на выходе из внутреннего и наружного контуров, поступает в цилиндрическую камеру смешения (рис. 3). Скорость истечения горячего газа на срезе лепесткового смесителя звуковая, это обеспечивается сверхкритическим перепадом давлений, создаваемым компрессором. Попадая в камеру смешения, горячий газ, имеющий высокое давление, движется внутри расширяющегося газового канала (см. рис. 3). Скорость газа возрастает ($\lambda \sim 1,5$), его статическое давление становится ниже статического давления на входе в наружный контур. Под действием разницы статических давлений воздух из наружного контура поступает в камеру смешения, где, двигаясь по сужающемуся газовому каналу (см. рис. 3), ускоряется до скорости звука и смешивается с горячим газом внутреннего контура. В результате смешения скорость потока воздуха становится дозвуковой ($\lambda \sim 0,6$), температура газа понижается до той, которую могут выдержать лопатки турбины, а давление газа возрастает (по отношению к давлению на входе в двигатель). Из камеры смешения газ, обладающий высокой кинетической энергией, поступает в турбину, после чего расши-

ряется в выходном устройстве и истекает в атмосферу, создавая тягу двигателя.

Принципиально новым в ТРДЭ, схема которого приведена на рис. 2, является расположение камеры смешения перед турбиной. Благодаря этому энергетические потоки внутреннего и наружного контуров суммируются, что позволяет повысить мощность турбины и, как следствие, увеличить подвод энергии к двигателю:

$$G_T \approx G_1 \frac{(1+m)\Delta i_{\text{ТК}}^*}{H_u \eta_T - \Delta i_{\text{ТК}}^*},$$

где G_T – расход топлива; G_1 – расход воздуха через компрессор; m – коэффициент эжекции (степень двухконтурности); $\Delta i_{\text{ТК}}^*$ – изменение энтальпии газа в турбокомпрессоре; H_u – теплотворная способность топлива; η_T – полнота сгорания.

Из приведенного уравнения баланса энергий видно, что тяговая мощность ТРДЭ может быть повышена двумя способами: либо увеличением расхода воздуха через компрессор, либо повышением коэффициента эжекции. Оба эти способа естественным образом реализуются при увеличении скорости полета ЛА. На рис. 4 показана диаграмма энергетического баланса, из которой видно, что в ТРДЭ появляется "энергетический коридор", который позволяет при температурных ограничениях подводить к единице массы рабочего тела (воздух, проходящий через компрессор) тепловой энергии больше, чем в обычном ТРД. По существу, "энергетический коридор" – это дополнительная теплота, которую можно подвести к турбоэжекторному двигателю благодаря увеличенно-

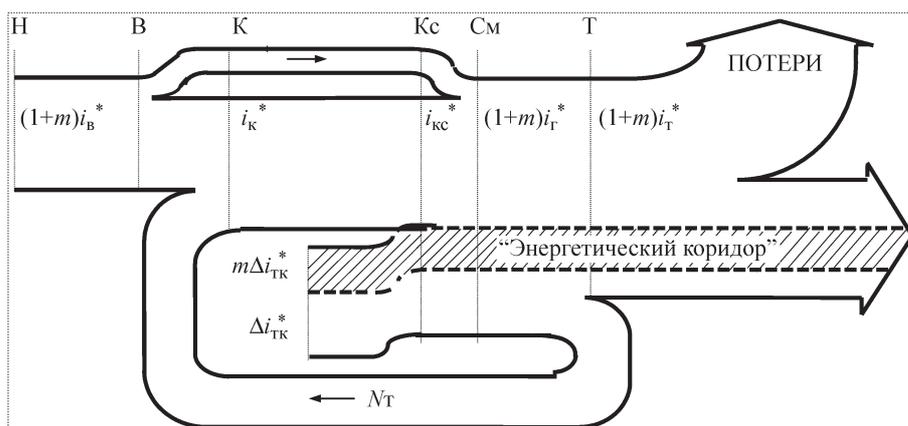


Рис. 4. Диаграмма энергетического баланса ТРДЭ:

N_T – работа турбины, приходящаяся на единицу массы рабочего тела; m – коэффициент эжекции; q_T – относительный расход топлива в камере сгорания; i^* – энтальпия газа в сечении двигателя с соответствующим индексом; $\Delta i_{\text{ТК}}^*$ – изменение энтальпии в турбокомпрессоре

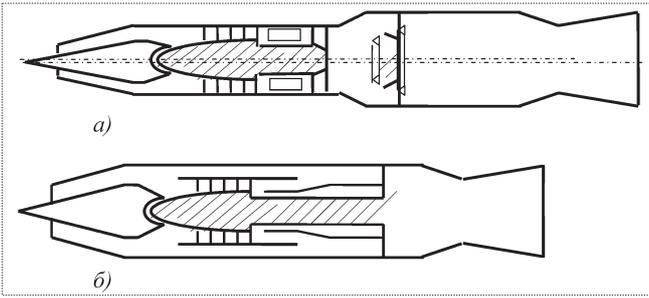


Рис. 5. Схемы ТРДФ (а) и ТРДЭ (б)

му расходу воздуха (по сравнению с ТРД), и оказывать качественное влияние на его характеристики, в частности на тяговую мощность. Чтобы убедиться в этом, достаточно сравнить относительные приведенные расходы воздуха в ТРДЭ и ТРДФ. Относительный приведенный расход воздуха в ТРДЭ определяется как $\bar{G}_{впр} \approx q(\lambda_{см})/q(\lambda_{см0})$, где $q(\lambda_{см})$ – плотность тока воздуха на выходе из камеры смешения. Как показано в работе [10], в ТРДЭ выполняется условие $\lambda_{см} \approx \text{const}$ (см. рис. 1, где дополнительно к характеристикам ТРДФ приведены характеристики ТРДЭ). Как следует из рис. 1, приведенный расход воздуха в ТРДЭ с ростом скорости полета может превышать, в зависимости от $\pi_{к0}$, аналогичный расход воздуха в ТРДФ в два и более раз, что является новым техническим результатом. Столь существенное увеличение расхода воздуха фактически означает увеличение тяговой мощности ТРДЭ.

Для оценки энергетических возможностей сравним ТРДЭ и ТРДФ (рис. 5). По существу, принципы организации рабочего процесса в ТРДФ и ТРДЭ представляют собой два способа форсирования ТРД: "го-

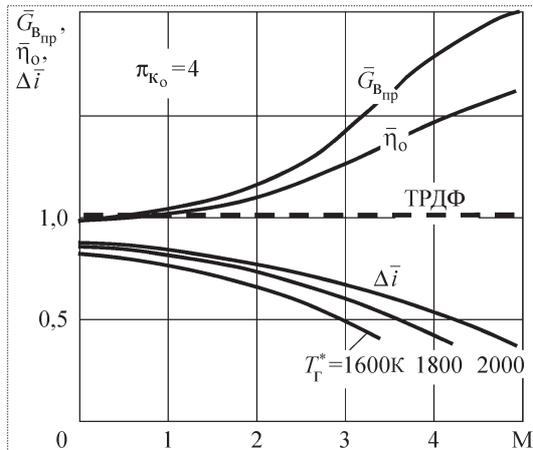


Рис. 6. Зависимость относительных характеристик ТРДЭ от числа М

рячее" (рис. 5, а) за счет повышения температуры газа и "холодное" (рис. 5, б) за счет повышения расхода воздуха. Для исключения влияния внешних и внутренних факторов, таких как траектория полета, сопротивление ЛА, характеристики однотипных элементов, представим характеристики ТРДЭ в относительном виде (по отношению к характеристикам ТРДФ). Будем полагать, что оба типа двигателей имеют одинаковые входные и выходные устройства; мидели; исходные расходы воздуха и степени повышения давления ($\pi_{к0} = 4$); температуру газа перед турбиной. Отличием является то, что ТРДФ имеет форсажную камеру сгорания, максимальная температура газа в которой ограничена теплотворной способностью топлива ($\alpha_2 = 1$), а ТРДЭ – камеру смешения, максимальная температура газа в которой ограничена жаропрочностью лопаток турбины.

Относительные характеристики ТРДЭ определяются следующим образом:

$$\text{тяговая мощность } \bar{N}_p = \bar{G}_в \Delta \bar{i} \bar{\eta}_0;$$

$$\text{расход воздуха } \bar{G}_в = q(\lambda_{в0})/q(\lambda_{в});$$

изменение энтальпии в соответствии с принятыми температурными ограничениями $\Delta \bar{i} = c_1 T_{г}^* - c_2 T_{в}^*$, где c_1 и c_2 – постоянные величины; $T_{г}^*$ и $T_{в}^*$ – температуры газа перед турбиной и на входе в двигатель.

Относительный КПД $\bar{\eta}_0$ определяется методом математического моделирования с учетом характеристик элементов двигателей, включая газовый эжектор для ТРДЭ и форсажную камеру сгорания для ТРДФ. Относительные характеристики ТРДЭ представлены на рис. 6, 7. На рис. 6 показана зависимость относительных характеристик: расхода воздуха $\bar{G}_{впр}$, КПД $\bar{\eta}_0$, изменения энтальпии $\Delta \bar{i}$ от температуры газа перед турбиной $T_{г}^*$ и скорости полета. На рис. 7 показана зави-

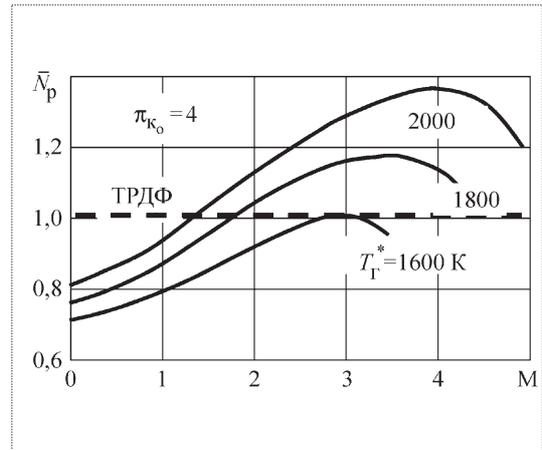


Рис. 7. Зависимость относительной тяговой мощности ТРДЭ от числа М

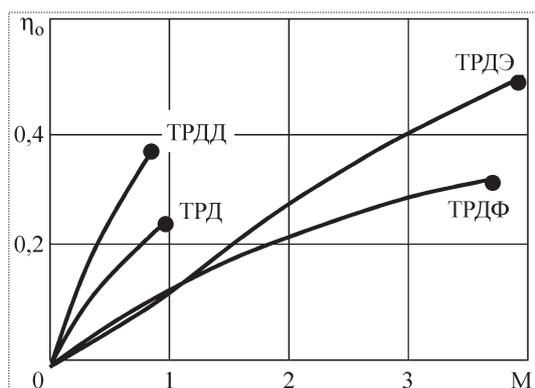


Рис. 8. Зависимость КПД ГТД от числа М

симось относительной тяговой мощности \bar{N}_p от тех же параметров.

Анализ зависимостей для тяговой мощности (см. рис. 7) показывает, что ТРДЭ, имеющий температуру газа перед турбиной менее 1600 К, имеет тяговую мощность меньше, чем ТРДФ. При $T_r^* = 1800$ К турбодвигатель превосходит ТРДФ в диапазоне скоростей, соответствующих $M = 2 \dots 4,5$, а при $T_r^* = 2000$ К — $M = 1,5 \dots 5,5$. До 1992 г. на вооружении ВВС США стоял самолет-разведчик SR-71, который с ТРДФ третьего поколения развивал скорость, соответствующую $M = 3,5$. ЛА с ТРДФ пятого поколения, по оценкам экспертов [11], способны развивать скорость, соответствующую $M = 4$, ТРДФ шестого поколения проектируются с расчетом на $M = 5$ и более, например водородный ТРДФ Д-103, спроектированный в НПО "Сатурн" для воздушно-космического самолета (ВКС) Ту-2000 [11].

Наличие у ТРДЭ тяговой мощности, достаточной для полета ЛА на скоростях, соответствующих $M = 4 \dots 5$ и более (см. рис. 7), открывает принципиально новые возможности повышения КПД газотурбинных двигателей, так как при этом снижаются потери тепловой и кинетической энергий при истечении газа в атмосферу. На рис. 8 показана зависимость общего КПД от скорости полета для различных ГТД прямой реакции, имеющих оптимальные параметры рабочего процесса при $T_r^* = 1800$ К. Видно, что КПД турбодвигателя оказывается существенно выше, чем у известных ГТД прямой реакции. Максимальный КПД ТРДЭ составляет ~ 50 %, а ТРДД имеет КПД ~ 35 %.

Развитие сверхзвуковых ГТД совпадает с потребностями мирового сообщества в отношении перспектив развития транспорта в целом. Повышение скорости крейсерского полета ЛА сегодня рассматривается как одна из важных задач в решении проблемы роста воздушных перевозок в XXI в. [12]. Рост авиaperезонок,

главным образом, будет происходить за счет увеличения количества трансконтинентальных рейсов. Это связано, прежде всего, с развитием инфраструктуры наземного транспорта, который в перспективе неизбежно вытеснит воздушный транспорт с линий малой и даже средней протяженности. В связи с этим ориентация ведущих авиастроительных компаний на развитие дозвуковой авиации (аэробусы типа А-380) как основы гражданского воздушного флота, по мнению автора, уже не кажется столь безупречной. Во всяком случае на этот счет имеются, по крайней мере, три веских причины.

Степень совершенства дозвуковых ГТД сегодня приблизилась к своим техническим возможностям (ежегодный прирост КПД составляет десятки, а то и сотые доли процента) и дальнейшие инвестиции в их развитие (программы CLEAN, VITAL и др.), по-видимому, уже не оправдывают ожидаемых результатов. Косвенным подтверждением этому является то, что двигатели третьего и четвертого поколений, несмотря на появление новых двигателей, не торопятся уступать свое место и по критерию "стоимость—эффективность" зачастую оказываются предпочтительней.

Топливная эффективность турбодвигателей выше топливной эффективности лучших ТРДД, что делает дозвуковые перелеты ЛА на расстояния более 5000 км экономически невыгодными при том, что в перспективе эти маршруты будут являться основными транспортными магистралями.

Комфортное время пребывания пассажира в воздухе не превышает 2...3 ч. Размеры Земли таковы, что наибольшая скорость крейсерского полета, необходимая для достижения практически любой точки земного шара в указанное время, соответствует $M \approx 6$, что, естественно, возможно только при использовании сверхзвуковой авиации.

Именно сейчас, принимая во внимание благоприятную инвестиционную обстановку и отсутствие масштабных технических проектов, у России появляется реальный шанс создать принципиально новую промышленность, основу которой может и, по-видимому, должна составить сверхзвуковая гражданская авиация. Двухконтурный турбореактивный двигатель как газодинамическая схема практически исчерпал свои технические возможности по дальнейшему совершенствованию. Переход к концепции развития сверхзвукового газотурбинного двигателя (турбодвигательного) открывает принципиально новые возможности для повышения топливной эффективности авиационных

двигателей, создает реальные предпосылки для создания сверхзвуковой гражданской авиации.

Литература

1. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей / под ред. В.А. Скибина и В.И. Солонина. М., ЦИАМ, 2004. 424 с.
2. Палкин В.А. Конструктивные особенности перспективных двигателей // Конверсия в машиностроении. 2006. № 4. С. 21–32.
3. Ольховский Г.Г., Гончаров В.В. Применение газотурбинных и парогазовых установок в энергетике (обзор). Комиссия по газovým турбинам РАН. Ассоциация газотурбинных технологий для энергетики и промышленности. 2005. 27 с.
4. Tsukuda Y., Fukuizumi Y., Arimura H. The leading technology of large frame gas turbine for power generation. II Международная НТК. Сб. тезисов. Т. 3. 2005. С. 286–287.
5. Способ форсирования газотурбинной установки: Пат. 2284418 Россия / В.Л. Письменный; БИ № 27, 2006.
6. Паротурбинный двигатель: Пат. 2285131 Россия / В.Л. Письменный; БИ № 28, 2006.
7. Двухконтурный турбореактивный двигатель: А.с. 312328 СССР / А.М. Люлька, 1941.
8. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок / В.И. Бакулев, В.А. Голубев, Б.А. Крылов и др.; под ред. В.А. Сосунова, В.М. Чепкина. М.: Изд-во МАИ, 2003. 688 с.
9. Турбоэжекторный двигатель: Пат. 2190772 Россия / В.Л. Письменный; БИ № 28; 2002.
10. Письменный В.Л. Вопросы теории турбоэжекторных двигателей // Конверсия в машиностроении. 2006. № 4. С. 9–15.
11. Нечаев Ю.Н. Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов. М., изд-е Акад. космонавтики. 1996. 213 с.
12. Цховребов М.М., Солонин В.И. Многорежимные турбопрямочные двигатели больших скоростей // Вестник Акад. космонавтики. 1998. Вып. № 1. С. 100–113.
13. Чуйко В.М. Что делать двигателям? // Крылья Родины. 2006. № 9. С. 8–10.



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

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

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

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

Редакторы номера О.Г. Красильникова, И.Н. Мырина

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

Сдано в набор 01.07.08. Подписано в печать 15.08.08. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,93. Зак. 884. 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