



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

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

The journal is issued monthly
Published since August 1998

G.V. NOVOZHILOV –

Editor-in-Chief (Aviation)

A.S. KOROTEYEV –

Editor-in-Chief (Rocket Technology
and Cosmonautics)

L.A. GILBERG –

Deputy Editor-in-Chief

Editorial

Board Members

V.V. ALAVERDOV
A.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
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
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. BEZYAZCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
A.N. GERASHCHENKO
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKO
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOMAROV
V.V. KRYMOV
A.N. KURYLENKO
L.N. LYSENKO
A.P. MANIN
V.A. MENSHIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
K.M. PICHKHADZE
S.S. POZDNYAKOV
V.A. POLETAYEV
P.R. POPOVICH
Yu.Ä. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLOGUB
V.A. SOLOVEV
A.I. TATUEV
B.E. TCHERTOK
V.V. SHALAY
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

CONTENTS

Zelin A.N. Unmanned Aerial Vehicles In Air Force Inventories	3
Akhmetov R.N., Makarov V.P., Sollogub A.V. Assessment Of Low-Orbital Remote Sensing Satellite Autonomy	7
Dmitriyev V.G., Munin A.G., Samokhin V.F., Chernyshev S.L. Priorities In Civil Aviation.	15
Malyshev G.V., Kalashnikov L.M., Sharifullin R.R. Spacecraft Cable Docking System	23
Scopetz G.M., Stepanov V.D. The Development Of Methodology For Forming The Technical Configuration Of Aerial Systems Under Limiting Conditions	29
Mordyga Yu.O., Savostyanov A.M. Interaction Of Gas With The Fuel Simulator And Method Of Estimation Of The Gas Concentration In A Liquid At The Tank Vibration	37
Vyshinsky V.V., Stasenko A.L. Evolution Of Aircraft Aerosol Jet-Vortex Wake In Turbulent Atmosphere	44
Andronov G.F., Ezhov G.P., Salatov B.Kh. Microstructure Of Space	50
Boldyrev A.V. Weight Analysis Of Wings With Unconventional Shape	57

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

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

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

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

Representatives of the journal:

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

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

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

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

E-mail address: polet@mashin.ru

Internet address: [http: //www.mashin.ru](http://www.mashin.ru)

УДК 629.7

Беспилотные летательные аппараты в системе вооружения авиации ВВС

А.Н. Зелин

Показаны роль и место беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в системе вооружения авиации Военно-воздушных сил Российской Федерации. Дан анализ эффективности функционирования БЛА в составе смешанной авиационной группировки. Перечислены задачи, решаемые с применением комплексов с ударными БЛА.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат; многоцелевой авиационный комплекс; смешанная авиационная группировка.

A.N. Zelin. Unmanned Aerial Vehicles In Air Force Inventories

The author elaborates on the role and place of unmanned aerial vehicles (UAV) in the system of weapons organic to the Russian Air Force, drawing reader's attention to the analysis of UAV operational effectiveness as part of a combined air task force. Furthermore, key missions, assigned to attack UAVs are described.

Key words: unmanned aerial vehicle; multirole aircraft; combined air task force.

Вероятность возникновения крупномасштабной войны в настоящее время весьма невелика и в будущем (2020 – 2050 гг.) должна быть уменьшена. Для того чтобы это стало возможным, необходимо продолжать поддерживать триады стратегических ядерных сил сдерживания: ВВС, ВМС, РСВН. Пока у нас есть серьезная "кнопка", способная привести к действию средства ядерного сдерживания (СЯС) в ответно-встречном ракетно-ядерном ударе, развязывание крупномасштабной войны для государства-агрессора не может быть выгодным.

Имея мощные СЯС, наша страна существенно обезопасит себя и от развязывания региональных войн.

Локальные войны, как в настоящее время, так и в перспективе, по-прежнему вероятны. Территориальные претензии отдельных государств (например, стран Прибалтики, Грузии, Украины, Польши) в дальнейшем могут продолжать обостряться. Не исключены также внутригосударственные вооруженные конфликты на национальной или национально-этнической почве.

Роль авиации ВВС в обеспечении национальной безопасности страны весьма высока. Независимо от экономического кризиса остро встает вопрос о долгосрочной (на 15 лет и более) перспективе ее развития.

В ближайшей перспективе (до 2015 г.) в состав системы вооружения фронтовой авиации ВВС будут входить находящиеся в настоящее время на вооружении авиационные комплексы (АК) четвертого поколения, модернизируемые АК поколения 4+ и 4++, а также перспективные АК пятого поколения. Доля устаревшей техники к концу этого периода в составе парка авиации ВВС будет уменьшена.

Основные направления модернизации АК четвертого поколения хорошо известны. Среди них важным является решение разнохарактерных задач в вылете, т.е. многоцелевая направленность АК.

Проблема многоцелевого использования АК фронтовой авиации всегда стояла весьма остро, был создан специальный род авиации — истребительно-бомбардировочная авиация (ИБА). Как показал опыт применения ИБА в боевых условиях, в вы-



ЗЕЛИН
Александр Николаевич —
главнокомандующий
Военно-воздушными силами
Российской Федерации,
генерал-полковник,
кандидат воен. наук

летах решались, как правило, ударные задачи и в редких случаях — истребительные (Вьетнам, Корея). Тогда не представлялось возможным создание АК, способного решать две разнохарактерные задачи (ударные и истребительные) в одном вылете (МиГ-27, Су-17 различных модификаций).

АК четвертого поколения (МиГ-29, Су-27) создавались как чисто истребители. За счет модернизации они должны были иметь возможность наносить удары по наземным (морским) объектам. На сегодняшний день отечественного опыта их многоцелевого применения в боевых условиях почти нет, а практика применения АК предыдущего поколения указывает на несовместимость выполнения в одном вылете двух разнохарактерных задач по ряду причин. Основной из них являются трудности адаптации летчика в процессе перехода от выполнения одной задачи (истребительного боя) к другой (удару по наземным объектам).

При создании АК пятого поколения за счет установки специального обзорно-прицельного оборудования и автоматизации процесса прицеливания данная проблема в определенной степени решается, но однозначного практического подтверждения целесообразности совмещения двух разнохарактерных задач в вылете на сегодняшний день нет.

По-видимому, кроме технической реализуемости, решать данный вопрос необходимо с учетом специальной летной подготовки экипажей многоцелевых АК. Конечно, это приведет к значительному увеличению времени и стоимости подготовки летчиков. Так, если стоимость подготовки летчика фронтовой авиации первого класса за 7...8 лет ориентировочно составляет 3,4 млн дол., летчика-снайпера за 10...12 лет — 7,82 млн дол., то подготовка летчика 1-го класса на многоцелевых самолетах может занять 8...10 лет и стоить до 5,5...6,0 млн дол., а летчика-снайпера — 15...17 лет с затратами 12...14 млн дол. При этом средний годовой налет летчиков 1-го класса должен составлять 100...120 ч.

В перспективе пилотируемая фронтовая авиация (ФА) будет развиваться в направлении создания многофункциональных АК — комплексов, на базе которых за счет установки специального оборудования создаются комплексы различного целевого назначения. Многофункциональные АК в вылете решают одну задачу, соответствующую своему целевому назначению. Например, фронтовой бомбардировщик Су-24 решал ударные задачи (Су-24М), разведывательные (Су-24МР), а также задачи РЭП (постановка помех) (Су-24МПП).

Другим направлением развития ФА является создание многоцелевых АК — комплексов, решающих в вылете две разнохарактерные задачи: ударные и ис-

требительные, разведывательные и ударные. К многоцелевым АК относятся комплексы поколения 4+ и пятого поколения (МиГ-29СМ, Су-27СМ, ПАК ФА). Возможно также создание многофункциональных АК на базе многоцелевых за счет установки на них контейнеров со специальным оборудованием (разведывательным и РЭП).

Вместе с тем создание многоцелевых АК, эффективно решающих две разнохарактерные задачи в вылете, потребует компромиссной оптимизации основных тактико-технических характеристик (массы боевой нагрузки — нормальной и максимальной, максимальной скорости полета и перегрузки, тактического радиуса полета и др.). Это, в свою очередь, приведет к серьезным дополнительным затратам на их разработку и эксплуатацию.

Можно ожидать, что к 2025 г. объем задач, возлагаемый на авиацию ВВС, не только не уменьшится, но даже увеличится в 1,3...1,5 раза за счет количественного и качественного роста объектов действия, что потребует увеличения состава авиационной группировки, действующей на стратегическом направлении. Однако в связи с увеличением стоимости создания и эксплуатации самих АК нового поколения, а также из-за увеличения стоимости их освоения летным составом можно ожидать, что при прогнозируемом уровне финансирования количественный состав авиации ВВС к 2025 г. существенно уменьшится.

В этом случае к 2025 г. пилотируемая авиация ВВС не сможет решать требуемый объем задач в локальной войне, как того требуют программные документы по национальной безопасности и военной доктрине Российской Федерации.

Одним из направлений решения данной проблемы может стать широкое применение беспилотных летательных аппаратов (БЛА) различного целевого назначения. В связи с более низкой стоимостью создания и эксплуатации в рамках тех же ассигнований, выделяемых на авиацию ВВС, они за счет большего количества в составе авиационной группировки (АГ) способны существенно повысить ее боевые (оперативные) возможности.

Необходимость создания многофункциональных малозаметных беспилотных боевых систем как роботизированной составляющей перспективной смешанной АГ пилотируемых и беспилотных АК диктуется следующими обстоятельствами:

- ростом стоимости создания, освоения и эксплуатации пилотируемых АК;

- сокращением количественного состава группировки пилотируемых АК;

опасностью потерь пилотируемых АК и летного состава при действиях на стратегическом направлении; необходимостью пополнения мирового рынка вооружений новыми высокотехнологическими системами вооружения.

Многофункциональные БЛА совместно с пилотируемыми АК в составе смешанной АГ должны уметь решать ударные, истребительные задачи, а также разведывательные задачи и РЭП.

Комплексы с ударными БЛА предназначены для решения в составе сил и средств ВВС следующих боевых задач:

создание угрозы гарантированного поражения целей обычным оружием в установленный период;

поражение важных военных и государственных объектов противника;

завоевание господства в воздухе путем поражения средств противостоящей группировки ПВО, дезорганизации ее системы управления авиацией, ПВО, войсками и флотом;

изоляция района боевых действий;

борьба с резервами и вторыми эшелонами войск противника;

контртеррористическая борьба (удары по лагерям подготовки и базам террористов).

Для обеспечения решения данных боевых задач комплекс с ударными БЛА должен обладать следующими качествами:

высокая досягаемость объектов действия;

достаточно высокий уровень выживаемости после воздействия средств ПВО противника;

широкая номенклатура управляемых средств поражения;

многократность боевого применения;

невысокая стоимость создания потребной группировки смешанного пилотируемого и беспилотного состава;

способность осуществлять автономный (высокоточный) полет с возможностью оперативного изменения программы полета;

обнаружение и прицеливание по объектам действия с участием наземных операторов;

передача информации по каналам двухсторонней связи;

реализация функций обмена информацией в рамках существующих АСУ, разведывательных систем, информационных систем обмена, распределения и передачи информации;

возможность длительного хранения.

Боевое применение комплексов с ударными БЛА предусматривает следующую последовательность действий:

полет в заданный район;

допоиск объектов поражения;

передача на наземные командные пункты (пункты управления) данных о цели, в том числе видеоизображений для ее идентификации;

поражение объектов действия по разрешающим командам с земли;

возвращение к месту базирования.

По отношению к пилотируемым АК роботизированные комплексы с БЛА имеют следующие преимущества:

отсутствие экипажа на борту (отсутствие потерь летного состава);

способность пребывания в высоких степенях боевой готовности практически неограниченное время;

возможность совершать длительный полет в широком диапазоне высот;

меньшие размеры, заметность и уязвимость от средств ПВО;

меньшие расходы на эксплуатацию;

существенно меньшая стоимость (~0,20 млн дол.) и время подготовки (~1 год) оператора БЛА;

возможность выполнения нескольких разнохарактерных задач в вылете (ударных и истребительных, разведывательно-ударных).

По отношению к крылатым ракетам большой дальности комплексы с БЛР имеют следующие преимущества:

меньшую чувствительность к качеству внешнего целеуказания;

способность осуществления допояска и идентификации целей с использованием бортовых информационных средств;

возможность выполнения боевой задачи как автономно, так и в контуре автоматизированного управления и контроля со стороны оператора в реальном масштабе времени.

Исходя из потребностей решения задач, возлагаемых на авиацию ВВС в войнах и вооруженных конфликтах, с учетом дефицита возможностей пилотируемой авиации типоразмерный ряд многофункциональных комплексов с боевыми БЛА должен включать:

комплексы с БЛА средней дальности (оперативно-тактические);

комплексы с БЛА большой дальности и продолжительности полета (оперативные и оперативно-стратегические).

Следует отметить, что создание многофункциональных комплексов с БЛА данного типоразмерного

ряда требует решения некоторых проблем. В частности, к ним относятся следующие:

по конструкции летательного аппарата
изыскание новых нетрадиционных компоновочных схем ЛА;

разработка технологии снижения заметности в ИК, РЛ, видимом диапазоне;

широкое использование композиционных материалов с целью уменьшения массы конструкции;

уменьшение затрат на разработку, производство и техническое обслуживание;

по бортовым системам
разработка интеллектуальной бортовой системы управления полетом с участием оператора;

оптимизация функций оператора и его роли в управлении полетом и выполнении боевых задач;

разработка бортовых систем высокоточной навигации;

по вооружению
разработка малогабаритного управляемого оружия общего назначения;

исследования по созданию оружия на новых физических принципах;

по средствам передачи, сбора и обработки информации

применение технологии комплексной обработки данных различных информационных датчиков;

создание сверхширокополосной помехозащищенной линии передачи информации;

использование технологии автоматического распознавания объектов действия;

интеграция в разведывательно-ударные системы.

Включение многофункциональных комплексов с БЛА различного целевого назначения в систему вооружения авиации ВВС придаст боевым ударным комплексам новые качества интегрированной боевой системы:

по условиям боевого применения
обеспечит многофункциональность, высокоточность, всепогодность, способность действовать в любое время суток;

обеспечит модульность, адаптивность и универсальность;

повысит избирательность выполнения боевой задачи, уменьшит время реагирования;

по выживаемости
уменьшит заметность группировки;
обеспечит скрытность функционирования (маловысотный полет);

повысит безопасность операторов, уменьшит потери экипажей;

по эксплуатации

снизит стоимость жизненного цикла группировки; повысит унификацию обслуживания и применения;

по управлению

обеспечит взаимодействие формирований, вооруженных пилотируемыми и беспилотными комплексами, на основе разработки перспективной АСУ ВВС; обеспечит рациональное целераспределение между пилотируемыми и беспилотными формированиями.

Для определения рациональных соотношений между пилотируемой и беспилотной компонентами в составе смешанной группировки необходимо на основе концептуальных и технических проработок промышленности по критерию "эффективность — стоимость — реализуемость" выявить преимущества, которые будут иметь место от включения многофункциональных БЛА в состав группировки, и на этой основе сформировать количественно-качественный состав группировки, направленный на повышение эффективности ее боевого применения.

Исходя из анализа эффективности функционирования комплексов с БЛА в составе смешанной группировки с учетом затрат на ее создание и функционирование в боевых условиях в период 2020...2025 гг., могут быть получены результаты, оказывающие существенное влияние на принципы формирования Государственной программы вооружения. Это возможно за счет существенного возрастания эффективности решения задачи стратегического сдерживания совместно с комплексами АСЯС с учетом возможностей оперативных и оперативно-стратегических БЛА; эффективного сохранения ударного потенциала группировки в условиях региональной войны; повышения потенциала смешанной группировки при аналогичных затратах на ее создание по сравнению с группировкой, включающей только пилотируемые комплексы.

Таким образом, одним из наиболее рациональных направлений повышения оперативных возможностей перспективной АГ в условиях ограниченного финансирования, выделяемого на строительство и боевую подготовку авиации ВВС, может стать включение в состав системы вооружения авиации ВВС определенного типоразмерного ряда многофункциональных комплексов БЛА различного целевого назначения (ударные, истребители, разведчики, РЭП, борьба с ПВО), создаваемых на основе единого базового комплекса с БЛА. Конечно, многофункциональные БЛА не заменят пилотируемую авиацию. Их использование направлено на усиление ее боевых возможностей по решению задач в войнах и вооруженных конфликтах.

Оценка автономности низкоорбитальных КА дистанционного зондирования Земли

Р.Н. Ахметов, В.П. Макаров, А.В. Соллогуб

Рассмотрены вопросы, связанные с оценкой автономности функционирования автоматических космических аппаратов (КА) в штатных и нештатных (аномальных) условиях полета. Предложен общий подход к формированию частных критериев оценки степени автономности низкоорбитальных КА дистанционного зондирования Земли.

Ключевые слова: космический аппарат; жизненный цикл; управление; автономность; живучесть; зондирование; полетная калибровка; баллистика; навигация.

R.N. Akhmetov, V.P. Makarov, A.V. Sollogub. Assessment Of Low-Orbital Remote Sensing Satellite Autonomy

The paper deals with assessment of unmanned satellites functional autonomy under in-flight nominal conditions and contingencies (anomalies). There is proposed an approach to shaping of autonomy assessment partial criteria applicable to low-orbital remote sensing satellites.

Key words: satellite; life cycle; control; autonomy; survivability; sensing; coordinates tasking; ballistics; navigation.

Решение проблемы автономности для автоматических космических аппаратов (КА) имеет первостепенное значение на всех этапах жизненного цикла КА.

Автономность — это системное свойство, обусловленное несколькими факторами. Наиболее важными из них являются отсутствие на борту КА "живого" интеллекта (человека) и невозможность (по определению) доставки на борт КА с Земли дополнительной массы (оборудования, элементов конструкции) и энергетических компонентов (рабочего тела для ракетных двигателей, химических источников тока). В то же время существует возможность использования на борту КА солнечной энергии и информационного взаимодействия с наземным комплексом управления (НКУ), а также целенаправленного расходования предусмотренных заранее избыточных ресурсов бортовых средств, в том числе резервных комплектов бортовой аппаратуры (БА) и функциональных резервов [1–3].

От того, в какой мере реализуются эти возможности в автоматических КА на всех этапах жизненного цикла без непосредственного вмешательства человека в текущие процессы функционирования КА в штатных и аномальных ситуациях, зависит степень его автономности. В этой связи возникают проблемы оценки уровня автономности автоматического КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Необходимо определить, от чего он зависит, какими показателями характеризуется и по каким критериям может оцениваться и сравниваться с уровнем автономности различных систем.

До настоящего времени вопросы критериальной оценки автономности КА ДЗЗ и его бортовых систем не нашли должного отражения в научных исследованиях. В статье сделана попытка приблизиться к разрешению этих вопросов, исходя из общей модели жизненного цикла КА ДЗЗ.



АХМЕТОВ
Равиль Нургалиевич —
генеральный конструктор
ФГУП ГНПРКЦ "ЦСКБ —
Прогресс", кандидат техн.
наук



МАКАРОВ
Валентин Павлович —
научный советник ФГУП
ГНПРКЦ "ЦСКБ — Про-
гресс", доктор техн. наук



СОЛЛОГУБ
Анатолий Владимирович —
главный научный сотруд-
ник ФГУП ГНПРКЦ
"ЦСКБ — Прогресс",
доктор техн. наук

Модель жизненного цикла КА

Современный этап развития космических средств ДЗЗ характеризуется усложнением функций, выполняемых с помощью бортовых средств на всех этапах жизненного цикла КА. В наибольшей мере это проявляется на этапах летно-конструкторских испытаний (ЛКИ) и штатной эксплуатации в задачах целевого (штатного) функционирования КА и управления его живучестью в аномальных (нештатных) ситуациях.

Схема обобщенной модели жизненного цикла КА и связей с работами по обеспечению автономности и живучести приведена на рис. 1.

На этапах ЛКИ и штатной эксплуатации обеспечение автономности и живучести КА ДЗЗ связано с реализацией таких свойств, как адаптивность, автономная реконфигурация управления и встроенная самоорганизация при решении задач целевого функционирования (рис. 2–5).

Под *паттерном* (см. рис. 1, 5) понимается хорошо сформулированное и эффективное типовое решение проблемы. Паттерн не является законченным образ-

цом проекта. Это, скорее, описание или шаблон того, как решать задачу. Паттерн показывает отношение и взаимодействие между объектами без определения, какие конкретно объекты будут использоваться. Алгоритм не является паттерном, так как решает задачу вычислительного характера, а не проектирования.

Такое свойство, как *целеполагание*, обычно относится к антропоморфным интеллектуальным системам, способным самостоятельно формулировать цели своего поведения исходя из характера текущей ситуации (особенно новой, которая заранее не была предусмотрена). При встроенном целеполагании реализуется некий набор целей, адекватно отражающий соответствующее множество возможных ситуаций при текущем функционировании КА. При этом целеполагание становится формальной процедурой, которая сводится к описанию сложившейся текущей ситуации в процессе функционирования КА в терминах заданного их множества и выбора той цели, которая отвечает или наиболее близка к ситуации из реализованного набора. Такое целеполагание характерно для интеллектуальных систем (по терминологии С.Н. Васильева) [4]. Именно в таком аспекте понимается встроенное целеполагание на схеме, представленной на рис. 5.

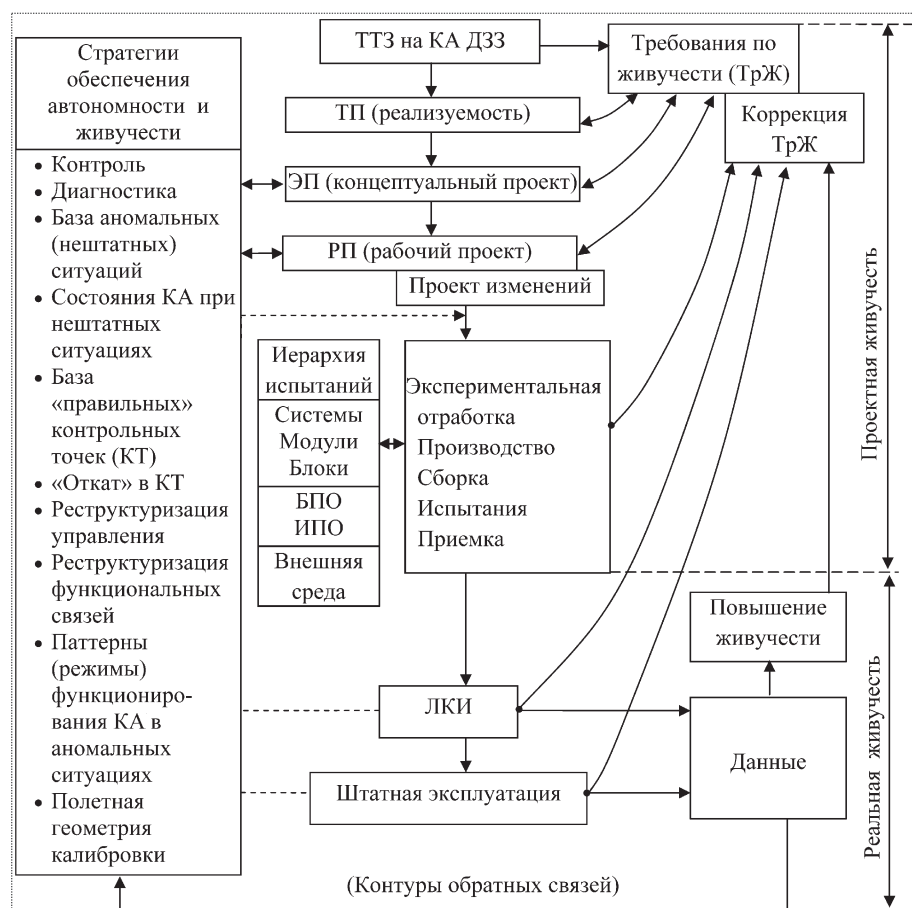


Рис. 1. Структурная схема обобщенной модели жизненного цикла КА и связей с работами по обеспечению автономности и живучести

Принципы обеспечения автономности КА ДЗЗ

Рассматривая автономность как системное свойство, присущее любым сложно организованным автоматическим устройствам типа интеллектуальных подвижных роботов [4], основу управления которыми составляют интеллектуальные методы, можно сформулировать принципы обеспечения автономности функционирования КА ДЗЗ. Наиболее общими из них являются следующие:

обеспечение требуемого энергобаланса (расходование и восполнение запасов электроэнергии) на всех этапах функционирования КА за счет энергии солнечного излучения;

введение интеллектуального управления функционированием автоматических КА при штатных условиях решения целевых задач и в аномальных ситуациях;

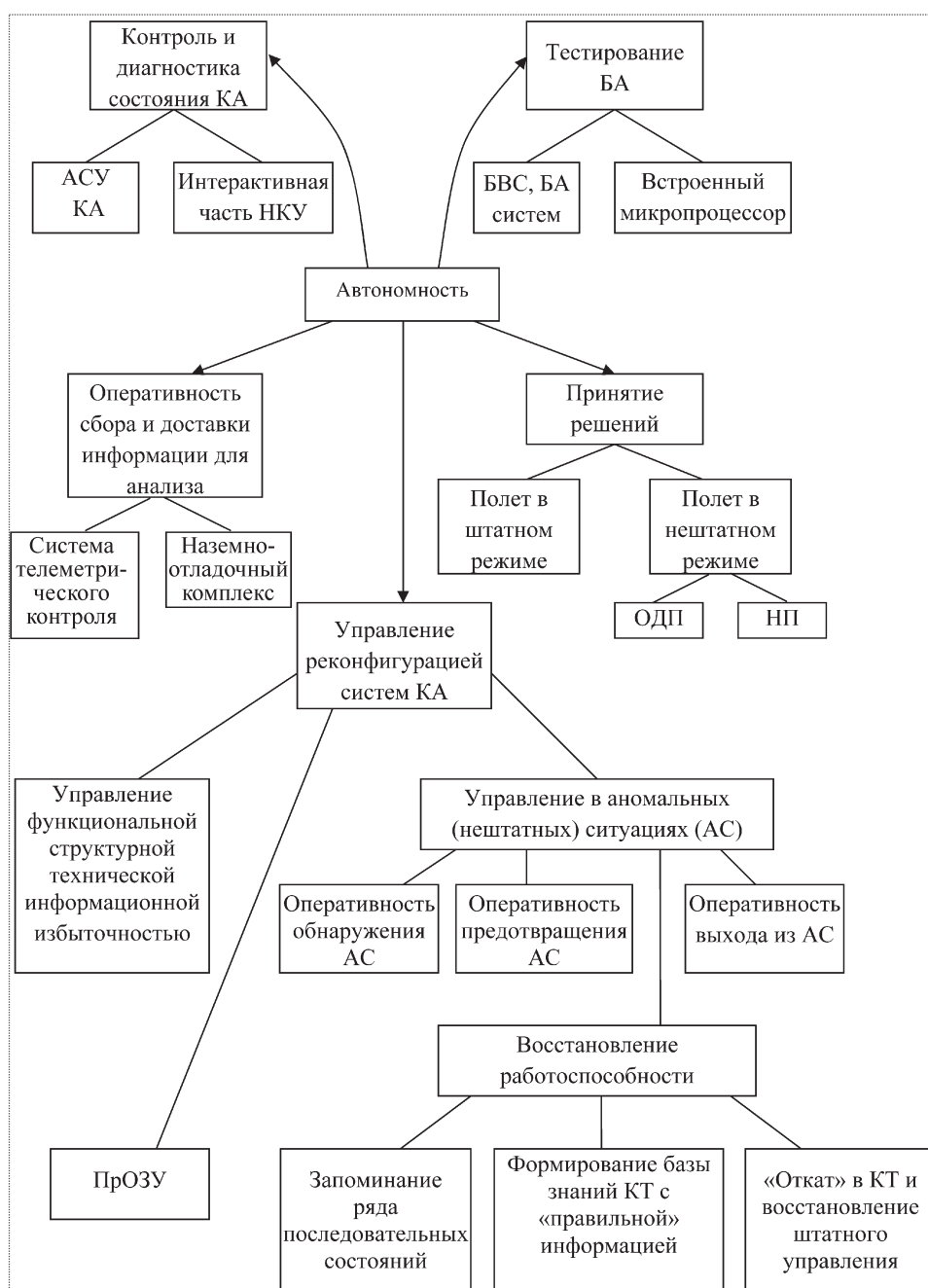


Рис. 2. Схема декомпозиции свойств "автономность" и "управление реконfigurацией систем КА" (ПрОЗУ – это программы, засылаемые по радиоканалу с НКУ в ОЗУ БВС)

рациональное распределение управления функционированием КА ДЗЗ между автономными бортовыми и дистанционными средствами. Например, управление бортовыми системами КА преимущественно с помощью автономных бортовых средств, а формирование управления применения КА по целевому назначению – дистанционно (с Земли);

применение в бортовых системах рационального сочетания всех видов избыточности (структурной, технической, функциональной, информационной) для обеспечения требуемых уровней автономности и живучести КА.

В этой связи для КА ДЗЗ и многих других приложений представляют интерес принципы решения следующих частных задач:

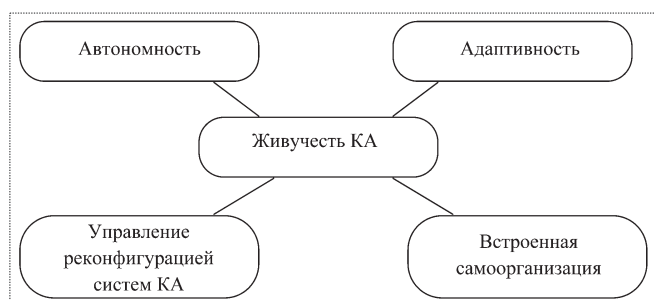


Рис. 3. Компоненты живучести, реализуемые на этапах ЛКИ и штатной эксплуатации

автономное управление угловым движением КА для выполнения целевых функций;
автономное решение баллистико-навигационных задач;
автономное выполнение задач полетной геометрической калибровки бортовых средств;
автономное управление бортовыми средствами для обеспечения живучести КА;
сигнатурное зондирование.

Эти задачи тесно связаны с вопросами о показателях и критериях оценки степени автономности КА и его бортовых систем.

Основные подходы к автономному управлению функционированием низкоорбитальных КА ДЗЗ и вопросы автономного решения баллистико-навигационных задач рассмотрены в [2].

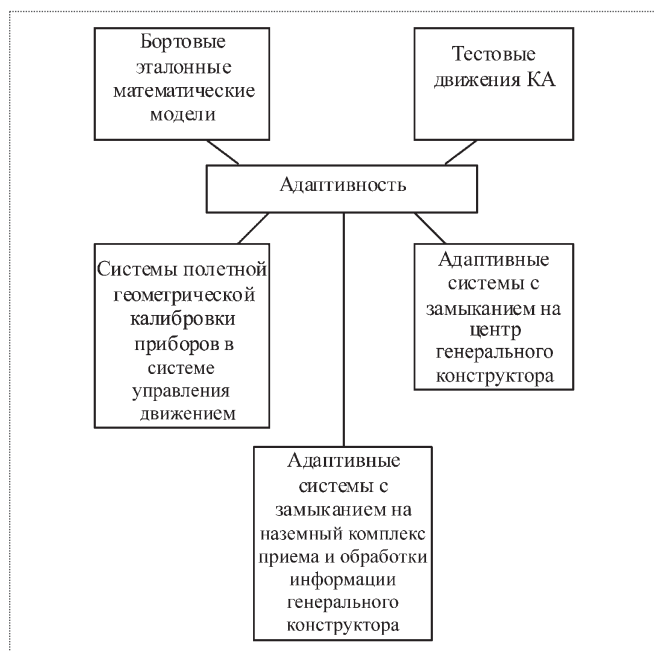


Рис. 4. Схема декомпозиции свойства "адаптивность"



Рис. 5. Схема декомпозиции свойства "встроенная самоорганизация"

На борту КА предусматривается процедура оперативного синтеза программы управления угловым движением (ПУУД). С ее помощью обеспечивается реализация разнообразных целевых задач: объектовой, маршрутной съемок, съемки площадок, стереосъемки, съемки с произвольным азимутом. Кроме того, обеспечивается выполнение и других задач, связанных, в частности, с маневрами КА, передачей целевой информации на наземные пункты приема, с ориентацией панелей солнечных батарей на Солнце.

В общем случае синтез ПУУД должен проводиться с учетом реальных возможностей аппаратных средств управления движением, т.е. текущих ограничений по угловым скоростям и ускорениям, таким образом, чтобы скорость продольного движения изображения в фокальной плоскости объектива целевой аппаратуры (ЦА) соответствовала следующим условиям:

для центральной линии визирования $W_{xp}/D = (W_{xp}/D)_{i\delta} = \text{const}$; $W_{zp}/D = 0$, где $(W_{xp}/D)_{i\delta}$ – параметр, определяющий скорость продольного движения изображения в фокальной плоскости ЦА; W_{zp}/D – скорость движения изображения в поперечном направлении; D – расстояние от центра масс КА до отображаемой точки на поверхности Земли;

на левом и правом краях кадра относительно центральной линии фокальной плоскости значения W_{xp}/D , должны быть эквивалентными;

ограничения на максимально допустимые значения модулей угловой скорости и углового ускорения имеют вид

$$|\omega(t)| \leq \omega_{a\bar{t}}; \quad |\varepsilon(t)| \leq \varepsilon_{a\bar{t}}. \quad (1)$$

Подчеркнем, что в ПУУД должны учитываться особенности управления как на маршрутах, так и на межмаршрутных интервалах. Причем в последнем случае необходимо минимизировать время разворота КА при выполнении ограничений (1).

Для построения ПУУД, отвечающей необходимым требованиям по качеству изображения в фокальной плоскости ЦА, необходимо иметь высокоточные текущие баллистико-навигационные данные о параметрах движения центра масс КА. Эти параметры на современных КА ДЗЗ формируются бортовыми средствами на основе данных, получаемых спутниковой системой навигации, в которой предусматривается использование навигационных полей ГЛОНАСС и GPS. В ряде случаев используется информация от автономных бортовых систем определения углового положения КА (типа астродатчиков и инерциальных измерителей) [5, 6].

Для обеспечения автономного функционирования КА с требуемыми показателями важно устранить противоречие между достигнутыми точностями БА систем управления ориентацией (единицы угловых секунд) и точностями взаимного расположения осей чувствительности этой БА в условиях эксплуатации (на уровне до десятков угловых минут). Оно может быть устранено путем периодического проведения геометрической калибровки измерительной БА в составе КА (включая ЦА) непосредственно в процессе орбитального полета [2, 3]. Для этого проводятся следующие мероприятия:

- калибровка бортовых приборов в наземных условиях на специализированных стендах;

- технологические мероприятия по снижению погрешностей рассогласования осей БА, в частности размещение чувствительных элементов приборов на единой термостабилизированной платформе;

- калибровка в условиях орбитального полета, в том числе с организацией и проведением специальных калибровочных маневров, уточнение моделей и алгоритмов оценки разнородных по природе погрешностей;

- разработка бортовых систем и калибровочных режимов, в которых осуществляется одновременная совместная работа приборов системы ориентации и ЦА (например, типа АКСО — астрокоррекции согласования осей астродатчиков и ЦА, работающей по звездному полю, подобно астродатчикам).

В общем случае в технологии АКСО предусматривается два этапа: одновременная съемка участков звездного поля астродатчиками и ЦА и наземная совместная обработка информации от астродатчиков и с полученных ЦА снимков звездного поля в целях определения истинных погрешностей рассогласования осей астродатчиков и ЦА. При этом может использоваться также информация, получаемая в рамках специального режима, в котором с помощью автоколлимационной системы измерения и согласования осей определяется рассогласование осей термостабилизированной платформы и ЦА на интервале между двумя последовательными режимами АКСО.

Следует отметить перспективный метод калибровки датчиков внешней информации о параметрах ориентации КА (в частности, астродатчиков), разработанный в ГНПРКЦ "ЦКСБ — Прогресс". Он предусматривает построение и использование виртуального прибора (астродатчика), представляющего собой, по сути, математическую модель этого прибора. Это особенно эффективно в тех случаях, когда точность измерения параметров двумя приборами выше, чем одним (почти на порядок, как в данном случае). Тогда с помощью одного реального прибора, работающего в паре с виртуальным, возможно достигать желаемой высокой точности ориентации КА, но с меньшими энергозатратами.

Важным аспектом автономного функционирования КА является обеспечение его живучести в аномальных ситуациях.

Стратегия управления живучестью КА в процессе выполнения целевых функций на орбите включает:

- бортовой контроль операций текущих процессов функционирования КА;

- оперативную диагностику состояния систем КА;

- организацию бортовой базы аномальных (нештатных) ситуаций;

- автономный анализ состояния систем КА при нештатных ситуациях;

- построение бортовой базы "правильных" контрольных точек (КТ) (например, посредством отбора результатов анализа данных на нескольких предыдущих тактах работы бортовых систем);

- автономный "откат" в КТ при аномальных ситуациях;

- автономную реструктуризацию управления с восстановлением функций КА;

- баланс принципов централизованного и децентрализованного управления;

- реализацию типовых паттернов (режимов) функционирования бортовых средств КА в аномальных ситуациях;

- реализацию принципов автономной полетной калибровки бортовой аппаратуры КА;

- реализацию принципов структурной, технической, функциональной, информационной избыточности на всех стадиях жизненного цикла КА.

Для обеспечения живучести современных КА ДЗЗ (типа "Ресурс ДК1") в бортовом программном обеспечении (БПО) бортового комплекса управления (БКУ) предусматривается многослойная процедура проверки анализа аномальных ситуаций и принятия в соответствии с этим решений по реанимации управления изделием автономными средствами. Если, например, ситуация возникла из-за сбоя аппаратуры, то реанимация может быть осуществлена алгоритмическим путем, при

Допустимые состояния КА	Особенности функционирования	Характер причин и последствий	Принятие решения по реанимации
Ориентированный дежурный полет	Сохраняются: заданная ориентация КА; сеансы связи с НКУ; перекладки СБ	Причины АС локализованы бортовыми средствами контроля, их последствия определены. Целевые задачи не выполняются.	БКУ – для обеспечения оперативности и автономности управления; НКУ – для контроля и анализа АС
Неориентированный полет	Сохраняются сеансы связи с НКУ	Причины АС и их последствия угрожают работоспособности КА или неоднозначны в рамках принятой модели контроля (искажение данных в ОЗУ БВС)	НКУ БКУ – при реализации программы реанимации из НКУ

котором организуется "откат" всей системы в одно из устойчивых состояний (контрольных точек), которые либо созданы заблаговременно, либо сформированы в процессе полета КА.

Дальнейшее функционирование КА продолжается начиная с этой контрольной точки. В ряде случаев для реанимации бортовых систем достаточно переключения вышедшей из строя БА на резервные комплекты.

В более сложных случаях, когда для анализа аномальных ситуаций (АС) требуется время и привлечение к анализу наземных аналитических служб, предусматривается перевод изделия в одно из двух допустимых состояний – ОДП (ориентированный дежурный полет) или НП (неориентированный полет), – представленных в таблице.

В этих целях в бортовом программном обеспечении БКУ КА предусмотрен специальный паттерн (режим Р11) – "Управление КА при возникновении неисправностей".

Изложенное выше не исчерпывает всех проблем автономного функционирования КА. Ждут своего решения, например, проблемы сигнатурного зондирования (когда с борта КА передается не все изображение, а только отличительные признаки от предыдущего кадра), "сшивки" изображений в бортовых условиях, калибровки бортовых систем без использования специальных калибровочных маневров КА, снижающих производительность целевых работ.

Проблемы автономности многогранны. Для сравнения степени решения этих проблем для различных КА целесообразно разработать критерии классификации автономности КА.

Критериальная оценка автономности КА ДЗЗ

Рассмотрим некоторые подходы к формированию частных критериев оценки автономности КА ДЗЗ.

Критерий энергетической автономности. С точки зрения энерго-

обеспечения бортовых средств КА ДЗЗ является полностью автономным. Это обеспечивается следующими факторами:

автономным набором аппаратных средств системы энергоснабжения (СЭП) – химическими источниками тока, фотоэлектрическими преобразователями, панелями солнечных батарей (ПСБ), комплексом автоматической стабилизации напряжения электропитания бортовой сети;

БПО СЭП – автономным фоновым режимом поддержания текущего энергобаланса и устранения неисправностей в системе энергоснабжения;

БПО БКУ – автономным режимом управления энергобалансом для обеспечения стратегических запасов электроэнергии, в том числе путем перекладки ПСБ или специальных режимов разворотов КА для получения $\max \cos \alpha$ (α – угол между нормалью к поверхности ПСБ и направлением на Солнце).

Критерий функциональной автономности КА. Под функциональной автономностью КА понимается автоматическое выполнение функциональных задач бортовыми системами КА для обеспечения дистанционного зондирования Земли. Критерий может быть определен как отношение объема задач, решаемых бортовым комплексом управления, к общему объему задач, решаемых средствами БКУ и наземным комплексом управления [2, 3]. Изменение этого соотношения по годам представлено на рис. 6.

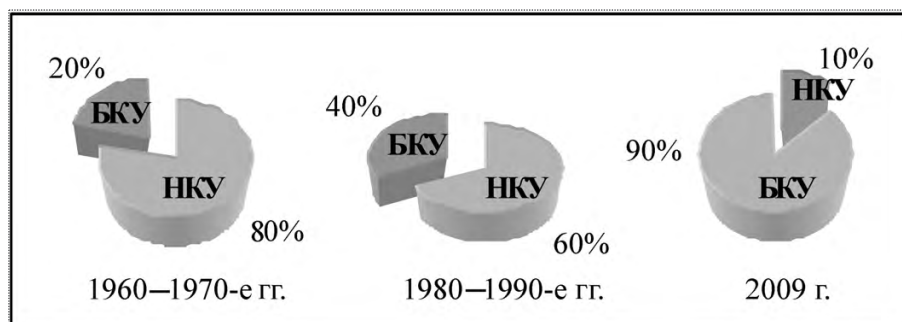


Рис. 6. Распределение объемов задач, решаемых средствами БКУ и НКУ, по годам

Критерий целевой информационной автономности. Критерий информационной автономности представляет собой совокупность частных критериев получения видовой информации. Эти критерии отражают технологию получения видовой информации (формирование, накопление, сжатие, автономная доставка на Землю; сшивка фрагментов изображения в наземном комплексе приема и обработки информации; реализация идеи сигнатурного зондирования) и повышения информативности снимков (целевыми средствами зондирования, а также обеспечиваемыми системами КА (устранение "смаза" изображения); наземной обработкой целевой информации (устранение размытости снимков, ракурсных искажений и других дефектов)).

Часть этих задач выполняется в автономном режиме, "сшивка" и устранение дефектов снимков выполняются в наземных условиях, идеи сигнатурного зондирования находятся в стадии исследований.

Критерий полноты контроля функционирования и управления КА в аномальных ситуациях. Этот критерий отражает следующие показатели:

оптимальное разделение функций контроля между БКУ и НКУ: сеансные операции управления, рабочие программы (РП, ПрОЗУ), разовые команды, телеметрическая информация, информация оперативного канала;

оптимальное разделение функций контроля между бортовыми системами (с встроенными микроконтроллерами) и БКУ (с центральной ЦВМ);

количество контрольной информации о ходе процесса функционирования КА, достаточное для применения методов "обратной инженерии" при анализе и восстановлении работоспособности КА.

Критерии уровня встроенной самоорганизации. Эти критерии отражают структурную, техническую, параметрическую и информационную формы самоорганизации, реализуемые путем автономной реконфигурации бортовых систем, процессов их функционирования и управления. Они также характеризуют степень охвата бортовых систем автономными бортовыми диагностическими средствами, а именно:

отношение количества обнаруживаемых бортовыми средствами диагностики отказов к общему количеству возможных неисправностей в бортовых системах;

отношение частоты проявления обнаруживаемых опасных (с переходом КА в режим НП) отказов к суммарной частоте отказов:

$$D = \sum \lambda_{oo} / \sum \lambda_o, \quad \lambda_o = \lambda_{oo} + \lambda_{so},$$

где в числителе стоит частота обнаруженных отказов, а в знаменателе — суммарная частота учитываемых возможных отказов;

время жизни скрытого состояния потенциального сбоя или отказа в БА.

Последний параметр отражает случаи воздействия факторов космического пространства (высокоэнергетические протоны и тяжелые заряженные частицы галактического и солнечного излучений, естественного радиационного пояса Земли) на интегральные схемы БА, которые вызывают одиночные эффекты в виде сбоев или отказов, в том числе "тиристорный эффект". "Тиристорный эффект" характеризуется резким увеличением тока по цепи питания и может привести к выгоранию схемы, если не предусмотреть своевременного, хотя бы кратковременного, отключения питания БА [7].

Далее перечислим основные показатели, определяющие уровень встроенной самоорганизации:

минимальное время восстановления работоспособности КА при аномальных ситуациях, в том числе вызванных факторами космического пространства;

количество возможных структур для осуществления реконфигурации систем КА;

число задач управления КА в АС, решаемых БПО;

количество неисправностей бортовых систем КА (из всех учитываемых возможных отказов бортовых средств), по которым осуществляется переход в режим неориентированного полета или ориентированного дежурного полета, где не выполняются целевые задачи КА ДЗЗ;

интенсивность выявляемых средствами БКУ переходов КА в режимы ОДП и НП (исходя из характера выбранных эксплуатационных режимов работы бортовых систем);

доля "тяжелых" отказов, приводящих к переводу КА в НП, в общем числе отказов, вызывающих НП или ОДП.

По результатам анализа характера функционирования на протяжении трех лет эксплуатируемого в настоящее время КА ДЗЗ типа "Ресурс-ДК1" выявлено соотношение между отказами, приводящими к ОДП и НП. Это соотношение НП/ОДП = 20/80 представляет собой известное соотношение Парето. Проще говоря, каждый пятый отказ является "тяжелым" и требует вмешательства в процесс управления НКУ. Этот дисбаланс позволяет ранжировать причины отказов и сосредоточить усилия и ресурсы разработчиков систем на тех из них, которые в наибольшей мере влияют на живучесть КА. Это также дает возможность более рационально решать задачи распределения ограниченных ресурсов (массы, энергопотребления, информационных ресурсов) при проектировании КА.

О приоритетах в гражданской авиации

**В.Г. Дмитриев, А.Г. Мунин, В.Ф. Самохин,
С.Л. Чернышев**

В наше время одним из важнейших показателей для гражданской авиации становится ее воздействие на человека и окружающую среду. В статье показано, что экономические требования ИКАО и национальных законодательных актов ряда стран последовательно ужесточаются, акцент смещается с учета характеристик отдельного воздушного судна к комплексному анализу развития и воздействия на природную среду транспортной системы в целом. Предложены некоторые пути решения проблемы.

Ключевые слова: экология; шум на местности; эмиссия авиадвигателей; парниковый эффект; ИКАО.

V.G. Dmitriyev, A.G. Munin, V.F. Samokhin, S.L. Chernyshev. Priorities In Civil Aviation

Human and environmental effects have tended to be increasingly important as far as the civil aviation development is concerned. The article traces how ICAO and national governments have been tightening controls of late, putting more attention to the comprehensive analysis of the air transport system development and its environmental effects, rather than to certain characteristics of an aircraft. The authors offer new approaches towards this problem.

Key words: ecology; noise; engine emissions; greenhouse effect; ICAO.

В мире идет бурное развитие всех сфер человеческой деятельности, резко растет использование энергетических источников, увеличивается число промышленных предприятий, небо непрерывно бороздят самолеты, на земле быстро увеличивается число автомобилей. Мы берем у природы большой объем полезных ископаемых, нефть, газ, уголь, воду. Возможности природы не безграничны, и деятельность человека уже начинает отрицательно сказываться на состоянии окружающей среды. Сегодня необходимо учитывать фактические результаты воздействия человека на окружающую среду. Все это в значительной мере относится и к воздушному транспорту [1].

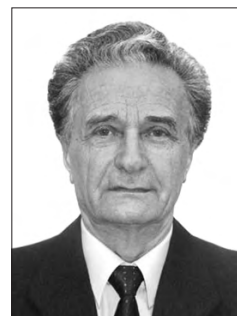
В современном мире постоянно меняется отношение населения к показателям эффективности воздушного судна как элемента транспортной системы. Для общества основными показателями эффективности воздушного судна являются безопасность, экономичность и экология. Данные критерии в равной степени определяют возможность вхождения воздушного судна (ВС) в транспортную систему, а несоответствие любого из них установленным в обществе ограничениям выводит данное ВС из состава транспортной системы.

Критерий *безопасность* сказывается на отношении к транспортному средству не только ограниченного контингента людей, являющихся потенциальными пассажирами в настоящем и в будущем, но и общества в целом.

Критерий *экономичность* влияет в первую очередь на заинтересованность авиакомпаний в эксплуатации данного ВС и формирует его конкурентоспособность на рынке спроса. Указанные критерии являются внутренними для авиационной отрас-



ДМИТРИЕВ
Владимир Григорьевич —
научный руководитель
ЦАГИ, профессор,
член-корреспондент РАН



МУНИН
Анатолий Григорьевич —
советник дирекции ЦАГИ,
профессор, доктор техн.
наук



САМОХИН
Валерий Федорович —
заместитель начальника Мос-
ковского комплекса ЦАГИ,
доктор техн. наук



ЧЕРНЫШЕВ
Сергей Леонидович —
директор ЦАГИ, доктор
физ.-мат. наук

ли показателями качества авиационной техники и играют важную роль в развитии технического прогресса.

Критерий *экология* занимает особое место в показателях эффективности ВС, поскольку является внешним по отношению к авиационному комплексу (это определяет его доминирующее значение в ряду рассматриваемых критериев эффективности).

Негативное воздействие авиации на окружающую среду проявляется в виде мощного шумового излучения (воздействие на здоровье, благополучие людей) и эмиссии в атмосферу продуктов сгорания авиационного топлива — двуокиси углерода (CO_2), оксидов азота (NO_x), несгорающих углеводородов и других загрязняющих веществ (формирование климата планеты).

Сегодня в гражданской авиации (ГА) требования по экологии по своей актуальности уступают только безопасности полета. В мире сейчас эксплуатируются 19 000 самолетов ГА, ежеминутно в небе находятся сотни самолетов. По прогнозам, к 2030 г. в эксплуатации будут находиться 30 000 самолетов ГА.

Авиация стала одним из локомотивов экономики всей планеты, она стимулирует развитие науки и технологии, обеспечивает глобализацию жизни сообщества. Темпы роста воздушного транспорта сегодня составляют 5 % в год. Дальнейшее развитие воздушного транспорта в настоящее время значительно осложняется из-за негативного воздействия на окружающую среду.

Если еще в XX в. для гражданской авиации показатели скорости, дальности полета и экономики были на первом месте, то в XXI в. экологические показатели стали важнее [2]. Высокий уровень шума, создаваемый на местности при взлете и посадке самолетов, загазованность воздуха вблизи аэропорта привели к ограниченному использованию земельных участков вблизи аэропортов, нарушению условий жизни людей и, следовательно, применению дорогостоящих методов снижения экологических факторов риска. Более того, участвовавшие полеты самолетов в тропосфере (увеличение выбросов газов реактивными двигателями) оказывают существенное влияние на формирование глобального климата нашей планеты.

Авиационный шум особенно беспокоит людей, проживающих в окрестностях аэропортов. У них практически отсутствует возможность избежать негативного воздействия авиации — есть только право на требования по снижению этого воздействия. Это реализуется, в первую очередь, через запрет эксплуатации ВС, не удовлетворяющих экологическим требованиям, получение субсидий на различные мероприятия, в ча-

стности звукоизоляцию домов, применение экранов, кондиционеров, а также льгот на медикаменты.

Снижение воздействия шума на население — всемирная проблема. Однако подходы к ее решению в разных странах различны и находятся в большой зависимости от культуры, экономики и политики каждой страны. В настоящее время еще не создана единая мировая система оценки последствий воздействия шумов окружающей среды на население и стоимости наносимого ущерба.

Вместе с тем в странах Европейского Союза с 1996 г. действует такая система, и она изложена в так называемой "Зеленой книге ЕС" (Clean Sky Joint Technology Initiative for Aeronautics and Air Transport Seventh Framework Programmed (2008–2014 гг.)). По приведенным там оценкам, свыше 20 % населения земного шара постоянно подвергаются сейчас воздействию шума, что проявляется в нарушениях сна, повышении раздражительности, т.е. в неблагоприятном воздействии на здоровье. Около 170 млн граждан Европы живут в районах, где население подвержено воздействию шума в дневное время суток. По существующим оценкам, масштаб воздействия авиационного шума на население Земли в конце XX в. составлял около 12 млн человек. Затраты общества на решение проблемы шума окружающей среды составляют 0,2...2 % от внутреннего валового продукта.

Выбросы авиадвигателей оказывают влияние на некоторые сдвиги в формировании таких явлений в атмосфере, как парниковый эффект, изменение озонового слоя, перистые облака. Вклад авиации в антропогенные выбросы двуокиси углерода (CO_2) до сих пор не превышает 3 % от общей массы всех выбросов, создаваемых тепловыми электростанциями, металлургическими заводами, наземным автомобильным транспортом. Однако полеты самолетов происходят на больших высотах тропосферы, где формируется погода, и это оказывает влияние на климат планеты.

Большое внимание экологической проблеме уделяет ООН, в рамках которой действует Программа по защите окружающей среды. В связи с актуальностью проблемы глобального потепления климата состоялась серия международных конференций под эгидой ООН. Были выработаны меры, направленные на консервацию нынешнего состояния климата. Среди них — снижение выбросов в атмосферу CO_2 . Это один из газов, вызывающих парниковый эффект и приводящих к нагреву атмосферы Земли.

Этой проблеме посвящен Киотский протокол, подписанный в 1997 г. и ратифицированный мно-

гими странами. CO_2 является прямым продуктом сгорания авиационного топлива в двигателе, и сегодня увеличение числа воздушных судов и интенсивности их эксплуатации автоматически приводит к возрастанию выбросов CO_2 . Требуемое мировой общественностью уменьшение выбросов CO_2 может быть получено либо в случае использования альтернативного топлива, дающего энергию не за счет окисления углерода, либо в случае резкого уменьшения удельных расходов углеводородного топлива в авиадвигателях современной конструкции. Последнее особенно привлекательно, так как одновременно решается задача энергосбережения, что весьма актуально для всего мира.

Другими элементами эмиссии авиадвигателей, которыми обеспокоена мировая общественность, являются оксиды азота NO_x . Их появление связано с широким применением в авиации двухконтурных двигателей (ТРДД), которые обладают наиболее сбалансированными акустическими характеристиками, но одновременно повышают концентрацию NO_x . Действие оксидов азота пока изучено недостаточно, однако отмечено, что в северных широтах на крейсерских высотах полета, где наблюдается активная авиационная деятельность, концентрация озона в атмосфере увеличена на 6 % по сравнению с южным полушарием. Выбросы NO_x в верхних слоях атмосферы влияют на климат планеты через химические взаимодействия, которые ведут к изменению распределения в атмосфере озона O_3 и метана CH_4 . Другие составляющие авиационной эмиссии, такие как водяные пары и аэрозоли, приводят к формированию следов инверсии самолета и вызывают эффект перистых облаков в верхних слоях атмосферы.

При оценке влияния эмиссии авиадвигателей на климат планеты необходимо принимать во внимание, что авиационная эмиссия газов слишком мала по сравнению с глобальными процессами, происходящими в атмосфере нашей планеты. Математические модели, которые сегодня существуют для предсказания погоды, пока не позволяют учитывать влияние эмиссии авиадвигателей на климат планеты.

Экологические характеристики гражданского воздушного транспорта стали важнейшими параметрами, определяющими его конкурентную способность, возможность беспрепятственной эксплуатации на международных и внутренних авиалиниях. Для выполнения этих условий необходимо, во-первых, иметь на борту каждого гражданского аппарата (самолета) сертификат по шуму и свидетельство по эмиссии выхлопных газов авиадвигателей, удостоверяющие, что данный самолет соответствует нормам по шуму и эмис-

сии, во-вторых, аэропорт должен иметь экологический паспорт, в котором указаны требования и ограничения по экологии, существующие в данном аэропорту и на территории вблизи аэропорта.

Для выполнения экологических требований производитель самолета должен принять все меры по снижению негативного воздействия в источнике (самолет, двигатель) и за счет применения эксплуатационных приемов пилотирования. Администрация аэропорта, в свою очередь, должна следить за выполнением санитарных норм при застройке местности различными службами и жилыми массивами. При строительстве зданий вблизи аэропорта должны быть применены высокоэффективные меры по звукоизоляции и звукопоглощению помещений, жилые комплексы следует размещать вдали от аэропорта. Если воздушное судно не обеспечивает выполнение норм ИКАО и требований по экологии аэропорта, то его эксплуатация запрещается.

Учитывая важность для авиации вопросов экологии, активную наступательную позицию в решении проблемы снижения неблагоприятного воздействия на окружающую среду занимает ИКАО. В ИКАО имеется комитет по охране окружающей среды от воздействия авиации — САЕР. На него возложена обязанность по выработке рекомендаций по нормированию шума ВС и эмиссии вредных веществ авиадвигателей. Комитет имеет рабочие группы по разработке стандартов по шуму и эмиссии, а также группу по формированию рекомендаций в области эксплуатационных приемов пилотирования и зонирования местности вблизи аэропортов. Объединяет работу этих групп Руководящая группа, которая проводит комплексный анализ проблем экологии, увязывающий экономику, технологию, маркетинг, оценочные модели.

Комитет проводит регулярные заседания один раз в четыре года. В него входят около 40 членов из 15 стран и представители от международных авиационных объединений — международной ассоциации пилотов, аэропортов и др.

САЕР разработал международные требования к стандарту и рекомендуемой практике измерения шума ВС на местности и на предельные уровни эмиссии авиационных двигателей в виде Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации (Т. 1. Авиационный шум. Т. 2. Эмиссия). Совет ИКАО периодически (начиная с 1978 г.) пересматривает принятые нормы в направлении ужесточения. Национальные авиационные регистры ввели в авиационные правила процедуры акустической сертификации как обязательное условие сертификации ВС на летную годность (FAR-36 в США, АП-36 в России и др.).

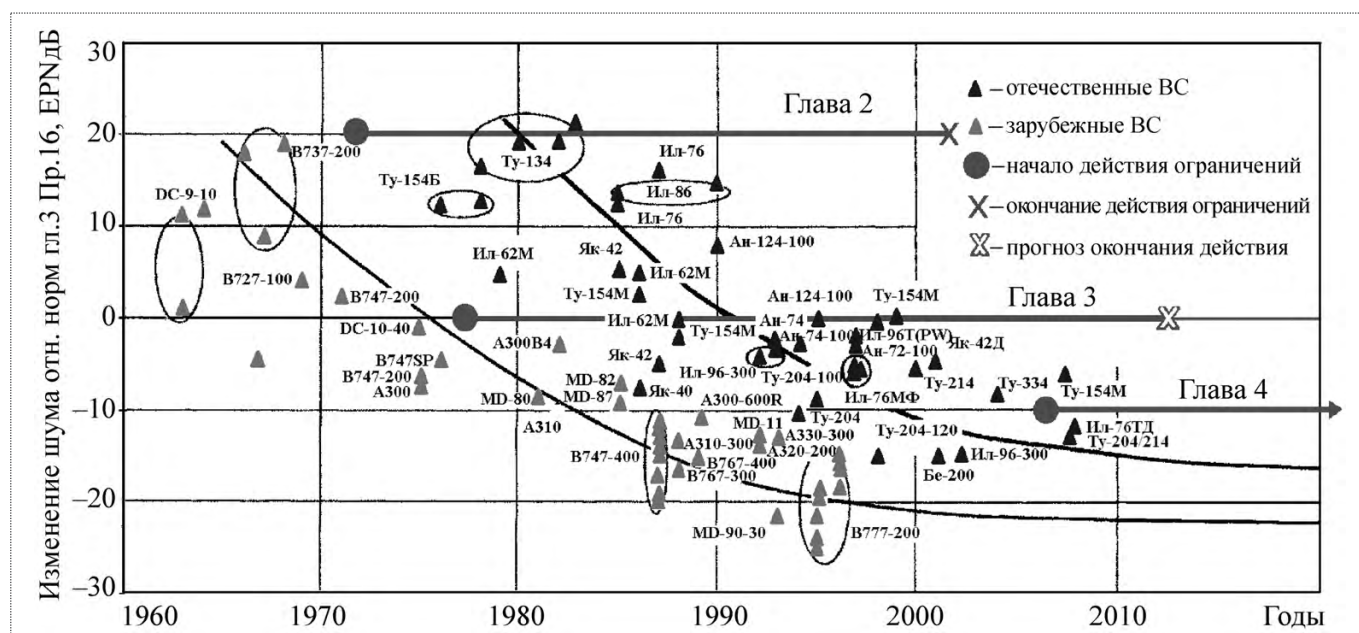


Рис. 1. Тенденция снижения шума самолетов на местности

В ответ на периодическое ужесточение требований ИКАО к экологии авиации, на постоянное увеличение объема авиаперевозок в мире и рост числа населения и населенных пунктов, расположенных в окрестностях аэропортов, авиастроители вынуждены проводить модернизацию эксплуатируемых самолетов в целях снижения воздействия на окружающую среду, а новые самолеты создавать с обеспечением выполнения новых экологических норм ИКАО (рис. 1).

В качестве примера отметим, что уровни шума на местности самолетов, сертифицированных после 1 января 2006 г., должны соответствовать требованиям норм гл. 4 стандарта ИКАО. Однако уже сегодня акустические характеристики новых западных самолетов (Airbus A380, Boeing 777) соответствуют требованиям гл. 4 с запасом 8...14 EPNдБ.

Но несмотря на все усилия по снижению шума и эмиссии отдельных самолетов, темпы снижения негативного воздействия авиации на окружающую среду замедляются из-за увеличения числа эксплуатируемых самолетов и их рейсов, роста числа населенных пунктов вблизи аэропортов. В связи с этим в феврале 2007 г. на очередном заседании САЕР ИКАО (САЕР/7 — WP/68, JP/11) были высказаны предложения по дальнейшему ужесточению требований по экологии в гражданской авиации:

установление даты запрета по шуму эксплуатации самолетов гл. 3 стандарта ИКАО;

принятие новых более жестких норм по шуму — ужесточение норм гл. 4 стандарта ИКАО, а также по эмиссии NO_x — жестче норм ИКАО 2008 г.;

установление норм на выбросы двуокси углерода CO_2 ;

оценка воздействия эмиссии авиадвигателей на климат Земли;

рекомендации по землепользованию территории вблизи аэропорта.

Эти требования являются весьма жесткими, и для их выполнения потребуются принятие радикальных мер.

Как известно, создание современного конкурентоспособного самолета является в настоящее время проблемой, требующей решения многих научно-технических, экологических, экономических и социальных задач с учетом потерь и выигрышей при оптимальном выборе типа двигателя и компоновки самолета, обеспечивающих снижение расхода топлива, шума и эмиссии, увеличение дальности полета и пассажироместности. Для решения этих задач необходимы глубокие научные исследования по всем направлениям авиационной деятельности.

Решение задач при создании гражданских самолетов нового поколения требует больших финансовых затрат и творческих усилий всех работников, участвующих в проектировании, производстве и эксплуатации воздушного судна. Но без этого нельзя получить новый высокотехнологичный воздушный аппарат.

Национальная программа США по авиации и космонавтике, утвержденная президентом США 21 декабря 2007 г.

Поколение ВС	$N + 1$	$N + 2$	$N + 3$
Сроки создания	5 лет	5...10 лет	> 10 лет
Снижение уровня шума относительно норм гл. 4 стандарта ИКАО	32 EPNдБ	42 EPNдБ	62 EPNдБ
Снижение уровня шума сверхзвуковых самолетов	—	15 EPNдБ	20 EPNдБ
Снижение интенсивности звукового удара военных самолетов	25 PLдБ	30 PLдБ	35 PLдБ
Эмиссия NO_x по схеме LTO ниже требований CAEP/2, %	70	80	> 80
Эмиссия в верхних слоях атмосферы для CTC, %	—	70	—
Снижение расхода топлива, %	33	40	> 70

В связи с актуальностью задач авиационной экологии производители гражданских самолетов и вертолетов США, Европейского Союза, России и Японии приняли национальные программы по снижению воздействия авиации на окружающую среду. Следует отметить, что для выполнения работ по экологическим национальным программам необходимо объединение усилий научных институтов, предприятий промышленности и авиакомпаний по таким важнейшим направлениям науки и технологии, как аэродинамика, аэроакустика, материаловедение, газодинамика, прочность, динамика полета и процессы горения, материалы и конструкции, компоновка планера самолета, системы управления, оборудование самолета и аэропорта и др. Это требует не только больших усилий, но и необходимого финансового обеспечения, что возможно только при значительной поддержке государства.

Национальная программа США по экологии в гражданской авиации охватывает все аспекты воздействия авиации на окружающую среду. Первая программа США была принята в 1993 г. на период 1993–2001 гг., следующая в 2001 г. на 2001–2005 гг. После всестороннего анализа проблем экологии в авиации в 2006 г. была принята новая программа NGATS (Next Generation Air Transportation System), которая является частью фундаментальной аэронавтической программы NASA (FAP — Fundamental Aeronautics Program). Для координации работ по экологии в гражданской авиации США совместно с Канадой создали объединенный центр (PARTNER), куда вошли NASA, FAA и Министерство транспорта Канады.

В 2007 г. в США была принята Национальная программа работ в области авиации и космонавтики (National plan for aeronautics research and development and related infrastructures. USA. 13410. Dec. 2007). В этой

Программе установлены перспективные цели в области авиационной экологии для создания нового поколения гражданских самолетов: $N+1$, $N+2$, $N+3$, где N соответствует уровню экологических характеристик современного самолета (см. таблицу).

В соответствии с докладом FAA и NASA (U.S. National Policy, Plan, Goals and Initiatives. L. Mourice (FAA), F/Collier (NASA) CAEP Workshop, Seattle, Sept. 2008) реализацию этих целей следует ожидать для поколения $N+1$ в 2015 г., $N+2$ в 2025 г., $N+3$ в 2030–2035 гг.

В странах Европейского Союза работы по авиационной экологии начали проводиться в рамках общеевропейских программ (сначала X-Noise, а затем по программе Silence). Принятая в настоящее время программа "Чистое небо" (Clean Sky) предлагает к 2008–2014 гг. добиться снижения шума на 50 %, эмиссии оксидов углерода на 50 % и оксидов азота на 80 %.

Координацию работ по авиационной экологии в ЕС осуществляет созданный Еврокомиссией Наблюдательный комитет по аэрокосмическим исследованиям — ACARE (Advisory Council for Aeronautics Research Europe). Необходимо отметить, что в 6-й и 7-й рамочных программах ЕС по работам в области аэронавтики предусмотрены исследования по снижению шума в кабинах и салонах ВС.

В Японии программа работ по авиационной экологии предусматривает проведение исследований в интересах малой авиации и сверхзвукового авиационного транспорта.

Работы по экологии гражданской авиации в России проводятся в соответствии с межотраслевой "Комплексной программой работ на период 2002 — 2010 годы по проблеме снижения шума, эмиссии и повышения точности навигации отечественных самолетов и вертолетов в обеспечение требований норм

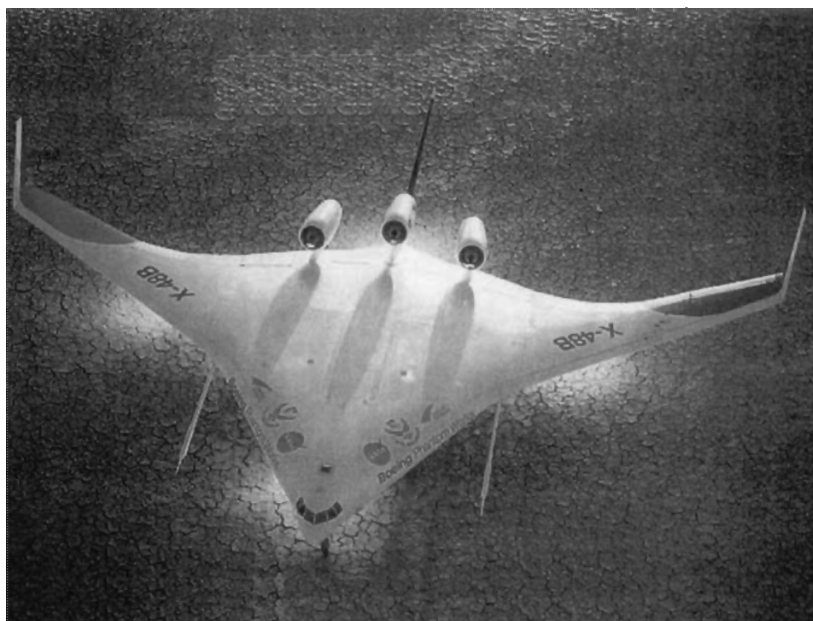


Рис. 2. Экспериментальная летающая модель самолета интегральной схемы фирмы "Боинг" (X-48B)

ИКАО и ЕС". К сожалению, экономические трудности переходного периода в России резко затормозили выполнение отечественной программы. Тем не менее, отечественная авиационная наука и промышленность сумели внедрить научные достижения в разработку новых самолетов. Акустические характеристики выпускаемых самолетов семейств Ту-204/214, Ил-96-300/400, Ил-76ТД соответствуют новым нормам гл. 4 стандарта ИКАО, а уровни шума и эмиссии самолетов новых типов SSJ-100 ("Суперджет") и MC-21 будут соответствовать требованиям норм гл. 4 с запасом.

Развитие будущего поколения воздушного транспорта во многом будет определяться возможностью выполнения непрерывно растущих требований экологии к снижению воздействия авиации на окружающую среду, на человека, на изменение климата нашей планеты.

Инновационная составляющая в развитии авиации имеет огромное значение. Роль науки велика и ответственна, и только благодаря новым научно-техническим решениям на основных прорывных направлениях можно создать самолеты, способные занять достойное место в существующей системе авиационного транспорта. Поэтому необходим принципиально новый подход к созданию следующего поколения гражданского воздушного транспорта.

Облик будущего самолета, по заявлению заместителя директора ONERA Франции Ж. Рено, будет оп-

ределяться требованиями экологии. Президент отделения пассажирских самолетов фирмы "Боинг" С. Карсон также подчеркнул, что большое влияние на определение облика самолета и его характеристик оказывает ужесточение экологических требований.

Сейчас необходим кардинальный принципиально новый подход к созданию гражданского воздушного судна. Как известно, все новые самолеты повторяют компоновочную схему реактивных самолетов первого поколения типа Ту-104 и Боинг-707, производство которых было начато в 1950-е гг. В проектах самолетов нового поколения продолжает уделяться внимание увеличению скорости, дальности полетов, пассажироместимости и улучшению экономических показателей. Однако к настоящему времени реальные возможности увеличения этих параметров уже практически исчерпаны. Необходимы новые подхо-

ды, реализующие полную интеграцию планера и силовых установок, объединение усилий изготовителей ВС, эксплуатантов аэропортов и авиакомпаний, агентств по управлению воздушным движением, регулирующих органов и специалистов по мониторингу. Самолет будущего будет значительно отличаться от современного.

По мнению ученых NASA, научно-исследовательской лаборатории ВС США (AERL), специалистов фирмы "Боинг", транспортные самолеты будущего будут создаваться по схеме "летающее крыло" концепции BWB (Blended Wing Body) (рис. 2).

Заметим, что схема "летающее крыло" была предложена сотрудниками ЦАГИ в конце 1980-х гг. [3] применительно к дальнему магистральному пассажирскому самолету. В схеме был рассмотрен вариант компоновки самолета с размещением двигателей на верхней поверхности крыла, при этом шум силовой установки значительно экранировался планером самолета.

По расчетным оценкам ЦАГИ, уровни шума самолета по схеме "летающее крыло" с взлетной массой 150...170 т и с расположением двигателей над крылом по сравнению с уровнями шума самолета традиционной компоновки ниже на 20...25 ЕРNdБ в сумме по трем контрольным точкам. Учитывая, что акустические характеристики современных магистральных самолетов новых проектов (А380, Боинг 777) соответствуют требованиям норм гл. 4 стандарта ИКАО с запасом 8...17 ЕРNdБ, можно ожидать, что перспектив-

ные экологические требования для будущих самолетов достижимы при переходе к интегральным компоновкам.

Среди различных проектов по созданию воздушного транспорта с минимальным воздействием на окружающую среду выделяется также проект SAI "Бесшумное воздушное судно", выполненный по схеме "летающее крыло" [4]. Он выдвинут представителями Кембриджского и Массачусетского университетов с амбициозной целью открыть новый путь решения проблемы экологии в гражданской авиации (рис. 3).

Проект предусматривает снижение шума до уровня, когда шум ВС станет не слышим людьми, населяющими районы вокруг аэропортов. Эта цель может быть достигнута при полной интеграции планера и двигателей. В проекте предлагается разместить двигатели внутри корпуса самолета, а воздухозаборники и сопла двигателей расположить на верхней поверхности интегрированного с крылом корпуса. В этом случае акустическое излучение от силовой установки самолета может быть практически полностью локализовано внутри двигательного отсека, а уровень шума самолета на местности на взлетно-посадочных режимах полета будет определяться исключительно излучением, которое образуется при обтекании планера воздушным потоком. Кроме того, двигатель имеет реактивное сопло переменного сечения. Это дает возможность получить разные степени двухконтурности двигателя вблизи земли и в крейсерском полете и обеспечивает снижение шума при взлете и посадке, сохраняя высокие скорости в крейсерском полете.

В авиации производство рассчитано на длительный период времени, и на разработки требуются большие денежные суммы. Важным источником финансирования научных исследований является правительство, оно оказывает огромное влияние на приоритеты в производстве гражданской и военной авиационной техники.

Для решения задач по комплексной оценке глобального воздействия авиации на окружающую среду ИКАО смещает акцент рекомендаций с самолета как основного элемента транспортной системы на комплексный анализ развития всей воздушной транспортной системы, включающей парк самолето-

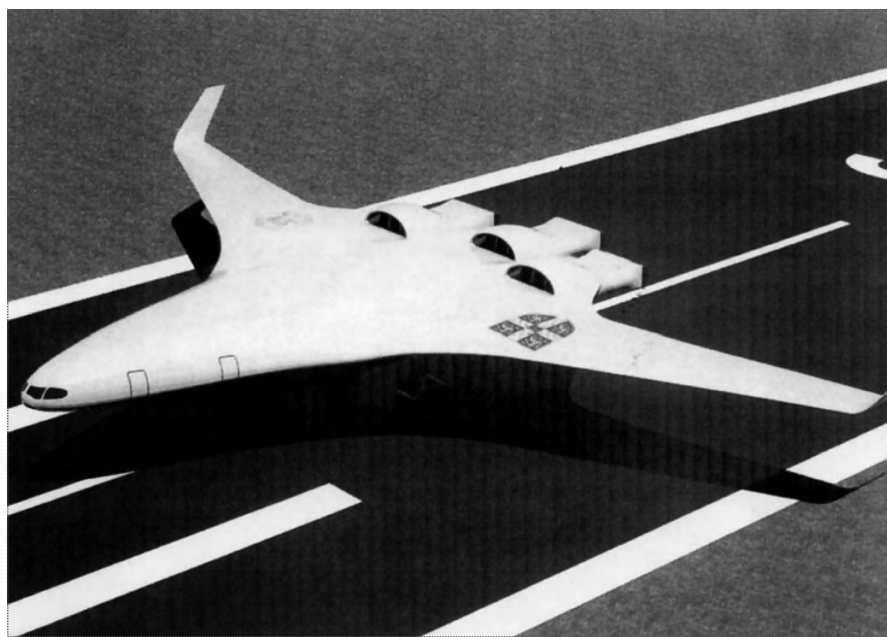


Рис. 3. Рисунок самолета интегральной схемы в проекте SAI (модель SAX-40)

тов, аэропорты, управление воздушным движением, обеспечение выполнения экологических норм самолетами и требований к экологии в аэропортах. Только при таком подходе может быть принято рациональное решение о создании воздушной транспортной системы нового поколения.

Решение обозначенной проблемы возможно лишь при широком использовании соответствующих вычислительных программных комплексов, позволяющих охватить все аспекты развития и эксплуатации авиационной транспортной системы, включая оценку экологических затрат (определение зашумленности и загазованности воздуха, местности вблизи аэропортов), вызванных воздействием ВС на окружающую среду, и экономическую целесообразность внедряемых мероприятий.

Существующие в настоящее время программные комплексы не охватывают весь цикл работ по формированию эффективной авиационной транспортной системы. В связи с этим, учитывая актуальность проблемы по выполнению экологических требований и необходимость обеспечения единого подхода к формированию эффективной авиационной транспортной системы, ИКАО выступил с предложением о создании единой международной комплексной математической модели воздушной транспортной системы, учитывающей все аспекты ее развития. ИКАО предполагает, что работы по созданию такой комплекс-

ной вычислительной программы могут быть завершены в течение ближайших двух-трех лет.

Подобная практика использована ИКАО при принятии FAA США комплекса программ INM по расчету зашумленности территории вблизи аэропортов.

Учитывая возрастающую роль экологии для воздушного транспорта, считаем необходимым создание в России центров, подобных PARTNER в США и ACARE в Европе. Кроме того, необходима отечественная программа по авиационной экологии, в соответствии с которой обеспечивались бы международные требования по шуму и эмиссии ВС. Программа должна решать комплексную задачу глобального воздействия авиации на окружающую среду, включая шум, эмиссию, звуковой удар, влияние на климат планеты.

Выполнение национальной программы позволит обеспечить соответствие отечественной гражданской авиации перспективным международным требованиям к экологическим характеристикам ВС и требованиям к предельно допустимым уровням шума и загрязненности местности вблизи аэропортов, что в конечном счете должно повысить конкурентную способность отечественного воздушного транспорта на мировом рынке.

В программе необходимо предусмотреть комплекс научно-технических и опытно-конструкторских работ по снижению шума на местности и в салоне ВС, эмиссии авиадвигателей, звукового удара, а также по созданию методов расчета экологических характеристик воздушного транспорта. Для контроля хода работ по программе потребуются создать координационный центр из представителей заинтересованных государственных структур и предприятий.

Таким образом, учет экологических требований крайне необходим при создании гражданских самолетов нового поколения, поскольку их конкурентоспо-

собность и возможность эксплуатации на международных авиалиниях полностью определяются степенью соответствия их экологических характеристик перспективным международным нормам.

В XXI в. высоких технологий основное внимание будет направлено на снижение антропогенного давления на природу, а также материалоемкости и энергоемкости промышленной продукции. Роль науки в современном обществе растет, широким фронтом ведутся научные исследования во всех сферах деятельности общества, в том числе и в авиации.

Авиация уже давно стала главным средством обеспечения коммуникации, и для ее развития проводятся фундаментальные научные исследования, результаты которых, несомненно, позволят свести к минимуму неблагоприятное воздействие на окружающую среду. Значение авиации в развитии общества весьма велико, идет борьба за первенство в мире, и авиационная деятельность является сферой созидания и применения высоких технологий, что позволяет стране переходить к более прогрессивной форме хозяйствования, основанной на высокой доле интеллектуального вклада во внутренний валовой продукт.

Абстрактная информация

1. Сводное заявление о постоянной политике и практике ИКАО в области охраны окружающей среды / 36-я Ассамблея ИКАО, сентябрь 2007 г., Монреаль.

2. Дмитриев В.Г., Мунин А.Г., Самохин В.Ф. Акустическая экология гражданских воздушных судов // Техника воздушного флота. Т. XXXI. № 5–6. 2007.

3. Проблема создания перспективной авиационно-космической техники: Сб. статей, посвященный памяти Л.М. Шкадова. М.: Физматлит, 2005.

4. Hiltman J.I., Greitzer E.M. Design considerations for a "Silent aircraft" // ICAO CAEP TWG-1. Seattle, USA. 2008.



Периферийная тросовая стыковка орбитальных аппаратов

Г.В. Малышев, Л.М. Калашников, Р.Р. Шарифуллин

Представлен способ развертывания стыковочного устройства. Приведены условия его объединения со стыкуемым модулем и последующего свертывания двухмодульных комплексов в моноблок. Рассмотренные методики, программы управления движением концевых масс тросовых связок открывают возможности конструктивной разработки больших орбитальных систем с повышенной надежностью и безопасностью.

Ключевые слова: тросовая стыковка; орбитальные аппараты; многомодульные системы; обслуживание орбитальных комплексов.

G.V. Malyshev, L.M. Kalashnikov, R.R. Sharifullin. Spacecraft Cable Docking System

The article presents a novel method for deploying a docking connection system, specifying the conditions for its integration with the docking module with subsequent transformation of two modules into a single unit. Apart from that, the new approaches and control programs of end-point mass movement of cable connectors, described in the article, offer vast opportunities for the development of large space-based systems, featuring enhanced reliability and safety.

Key words: cable docking; spacecraft; multimodular systems; spacecraft servicing.

Теоретические основы орбитальных тросовых систем (ОТС) были заложены в конце 1980-х гг. Затем они неоднократно моделировались в реальных экспериментах механического и электромеханического плана [1–4]. Реализованы механические эксперименты развертывания и управления, анализа связанного движения в гравитационном поле, разделения тросовых связей и маневрирования концевых масс, движения с учетом атмосферы и электромагнитных сил троса-кабеля в магнитном поле Земли [4].

Рассматриваются три этапа тросовой стыковки:

- развертывание;
- введение в либрацию привязного стыковочного устройства до его совмещения со стыкуемым модулем;
- активное объединение (свертывание троса).

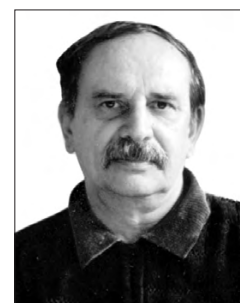
Привязное стыковочное устройство при отделении со скоростью V_0 под углом φ_0 относительно оси x_1 в гравитационном поле и координатах базового аппарата описывает ветвь развертывания и, входя в режим либрации, встречается в запрограммированной точке с объектом-целью.

В качестве модели весомого упругого троса используется многозвенная система сосредоточенных масс, соединенных невесомыми упругими тросовыми элементами, деформирующимися по закону Гука.

В процессе развертывания-свертывания изменяется количество звеньев и соответственно число уравнений в модели. Управление этим процессом осуществляется путем изменения силы натяжения троса. При развертывании в программе управления натяжением троса переменными величинами являются длина и скорость изменения длины линии визирования. Линия визирования соединяет концевые тела [4, 5]. Процесс развертывания многозвенного тросового спутника с



МАЛЫШЕВ
Геннадий Викторович — профессор Московского авиационного института (государственного технического университета), доктор техн. наук



КАЛАШНИКОВ
Леонид Михайлович — старший научный сотрудник Государственного научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики МАИ, кандидат техн. наук



ШАРИФУЛЛИН
Рустем Ренатович — аспирант Московского авиационного института (государственного технического университета)

весомой упругой связью представляется следующей системой уравнений:

$$t \in [t_0, t_1)$$

$$\begin{aligned} m_A \frac{d^2 \bar{r}_A}{dt^2} &= -\frac{m_A \mu}{r_A^3} \bar{r}_A + N_A \frac{(\bar{r}_4 - \bar{r}_A)}{|\bar{r}_4 - \bar{r}_A|}; \\ m_B \frac{d^2 \bar{r}_B}{dt^2} &= -\frac{m_B \mu}{r_B^3} \bar{r}_B - N_B \frac{(\bar{r}_B - \bar{r}_2)}{|\bar{r}_B - \bar{r}_2|}; \end{aligned}$$

$$t \in [t_1, t_2)$$

$$\begin{aligned} m_A \frac{d^2 \bar{r}_A}{dt^2} &= -\frac{m_A \mu}{r_A^3} \bar{r}_A + N_A \frac{(\bar{r}_4 - \bar{r}_A)}{|\bar{r}_4 - \bar{r}_A|}; \\ m_4 \frac{d^2 \bar{r}_4}{dt^2} &= -\frac{m_4 \mu}{r_4^3} \bar{r}_4 - N_A \frac{(\bar{r}_4 - \bar{r}_A)}{|\bar{r}_4 - \bar{r}_A|} + N_B \frac{(\bar{r}_B - \bar{r}_4)}{|\bar{r}_B - \bar{r}_4|}; \\ m_B \frac{d^2 \bar{r}_B}{dt^2} &= -\frac{m_B \mu}{r_B^3} \bar{r}_B - N_B \frac{(\bar{r}_B - \bar{r}_2)}{|\bar{r}_B - \bar{r}_2|}; \end{aligned} \quad (1)$$

$$t \in [t_{n-2}, t_{n-1})$$

$$\begin{aligned} m_A \frac{d^2 \bar{r}_A}{dt^2} &= -\frac{m_A \mu}{r_A^3} \bar{r}_A + N_A \frac{(\bar{r}_2 - \bar{r}_A)}{|\bar{r}_2 - \bar{r}_A|}; \\ m_2 \frac{d^2 \bar{r}_2}{dt^2} &= -\frac{m_2 \mu}{r_2^3} \bar{r}_2 - N_A \frac{(\bar{r}_2 - \bar{r}_A)}{|\bar{r}_2 - \bar{r}_A|} + N_2 \frac{(\bar{r}_3 - \bar{r}_2)}{|\bar{r}_3 - \bar{r}_2|}; \\ m_3 \frac{d^2 \bar{r}_3}{dt^2} &= -\frac{m_3 \mu}{r_3^3} \bar{r}_3 - N_2 \frac{(\bar{r}_3 - \bar{r}_2)}{|\bar{r}_3 - \bar{r}_2|} + N_3 \frac{(\bar{r}_4 - \bar{r}_3)}{|\bar{r}_4 - \bar{r}_3|}; \\ m_B \frac{d^2 \bar{r}_B}{dt^2} &= -\frac{m_B \mu}{r_B^3} \bar{r}_B - N_B \frac{(\bar{r}_B - \bar{r}_{n-1})}{|\bar{r}_B - \bar{r}_{n-1}|}, \end{aligned}$$

где m_A, m_B — массы концевых тел; m_i — масса i -й промежуточной материальной точки троса ($i = 2, \dots, n-1$); $\bar{r}_A, \bar{r}_B$ — геоцентрические радиус-векторы концевых тел; $\bar{r}_i$ — геоцентрический радиус-вектор i -й точечной массы; μ — гравитационный параметр планеты; N_A, N_B — силы натяжения, действующие на концевые тела; N_i — сила натяжения, действующая на i -ю точку; n — общее количество точек (сосредоточенных масс, включая концевые тела); t_0 — начало процесса разворачивания ОТС; t_1 — момент выхода $n-1$ -й промежуточной точки троса из тела A ; t_2 — момент выхода $n-2$ -й промежуточной точки троса из тела A и т.д. до полного разворачивания ОТС; t_{n-1} — конец процесса разворачивания ОТС.

Наличие $3(n-2)$ степеней свободы материальных точек троса, растягивающих и сжимающих сил накладывает на систему в процессе разворачивания продольные колебания. При выходе i -й промежуточной материальной точки троса из тела A сила натяжения в элементе определяется программой управления (элемент растягивается), при движении в обратную сторону — силой упругости (элемент сжимается).

Сила натяжения, действующая на концевое тело A в процессе разворачивания при движении центра масс ОТС по круговой орбите, определяется по формуле

$$N_A = \begin{cases} m_{np} (a \omega^2 \ell_{\hat{a}\hat{e}\hat{c}} + b \omega \dot{\ell}_{\hat{a}\hat{e}\hat{c}} + c \omega^2 L) & \text{if } \dot{s}_A > 0; \\ k(\Delta s - \Delta s_0) & \text{if } \dot{s}_A \leq 0, \end{cases}$$

где $\dot{s}_A = \Delta s / \Delta t$ — скорость выхода i -й промежуточной материальной точки троса из тела A , при $t = t_0$ — скорость отделения тела B ; $\ell_{\hat{a}\hat{e}\hat{c}}$ — текущая длина линии визирования тросовой системы; $\dot{\ell}_{\hat{a}\hat{e}\hat{c}}$ — скорость изменения длины линии визирования тросовой системы; Δs — текущая длина выходящего из тела A невесомого упругого элемента; Δs_0 — длина выходящего из тела A элемента при $\dot{s}_A = 0$; a, b, c — коэффициенты усиления; ω — угловая орбитальная скорость центра масс системы; $m_{i\hat{a}} = \frac{m_A m_B}{m_A + m_B}$ — приведенная масса системы; L — длина полностью развернутой тросовой системы; k — жесткость троса.

Угловая орбитальная скорость ω и длина тросовой системы L являются заданными величинами. Коэффициенты усиления a, b, c варьируются и определяют параметры разворачивания и либрации при движении по заданной орбите.

Натяжение троса в i -м элементе определяется по формуле

$$N_i = k(\Delta s_i - \Delta s_{0i}),$$

где Δs_i — текущая длина i -го элемента; Δs_{0i} — длина i -го элемента в свободном состоянии.

Рассматривается движение тросовой системы в плоскости круговой орбиты. Орбитальная система координат Ox_1y_1 связана с центром масс тросовой системы. Ось y_1 направлена по радиусу-вектору орбиты, ось x_1 — по трансверсали противоположно вектору скорости центра масс.

Из системы уравнений (1) получают уравнения движения концевых тел в режиме либрации (ротации) в орбитальной системе координат:

$$\ddot{x}_{1A} - 2\omega\dot{y}_{1A} = \frac{N_A}{m_A} \frac{(x_{12} - x_{1A})}{|\bar{r}_2 - \bar{r}_A|}; \quad (2)$$

$$\ddot{y}_{1A} + 2\omega\dot{x}_{1A} - 3\omega^2 y_{1A} = \frac{N_A}{m_A} \frac{(y_{12} - y_{1A})}{|\bar{r}_2 - \bar{r}_A|};$$

$$\ddot{x}_{1B} - 2\omega\dot{y}_{1B} = -\frac{N_B}{m_B} \frac{(x_{1B} - x_{1n-1})}{|\bar{r}_B - \bar{r}_{n-1}|}; \quad (3)$$

$$\ddot{y}_{1B} + 2\omega\dot{x}_{1B} - 3\omega^2 y_{1B} = -\frac{N_B}{m_B} \frac{(y_{1B} - y_{1n-1})}{|\bar{r}_B - \bar{r}_{n-1}|},$$

где первая цифра в индексе означает движение в орбитальной системе координат, вторая – номер точечной массы; буквой обозначается концевое тело.

Если из системы (3) вычесть систему (2), то новая система дифференциальных уравнений примет вид

$$\begin{aligned} \ddot{x}_{1B} - \ddot{x}_{1A} - 2\omega(\dot{y}_{1B} - \dot{y}_{1A}) = \\ = -\frac{N_B}{m_B} \frac{(x_{1B} - x_{1n-1})}{|\bar{r}_B - \bar{r}_{n-1}|} - \frac{N_A}{m_A} \frac{(x_{12} - x_{1A})}{|\bar{r}_2 - \bar{r}_A|}; \\ \ddot{y}_{1B} - \ddot{y}_{1A} - 2\omega(\dot{x}_{1B} - \dot{x}_{1A}) - 3\omega^2 (y_{1B} - y_{1A}) = \\ = -\frac{N_B}{m_B} \frac{(y_{1B} - y_{1n-1})}{|\bar{r}_B - \bar{r}_{n-1}|} - \frac{N_A}{m_A} \frac{(y_{12} - y_{1A})}{|\bar{r}_2 - \bar{r}_A|}. \end{aligned} \quad (4)$$

Рассматриваются малые отклонения троса от линии визирования системы. Тогда

$$\begin{aligned} -\frac{N_B}{m_B} \frac{(x_{1B} - x_{1n-1})}{|\bar{r}_B - \bar{r}_{n-1}|} - \frac{N_A}{m_A} \frac{(x_{12} - x_{1A})}{|\bar{r}_2 - \bar{r}_A|} \approx \\ \approx \left(-\frac{N_B}{m_B} - \frac{N_A}{m_A} \right) \frac{(x_{1B} - x_{1A})}{|\bar{r}_B - \bar{r}_A|}; \\ -\frac{N_B}{m_B} \frac{(y_{1B} - y_{1n-1})}{|\bar{r}_B - \bar{r}_{n-1}|} - \frac{N_A}{m_A} \frac{(y_{12} - y_{1A})}{|\bar{r}_2 - \bar{r}_A|} \approx \\ \approx \left(-\frac{N_B}{m_B} - \frac{N_A}{m_A} \right) \frac{(y_{1B} - y_{1A})}{|\bar{r}_B - \bar{r}_A|}. \end{aligned}$$

Значения N_A , N_B определяются из соотношений

$$\begin{aligned} N_A &= k(\Delta\ell_A - \Delta\ell_0); \\ N_B &= k(\Delta\ell_B - \Delta\ell_0), \end{aligned}$$

где $\Delta\ell_0$ – длина элемента троса в свободном положении между двумя соседними сосредоточенными массами; $\Delta\ell_A$ – текущая длина элемента троса у концевой точки A ; $\Delta\ell_B$ – текущая длина элемента троса у концевой точки B .

Поскольку $x_{1B} - x_{1A} = \ell_{\text{виз}} \cos\varphi$; $y_{1B} - y_{1A} = \ell_{\text{виз}} \sin\varphi$, то система (4) может быть записана в следующем виде:

$$\ell_{\text{виз}} = \ell_{\text{виз}} (\dot{\varphi}^2 + 2\omega\dot{\varphi} + 3\omega^2 \sin^2\varphi) - \frac{N_B}{m_B} - \frac{N_A}{m_A}; \quad (5)$$

$$\ddot{\varphi} = -\frac{2\dot{\ell}_{\text{виз}}}{\ell_{\text{виз}}} (\omega + \dot{\varphi}) + \frac{3}{2} \omega^2 \sin 2\varphi,$$

где φ – угловое положение линии визирования в орбитальной системе координат (отсчитывается от положительного направления оси x_1).

После умножения левой и правой частей второго уравнения системы (5) на $\dot{\varphi}$ оно приводится к виду

$$\dot{\varphi} d\dot{\varphi} + \frac{2d\ell_{\text{виз}}}{\ell_{\text{виз}}} (\omega + \dot{\varphi}) \dot{\varphi} - \frac{3}{2} \omega^2 \sin 2\varphi d\varphi = 0.$$

Для того чтобы привести левую часть к полному дифференциалу, рассматриваются режимы либрации (ротации) с угловой скоростью $\dot{\varphi} \approx \omega$. При этом

$$\dot{\varphi} d\dot{\varphi} + 4\omega^2 \frac{d\ell_{\text{виз}}}{\ell_{\text{виз}}} - \frac{3}{2} \omega^2 \sin 2\varphi d\varphi = 0.$$

Интеграция его дает

$$\frac{\dot{\varphi}^2}{2} + 4\omega^2 \ln \ell_{\text{виз}} + \frac{3}{4} \omega^2 \cos 2\varphi = H.$$

Полученный первый интеграл можно представить в безразмерном виде:

$$\varphi'^2 + 8 \ln \ell_{\text{виз}} - 3 \sin^2 \varphi = h, \quad (6)$$

где $\varphi' = \frac{\dot{\varphi}}{\omega} = \frac{d\varphi}{d\tau}$ – безразмерная угловая скорость вращения тросовой системы вокруг своего центра масс; $\tau = \omega t$ – безразмерное время; t – время движения центра масс тросовой системы по орбите; $h = \frac{2H}{\omega^2} - \frac{3}{2}$ – постоянная, характеризующая энергетический уровень системы.

На рис. 1 приведены энергетические зоны ротации и либрации в соответствии с интегралом (6) тросовой системы длиной 10 км при деформации линии визирования, равной 10 % в координатах φ' , φ . Верхняя и нижняя сепаратрисы разграничивают зоны ротации и либрации.

При деформации линии визирования, лежащей в диапазоне 2...10 %, максимальная амплитуда либра-

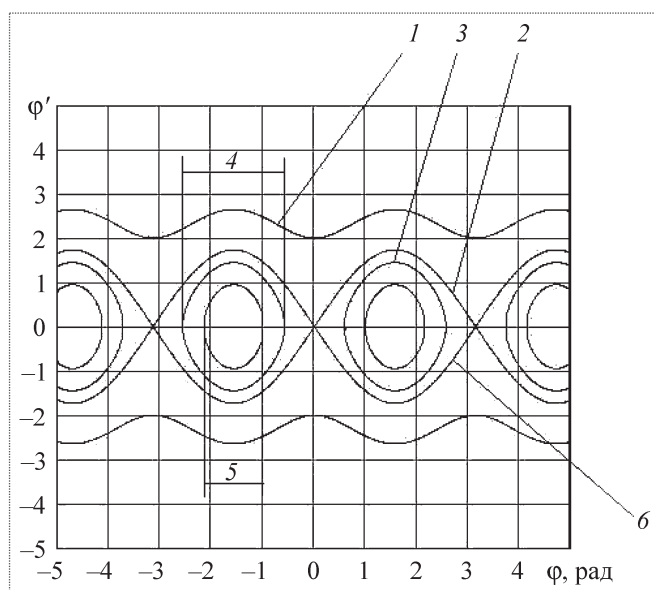


Рис. 1. Энергетические зоны ротации и либрации ОТС: 1 – ротация; 2 – верхняя сепаратриса; 3 – либрация; 4, 5 – максимум и минимум амплитуды либрации соответственно; 6 – нижняя сепаратриса

ции относительно местной вертикали соответственно составляет $71,6...56,8^\circ$, минимальная амплитуда либрации – $18,4...33,2^\circ$. В данном диапазоне деформаций зон потери натяжения нет (в отличие от решения [2], см. рис. 1).

При длине линии визирования, равной 10 км, и ее деформации, равной 10 %, значение $8 \ln \ell_{\text{âêç}}$ изменяется от 72,8 до 73,7. При этом деформация определяется по формуле

$$\delta = \frac{\max \ell_{\text{âêç}} - \min \ell_{\text{âêç}}}{L} 100 \%,$$

где $\max \ell_{\text{âêç}} = L$.

Следовательно, при $h \geq 73,7$ имеет место вращательное движение в одну сторону для $\phi' > 0$ и $\phi' < 0$. Максимум амплитуды колебаний относительно местной вертикали достигается при $h = 72,8$ и равен $56,8^\circ$. Минимум амплитуды либрации достигается при $h = 70,7$ и равен $33,2^\circ$. Таким образом, при $70,7 \leq h \leq 72,8$ имеет место режим либрации, причем с уменьшением деформации линии визирования минимум амплитуды либрации уменьшается. Время введения в либрацию, ее амплитуда и период регулируются выбором характеристик отделения V_0, ϕ_0 и параметров управления a, b, c .

Стыкуемые модули выводятся в активную зону сближения и контакта с выбранным рассогласованием по координатам и скорости. Производится стыковка, затем осуществляется процедура стягивания объектов за счет программируемого и управляемого свертывания тросовой системы при законе натяжения, исключающего введение системы в ротацию и соударение при контакте:

$$N_A = m_{\text{тд}} [a_2 \omega^2 \ell_{\text{âêç}} + b_2 \omega (\dot{\ell}_{\text{âêç}} + 0,65 \omega \ell_{\text{âêç}}) + c_2 \omega^2 (\frac{\pi}{3} + \phi) \ell_{\text{âêç}}],$$

где a_2, b_2, c_2 – выбираемые коэффициенты усиления по телеметрической информации $\ell_{\text{âêç}}, \dot{\ell}_{\text{âêç}}, \phi$.

Динамика тросовой стыковки показана на примере Международной космической станции (МКС) и КА "Союз-ТМ". Считаем, что начальные условия сближения двух стыкуемых объектов соответствуют характеристикам точности выведения современных ракет-носителей (для ракеты-носителя "Протон-М"), приведенным ниже:

Высота апоцентра орбиты, км	4,0
Высота перигея орбиты, км	2,0
Наклонение, °	$\pm 1,8$
Время, с	$\pm 3,0$

Длина тросовых систем назначается равной 5...10 км. Пусть R_A – радиус круговой орбиты МКС, R_B – радиус круговой орбиты КА "Союз-ТМ", $\vec{r}_C$ – геоцентрический радиус-вектор стыковочного модуля (СМ), $\vec{r}_B$ – геоцентрический радиус-вектор КА "Союз-ТМ", $\vec{\rho}_C$ – радиус-вектор стыковочного модуля, проведенный от МКС, $\vec{\rho}_B$ – радиус-вектор КА "Союз-ТМ", проведен-

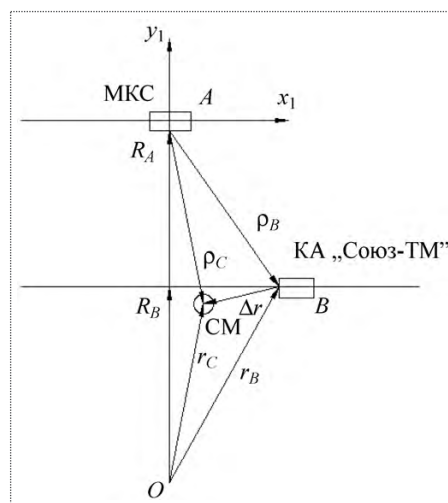


Рис. 2. Тросовая стыковка МКС и КА "Союз-ТМ"

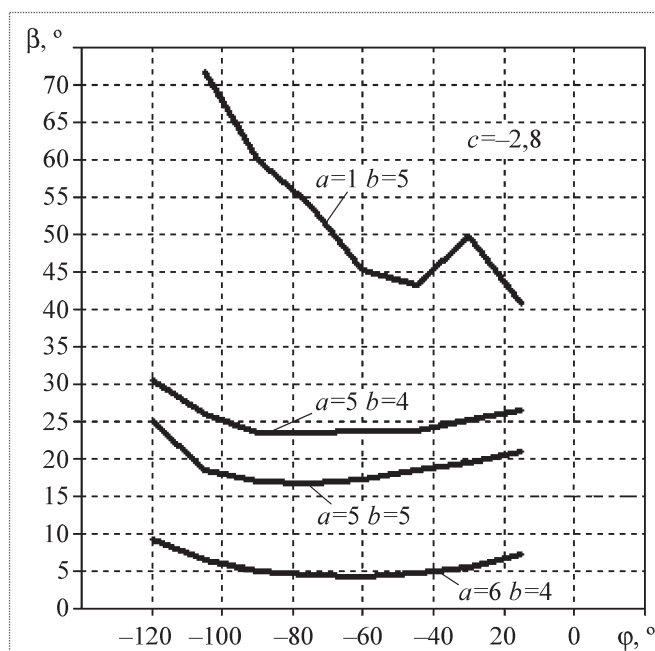


Рис. 3. Зависимость амплитуды либрации от начальных условий развертывания

ный от МКС, $\Delta \bar{r}$ — радиус-вектор стыковочного модуля, проведенный от КА "Союз-ТМ" (рис. 2).

Координаты стыковочного устройства определяются по формуле

$$\bar{r}_C = \bar{R}_A + \bar{\rho}_C;$$

$$\bar{R}_A = R_A \bar{j}, \quad \bar{\rho}_C = x_{1C} \bar{i} + y_{1C} \bar{j},$$

где $\bar{i}, \bar{j}$ — единичные векторы, расположенные соответственно по осям x_1 и y_1 .

Определяются первые производные этих координат:

$$\frac{d\bar{R}_A}{dt} = R_A \frac{d\bar{j}}{dt};$$

$$\frac{d\bar{\rho}_C}{dt} = \dot{x}_{1C} \bar{i} + \dot{y}_{1C} \bar{j} + x_{1C} \frac{d\bar{i}}{dt} + y_{1C} \frac{d\bar{j}}{dt};$$

$$\frac{d\bar{i}}{dt} = [\bar{\omega}_A, \bar{i}]; \quad \frac{d\bar{j}}{dt} = [\bar{\omega}_A, \bar{j}];$$

$$\frac{d\bar{r}_C}{dt} = (-\omega_A R_A + \dot{x}_{1C} - \omega_A y_{1C}) \bar{i} + (\dot{y}_{1C} + \omega_A x_{1C}) \bar{j},$$

где $\bar{\omega}_A = \omega_A \bar{k}$ — угловая орбитальная скорость МКС.

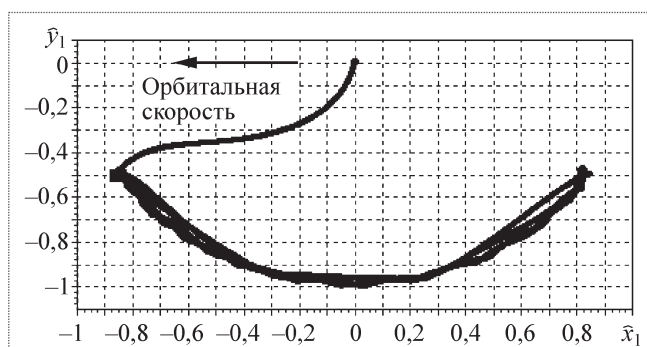


Рис. 4. Развертывание стыковочного модуля

Скорость стыковочного узла относительно КА "Союз-ТМ" и ее производная определяются выражениями

$$\Delta \bar{r} = \bar{r}_C - \bar{r}_B;$$

$$\frac{d\Delta \bar{r}}{dt} = \frac{d\bar{r}_C}{dt} - \frac{d\bar{r}_B}{dt}.$$

При $d\bar{r}_C/dt = d\bar{r}_B/dt$, $d\Delta \bar{r}/dt = 0$. Относительная скорость сближения КА "Союз-ТМ" со стыковочным узлом равна нулю. Отсюда находим скорость КА "Союз-ТМ" в момент стыковки:

$$\bar{V}_{abcB} = (-\omega_A R_A + \dot{x}_{1C} - \omega_A y_{1C}) \bar{i} + (\dot{y}_{1C} + \omega_A x_{1C}) \bar{j}.$$

Масса МКС на октябрь 2008 г. составляла 184,4 т, масса КА "Союз-ТМ" — 7250 кг, масса служебного стыковочного модуля на тросовой связке — 50 кг, длина троса 5000 м, высота орбиты стыковки 400 км, линейная масса недеформируемого троса 3 г/м, начальная скорость развертывания 5 м/с.

На рис. 3 показаны зависимости амплитуды либрации β системы "станция — стыковочный узел" от коэффициентов a, b, c и угла ϕ_0 . В диапазоне граничных параметров β, ϕ_0 выбирается зона активного контакта малого стыковочного модуля с базовым аппаратом (или пары стыковочных модулей, если ими снабжены два стыкуемых тяжелых объекта). После этапа активной стыковки малых промежуточных модулей реализуется этап свертывания тросовой связки тяжелых объектов.

Сравним динамику тросовой стыковки с классической [6]. Для КА "Союз-ТМ", стыкуемого, в частности, с МКС, система стыковки (механическая конструкция, приборная часть, запасы топлива) характеризует-

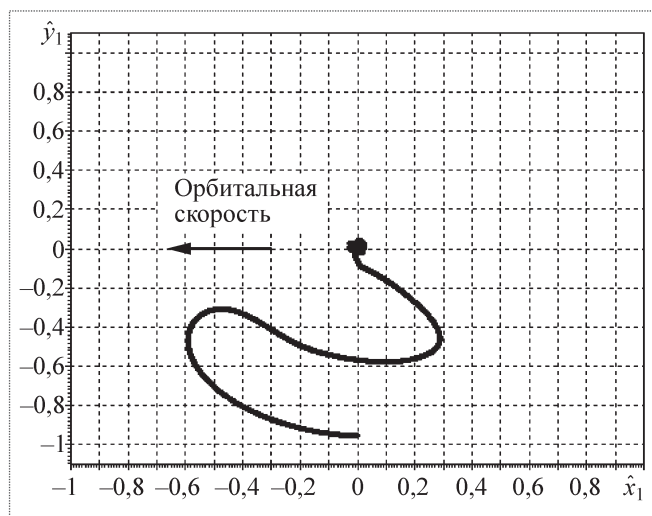


Рис. 5. Свертывание тросовой системы "МКС-КА "Союз-ТМ"

ся общей массой более 800 кг при рассогласованности координат при контакте, компенсируемой стыковочным узлом, в соответствии с данными, приведенными ниже:

Линейные размеры, м	0,1...0,3
Угловые отклонения, °	2...5
Линейные относительные скорости, м/с	0,15...0,30
Угловые скорости, °/с	0,1

Исключаются этапы дальнего сближения тяжелых объектов с соответствующими расходами времени и рабочего тела двигательных установок. Устраняются динамические перегрузки при контакте тяжелых стыкуемых объектов. Повышается надежность и безопасность процессов.

В примере коэффициенты усиления в программе развертывания тросовой системы "МКС – СМ": $a = 2$, $b = 5$, $c = -2,8$. Начальный угол развертывания $\varphi_0 = -100^\circ$.

Траектории движения стыковочного устройства в процессах развертывания и режиме либрации в безразмерных координатах описываются уравнениями (рис. 4)

$$\bar{x}_1 = \frac{x_1}{L};$$

$$\bar{y}_1 = \frac{y_1}{L},$$

где L — длина тросовой связки.

Очевидны два этапа — этап развертывания и последующих либрационных колебаний (амплитуда либрации $\beta = 60,7^\circ$, период либрации — 4338 с). Стыковка происходит в момент времени $t = 5136$ с после начала развертывания при $\varphi = -89,98^\circ$.

Получены следующие значения координат и скоростей СМ в момент стыковки:

$$x_{1C} = 14,5 \text{ м}; \quad y_{1C} = -4797,7 \text{ м};$$

$$\dot{x}_{1C} = -8,2 \text{ м/с}; \quad \dot{y}_{1C} = 0,4 \text{ м/с};$$

$$\ell_{\text{âêç}} = 4812,8 \text{ м}; \quad \dot{\ell}_{\text{âêç}} = -0,457 \text{ м/с};$$

$$\dot{\varphi} = -0,001709 \text{ рад/с}.$$

Координаты и скорости в момент стыковки компенсируются энергетикой СМ. Затем реализуется этап свертывания тросовой системы и объединения МКС с КА "Союз-ТМ".

Выбранные коэффициенты усиления в программе свертывания (на рис. 5 $a_2 = 1,83$; $b_2 = 4$; $c_2 = 1$) определяют параметры относительного движения объединяемых модулей. Время объединения модулей при различии начальных высот в 5 км составляет $t = 17404$ с.

Тросовая стыковка двух тяжелых орбитальных объектов с использованием промежуточного малого привязного субспутника позволяет избежать нерасчетных контактных перегрузок тяжелых стыкуемых КА, исключить энергоемкие этапы их дальнего и прецизионного сближения. Проблемы динамики переносятся на малые объекты с этапами развертывания и свертывания орбитальных тросовых систем по разработанному программ.

Абстракт

1. Белецкий В.В. Динамика космических тросовых систем // Механика и научно-технический прогресс. Т. 1: Общая и прикладная механика. М.: Наука, 1987. С. 226–241.

2. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990.

3. Иванов В.А., Купреев С.А., Либерзон М.Р. Космические тросовые системы. Некоторые аспекты практического использования. М.: Изд. СИП РИА, 2005.

4. Калашников Л.М., Малышев Г.В., Свотин А.П. Тросовые системы в орбитальных транспортных операциях // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2001. № 4. С. 51–56.

5. Калашников Л.М., Малышев Г.В., Свотин А.П. Управление свертыванием двухмодульной космической тросовой системы // Проблемы управления. 2003. № 4. С. 63–66.

6. Сыромятников В.С. Стыковочные устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1986.

УДК 629.7

Развитие методологии формирования технического облика авиационных комплексов в условиях ограничений

Г.М. Скопец, В.Д. Степанов

Дана краткая характеристика одного из современных направлений развития методологии формирования технического облика авиационных комплексов. Проанализированы основные факторы, определяющие процесс создания авиационной техники в современных условиях. Обоснована необходимость дальнейшего развития методологии формирования технического облика авиационных комплексов. Приведены наиболее важные аспекты новой методологии.

Ключевые слова: авиационный комплекс, технический облик, эффективность, стоимость, время, поэтапное создание.

G.M. Scopetz, V.D. Stepanov. The Development Of Methodology For Forming The Technical Configuration Of Aerial Systems Under Limiting Conditions

This paper describes briefly one of the up-to-date directions of methodology development for forming the technical configuration of aerial systems. The main factors concerning the process of aviation assets development at the present stage are analyzed. The necessity for further development of methodology for forming the technical configuration of aerial systems in the direction of scientific searching the rational strategy of their step-by-step construction is justified. The most important aspects of new procedure are discussed.

Key words: aerial system, engineering configuration, effectiveness, cost, time, step-by-step development.

В своем развитии методы исследований по обоснованию перспектив развития авиационной техники (АТ) военного назначения (ВН) прошли через характерные этапы, связанные с разработкой методик синтеза летательных аппаратов (ЛА) и оптимизацией их основных летно-технических характеристик, исследованием боевого функционирования ЛА на отдельных типовых задачах и их совокупности. Особенностью последних этапов развития методологии является все более полное внедрение системного подхода и переход к исследованию и обоснованию ЛА как авиационных комплексов (АК). При этом под АК понимается летательный аппарат, состоящий из планера, силовой установки, бортового оборудования и вооружения, обеспечивающий решение задач по предназначению с использованием систем и средств подготовки его к применению и управлению или без них [1].

К настоящему времени создана и успешно применяется системная методология [1...3], центральным звеном которой являются методы формирования технического облика (ТО) АК, обеспечивающие получение научно обоснованных результатов при решении следующих основных задач:

- обоснование концепций и технических обликов перспективных АК различного назначения, в том числе и при их групповом проектировании;
- обоснование основных направлений и вариантов модернизации АК, их систем и подсистем;
- обеспечение системной сравнительной оценки проектов АК, их систем и подсистем, в первую очередь на начальных этапах жизненного цикла, и выбора наиболее предпочтительного для ВВС РФ проекта;



СКОПЕЦ
Георгий Михайлович —
ведущий научный сотрудник
ФГУ "30 ЦНИИ Минобороны
России", профессор,
доктор техн. наук



СТЕПАНОВ
Владимир Дмитриевич —
начальник отдела ФГУ
"30 ЦНИИ Минобороны
России", старший
научный сотрудник,
кандидат техн. наук

- обоснование концепций и технических обликов экспортно-ориентированных АК с учетом потребностей потенциальных импортеров;

- сравнительная оценка экспортного потенциала АК военного назначения по совокупности показателей, характеризующих его конкурентоспособность.

В рамках данной методологии при обосновании рациональных концепций и технических обликов АК их создание и функционирование оцениваются в пространстве трех показателей: эффективность—стоимость—время ($W-C-T$). Наиболее распространенной при этом является однокритериальная постановка задач, когда в качестве критерия выбирается экстремум одного из показателей, а другие рассматриваются в качестве дисциплинирующих условий (ограничений). Значительное распространение также получили составные показатели типа "эффективность/стоимость" (W/C).

Характерной особенностью существующей методологии формирования ТО АК является то, что исследования проводятся применительно к определенному временному срезу, на фоне которого осуществляется прогнозирование. Это означает, что время всегда рассматривается в качестве дисциплинирующего условия, определяемого потребными сроками перевооружения на новые типы АК. Кроме того, при формировании технического облика АК, как правило, оцениваются суммарные (потребные и располагаемые) ассигнования на разработку и производство АК без учета их динамики. Таким образом, обоснование оптимального технического облика АК в существующей методологии сводится к формализованному решению задач, возможные постановки которых приведены в таблице. При этом физический смысл используемых показателей соответствует предназначению АК, рассматриваемым этапам боевого применения и целям проводимых исследований.

Приведенные постановки задач хорошо зарекомендовали себя в условиях, когда дисциплинирующие условия ограничивали верхнюю границу допустимой области решений при наличии необходимого научно-технического задела (НТЗ) и отсутствии существенных финансовых ограничений на создание новых образцов

Постановки задач обоснования оптимального технического облика АК

№ п/п	1	2	3
Критерий	$\max W(x)$	$\min C(x)$	$\max \frac{W(x)}{C(x)}$
Дисциплинирующие условия	$C(x) \leq C^*$ $T(x) \leq T^*$	$W(x) \geq W^*$ $T(x) \leq T^*$	$W(x) \geq W^*$ $T(x) \leq T^*$
Примечание: звездочками обозначены заданные значения дисциплинирующих условий.			

вооружения и военной техники (ВВТ). Такие постановки в этих условиях позволяли из допустимой области решений выбирать такой теоретически оптимальный вариант технического облика АК, который соответствовал бы мировым тенденциям развития авиационной техники и по уровню боевой эффективности (БЭ), как правило, превосходил лучшие зарубежные аналоги.

Вместе с тем, как показывает современный отечественный опыт, разработка и производство модернизируемой и перспективной авиационной техники осуществляются в достаточно сложных условиях. Прежде всего это связано с различным состоянием и крайне неравномерным развитием научно-технического задела. Опережающее формирование необходимого НТЗ является важнейшим условием, обеспечивающим создание перспективных образцов ВВТ с заданным уровнем тактико-технических характеристик (ТТХ) в заданные сроки. На решение этой задачи нацелены межвидовые и видовые разделы государственной программы вооружения (ГПВ), комплексные целевые программы создания приоритетных образцов ВВТ, комплексные целевые программы общего назначения и другие программы, в рамках которых проводятся исследование и отработка базовых и критических технологий.

Однако, как показывает отечественный и зарубежный опыт, одновременная отработка необходимого НТЗ во всех областях, связанных с созданием авиационных комплексов, является практически невыполнимой задачей вследствие объективных трудностей решения сложных научных, технических и технологических проблем, всегда связанных с определенным риском. Эти объективные трудности значительно обострились в 1990-х гг. по причине резкого сокращения военного бюджета, обусловившего недостаточность и неритмичность финансирования опытно-конструкторских разработок (ОКР), и нарушения кооперационных связей между предприятиями оборонных отраслей промышленности после распада СССР. В результате задачи модернизации существующих и разработки перспективных АК российские предприятия авиационной промышленности в настоящее время решают в условиях неравномерного развития НТЗ вплоть до его полного отсутствия в части некоторых подсистем АК. В ходе выполнения ОКР разработчики авиационной техники вынуждены одновременно решать две принципиально разные задачи — создание необходимого НТЗ и непосредственно проектирование подсистем АК. Причем на отработку различных базовых технологий требуется значительное время. В совокупности с проблемами разработки некоторых подсистем, создаваемых в рамках отдельных строк государственной программы вооружения (ГПВ), это обуславливает крайне неравно-

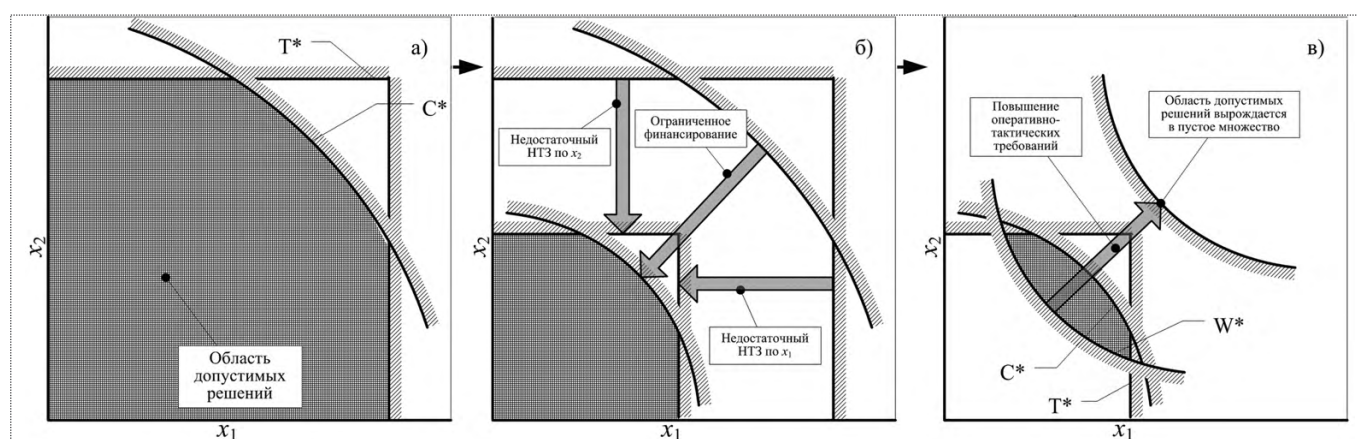


Рис. 1. Изменение области допустимых решений задачи № 1 в условиях неравномерного развития НТЗ и ограниченного финансирования

мерный ход ОКР по перспективным авиационным комплексам. Время завершения разработки отдельных подсистем АК оказывается в 1,5...2 раза выше, чем время разработки других подсистем. Стремление к полному выполнению требований ВВС в этих условиях приводит к существенному затягиванию сроков разработки АК в целом.

В условиях неравномерного развития НТЗ и ограниченного финансирования в ходе исследований по обоснованию требований резко меняются результаты формирования технического облика АК. В качестве иллюстрации на рис. 1 показано изменение области допустимых решений для первой постановки задачи (см. таблицу) обоснования оптимального технического облика АК. При этом для наглядности представления предполагается, что технический облик АК описывается двумя характеристиками (x_1, x_2). При отсутствии необходимого НТЗ и выделении ограниченного объема финансовых средств на создание АК область допустимых решений значительно сужается и включает в себя варианты технического об-

лика с низким уровнем ТТХ (рис. 1, б). В результате это может привести к созданию авиационного комплекса с низким уровнем боевой эффективности, который не будет обеспечивать противодействие современным и перспективным средствам вооруженной борьбы вероятного противника. Попытка избежать данной ситуации путем наложения дополнительного ограничения на минимально допустимый уровень боевой эффективности (W^*) радикальным образом ограничивает область допустимых решений и при предъявлении высоких оперативно-тактических требований (ОТТ) приводит к ее вырождению в пустое множество (рис. 1, в).

Особенностью второй и третьей постановок задачи (см. таблицу) является отсутствие ограничения на располагаемый объем финансовых средств (рис. 2, а). Учет этого дисциплинирующего условия сужает область возможных решений. Но при наличии необходимого НТЗ и выделении достаточного объема финансовых средств практически всегда обеспечивается существование множества альтернативных вариантов АК, из которого

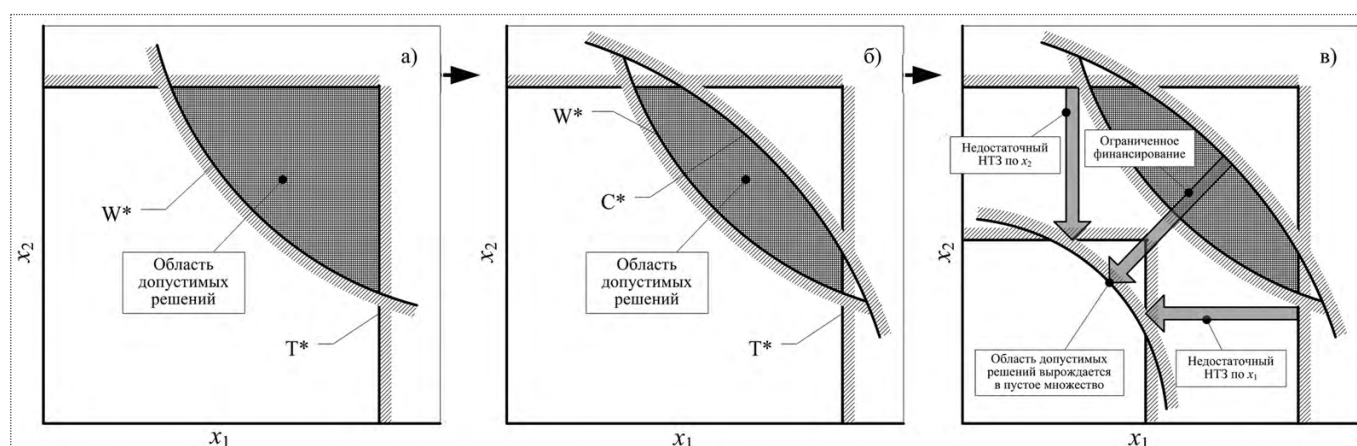


Рис. 2. Изменение области допустимых решений задач № 2 и 3 в условиях неравномерного развития НТЗ и ограниченного финансирования

можно выбрать оптимальный вариант, удовлетворяющий предъявляемым ОТТ (рис. 2, б). Однако в условиях неравномерного развития НТЗ и ограниченного финансирования, так же как и для первой постановки задачи, область допустимых решений в общем случае вырождается в пустое множество (рис. 2, в).

Таким образом, учет реального состояния НТЗ и располагаемого финансирования в ходе исследований может привести к невозможности получения не только оптимального, но и вообще какого-либо технического облика АК, удовлетворяющего предъявляемым оперативно-тактическим требованиям. Получение приемлемых с точки зрения боевой эффективности АК результатов в условиях объективно существующих финансовых и научно-технических проблем возможно только при снятии критичных для принятия решения дисциплинирующих условий. Именно этим обстоятельством обусловлен тот факт, что наибольшее распространение в практике исследований боевых АК в настоящее время нашла третья постановка задачи (см. таблицу) при снятии дисциплинирующего условия по времени создания АК. В ходе исследований не учитываются ограничения как на располагаемые ассигнования, так и на потребное время разработки АК. Это позволяет обосновать теоретически оптимальные технические облики перспективных и модернизируемых АК, но без учета их реализуемости в заданные директивные сроки. Данное обстоятельство явилось одной из объективных причин низких темпов выполнения государственного оборонного заказа, выразившихся в затягивании сроков разработки АК и невыполнении требований ВВС.

Широкое распространение в теории и практике исследований по формированию ТО АК в настоящее время нашли многокритериальные постановки задач, отражающие неопределенность целей при проведении исследований. В общем виде задачу формирования ТО АК в многокритериальной постановке можно записать в следующем виде:

$$\begin{cases} W(x) \rightarrow \max; \\ C(x) \rightarrow \min; \\ T(x) \rightarrow \min. \end{cases} \quad (1)$$

Постановка (1) усложняется при рассмотрении в общем случае множеств показателей, характеризующих эффективность, стоимость АК и время его создания. Но суть ее остается той же и заключается в поиске компромиссного решения в пространстве рассматриваемых показателей. Возможности этого компромисса физически ограничены уравнениями существования и боевой эффективности АК. Повышение БЭ АК, как правило, сопряжено с увеличением времени разработ-

ки и затрат, выделяемых на его создание. Сокращение времени разработки и снижение стоимости АК неизбежно приведет к уменьшению его боевых возможностей. Поэтому в общем случае получаемое решение при многокритериальной оптимизации также не будет соответствовать реальным временным и финансовым ограничениям.

Таким образом, формирование технического облика с использованием существующей методологии в условиях неопределенности, обусловленной неравномерностью развития НТЗ и жесткими финансовыми ограничениями, позволяет получить только два теоретически возможных результата:

- технический облик АК, создание которого возможно при заданных временных и финансовых ограничениях, но который не удовлетворяет предъявляемым оперативно-тактическим требованиям;
- технический облик АК, обеспечивающий эффективное решение возлагаемых на него задач, но создание которого невозможно в заданные сроки с учетом располагаемых научно-технических и финансово-экономических возможностей.

Этот факт объективно неизбежен, поскольку методология формирования ТО АК в своих современных версиях нацелена на обоснование вполне конкретного технического облика АК для однозначного отражения тактико-технических требований в проекте ТТЗ на его создание. Однако при объективно существующей неравномерности развития НТЗ и ограничениях финансирования обеспечение своевременного создания АК, удовлетворяющего заданным оперативно-тактическим требованиям, в рамках его конкретного технического облика невозможно вследствие вырождения области допустимых решений в пустое множество. В этих условиях формализованное решение проблемы возможно только на множестве технических обликов авиационного комплекса путем организации его поэтапного создания [4], в ходе которого, вписавшись в ограничения по времени и стоимости создания за счет снижения уровня боевых возможностей, авиационный комплекс в своем дальнейшем развитии выходит на полное выполнение предъявляемых требований, но в другие сроки и при более высоких затратах. Этим процессом необходимо управлять посредством реализации оптимальной стратегии поэтапного создания (СПЭС) АК.

Задача обоснования оптимальной стратегии поэтапного создания АК имеет следующие методологические особенности:

- прогнозные исследования должны проводиться для заданного временного интервала;
- формирование технического облика АК из задачи математического программирования трансформируется в задачу параметрического программирования,

имеющего своей целью поиск рационального изменения технического облика АК во времени;

- в качестве предмета исследований рассматривается не только технический облик АК, но и характеристики управления процессом его создания.

С учетом данных методологических особенностей фактор времени приобретает важнейшее значение как при обосновании постановки задачи, так и при построении всей системы методик исследований. В этой связи как дальнейшее развитие методологии формирования АК предлагается методология обоснования оптимальной стратегии поэтапного создания модернизируемых и перспективных авиационных комплексов, наиболее важные аспекты которой излагаются ниже.

Используя традиционное определение объекта исследований (модернизируемый или перспективный АК), в разрабатываемой методологии в качестве предмета исследований рассматриваются характеристики S_3 стратегии поэтапного создания АК, представляющей собой заранее намеченную систему целей и действий научно-технического и производственно-экономического характера, предусматривающую содержание, последовательность и сроки выполнения работ, осуществляемых поэтапно и объединенных общей задачей обеспечения существования АК при приемлемых затратах и сроках. В формализованном виде пространство исследуемых характеристик описывается множеством

$$S_3 = \{I, X^R, C\}, \quad (2)$$

где I — число этапов создания АК; $X^R = \{x_i\}$, $i = \overline{1, I}$ — этапный ряд авиационных комплексов, представляющий собой упорядоченное множество технических обликов АК промежуточных и конечного этапов создания, расположенных в последовательности приближения их характеристик к обоснованным тактико-техническим требованиям, и связанного с этим увеличением времени их разработки; x_i — технический облик АК i -го этапа; $C = \{C_i\}$, $i = \overline{1, I}$ — программа финансирования поэтапного создания АК; $C_i = \{C_i(t)\}$, $t \in [t_0, t_k]$ — программа финансирования i -го этапа создания АК; $C_i(t)$ — объем финансовых средств, выделяемых на создание АК i -го этапа в период t ; $[t_0, t_k]$ — рассматриваемый в исследованиях временной интервал прогнозирования.

Поскольку острота проблемы обеспечения своевременной разработки АК зависит от динамики количественно-качественного состава авиационной группировки (АГ), то исследования по обоснованию оптимальной СПЭС АК должны проводиться на более высоком уровне, чем при формировании АК — на уровне смешанной расчетной группировки (РГ), отражающей со-

став АГ. В качестве показателя эффективности функционирования РГ в этом случае используется математическое ожидание числа целей (объектов) ($M_{\Pi}^{РГ}$), уничтоженных РГ в операции заданной продолжительности при условии непревышения максимально допустимого уровня потерь.

Для сравнительной оценки стратегий поэтапного создания АК в методологии вводятся специальные показатели в виде терминальной и интегральной функции качества.

Терминальная функция качества СПЭС АК представляет собой эффективность смешанной РГ в конце заданного интервала времени и определяется следующим образом:

$$\begin{aligned} F^T &= M_{\Pi}^{РГ}(s_3, z^*, t_k); \\ M_{\Pi}^{РГ}(s_3, z^*, t) &\geq M_{\Pi}^{РГ*} \quad \text{для } \forall t \in [t_0, t_k]; \\ M_{\Pi}^{РГ}(s_3, z^*, t) &\leq M_{\Pi}^{РГ*} \quad \text{для } \forall t \in [t_0, t_k], \end{aligned} \quad (3)$$

где $M_{\Pi}^{РГ*}$ — минимально допустимое значение эффективности смешанной РГ, определяемое оперативно-тактическими потребностями ВВС; $M_{\Pi}^{РГ*}$ — максимально допустимый уровень потерь смешанной РГ в операции; z^* — заданные условия боевого применения.

Интегральная функция качества СПЭС представляет собой среднее значение эффективности смешанной РГ АК на заданном временном интервале и определяется следующим образом:

$$\begin{aligned} F^H &= \frac{1}{t_k - t_0} \int_{t_0}^{t_k} M_{\Pi}^{РГ}(s_3, z^*, t) dt; \\ M_{\Pi}^{РГ}(s_3, z^*, t) &\leq M_{\Pi}^{РГ*} \quad \text{для } \forall t \in [t_0, t_k]. \end{aligned} \quad (4)$$

В ходе дальнейшего изложения будем пользоваться термином функция качества стратегии поэтапного создания АК, предполагая, что под этим всегда понимается или терминальная, или интегральная функция качества, выбор которых определяется конкретной военно-политической ситуацией на момент проведения исследований.

С учетом сформированного пространства исследуемых характеристик (2) и выбранной функции качества ((3) или (4)) в предлагаемой методологии постановка задачи исследований формулируется следующим образом:

при заданных условиях боевого применения z^* определить такую оптимальную стратегию поэтапного создания АК s_3^0 , которая обеспечивала бы максимальное значение функции качества стратегии поэтапного

создания при заданных объемах финансирования и других ограничениях.

В математическом виде это выглядит следующим образом:

$$s_s^o = \arg \max_{s_s \in S_s} [F(s_s, z^*)] \quad (5)$$

при следующих условиях:

$$C(s_s, t) \leq C^*(t), t \in [t_0, t_k];$$

$$x_I = x_k, z^* \in Z,$$

где F — функция качества стратегии поэтапного создания АК, определяемая выражением (3) или (4); $C(s_s, t)$ — объем финансовых средств, выделяемых на создание АК в период t при реализации стратегии s_s ; $C^*(t)$ — располагаемые ассигнования на ОКР и серийное производство исследуемого АК; x_I — технический облик АК I -го (конечного) этапа создания; x_k — заданный технический облик АК конечного этапа создания АК, соответствующий требованиям ВВС.

Проведение исследований в соответствии с предлагаемой постановкой задачи осуществляется по схеме, впервые предложенной в [5] и приведенной на рис. 3.

В соответствии с разработанной схемой исследования начинаются с прогнозирования внешних условий, основными из которых являются:

- боевые задачи, решаемые АК в рассматриваемый временной интервал;
- условия боевых действий АК;
- динамика количественно-качественного состава авиационной группировки в течение рассматриваемого временного интервала;
- располагаемые объемы финансирования разработки и серийного производства исследуемого АК в рассматриваемый временной интервал.

На следующем уровне исследований решается задача формирования представительного множества условно-оптимальных вариантов АК промежуточных этапов (ПЭ) создания. Эти исследования играют важнейшую роль в разработанной методологии, поскольку позволяют создать материальный фундамент для последующего формирования альтернативных стратегий поэтапного создания АК. Они включают в себя исследование подсистем АК промежуточных этапов с целью:

- определения возможных направлений корректировки требований к подсистемам АК для сокращения сроков и затрат на их создание;
- формирования технических обликов подсистем ПЭ;

- определения потребных сроков и затрат на разработку и производство подсистем ПЭ.

Полученные результаты на уровне подсистем АК позволяют перейти непосредственно к формированию альтернативных вариантов АК ПЭ, которое начинается с оценки влияния подсистем промежуточных этапов на боевую эффективность, сроки и стоимость создания исследуемого АК и заканчиваются синтезом АК ПЭ под различные ограничения на сроки и стоимость разработки, стоимость серийного производства. Результатом синтеза является множество условно-оптимальных вариантов АК ПЭ, обеспечивающих различные сроки и стоимости создания при различных уровнях их боевой эффективности.

Все указанные выше этапы исследований по формированию множества условно-оптимальных вариантов АК ПЭ объединены в методике дискретного синтеза АК, основанной на обосновании оптимальной степени его декомпозиции [6].

Полученное множество условно-оптимальных технических обликов АК ПЭ позволяет перейти к формированию альтернативных стратегий создания АК для поиска оптимальной стратегии. Осуществляется это последовательным формированием множеств альтернативных вариантов этапности (числа этапов) создания АК, этапного ряда АК и программ финансирования поэтапного создания АК.

Оценка результатов выполнения сформированной СПЭС АК включает в себя:

- определение времени и стоимости выполнения ОКР АК промежуточных и конечного этапов в условиях финансовых ограничений, соответствующих распределению располагаемых средств между различными этапами создания АК (для заданных программ финансирования промежуточных и конечного этапов создания);
- определение средней стоимости и объемов серийного производства АК промежуточных и конечного этапов в условиях ограничений на суммарные ассигнования;
- определение оптимальных направлений доведения ТТХ АК промежуточных этапов.

Полученные таким образом количественно-качественные результаты реализации выбранной СПЭС используются далее для определения динамики численности расчетной группировки АК в условиях реализации поэтапного создания исследуемого АК. Это, в свою очередь, позволяет определить динамику эффективности расчетной группировки с использованием соответствующего научно-методического аппарата оценки эффективности.

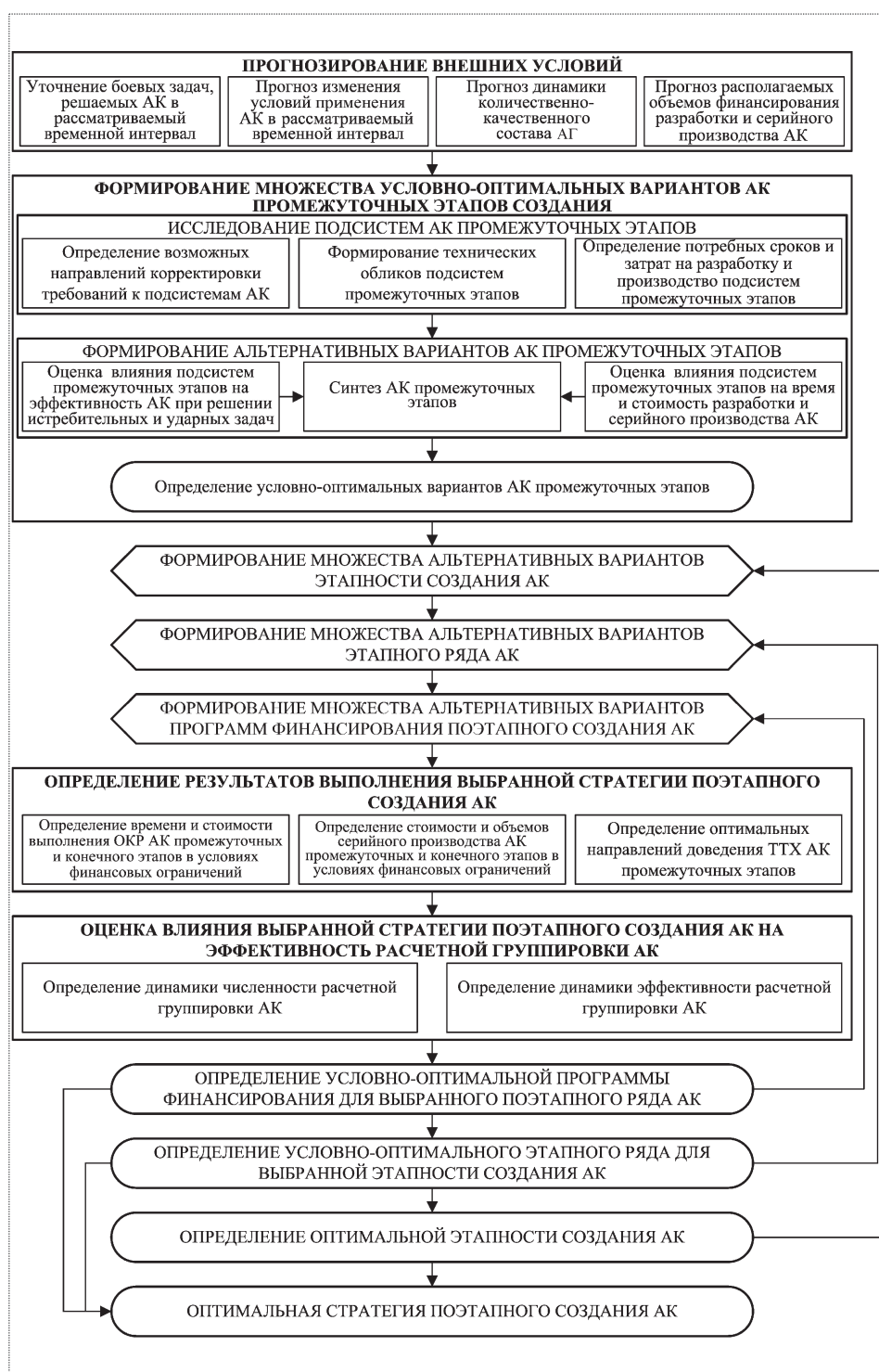


Рис. 3. Общая схема исследований по обоснованию оптимальной стратегии поэтапного создания АК

Проведенные таким образом исследования позволяют получить численное значение функции качества выбранной стратегии поэтапного создания АК.

Поиск оптимальной стратегии из множества альтернативных осуществляется путем выполнения трех вложенных друг в друга циклов оптимизации, предусматривающих последовательное определение:

- условно-оптимальной программы финансирования для выбранного этапного ряда АК;
- условно-оптимального этапного ряда для выбранной этапности создания АК;
- оптимальной этапности создания АК.

Выполнение этих циклов оптимизации с использованием различных численных методов локальной и глобальной оптимизации [7...10] позволяет определить оптимальную стратегию поэтапного создания АК, соответствующую заданным внешним условиям.

Таким образом, предлагается методология обоснования оптимальной стратегии поэтапного создания АК, являющаяся дальнейшим развитием и находящаяся в тесной взаимосвязи и взаимодействии с методологией формирования ТО АК. Разработанная методология должна дополнять методологию формирования ТО АК в условиях, когда существующий НТЗ и уровень финансирования не позволяют получить в заданные сроки технический облик АК, удовлетворяющий оперативно-тактическим требованиям ВВС. Реализация поэтапной стратегии создания в данном случае будет представлять собой разнесение выполнения требований ВВС на временной интервал, соответствующий располагаемым возможностям государства.

Абстрактная формулировка задачи

1. Барковский В.И., Скопец Г.М., Степанов В.Д. Методология формирования технического облика экспортно-ориентированных авиационных комплексов / Под ред. В.И. Барковского. М.: Физматлит, 2008. 244 с.
2. Платунов В.С. Методология системных военно-научных исследований авиационных комплексов. М.: Дельта, 2005. 344 с.
3. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 304 с.
4. Степанов В.Д. Проблема выбора оптимальной стратегии поэтапного создания авиационных комплексов и пути ее решения // Научный вестник МГТУ ГА № 59. Сер. Аэромеханика и прочность. М.: изд-е МГТУ ГА, 2003. С. 114–117.
5. Степанов В.Д. Методика обоснования рациональной стратегии поэтапного создания модернизируемых и перспективных авиационных комплексов фронтовой авиации // Техника воздушного флота, т. LXXVIII, № 3 (668), 2004. С. 30–35.
6. Степанов В.Д. Методика оптимального дискретного синтеза авиационных комплексов фронтовой авиации // Техника воздушного флота, т. LXXIX, № 5 (676), 2005. С. 47–53.
7. Васильев Ф.П. Численные методы решения экстремальных задач: Учеб. пособие для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Наука. 1988. 552 с.
8. Васильев Ф.П. Методы оптимизации. М.: Факториал Пресс, 2002. 824 с.
9. Стронгин Р.Г. Численные методы в многоэкстремальных задачах (Информационно-статистические алгоритмы). М.: Наука, 1978. 240 с.
10. Растринин Л.А. Статистические методы поиска. М.: Наука, 1968. 376 с.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

Описание задачи "Автоматизация процесса проектирования авиационных комплексов"

Холдинг "Вертолеты России" переходит от продаж продуктов к продажам полного жизненного цикла изделия, для чего создается глобальная сервисная система на основе сертифицированных сервисных центров и совместных предприятий по всему миру. Неотъемлемой частью этой системы является Индия.

В интересах сервисного обслуживания существующего в Индии вертолетного парка российского производства, а также для поставок запасных частей комплектующих ОАО "Вертолеты России" и компания Global Vectra Group создали здесь совместное предприятие Integrated Helicopter Services Pvt. Ltd.

"Учитывая динамичное развитие экономических связей между Россией и Индией, мы рассчитываем на расширение сотрудничества с индийской стороной в области сертифицированного технического обслуживания вертолетов российского производства", — сказал генеральный директор холдинга А. Шибитов.

Россия и Индия имеют давние связи в области поставок вертолетной техники, запасных частей, комплектующих, а также обслуживания российских вертолетов.

Вертолеты российского производства являются основой вертолетного парка вооруженных сил Индии. Сейчас в индийских ВВС имеется 20 вертолетов Ми-25 (экспортная версия Ми-24-Д) и 39 вертолетов Ми-35, а также 10 Ми-26, 50 Ми-8 и 100 вертолетов Ми-17.

В конце 2008 г. министерство обороны Индии подписало контракт на поставку в 2010–2014 гг. ВВС Индии 80 транспортных вертолетов Ми-17В-5. Поставки вертолетов военного назначения ОАО "Вертолеты России" осуществляет через ФГУП "Рособоронэкспорт".

Индийские частные вертолетные компании (Jaqson Airlines Ltd., Pawan Hans Helicopters Ltd., Mesco Airlines и др.) эксплуатируют 6 вертолетов Ми-172. ОАО "Вертолеты России" прогнозируют рост заказов на новые вертолеты от коммерческих эксплуатантов Индии: в ближайшее время пройдут сертификацию и будут предложены рынку вертолеты Ка-226/Ка-226Т, Ка-32А11ВС, а также "Ансант".

Ка-226Т уже участвует в проводимом Индией тендере на поставку 197 легких вертолетов.

Вестник Интерфакс — АВН № 35(413), 2009 г.

Взаимодействие газа с имитатором топлива при вибрации

Ю.О. Мордыга, А.М. Савостьянов

Изложены результаты экспериментальных и теоретических исследований динамики газовой фазы в вибрирующей жидкости. Предложена новая методика определения содержания газа в любой жидкости.

Ключевые слова: вибрирующий бак; концентрация газа в жидкости; динамика газа в жидкости; газовый кластер; гидроударная волна; резонанс.

Yu.O. Mordyga, A.M. Savostyanov. Interaction Of Gas With The Fuel Simulator And Method Of Estimation Of The Gas Concentration In A Liquid At The Tank Vibration

The results of experimental and theoretical researches of dynamics of a gas phase in a vibrating liquid are given. The new technique of definition of the gas concentration in any liquid is offered.

Key words: vibration of tank; gas concentration in a liquid; dynamics of gas in a liquid; bubble cluster; water hammer wave; resonance.

В 2008 г. на испытательной базе НПО им. С.А. Лавочкина проводились вибрационные испытания топливного бака для двигательной установки. Бак объемом 0,142 м³ частично заполнялся жидкостью, в газовой полости был воздух. При синусоидальном возбуждении колебаний с уровнями нагрузок до 4g (максимальные ускорения на опорной площадке бака) при некоторых значениях давления внутри бака возникали ударные процессы, обусловленные пульсациями газовой фазы в жидкости, происходящими с частотой возбуждения системы. Датчиками ускорений, размещаемыми на нижнем и верхнем полюсах бака, зафиксированы всплески амплитуд в узком диапазоне частот в резонансной области.

При амплитудах внешнего возбуждения до 8g кроме пульсаций газовой фазы наблюдались еще более сильные ударные процессы. Предположительно это связано с гидроударами, обусловленными отрывом всей массы жидкости от днища бака (это явление в данной публикации не рассматривается).

На основе сопоставления результатов измерений (при пульсациях газовой фазы) с результатами расчетов (по разработанным в [1–3] теоретическим построениям) получено качественное подтверждение основ предлагаемой теории. Определены параметры исследуемой системы при пульсациях газовой фазы, которые могут быть использованы для вычислений параметров воздействий, возмущающих систему, предложена новая методика определения содержания газа в жидкости.

Схема испытаний. Полный цикл испытаний включал возбуждение системы по трем осям. Однако для анализа динамики системы принята схема испытаний при внешнем возбуждении по продольной оси симметрии бака (рис. 1). Это связано с тем, что в таком положении наиболее отчетливо проявляются пульсации газовой фазы.

При анализе рассматривались показания датчиков, установленных на полюсах бака $D5(X)$ (нижний полюс) и $D6(X, Y)$ (верхний полюс).

Характерные для испытаний ускорения возбуждения $a_{\text{возб}}$ (опорный профиль от 5 до 110 Гц), подаваемые от вибратора на фланец крепления бака к приспособлению,



МОРДЫГА
Юрий Олегович –
ведущий инженер ФГУП
"НПО им. С.А. Лавочкина"



САВОСТЬЯНОВ
Алексей Михайлович –
главный специалист
ФГУП "НПО им. С.А. Ла-
вочкина", доктор техн.
наук

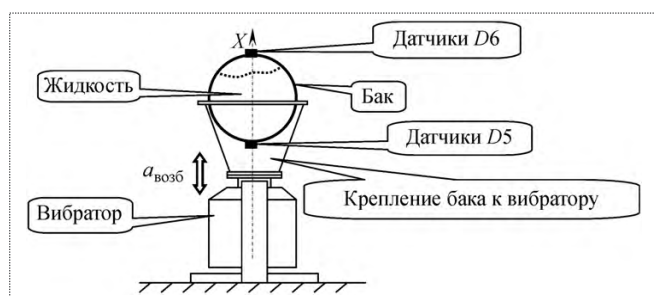


Рис. 1. Схема испытаний

были максимальными в диапазоне частот 40...60 Гц. Максимальные значения $a_{\text{возб}}$ в разных испытаниях составляли 2g и 4g.

Характерные результаты экспериментов. В ходе работ на НПО им. С.А. Лавочкина проведены несколько серий экспериментов и накоплен большой объем данных измерений. В связи с этим рассматриваются выборочные, наиболее характерные результаты, касающиеся пульсаций газовой фазы. К анализу приняты следующие амплитудно-частотные спектры сигналов (на каждом графике их обозначения сведены в отдельную таблицу):

опорный профиль возбуждения конструкции (Spectrum Reference), который система управления вибратора должна обеспечить по осредненным показаниям задающих (управляющих) датчиков-акселерометров;

ускорения, замеренные датчиком D5X: среднеквадратичные значения (RMS Spectrum D5:+X); гармонические значения (Harmonic Spectrum D5:+X) и пиковые значения (Peak Spectrum D5:+X).

На рис. 2–5 приведены наиболее характерные результаты измерений, полученные на вибрационном

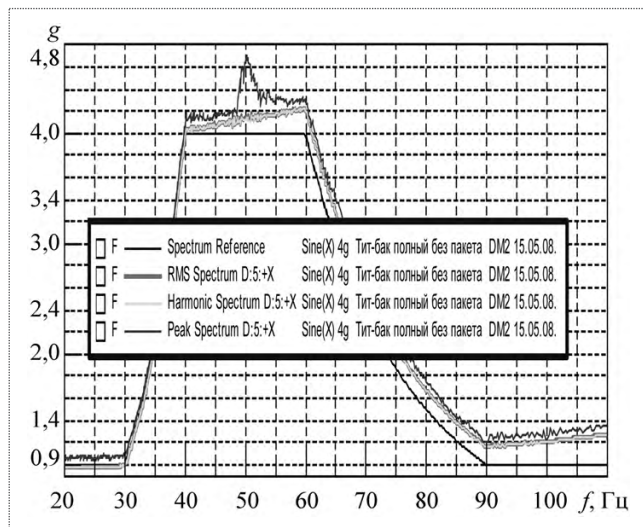


Рис. 2. Ускорения на нижнем полюсе бака (полная заправка $V = 0,142 \text{ м}^3$; $p_0 = 10^5 \text{ Па}$)

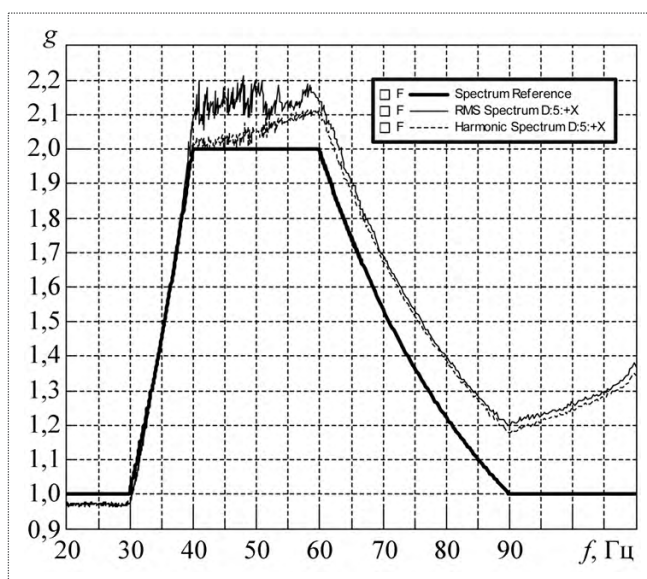


Рис. 3. Ускорения на нижнем полюсе бака по оси X (заправка $V = 0,133 \text{ м}^3$; $p_0 = 0,25 \cdot 10^5 \text{ Па}$)

стенде НПО им. С.А. Лавочкина (опорный профиль возбуждения системы сигнал Spectrum Reference). Кроме того, анализировались временные процессы ускорений, измеренных на верхнем полюсе бака (датчик D6X, Y).

Предварительный анализ результатов экспериментов. На рис. 2 при незначительных ударных процессах, не влияющих на гармоническую составляющую движения, отмечен подъем амплитуд пиковых составляющих (сигнал Peak) ускорения в области частот около 50 Гц.

Вид графиков на рис. 2–5 показал, что начиная с некоторого значения частоты уровни сигналов RMS и Harmonic существенно расходятся друг от друга в достаточно широком диапазоне частот. Исходя из опыта виброиспытаний, можно говорить о наличии ударных процессов в системе.

При сравнении полной заправки (см. рис. 2) и случая наличия свободной поверхности жидкости (заправка $0,133 \text{ м}^3$) (см. рис. 3–5) можно видеть, что совместная динамика газовой фазы и свободной поверхности жидкости усиливает интенсивность и амплитуды ударных процессов, а также увеличивает диапазон частот, где они проявляются. Этот факт подтверждается также тем, что амплитуды ускорений на верхнем полюсе бака (датчики D6X и D6Y), который расположен близко к свободной поверхности жидкости, выше, чем на нижнем полюсе (датчик D5X).

Физическое представление явлений. В 1960-х гг. Bleich, Buchanan, Baird, Kana, Dodge, Fritz и другие проводили исследования динамики жидкости в виб-

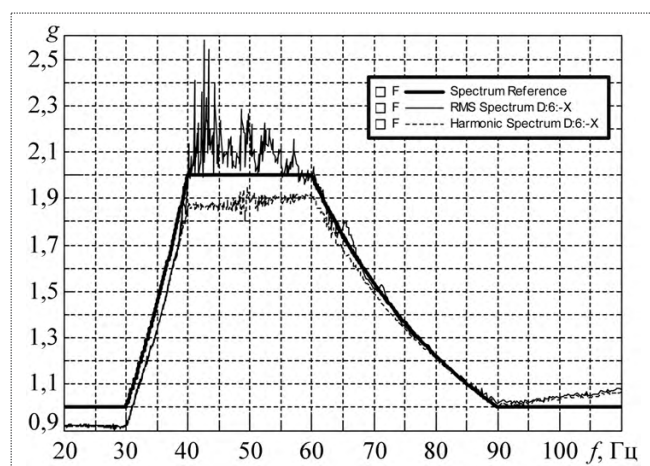


Рис. 4. Ускорения на верхнем полюсе бака по оси X (заправка $V = 0,133 \text{ м}^3$; $p_0 = 0,25 \cdot 10^5 \text{ Па}$)

рирующих прозрачных цилиндрических баках [1–3]. В результате было сформировано общее представление о физической природе происходящих при вибрациях жидкости процессов, а также приведена упрощенная теория описания движений газовой фазы внутри вибрирующей жидкости.

Возникновение гидроударов по этой теории объясняется пульсациями газового кластера, который образуется внутри жидкости при самопроизвольном погружении пузырьков под действием вибраций.

Очевидно, что описанные в [1–3] явления имели место и при условиях, исследуемых в наших испытаниях. В частности, пульсациями газового кластера можно объяснить выявленные по результатам предварительного анализа ударные процессы.

Таким образом, можно принять, что в рассматриваемом случае динамика системы "бак – газ – жидкость" включает следующие относительно независимые движения:

- движения свободной поверхности жидкости;
- цикл движений газовой фазы внутри жидкости при вибрациях, включающий погружение пузырьков, формирование газового кластера, пульсации газового кластера с частотой возбуждения системы, а после определенного промежутка времени – распад газового кластера, повторение всей последовательности событий.

Теоретический анализ и расчеты. В [1–3] представлено несколько математических моделей воспроизведения явлений, происходящих с газом в жидкости, находящейся в вибрирующем цилиндрическом баке. В основе этих моделей лежит допущение о том, что газовая среда и жидкость вместе представляют собой упругую

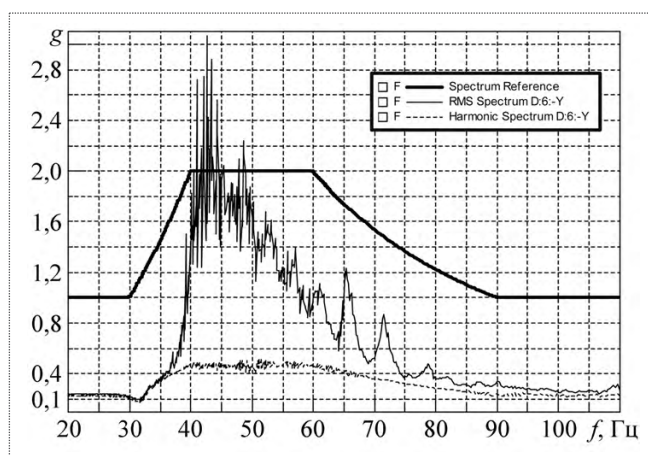


Рис. 5. Ускорения на верхнем полюсе бака по оси Y (заправка $V = 0,133 \text{ м}^3$; $p_0 = 0,25 \cdot 10^5 \text{ Па}$)

систему, которая обладает собственными частотными характеристиками.

Для определения давления p_0 внутри бака с использованием волнового уравнения была вычислена скорость волны гидроудара, соответствующая частоте собственных колебаний пузыря (газового кластера) при прохождении гидроволной двух полных расстояний между полюсами бака (фактически является скоростью звука плоской волны в жидкости, распространяющейся вдоль оси бака).

Чтобы вычислить скорость волны гидроудара, необходимо знать плотность и сжимаемость системы "жидкость – газ". Эквивалентная плотность этой системы

$$\rho = (1-s)\rho_l + s\rho_g, \quad (1)$$

где s – объемная доля газа в жидкости; ρ_l – плотность жидкости; ρ_g – плотность газа.

Эффективная сжимаемость системы с баком складывается из суммы сжимаемостей:

$$K = (1-s)K_l + sK_g + K_i, \quad (2)$$

где K_l – величина, обратная модулю объемного сжатия жидкости; $K_g = (\gamma p)^{-1}$ – сжимаемость идеального газа; $K_i = d/bE$ – сжимаемость бака; E – модуль упругости материала бака, d , b – диаметр и толщина стенки бака соответственно.

По определению волновая скорость $c = (\rho K)^{-1/2}$. Тогда

$$c = \left\{ [(1-s)\rho_l + s\rho_g] \left[(1-s)K_l + \frac{s}{\gamma p_0} + \frac{d}{bE} \right] \right\}^{-1/2}. \quad (3)$$

После упрощающих преобразований, введения безразмерных переменных и линеаризации уравнений получено соотношение для определения характерных значений l уровней глубины в жидкости (в зависимости от начальных условий и параметров системы значение l показывает уровень, на котором в жидкости возможно формирование газового кластера или нескольких газовых кластеров на разных уровнях):

$$\frac{\omega^2 x_0}{g} \left[\frac{2 \sin \alpha \psi}{\alpha \psi (1 + \cos \psi)} \right]^{1/2} = \left[2 \gamma \left(1 + \frac{p_0}{\rho g l} \right) \right]^{1/2}; \quad (4)$$

$$\psi = 2\omega h/c; \quad \alpha = l/h,$$

где ω — частота возбуждения; x_0 — амплитуда возбуждения; p_0 — давление в газовой подушке; ρ — плотность жидкости; g — ускорение свободного падения; h — уровень заправки жидкости; l — характерное расстояние, относительно которого происходят перемещения газовой фазы либо к месту формирования кластера, либо на поверхность жидкости.

Сопоставляя результаты расчетов и данные экспериментов, поведение газовой фазы в вибрирующей жидкости можно описать следующим образом.

В начале процесса воздушные пузырьки возникают как в области свободной поверхности жидкости, так и на различных глубинах под действием перепадов давлений. Далее пузырьки, которые опустились дальше глубины l (расчетный корень уравнения (4) для данных входных условий), продолжают погружаться к днищу бака.

При вибрации все больше воздушных пузырей возникает в жидкости, в результате уменьшается скорость волновых движений в системе, так что ψ , который первоначально был значительно меньше, чем π , непрерывно увеличивается.

В конечном счете, при $\psi = \pi$ в системе возникают резонанс и очень сильные пульсирующие движения газового кластера. В результате большого количества воздуха, который закачивается в жидкость при резонансе, ψ увеличивается и имеет место неравенство $\psi > \pi$. В кластере становится все больше воздуха, он не может оставаться на днище бака и поднимается. На достигнутом уровне кластер находится в устойчивом равновесии, пока снова не изменится ψ . В конце концов кластер поднимется к поверхности и распадется там, затем цикл повторится.

За полный цикл процесса скорость гидроволны изменяется вместе с изменением доли воздуха в жидкости. Как следствие, в широких пределах изменяется

частота колебаний давления. Когда эта частота совпадает с частотой возбуждения, возникает резонанс, при котором в одном из испытаний, описанных в [1–3], произошло разрушение цилиндрического бака. Динамика изменения давлений в кавитационных полостях рассматривается также в [5].

Соотношение (4) получено с использованием допущений, сделанных Bleich, и является результатом его модернизированной теории. Несколько отличная теория погружения пузырьков была предложена Buchanan и др. [3]. В соответствии с ней

$$\omega^2 x_0 = C \left[g + \sqrt{3g^2 + \frac{2gp_0}{\rho l}} \right]. \quad (5)$$

Для большей части параметров системы $C = 1$.

Считается, что теоретически точного количественного прогноза динамика газового кластера не дает. Однако предсказать область значений параметров, в которой процесс начинается, а также получить качественную картину ожидаемых явлений вполне возможно.

Кроме того, Fritz и др. [6] экспериментально показали, что тот же самый вид поведения газовой среды в жидкости проявляется и при случайном возбуждении.

На основе полученных взаимосвязей параметра системы ψ в соотношениях (4) с данными экспериментов имеется возможность качественно оценить положение газового кластера (на днище или на некоторой глубине) для реальной конструкции, исследуемой в настоящей статье, а также получить прогноз величины возбуждающего ускорения, при котором возникнут гидроудары газового кластера на днище бака.

Анализ и расчеты. Подтверждением применимости приведенных теоретических построений и наличия пульсаций газового кластера в исследуемой конструкции может служить следующий расчет.

Этапы расчета:

оценка содержания газовой фазы в жидкости, используемой в экспериментах с баком при его вибрациях;

оценка скорости гидроволны;

оценка глубины, на которой располагался пульсирующий газовый кластер в конфигурации системы при заправке жидкостью, имеющей $V = 0,133 \text{ м}^3$; $p_0 = 0,25 \cdot 10^5 \text{ Па}$, $a_{\text{возб}} = 2g$;

сопоставление данных эксперимента и результатов расчета;

оценка величины ψ для исследуемой системы.

Для определения содержания газа в воде использованы данные испытаний бака с полной заправкой при

стандартном профиле возбуждения с $a_{\text{возб}} = 4g$ (см. рис. 2).

Из результатов приведенного экспериментально-теоретического анализа известно, что усиленные пульсации газового кластера возникают при совпадении частоты следований гидроволны (пропорциональна ψ) с частотой возбуждения системы. Принято допущение, что это явление наблюдается вблизи частоты 50 Гц (см. рис. 2), где имеет место подъем амплитуд пикового сигнала датчика D5X.

Ниже для рассматриваемой конфигурации системы приведены требуемые для расчета значения параметров, влияющих на скорость следований гидроволны в соответствии с формулами (1)–(3). Далее в программном пакете Excel методом подбора по формуле (3) при изменении объемной доли газа в жидкости был получен ряд значений соответствующих частот следований гидроволны. При этом частоте 50 Гц соответствовало объемное содержание газа в жидкости 2,5 % (рис. 6). Объемное содержание газа в гидротехнических системах изменяется в пределах от 0,2 до 12 % [7].

В проведенном расчете использовались параметры системы при полной заправке: $V = 0,142 \text{ м}^3$; $p_0 = 10^5 \text{ Па}$; в газовой полости — воздух; $a_{\text{возб}} = 4g$; $\rho_l = 1000 \text{ кг/м}^3$; $\rho_g = 1,2 \text{ кг/м}^3$; $K_l \approx 5 \cdot 10^{-10} \text{ м}^2/\text{Н}$; $K_g = \frac{s}{\gamma p_0}$; $\gamma = 1,4$.

Скорость гидроволны при этом составила 75 м/с (см. формулу (3)).

Далее для случая испытания, когда в исследуемой системе наблюдались усиленные пульсации газового кластера (при заправке $V = 0,133 \text{ м}^3$; $p_0 = 0,25 \cdot 10^5 \text{ Па}$; $a_{\text{возб}} = 2g$; см. рис. 3–5) проводится аналогичный расчет и оценка глубины, на которой расположен этот кластер. Резонансный диапазон частот находится вблизи 43 Гц.

Во втором расчете $p_0 = 0,25 \cdot 10^5 \text{ Па}$. Из формулы (3) получено значение скорости гидроволны 65 м/с и объемная доля содержания газа 0,8 % при частоте резонанса 43 Гц.

Сопоставление результатов двух проведенных расчетов показывает, что объемное содержание газа в жидкости действительно изменяется в процессе динамики газовой фазы, причем для меньшего давления в баке (а следовательно, при меньшей суммарной упругости системы "жидкость–газ") резонансные пульсации газового кластера возникают с меньшим количеством газа в жидкости.

Проведем оценку глубины расположения газового кластера для второго случая.

Преобразуем уравнение (4) к виду (5):

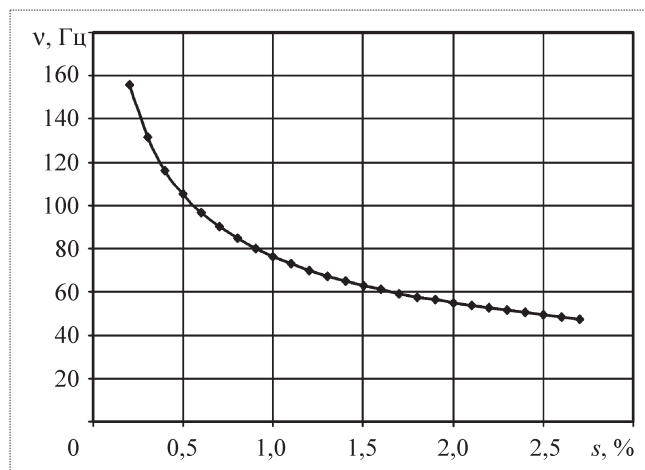


Рис. 6. Зависимость частоты циклов v следования гидроволны от доли воздуха s в воде

$$\frac{\omega^2 x_0}{g} = \left[2\gamma \left(1 + \frac{p_0}{\rho g l} \right) \right]^{1/2} / \left[\frac{2 \sin \alpha \psi}{\alpha \psi (1 + \cos \psi)} \right]^{1/2}.$$

Величина $\omega^2 x_0$ является амплитудой ускорения возбуждения системы, поэтому

$$a_{\text{возб}} = g \left[2\gamma \left(1 + \frac{p_0}{\rho g l} \right) \right]^{1/2} / \left[\frac{2 \sin \alpha \psi}{\alpha \psi (1 + \cos \psi)} \right]^{1/2}, \quad (6)$$

где $a_{\text{возб}}$ — безразмерное ускорение возбуждения системы, измеряемое в единицах g . В этом случае

$$\psi = \frac{2(2\pi \cdot 43 \text{ Гц})0,75 \text{ м}}{65 \text{ м/с}} \approx 1,85\pi.$$

Далее в программном пакете Excel методом подбора по формуле (6) при изменении переменной глубины l от 0,10 до 0,65 м (предельные значения l составляют 0...0,746 м) получен ряд соответствующих этой зависимости значений $a_{\text{возб}}$.

Для рассматриваемого случая $a_{\text{возб}} = 2g$, этому значению соответствует значение $l = 0,21 \text{ м}$ (рис. 7).

Поскольку l невелико, газовый кластер должен находиться вблизи свободной поверхности жидкости и соответственно ближе к верхнему полюсу бака. Можно предположить, что амплитуды ускорений на верхнем полюсе бака должны быть несколько выше, чем ускорения на нижнем полюсе бака.

Этот качественный вывод подтверждается при сопоставлении результатов измерений на рис. 3, 4. Видно, что в диапазоне частот 40...45 Гц амплитуды уско-

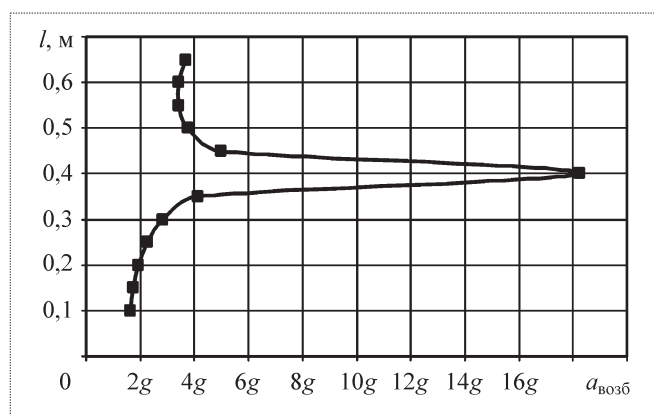


Рис. 7. Зависимость характерного расстояния l системы от ускорения возбуждения

рений на верхнем полюсе бака в среднем на 15 % выше, чем на нижнем полюсе.

Так как получено качественное подтверждение применимости теоретических построений [1–3], появилась возможность оценить величину ψ для исследуемой системы. В рассмотренном случае полностью заправленного бака ($\omega = 2\pi \cdot 50 \text{ Гц} = 314,2 \text{ рад/с}$; $h = 0,746 \text{ м}$; $c = 75 \text{ м/с}$) получаем $\psi = 2\omega h/c \approx 2\pi$.

Из [2] для значений $\psi > \pi$ известно, что газовый кластер всегда находится между днищем бака и свободной поверхностью жидкости.

В наиболее экстремальном диапазоне частот (40...60 Гц), где на исследуемую систему действуют максимальные виброускорения, полученное значение ψ является близким к своему минимально возможному значению и не становится меньше, чем π .

Это утверждение можно обосновать тем, что произведение ωh существенно не изменяется, а полученное значение $c = 75 \text{ м/с}$ близко к максимально возможному для рассмотренных конфигураций системы (в других случаях возникновения гидроударов скорость гидроволны меньше в связи с более интенсивными колебаниями давлений в жидкости и соответственно большим содержанием в ней воздуха), в которых наблюдались существенно большие амплитуды ускорений на полюсах бака при пульсациях газовых кластеров.

Таким образом, в результате проведенного анализа имеем:

- подтверждены наличие и относительная независимость явления пульсаций газового кластера;
- подтверждена пригодность теоретических построений [1–3] для оценочных расчетов параметров системы при пульсациях газового кластера;

- с помощью теоретических построений [1–3] и исследования результатов данных измерений разработана новая методика определения объемного содержания газа в жидкости при пульсациях газового кластера;

- определено, что во всех рассмотренных конфигурациях системы при появлении газового кластера он никогда не опускается на днище бака, а находится на некоторой глубине.

Определение содержания газа в жидкостях. Разработанный способ определения содержания газа в жидкости при исследованиях системы "бак—жидкость—газ" в принципе может использоваться для различных видов жидкостей (возможно для жидких кристаллов). Точность и границы применения данного метода являются предметом отдельных исследований для каждого типов жидкостей.

Основа методики заключается в следующем.

В жидкости, помещенной в вибрирующую емкость, при определенной амплитуде возбуждающего ускорения возникает пульсирующий с частотой возбуждения газовый кластер. При этом амплитуда колебаний какого-либо участка системы (давления в жидкости, ускорения какой-либо площадки на емкости) достигает максимума, который соответствует определенному значению частоты возбуждения. Резонансная частота соответствует определенной величине объемного содержания газа в жидкости.

Основываясь на этом положении, подобрав для интересующего класса жидкостей параметры емкости, возбуждающего и измерительного оборудования, можно получить тарированные величины резонансных частот, соответствующие содержанию газа в эталонных образцах жидкости. Принципиальная схема устройства приведена на рис. 8.

Информации по газосодержанию в жидкостях требуется во многих областях техники. В частности, при вводе в эксплуатацию трансформаторных масел; для буровых установок (оперативный контроль газосодержания), оборудования котельных и теплоизолирующих установок (при большом содержании газа в жидкости нарушаются технологические процессы и вслед-

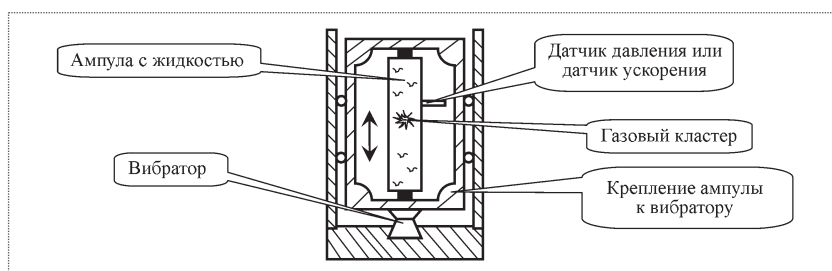


Рис. 8. Схема устройства определения газосодержания в жидкости

ствие кавитационной коррозии уменьшается износостойкость).

В настоящее время известные способы определения газосодержания в жидкости имеют ряд недостатков по сравнению с предложенной методикой. К таким недостаткам относятся:

зависимость от непрерывных поставок дорогостоящих реактивов;

использование дорогостоящих приборов (спектрометров), имеющих более широкий набор функций;

громоздкость и длительность процесса измерения для установок, использующих термодинамические параметры жидкостей (температуру и давление), и необходимость анализировать состояние кипения.

Δεάεεήϊάδὰδὲ÷ἀñέεē ñīēñīē

1. Daniel D. Kana, Franklin T. Dodge. Bubble Behavior in Liquids Contained in Vertically Vibrated Tanks // Technical report № 4. Contract № NAS8 – 11045, 1964.

2. The Dynamic Behavior of Liquids in Moving Containers / Edit. by H. Norman Abramson. NASA SP-106, 1964.

3. Buchanan R.H., Jameson G., Oedjoe D. Cyclic Migration of Bubbles in Vertically Vibrating Liquid Columns // Industrial and Engineering Chemistry Fundamentals. 1962. V. 1. № 2. P. 82–86.

4. Minnaert M. On Musical Air Bubbles and the Sound of Running Water // Phil. Mag. Aug. 1933. Ser. 7. V. 16. № 104. P. 235–248.

5. Липатов Д.А. Динамика нестационарного испарения в условиях естественной конвекции в газовой фазе: Дис. ... кандидата техн. наук. М.: Изд. Ин-та общей и неорганической химии им. Н.С. Курнакова РАН, 2006.

6. Fritz C.G., Ponder C.A., Jr., and Blount, D.H. Bubble Coalescence in a Longitudinally Vibrated Liquid Column // Proc. of the ASME Symposium on Cavitation Fluid Machinery. ASME Winter Annual Meeting, Nov. 7–11, 1965.

7. Ланге В.А. Исследование аэрации масла в системах смазки автотракторных двигателей: Дис. ... кандидата техн. наук. Челябинск: Изд. ЧИМЭСХ, 1975.



ΔΔΔΔΔΔΔΔ ΔΔΔΔΔΔΔΔ ΔΔΔΔΔΔΔΔ ΔΔΔΔΔΔΔΔ ΔΔΔΔΔΔΔΔ ΔΔΔΔΔΔΔΔ

ΔΙΝΝΕΒ ΑΑΑΔΟ ΙΑΘΑΑΙΑΙΘΟΥ Ν ΝΘΑ ΙΑ ΟΑΑΕΕ×ΑΙΕΕ ΙΙΝΘΑΑΙΕ ΘΑΕΑΟΙΟΥ ΑΑΕΑΔΟΑΕΑΕ ΑΕΒ ΑΙΑΘΕΕΑΙΝΕΕΘ ΘΑΕΑΟ "ΑΘΕΑΝ"

Российское НПО Энергомаш намеревается увеличить производство и поставку в США ракетных двигателей РД-180, использующихся в составе первой ступени американских ракет "Атлас", — заявил генеральный директор предприятия Д.В. Пахомов. — "Мы ведем переговоры с нашими американскими партнерами о том, чтобы в конце этого года подписать контракт на поставку в США в 2011 г. пяти двигателей".

В 2009 и 2010 гг. предприятие поставит в США четыре двигателя РД-180.

"В следующем году по ракете "Атлас" планируется достаточно серьезная пусковая программа с шестью-семью запусками", — сказал Д.В. Пахомов. — Поэтому есть все шансы, что спрос на двигатели НПО Энергомаш в ближайшее время возрастет.

На сегодняшний день НПО Энергомаш поставило в США более 40 двигателей, из них 22 уже использовались при запусках ракеты "Атлас". Согласно рамочным договоренностям США должны закупить у России 101 двигатель РД-180. На сегодняшний день заключены контракты на поставку 53 двигателей.

ΕΝΙ ΟΘΑΙΕΒ ΕΑΑΕΙΕ ΘΑΕΑΟ "ΑΙΑΘΑ" ΙΑ×ΙΟΘΝΒ Α ΕΙ ΙΘΑ 2011 ᾱ.

"Первый пуск перспективной ракеты-носителя "Ангара" легкого класса состоится в 2011 г.", — сообщил гендиректор НПО Энергомаш Д.В. Пахомов. "Мы сегодня стоим на пороге летных испытаний двигателей РД-191, которые запланированы на конец 2010 — начало 2011 г. Первый запуск легкой "Ангары" с нашими двигателями намечен на конец 2011 г.", — сказал он.

Производство двигателей РД-191 для ракеты "Ангара" ведется по графику. "При сохранении запланированного финансирования мы и ГКНПЦ им. М.В. Хруничева обеспечим выполнение сроков, указанных в графике по созданию комплекса "Ангара", — сказал он.

Ракеты-носители "Ангара" — новое поколение носителей на основе универсального ракетного модуля с кислородно-керосиновыми двигателями. Семейство включает носители от легкого до тяжелого классов, которые смогут выводить на низкую околоземную орбиту грузы массой 1,5 ... 25 т.

Разработка двигателя РД-191 для первой ступени семейства ракет-носителей "Ангара" ведется с 1998 г. В мае 2001 г. собран первый доводочный двигатель РД-191. Летом 2009 г. завершились первые огневые испытания этого двигателя.

Пуски "Ангары" планируется проводить с космодрома Плесецк (Архангельская область) и, возможно, с Байконура (Казахстан).

Вестник Интерфакс — АВН № 34 (412), 2009 г.



ВЫШИНСКИЙ
Виктор Викторович —
декан ФАЛТ МФТИ,
главный научный сотруд-
ник ЦАГИ, профессор,
доктор техн. наук



СТАСЕНКО
Альберт Леонидович —
начальник сектора ЦАГИ,
заведующий кафедрой физи-
ки ФАЛТ МФТИ, профес-
сор, доктор техн. наук

Эволюция аэрозольного струйно-вихревого следа самолета в турбулентной атмосфере

В.В. Вышинский, А.А. Стасенко

Предложена физическая модель пространственно-временной эволюции локально монодисперсных капель в трехмерном турбулентном потоке за крылатым летательным аппаратом. Учтены процессы межфазного молекулярно-диффузионного массообмена капель с паровым компонентом бинарной газовой смеси; силы сопротивления, тяжести и Архимеда; возможность столкновения капель за счет локальных пульсаций скорости несущей среды; турбулентная диффузия частиц (обратным силовым воздействием капель на несущий газ пренебрегается). Двухфазный поток предполагается однотемпературным.

Ключевые слова: гетерогенные течения; струйно-вихревой след самолета; турбулентная атмосфера; безопасность полета; авиационная экология.

V.V. Vyshinsky, A.L. Stasenko. Evolution Of Aircraft Aerosol Jet-Vortex Wake In Turbulent Atmosphere

The paper presents a physical model of spatial-temporal evolution of locally mono-disperse droplets in three-dimensional turbulent flow behind a winged aircraft. Processes of interphase molecular-diffusive mass transfer between droplets and vapor component of the binary gas mixture; drag, gravity and buoyancy forces, possibility of droplet collisions due to local velocity fluctuation of a carrying medium and turbulent diffusion of particles are taken into consideration (back droplet action on the carrying gas is ignored). Two-phase flow is assumed to be one-temperature.

Key words: heterogeneous flows; aircraft jet-vortex wake; atmospheric turbulence; flight safety; aviation ecology.

Моделирование поведения следов самолетов гражданской авиации представляет интерес с точки зрения как экологической (перенос вредных выбросов современной и перспективной авиации в коридорах полета и в окрестности интенсивно работающих аэропортов), так и обеспечения вихревой безопасности при взлете, посадке и на крейсерском режиме полета. Как правило, струйно-вихревой след самолета содержит микрочастицы либо порождаемые выбросами его двигателей, либо вводимые специально для визуализации его вихрей. В любом случае пространственно-временная эволюция аэрозольного компонента является, с одной стороны, результатом многочисленных физических процессов (конденсации, испарения, столкновения, слияния или дробления капель), а с другой — происходит на сложном принципиально трехмерном и турбулентном газодинамическом "фоне".

Статья является развитием предыдущих исследований авторов [1]: предположение об одинаковости средних скоростей фаз снято (оно заменено уравнением квазистатического смещения капель под действием указанных выше сил); алгоритмы расчета газодинамических параметров трехмерного струйно-вихревого следа и алгоритм кинетики частиц (ранее рассмотренной либо для осесимметричных струй, либо на упрощенной двухвихревой модели) объединены в общий численный код.

В расчетах использовался набор параметров современного авиалайнера типа А380. Получены распределения удельной энергии турбулентности, температуры,

плотности водяного пара, концентрации и радиуса микрокапель в поперечных сечениях следа.

Расчет струйно-вихревого следа самолета в турбулентной атмосфере выполнен в рамках модели, описанной в [2].

При моделировании динамики микрокапель в следе предполагается следующее:

общая массовая плотность компонента $\rho_w = \rho_v + m_s n_s$ много меньше плотности воздуха $\rho_v < \rho_w \ll \rho$. Здесь n_s — концентрация капель, m_s — масса капель воды, ρ_v — плотность пара;

продольные компоненты скорости несущего газа u и микрокапель u_s считаются одинаковыми; динамика капель рассматривается только в поперечной плоскости $x = \text{const}$;

температура микрокапель T_s равна температуре T газа в любой точке (это предположение заменяет уравнение энергии).

Движение отдельной капли радиуса a_s , находящейся под действием сил тяготения $m_s \mathbf{g}$, Архимеда $-(4/3)\pi a_s^3 \nabla p$ (p — давление) и сопротивления $(1/2)C_D (\mathbf{v} - \mathbf{v}_s) |\mathbf{v} - \mathbf{v}_s| \rho \pi a_s^2$, определяется уравнениями

$$m_s \mathbf{g} - \frac{4}{3} \pi a_s^3 \nabla p + \frac{1}{2} C_D (\mathbf{v} - \mathbf{v}_s) |\mathbf{v} - \mathbf{v}_s| \rho \pi a_s^2 = 0; \quad (1)$$

$$\mathbf{v}_s = \frac{d\mathbf{r}_s}{dt}.$$

Для коэффициента сопротивления принято выражение

$$C_D = \frac{24}{\text{Re}} + \frac{4,4}{\sqrt{\text{Re}}} + 0,42, \quad (2)$$

достаточно хорошо описывающее "стандартную кривую" в широком диапазоне числа Рейнольдса,

$$\text{Re}_s = \frac{2a_s \rho |\mathbf{v} - \mathbf{v}_s|}{\mu_m},$$

зависящего от диаметра капли и скорости ее обтекания несущей средой $\mathbf{v} - \mathbf{v}_s$.

В уравнении динамики капель (1) не учитывается инерция капель, т.е. их движение считается квазистатическим. Это справедливо в случае малости характерного времени релаксации капель (κ средней скорости несущего газа) по сравнению с другим характерным временем, например временем одного оборота в вихре.

Эволюция концентрации микрокапель n_s определяется уравнением

$$\frac{\partial n_s}{\partial t} + \nabla (n_s \mathbf{v}_s) = \nabla (v_t \nabla n_s) - \frac{1}{2} n_s^2 4\pi a_s^2 \theta_{ss} |\Delta \mathbf{v}_{ss}| \eta_{ss}, \quad (3)$$

где θ_{ss} — коэффициент увлечения частиц в турбулентное движение; η_{ss} — коэффициент коагуляции или дробления капель; v_t — турбулентный коэффициент кинематической вязкости.

Уравнения для массовых плотностей пара ρ_v и конденсированной фазы $\rho_s = m_s n_s$ имеют вид

$$\frac{\partial \rho_v}{\partial t} + \nabla (\rho_v \mathbf{v}) = -4\pi a_s n_s D_{vm} \times (\rho_v - \rho_{vs}(T_s)) + \nabla (v_t \nabla \rho_v); \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho_s}{\partial t} + \nabla (\rho_s \mathbf{v}_s) = 4\pi a_s n_s D_{vm} (\rho_v - \rho_{vs}(T_s)) + \frac{\rho_s}{n_s} \nabla (v_t \nabla n_s). \quad (5)$$

С учетом броуновского блуждания и турбулентных пульсаций относительная скорость двух одинаковых частиц определяется выражением

$$|\Delta \mathbf{v}_{ss}| = \frac{2}{3\pi} \frac{kT}{\mu_m a_s^2} + 4\sqrt{\frac{1}{3\pi}} \frac{\sqrt{\Omega_s}}{1 + \Omega_s} V_0,$$

где $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К — постоянная Больцмана; $V_t = q$ — средняя скорость турбулентных пульсаций;

$\Omega_s = \tau_s / \tau_t$; $\tau_s = \tau_s^{\text{st}} = \frac{2}{9} \frac{\rho^0 a_s^2}{\mu_m} \sim a_s^2$ (предполагается,

что пульсационное обтекание подчиняется закону Стокса, а соответствующее число Рейнольдса $\text{Re}_t = \frac{2a_s \rho V_t}{\mu_m} < 1$); $\tau_t = (0,19 k_t / \varepsilon_t)$ — характерный вре-

менной (лагранжев) масштаб турбулентности; μ_m — молекулярная вязкость несущего газа; ρ^0 — плотность капли.

В первом приближении $\theta_{ss} = 1$; $\eta_{ss} = 1$; $|\Delta \mathbf{v}_{ss}| = q$, и уравнения (3) — (5) принимают вид

$$\frac{\partial n_s}{\partial t} + \nabla (n_s \mathbf{v}_s) = \frac{\partial v_t}{\partial y} \frac{\partial n_s}{\partial y} + \frac{\partial v_t}{\partial z} \frac{\partial n_s}{\partial z} + v_t \left(\frac{\partial^2 n_s}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 n_s}{\partial z^2} \right) - 2\pi (n_s a_s)^2 q;$$

$$\frac{\partial \rho_v}{\partial t} + \nabla (\rho_v \mathbf{v}) = -4\pi a_s n_s D_{vm} (\rho_v - \rho_{vs}) + \frac{\partial v_t}{\partial y} \frac{\partial \rho_v}{\partial y} + \frac{\partial v_t}{\partial z} \frac{\partial \rho_v}{\partial z} + v_t \left(\frac{\partial^2 \rho_v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \rho_v}{\partial z^2} \right);$$

$$\frac{\partial \rho_s}{\partial t} + \nabla (\rho_s \mathbf{v}_s) = 4\pi a_s n_s D_{vm} (\rho_v - \rho_{vs}) + \frac{\rho_s}{n_s} \left[\frac{\partial v_t}{\partial y} \frac{\partial n_s}{\partial y} + \frac{\partial v_t}{\partial z} \frac{\partial n_s}{\partial z} + v_t \left(\frac{\partial^2 n_s}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 n_s}{\partial z^2} \right) \right].$$

Входными параметрами в этих уравнениях являются значения концентрации n_s и радиуса a_s частиц, турбулентного коэффициента кинематической вязкости ν_t , плотности пара ρ_v , коэффициента молекулярной диффузии D_{vm} , плотности насыщающего пара при данной температуре $\rho_{vs}(T_s)$. В результате решения в узлах сетки находятся концентрация n_s^{n+1} , плотность пара ρ_v^{n+1} и плотность микрокапель ρ_s^{n+1} на слое $n+1$.

По найденным значениям концентрации n_s и массовой ρ_s плотности микрокапель находится их текущий радиус:

$$a_s = \left[\frac{3}{4\pi} \frac{\rho_s}{\rho^0 n_s} - a_c^3 \left(\frac{\rho_N^0}{\rho^0} - 1 \right) \right]^{1/3}.$$

Здесь a_c — радиус нелетучего ядра конденсации (например, частицы сажи [3–5]), ρ_c^0 — плотность вещества ядра (сажи). Затем осуществляется переход к новому временному слою.

Таким образом, перенос пара в окрестности отдельной частицы осуществляется молекулярной диффузией, а кинетика частиц определяется турбулентными пульсациями скорости несущего газа.

Вероятность столкновения частиц, вообще говоря, зависит как от разности средних скоростей различных фракций, так и от пульсаций скорости окружающей среды. Поскольку в рассматриваемой постановке задачи частицы локально монодисперсны, а течение является стационарным в системе координат, связанной с самолетом, остается только второй фактор, определяющий частоту их встреч.

Размер прямоугольной расчетной области составлял 150 м по высоте и 200 м по ширине. Число узлов

расчетной сетки по горизонтальной оси z равно 513, по вертикальной оси y — 257. В начальный момент времени в узлах сетки заданы начальные значения параметров. Оператор Лапласа аппроксимирован схемой второго порядка

$$\Delta \psi = [(\psi_{I+1J} - 2\psi_{IJ} + \psi_{I-1J}) + (\psi_{IJ+1} - 2\psi_{IJ} + \psi_{IJ-1})] h^2,$$

где $\Delta y = \Delta z = h$ (используется расчетная сетка с квадратной ячейкой).

Для решения уравнения (1) использован метод Рунге–Кутты 4-го порядка. Для аппроксимации уравнений (3) – (5) применялась разностная схема второго порядка. Для аппроксимации интегрируемого параметра на n -м временном слое использована схема Лакса:

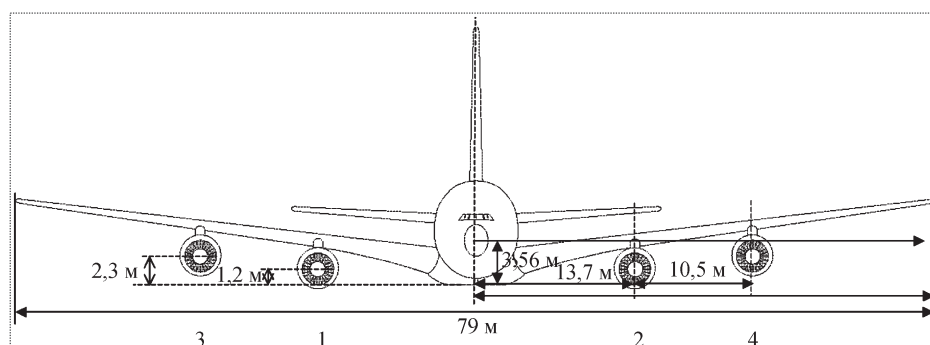
$$f_{IJ}^{(n)} = \frac{1}{4} [f_{IJ+1}^{(n)} + f_{IJ-1}^{(n)} + f_{I+1J}^{(n)} + f_{I-1J}^{(n)}].$$

Проведены расчеты струйно-вихревого следа за самолетом А380 (размах крыла 79 м) на крейсерском режиме полета при балансировочном отклонении горизонтального оперения на угол -1° . При этом создается вихревая система, состоящая из двух пар вихрей. Параметры полета: скорость полета $V_\infty = 240$ м/с; число Маха $M = 0,8$; высота полета $H_\infty = 10\,000$ м; атмосферное давление $P_\infty = 26,5$ кПа; температура атмосферы $T_\infty = 223$ К; плотность воздуха $\rho_\infty = 0,414$ кг/м³; концентрация микрокапель в атмосфере $n_{s\infty} = 10^6$ м⁻³; начальный диаметр атмосферных микрокапель $d_{s\infty} = 5 \cdot 10^{-7}$ м; плотность водяного пара в атмосфере $\rho_v = 0,5 \rho_{vs}(T_\infty)$. Расчеты эволюции водного аэрозоля в струйно-вихревом следе выполнены с шагом, равным 0,0005 с, в интервале времени $0 \leq t \leq 3,5$ с.

Для расчета струйно-вихревого следа определяются параметры струй двигателей: температура газа на срезе сопла $T_a = 600$ К; скорость истечения струи $u_a = 670$ м/с; радиус сопла $r_a = 0,84$ м; плотность газа на срезе сопла $(\rho_\infty T_\infty / T_a) \rho_a = 0,15$ кг/м³; плотность паров воды на срезе сопла $\rho_{va} = 0,01$; $\rho_a = 0,0015$ кг/м³; концентрация сажистых частиц на срезе сопла $n_N = (3\rho_N)/(4\pi a_N \rho_N^*) = 10^{12}$ м⁻³; диаметр частиц сажи на срезе сопла $d_c = 10^{-7}$ м.

Основным параметром, влияющим на характеристики струй, является тяга двигателей. Осредненные параметры струй на выходе из двигателей и на расстоянии одного размаха за крылом рассчитывались по эмпирическим формулам. Положение струй определялось с помощью панельного метода.

Рис. 1. Компоновка самолета, использованная при численном моделировании



Микрокапли могут образоваться в результате гетерогенной конденсации паров воды на нанокластерах углерода, серы и других выбросов двигателей [4]. В данной статье принято, что концентрация микрокапель равна концентрации частиц сажи, являющихся центрами конденсации водяного пара.

Характерные параметры выброса сажи из различных авиационных двигателей исследовались в течение второй половины XX в. Были обнаружены агломераты сложной формы с типичными размерами 0,05...0,15 мкм, образованные из значительно меньших ядер сферической формы. При этом массовая концентрация сажи изменялась почти линейно в диапазоне $\rho_c \sim 1 \dots 100 \text{ мг/м}^3$ при увеличении числа дымности от 20 до 80 %. Функции распределения частиц сажи по размерам оказались довольно широкими. Так, для двигателя TF-30 эквивалентные радиусы частиц оказались в интервале $a_c = 0,02 \dots 0,10 \text{ мкм}$ [6]; для двигателя Олимп-593 максимум функции распределения достигался при значении радиуса частицы, равном $\sim 0,03 \text{ мкм}$ [3].

Кроме перечисленных выше параметров полета и параметров струй двигателей при численном моделировании использовались следующие значения характеристик веществ: коэффициент диффузии пара $D_{vm} = 3,52 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$; плотность воды $\rho^0 = 1000 \text{ кг/м}^3$; коэффициент поверхностного натяжения воды $\sigma = 0,08 \text{ Н/м}$; плотность углерода $\rho_N^0 = 1200 \text{ кг/м}^3$.

Было принято, что в начальном сечении следа ($x = 0 \text{ м}$) распределения концентрации частиц n_s / n_c одинакового радиуса a_c и водяного пара ρ_v / ρ_{va} имеют вид

$$\begin{aligned} & \exp[-A_n((y-y_1)^2 + (z-z_1)^2)] + \\ & + \exp[-A_n((y-y_2)^2 + (z-z_2)^2)] + \\ & + \exp[-A_n((y-y_3)^2 + (z-z_3)^2)] + \\ & + \exp[-A_n((y-y_4)^2 + (z-z_4)^2)]. \end{aligned}$$

Параметр крутизны максимумов $A_n = 0,1$; положение максимумов по вертикали и горизонтали $z_1 = z_2 = 1,2 \text{ м}$; $y_1 = 13,7 \text{ м}$; $y_2 = -13,7 \text{ м}$; $z_3 = z_4 = 2,3 \text{ м}$; $y_3 = 24,2 \text{ м}$; $y_4 = -24,2 \text{ м}$ привязаны к компоновке самолета (рис. 1).

Плотность и давление насыщающего пара определяются уравнением состояния Менделеева–Клапейрона и полуэмпирической интерполяционной формулой

$$\rho_{vs}(T) = \frac{P_{vs}}{R_v T}; \quad P_{vs}(T) = 600 \exp\left(19,6 - \frac{5350}{T}\right),$$

где $R_v = R_0 / 0,018$, Дж/(кг·К), $R_0 = 8,31$ Дж/(моль·К) – газовая постоянная. Не учитывалось влияние кривизны поверхности капли (более строгая формула, содержащая a_s и коэффициент поверхностного натяжения, используется лишь для очень мелких капель).

Вдоль траекторий частиц рассчитывались числа Рейнольдса и Вебера по средней скорости обдувки частиц несущим потоком $|\mathbf{v} - \mathbf{v}_s|$ и по скорости турбулентных пульсаций q :

$$\begin{aligned} \text{Re}_s &= \frac{2a_s \rho |\mathbf{v} - \mathbf{v}_s|}{\mu_m}; \quad \text{We}_s = \frac{2a_s \rho |\mathbf{v} - \mathbf{v}_s|^2}{\sigma}; \\ \text{Re}_t &= \frac{2a_s \rho q}{\mu_m}; \quad \text{We}_t = \frac{2a_s \rho q^2}{\sigma}. \end{aligned}$$

В результате была получена обширная числовая информация о пространственном распределении всех параметров турбулентного струйно-вихревого следа самолета.

На рис. 2 приведено поле плотности водяного пара ρ_v в момент времени $t = 0,25 \text{ с}$ (сечение следа $x = 60 \text{ м}$). Максимумы плотности пара $\rho_{v \max} \approx 3,4 \cdot 10^{-5} \text{ кг/м}^3$ формируются в ядрах струй.

При решении краевой задачи на всех границах, кроме нижней, используются "жесткие" граничные условия – заданные значения параметров, равные их значениям на бесконечности. На нижней границе за-

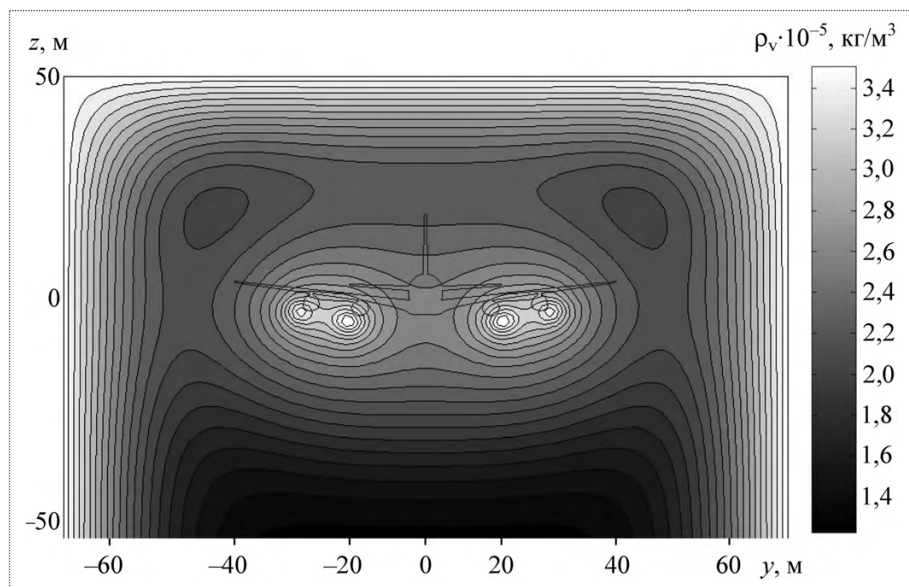


Рис. 2. Поле плотности пара ρ_v в момент времени $t = 0,25$ с

даются "мягкие" условия — нулевые значения производных.

На рис. 3 приведено поле радиусов микрокапель a_s в момент времени $t = 1$ с (сечение следа $x = 240$ м). Максимальные значения a_s с течением времени несколько увеличиваются.

Особый интерес представляют оптические характеристики аэрозоля, которые удобно использовать для визуализации следа. Найденное распределение концентрации капель позволяет в принципе решить проблему переноса излучения (например, зондирующего лазера или Солнца) на множестве капель.

Далее приведены лишь локальные рассеивающие характеристики для двух крайних случаев — когда длина волны излучения намного меньше ("геометри-

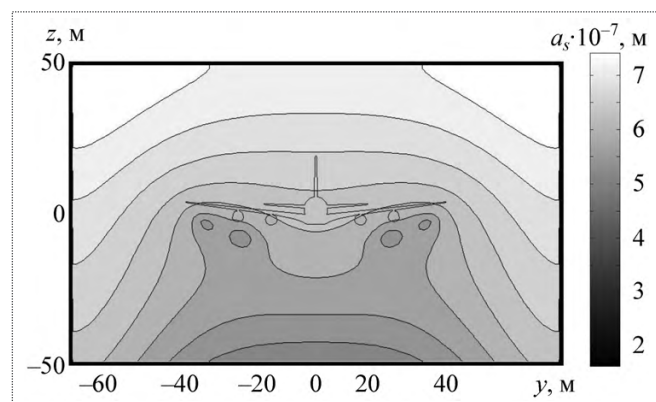


Рис. 3. Поле радиусов микрокапель a_s в момент времени $t = 1$ с

ческое" сечение рассеяния) или намного больше (релеевское рассеяние) размеров частиц.

На рис. 4 приведено сечение рассеяния $n_s a_s^2$ в поперечных сечениях следа $x = 240$ м ($t = 1$ с) за пролетевшим самолетом. Для удобства это сечение нормировано на величину начальных значений параметров (максимум приходится на область самолета) $(n_s / n_{s0})(a_s / a_{s0})^2$.

На рис. 5 рассмотрен случай, когда длина волны излучения намного больше размеров частиц, т.е. сечение рассеяния $n_s a_s^6$ в поперечных сечениях следа $x = 240$ м ($t = 1$ с) за пролетевшим самолетом. Для удобства сечение рассеяния нормировано на величину начальных значений параметров $(n_s / n_{s0})(a_s / a_{s0})^6$ (максимум приходится на область самолета).

На рис. 6 приведены траектории капель и линии тока в интервале времени 0...3,5 с. Для наглядности показано положение самолета. Начала линий тока совпадают с начальными положениями контрольных частиц. Частицы практически заморожены в поток, расхождение между траекториями частиц и линиями тока за время интегрирования не превышает полуметра.

Значения числа Рейнольдса по скорости турбулентных пульсаций вдоль трех траекторий Re_t (см. рис. 6) не превосходят 0,05, а числа Вебера $We_t < 3 \cdot 10^{-5}$. Следовательно, рассмотренные капли не только не разрушаются несущим турбулентным потоком, но и почти не де-

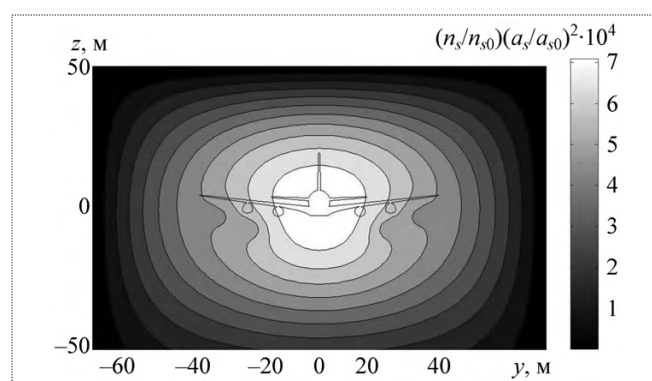


Рис. 4. Нормированные значения сечений рассеяния $(n_s / n_{s0}) \times (a_s / a_{s0})^2$ в момент времени $t = 1$ с

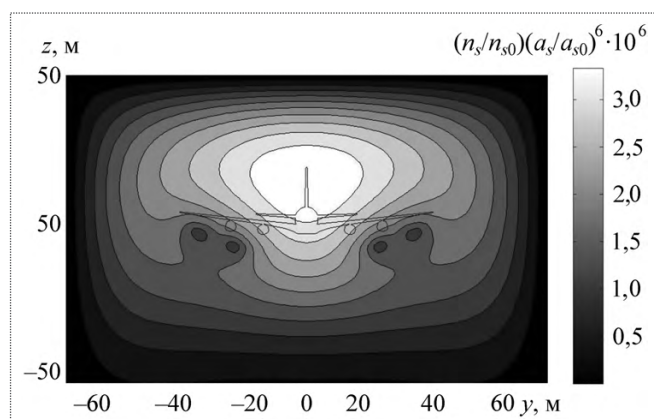


Рис. 5. Нормированные значения сечений рассеяния $(n_s/n_{s0}) \times (a_s/a_{s0})^6$ в момент времени $t = 1$ с

формируются, что оправдывает использование модели сферических частиц.

Характерная скорость турбулентных пульсаций составляет 1 м/с. Скорость обтекания турбулентными пульсациями на пять порядков больше, чем скорость обдувки осредненным потоком. Значения чисел Рейнольдса по скорости проскальзывания (обдувки) Re_s для всех приведенных траекторий в течение 0,1 с резко увеличиваются от уровня $6,5 \cdot 10^{-7}$ и далее спадают до значения 10^{-7} . Это свидетельствует о стоковом режиме обтекания капель несущим потоком воздуха вдоль всей траектории.

Значения чисел Вебера по скорости проскальзывания We_s для всех приведенных траекторий в течение первой секунды увеличиваются от нулевого уровня, достигая в пике $3 \cdot 10^{-15}$. Далее они не превосходят значения $3 \cdot 10^{-16}$.

Итак, разработан набор физико-математических моделей и соответствующих численных кодов, элементы которых верифицированы сравнением как с экспериментальными данными, так и с теоретическими расчетами [3, 6]. Модели позволяют предсказывать пространственно-временную эволюцию трехмерного аэрозольного турбулентного следа крылатого летательного аппарата (ЛА) в широком диапазоне определяющих параметров (массы и размеров ЛА, условий полета), а также оценивать оптимальные параметры наземной и бортовой аппаратуры для управления оптическими характеристиками следов ЛА.

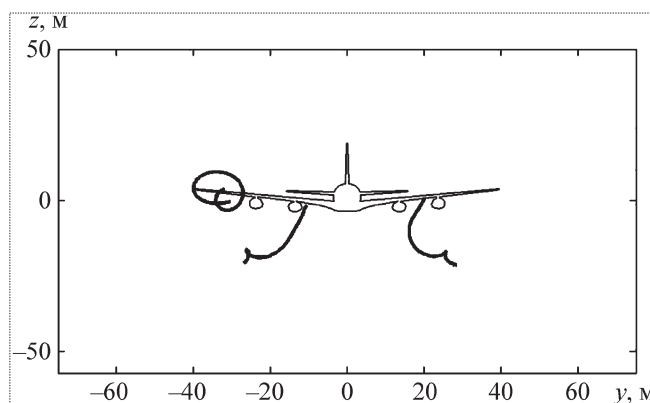


Рис. 6. Траектории частиц и совпадающие с ними в пределах толщины линий линии тока

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (гранты № 08-01-00540, 07-08-13582 ОФИ), а также Международного научно-технического центра (проект № 3097). Авторы выражают благодарность А.М. Гайфуллину и Ю.Н. Свириденко за предоставленные результаты расчетов газодинамических параметров в следе за самолетом A380.

Список литературы

1. Вышинский В.В., Стасенко А.Л. Моделирование струйно-вихревого следа тяжелого лайнера над аэродромом // Математическое моделирование. 2003. Т. 15. № 11. С. 69–90.
2. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета в турбулентной атмосфере (физические и математические модели). М.: Изд. ЦАГИ, 2005. 156 с.
3. Pianko M., Verder C. Characterization des fumées émises par les turboreacteurs / L'Aeronautique et L'Astronautique. 1977. No 67. P. 21–26.
4. Ватажин А.Б., Козлов В.Е., Старик А.Н., Холщевникова Е.К. Численное моделирование образования аэрозольных частиц в струях реактивных двигателей / Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2007. № 1. С. 39–50.
5. Поповичева О.Б., Старик А.М. Авиационные сажевые аэрозоли: физико-химические свойства и последствия эмиссии в атмосферу (обзор) // Изв. РАН. Физика атмосферы и океана. 2007. Т. 43. № 2. С. 147–164.
6. Fenton D.L., Nordstrom E.W., Luebke E.H. Turbine engine particulate emission characterization // Rep. N FAA-RD-77-105. Oct. 77. 95 p.



АНДРОНОВ
Геннадий Федорович —
начальник КБ ОАО "Долго-
прудненское научно-произ-
водственное предприятие",
кандидат техн. наук



ЕЖОВ
Геннадий Петрович —
генеральный директор ОАО
"Долгопрудненское науч-
но-производственное пред-
приятие", кандидат
физ.-мат. наук



САЛАТОВ
Борис Хамитович —
помощник генерального ди-
ректора ОАО "Долгопруд-
ненское научно-производст-
венное предприятие",
доктор техн. наук

Микроструктура космического пространства

Г.Ф. Андронов, Г.П. Ежов, Б.Х. Салатов

Развитие нанотехнологий требует более глубокого проникновения в микроструктуру космоса. Недавнее открытие свидетельствует о том, что около 96 % энергии космоса, получившей название темной материи, имеет неизвестную нам структуру. В статье рассматривается возможная структура этой материи. Предполагается, что квантовые частицы являются сгустками электромагнитного поля, и делается вывод, что корпускулярно-волновые характеристики микрочастиц полностью описываются универсальным и релятивистски инвариантным уравнением де Бройля. Это позволяет дать ответ на ряд фундаментальных вопросов, связанных со строением микромира.

Ключевые слова: структура квантовых частиц; радиус релятивистской частицы; скорость релятивистской частицы; уравнения де Бройля для квантовых частиц и фотонов; зависимость магнитной индукции от скорости частицы; темная материя.

G.F. Andronov, G.P. Ezhov, B.Kh. Salatov. Microstructure Of Space

Improving nanotechnology requires deeper understanding of space microstructure. Recent discoveries attest to the fact that about 96 percent of space energy, also known as the black matter, has a structure that is entirely unfamiliar for humankind. The article comes out with a novel hypothesis concerning the structure of the black matter, suggesting that quantum particles are the bundles of electromagnetic field, and coming to a conclusion that the wave-corpucle characteristics of micro-particles are described in full by the universal and relativistically invariant de Broglie equation. This theory gives answers to a number of fundamental questions, pertaining to the real structure of the microcosm.

Key words: the structure of quantum particles; the radius of a relativist particle; the speed of a relativist particle; de Broglie equation for quantum particles and photons; dependence of magnetic induction on particle speed; black matter.

До настоящего времени нет четкого понимания действительной структуры квантовых частиц. Квантовая механика трактует корпускулярно-волновой дуализм микрочастиц с помощью вероятностного подхода к их координате и импульсу. В основу создания волновой механики Шредингера легла гипотеза де Бройля о том, что любые частицы вещества, подобно фотонам, должны обладать волновыми свойствами. При этом уравнение Шредингера заменило в квантовой механике второй закон Ньютона классической механики [1–3]. Де Бройль предположил, что с любой частицей, движущейся в свободном пространстве, связана плоская монохроматическая волна $\Psi(\vec{r}, t)$, распространяющаяся в направлении вектора скорости $\vec{V}$ частицы:

$$\Psi = \Psi_0 \exp[i(\vec{k} \cdot \vec{r} - \omega t)], \quad (1)$$

где Ψ_0 — начальный параметр волны; $\vec{k} = \frac{2\pi \vec{V}}{L V}$ — волновой вектор; L — длина волны частицы; ω — угловая частота волны; $\vec{r}$ — радиус-вектор рассматриваемой точки пространства; t — время; i — мнимая единица.

Из гипотезы де Бройля следует, что корпускулярно-волновые характеристики частицы должны быть жестко связанными между собой и эта связь не зависит от природы волн. Важно лишь, чтобы она оставалась универсальной и релятивистски инвариантной. Такому требованию могут удовлетворять только соотношения, совпадающие по своей структуре с соотношением для фотонов

$$E = h\nu = \hbar\omega = \frac{hC}{L}, \quad (2)$$

где E — полная энергия частицы; ν — частота волны; h — постоянная Планка, $h = 6,636 \cdot 10^{-34}$ Дж·с; C — скорость света; $\hbar = \frac{h}{2\pi}$.

Другой вариант выражения энергии через импульс $\vec{p} = \hbar\vec{k}$:

$$\Psi = \Psi_0 \exp \left[\frac{i}{\hbar} (\vec{p} \cdot \vec{r} - Et) \right]. \quad (3)$$

Учитывая, что $\vec{k} = \frac{2\pi\vec{V}}{L}$ и $\vec{p} = \hbar\vec{k} = m\vec{V}$, где m — масса частицы, приходим к широко используемому выражению де Бройля для длины волны элементарной частицы

$$L = \frac{h}{mV}. \quad (4)$$

Подставляя в уравнение (4) скорость, равную скорости света, получаем комптоновскую длину волны частицы. Поскольку для массовых частиц согласно специальной теории относительности (СТО) скорость света недопустима, то комптоновская длина волны частицы характеризует ее минимальное значение. Например, для протона его комптоновская длина волны равна $1,32 \cdot 10^{-15}$ м, а для электрона — $2,426 \cdot 10^{-12}$ м.

Более глубокий анализ комптоновской длины волны электрона показал весьма высокую вероятность, что все массовые частицы являются сгустками электромагнитного поля. Такое мнение не ново. Его высказывали неоднократно различные ученые, включая и самого автора теории относительности А. Эйнштейна. Но из-за доминирования в физике теории относительности эта интересная проблема до сих пор не изучалась. Попытаемся подробно проанализировать основные аспекты данной проблемы.

С этой целью воспользуемся эффектом Комптона взаимодействия рентгеновского излучения с длиной волны $L \approx 0,1$ нм с электроном [4]. Комптон провел

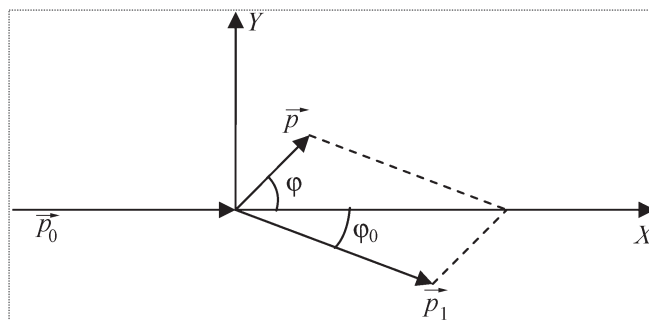


Рис. 1. Схема комптоновского рассеивания квантов

этот эксперимент в 1923 г. Схема рассеивания фотонов на электронах приведена на рис. 1. Фотон с импульсом $\vec{p}_0$, двигаясь вдоль оси X , сталкивается с покоящимся электроном и поворачивается на угол ϕ . Одновременно, после соударения, электрон начинает двигаться под углом ϕ_0 к оси X . Соударение фотонов и электронов похоже на упругое соударение бильярдных шаров. При этом часть энергии фотонов передается электронам. При рассмотрении этого процесса с точки зрения классической физики результаты должны быть иными. Электромагнитное поле должно "раскачивать" электроны с той же частотой, которой обладает поле. Возбужденные таким образом электроны должны излучать электромагнитные волны той же самой частоты. Поэтому рассеянное излучение независимо от угла рассеяния должно обладать одной и той же частотой первичного излучения.

Опыт же показывает, что при рассеянии происходит увеличение длины волны фотона и, следовательно, уменьшение частоты излучения. Расчеты по СТО показали, что изменение длины волны ΔL связано с углом рассеяния ϕ формулой

$$\Delta L = L - L_0 = L_0 (1 - \cos \phi). \quad (5)$$

Входящая в это уравнение величина L_0 оказалась равной $2,426 \cdot 10^{-12}$ м, т.е. точно равной комптоновской длине волны электрона, определяемой формулой де Бройля $L_0 = \frac{h}{mV}$, если положить в ней вместо скорости V скорость света C . Часто вместо уравнения (4) для комптоновской длины волны частицы используется выражение

$$L = \frac{\hbar}{mV}. \quad (6)$$

Эти два параметра численно различаются в 2π раз. Весьма красноречивый факт, который в дальнейшем подтвердит предлагаемую модель квантовых частиц. И здесь возникает дилемма. С одной стороны, ученые

признают формулу де Бройля и комптоновскую длину волны электрона, протона и других частиц. А с другой стороны, им не удается увязать СТО с этими параметрами, так как скорость света никак не связана с массовыми частицами. Но опыт Комптона однозначно указывает на реальность проявления комптоновской длины волны де Бройля. И при этом расчеты показывают, что эффект Комптона полностью соответствует расчетам, основанным на СТО, и никаких сомнений не вызывает.

Основное уравнение для полной энергии частицы массой m согласно СТО имеет вид

$$E^2 = p^2 C^2 + m^2 C^4, \quad (7)$$

где p — импульс релятивистской частицы, $p = m_p V$; m_p — релятивистская масса частицы, $m_p = \frac{m}{\sqrt{1-V^2/C^2}}$; V —

скорость движения частицы. Другая формула для энергии частицы имеет вид

$$E = mC^2 + \frac{mVC}{\sqrt{1-V^2/C^2}} = \frac{mC^2}{\sqrt{1-V^2/C^2}} = m_p C^2. \quad (8)$$

Именно данная формула принесла мировую славу Эйнштейну, поскольку по ней рассчитывается энергия релятивистских частиц в ускорителях. На этом можно было бы вопрос о точности приведенной формулы считать закрытым, если бы не ряд существенных сомнений. Главное сомнение состоит в том, что формула (8) получена с помощью формальной математической логики, не раскрывающей действительной физической сущности квантовых частиц. В этом нетрудно убедиться. Проведем анализ структуры квантовых частиц исходя из самых простых частиц — электронов и фотонов.

Справедливость формулы (8) сомнений не вызывает, кроме крайних значений, когда скорость частицы V приближается к нулю или к скорости света C . В первом случае выражение для кинетической энергии релятивистской частицы

$$E_k = mC^2 \left(\frac{1}{\sqrt{1-V^2/C^2}} - 1 \right)$$

можно получить только в приближенном виде. Полагая $\frac{V^2}{C^2} = X$. Выражение $\frac{1}{\sqrt{1-X}}$ можно представить в

виде ряда: $\frac{1}{\sqrt{1-X}} = 1 + 0,5X + \frac{3}{8}X^2 + \dots$. Ограничиваясь

для малых величин X первыми двумя членами ряда, приходим к классическому выражению для кинетической энергии частицы

$$E_k = mV^2/2.$$

Возникает первый вопрос: *почему формула СТО А. Эйнштейна, справедливая в широком диапазоне скоростей частицы, не дает точного значения для ее малых скоростей?*

Еще большие проблемы возникают с формулой для энергии частицы при стремлении скорости частицы к скорости света. Вот что писал по этому поводу известный академик астрофизик Я. Зельдович в работе [5] о частицах, скорость которых приближается к скорости света: "При скорости, близкой к скорости света, меняются законы механики (специальная теория относительности), при большом потенциале тяготения меняются сами законы тяготения (общая теория относительности). Однако, как это ни удивительно, эти изменения компенсируют друг друга и связь массы и радиуса, при которой свет не покидает тело, дается ньютоновской формулой $fM/R = C^2/2$. (Потенциальная энергия тела единичной массы на поверхности массивного тела массой M приравнена кинетической энергии тела единичной массы, скорость которого равна скорости света.)".

Возникает второй вопрос: *каким образом основная формула СТО для релятивистской энергии частицы, содержащая бесконечность при стремлении скорости частицы к скорости света, трансформируется в точную формулу классической механики?*

Ответов на эти вопросы в рамках теории относительности нет.

В основу предлагаемой модели микрочастиц космического пространства заложено предположение К.Э. Циолковского о том, что формы жизни имеют широкий диапазон: от вакуумной флуктуации до нервного волокна и т.д. Это предположение в свете последних открытий физиков приобретает особое значение. Известно, что постоянная Планка проявляется самым значимым образом не только в квантовых частицах и фотонах, но и в вакууме. В настоящее время доказано, что физический вакуум является носителем практически неиссякаемой энергии, не проявляющей себя в явном виде. В русле данного утверждения находится соотношение неопределенностей Гейзенберга, справедливое и в материальном мире, и в мире виртуальных частиц вакуума. Данное соотношение для виртуальных частиц можно представить в виде

$$\Delta E \Delta t \geq h, \quad (9)$$

где ΔE — интервал энергии частицы; Δt — интервал времени частицы. Это означает, что при точной фиксации времени энергия частицы становится неопределенной. Если же точно фиксировать энергию частицы, то время ее фиксации становится неопределен-

ным. И при этом выясняется, что для всех микрочастиц их энергия определяется гениально простым уравнением (2) $E = h\nu$. Анализ данного уравнения позволяет провести ретроспективный анализ происхождения Вселенной [6]. Взглянуть по-новому на строение квантовых частиц позволяет понимание физического смысла постоянной Планка. Она равна удвоенному произведению заряда электрона на квант магнитного потока:

$$h = 2e\Phi. \quad (10)$$

В этом уравнении заряд электрона $e = 1,602 \cdot 10^{-19}$ Кл, а квант магнитного потока $\Phi = 2,068 \cdot 10^{-14}$ Вб. Электромагнитное поле можно рассматривать как обычный диэлектрик, в котором скорость возмущения электромагнитного поля определяется зависимостью $C^2 = 1/(\epsilon_0\mu_0)$, где ϵ_0 — электрическая постоянная; μ_0 — магнитная постоянная. Выясняется, что постоянная Планка не случайно проявляется самым значимым образом при определении энергии, массы и размеров квантовых частиц. И главным препятствием при использовании уравнения де Бройля при расчете длины волны массовой частицы является накладываемое ограничение СТО — недопустимость у этих частиц скорости света. Однако опыт Комптона на примере электрона отвергает это ограничение. Для электрона резонансный характер соответствует процессам, частота которых совпадает с их собственной частотой, что мы и наблюдаем в эффекте Комптона. Но состоянию резонанса электрона соответствует комптоновская длина волны электрона $L_e = L_0 = h/(m_e C) = 6,63 \cdot 10^{-34} / (9,11 \cdot 10^{-31} \cdot 3 \cdot 10^8) = 2,426 \cdot 10^{-12}$ м. Угол ϕ в уравнении (5) следует понимать как угол между спинами сталкивающихся фотонов и электронов.

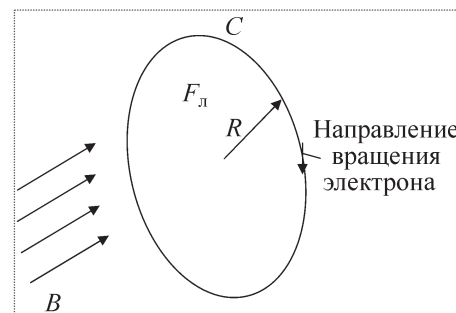
Предположение о том, что массовые частицы являются сгустками электромагнитного поля, подтверждается целой системой факторов [6].

Первый фактор. До сих пор у физиков вызывает недоумение наличие собственного спина у электрона. Известно, что термин "спин" происходит от английского слова "spin", что означает кружение, верчение. Именно вследствие этого процесса и возникает спин у электрона. На рис. 2 приведена схема образования спина у электрона. На вращающийся в электромагнитном поле электрон действует сила Лоренца F_L в плоскости, перпендикулярной к плоскости вращения заряда. Эта сила работы не производит. Радиус вращения электрона R при скорости, равной скорости света, определяется уравнением

$$R = m_e C / (eB). \quad (11)$$

В этом уравнении B — магнитная индукция электромагнитного поля, а заряд электрона e берется по аб-

Рис. 2. Схема образования спина у электрона



солютной величине. Учтем также, что магнитный поток

$$\Phi = \pi R^2 B, \quad (12)$$

где R — радиус витка покоящегося электрона.

Сопоставим уравнение Эйнштейна для энергии нерелятивистской частицы $E = m_e C^2$ с выражением де Бройля для фотона $E = h\nu = hC/L$. В результате приходим к равенству

$$m_e C^2 = hC/L, \quad (13)$$

откуда приходим к уравнению де Бройля для комптоновской длины волны электрона при скорости $V = C$

$$L = h/(m_e C). \quad (14)$$

Учитывая, что $L = 2\pi R$, из уравнения (14) получаем выражение для радиуса электрона в соответствии с результатом опыта Комптона:

$$R = \frac{h}{2\pi m_e C} = \frac{\hbar}{m_e C} = \frac{e\Phi}{\pi m_e C}. \quad (15)$$

Понятно, что для возникновения магнитного потока Φ должно существовать электромагнитное поле. И существование такого поля в неявном виде, в виде *темной материи* вполне возможно. Парадокс этой ситуации очевиден. Электрон, как и другая массовая частица, не может двигаться со скоростью света. Но сама массовая частица как сгусток электромагнитного поля создана процессом, скорость которого равна скорости света. Ниже, при анализе возникающего у электрона спина и магнитного момента, мы убедимся в справедливости этого утверждения. Отличие массовых частиц от фотонов состоит в том, что фотоны порождены электромагнитным полем, а массовые частицы являются продуктом взаимодействия гравитационного и электромагнитного полей [6].

Следовательно, корпускулярно-волновые характеристики фотона и электрона, как и любой другой массовой частицы, жестко связаны между собой, и эта связь не зависит от природы волн. Необходимо только, чтобы

эта связь оставалась универсальной и релятивистски инвариантной, и при этом признать, что весь космос пронизан электромагнитным полем.

Большая часть из 96 % невидимой материи Вселенной, получившей название темной материи, вероятнее всего, приходится на скрытую форму электромагнитного поля. Используя уравнение (15), можно получить зависимость изменения радиуса релятивистской частицы от скорости ее движения. Для этого достаточно вместо массы покоя электрона использовать массу релятивистской частицы, согласно уравнению (8). В результате получаем

$$R = \frac{\hbar}{m_e C} \sqrt{1 - \frac{V^2}{C^2}} = R_0 \sqrt{1 - \frac{V^2}{C^2}}, \quad (16)$$

где

$$R_0 = \frac{\hbar}{m_e C}. \quad (17)$$

Аналогично для длины волны электрона получаем

$$L = \frac{h}{m_e C} \sqrt{1 - \frac{V^2}{C^2}} = L_0 \sqrt{1 - \frac{V^2}{C^2}}, \quad (18)$$

где

$$L_0 = \frac{h}{m_e C}. \quad (19)$$

Становится понятным использование в квантовой механике двух вариантов параметров волны массовой частицы, различающихся между собой в 2π раз. В первом варианте ($\hbar$) определяется средний радиус вращения частицы, а во втором (h) — длина ее волны. Подставляя в уравнение (2) выражение (18), приходим к уравнению (8) СТО для энергии релятивистской частицы. Тем самым доказывается, что массовые частицы являются ступками электромагнитного поля. Но при этом, как показано в работе [6], в формировании массовых частиц принимает участие гравитационное поле. Эта проблема требует отдельного обсуждения.

Теперь становится понятно, что происходит с энергией квантовой частицы при ее разгоне. При разгоне частицы ее радиус и длина волны начинают уменьшаться пропорционально параметру

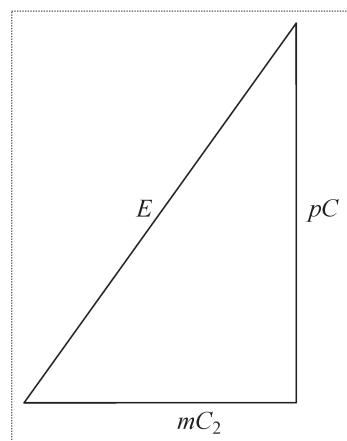


Рис. 3. Графическое представление энергии релятивистской частицы

$\sqrt{1 - V^2/C^2}$, но при этом пропорционально этому параметру увеличивается масса квантовой частицы.

Увеличение массы релятивистской частицы вызвано присоединением волны де Бройля и сопровождается уменьшением радиуса частицы согласно формуле (16). Учитывая, что магнитная индукция $B = \Phi/(\pi R^2)$, приходим к выводу, что в процессе ускорения частицы происходит уменьшение ее размеров с одновременным увеличением магнитной индукции по закону

$$B = \left(\frac{m_e C}{\hbar} \right)^2 \frac{\Phi}{\pi \left(1 - \frac{V^2}{C^2} \right)}. \quad (20)$$

В результате движение ускоряющегося электрона можно представить в виде сужающейся спирали. Уравнение (20) точно описывает уравнение (8) для релятивистской частицы. Но при этом получается точное значение энергии частицы начиная с нулевой скорости ее движения. Уравнение (20) убеждает, что с ростом скорости массовой частицы напряженность ее магнитного потока начинает расти. Но вопрос о предельном значении этого параметра при стремлении скорости частицы к скорости света нуждается в дополнительном исследовании.

Фотоны, не имеющие массы покоя, порождены только электромагнитным полем и находятся в состоянии резонанса с этим полем. Поэтому рассмотрение возможности движения фотонов со скоростью, отличной от скорости света, не имеет смысла. Состояние резонанса фотона с электромагнитным полем характеризуется равенством его продольных и поперечных волн. Оценить различия в поведении массовой частицы и фотона можно с помощью схемы, приведенной на рис. 3. На этом рисунке графически представлено уравнение для энергии релятивистской частицы. Гипотенуза характеризует значение полной энергии релятивистской частицы, а катеты — составляющие этой энергии. Эту схему можно представить также в виде обычного колебательного контура, состоящего из активного и реактивного сопротивлений. Активное и реактивное сопротивления представляются в виде катетов, а полное сопротивление — в виде гипотенузы. Фотон же можно представить в виде резонансного колебательного контура, в котором реактивное сопротивление равно нулю. Колебательный контур в справочной литературе характеризуется следующим образом. "При свободных незатухающих электромагнитных колебаниях в контуре происходит периодический переход энергии электрического поля в энергию электрического поля и обратно" [7]. "В электромагнитных колебаниях в среднем не

переносится энергия в пространстве, но внутри каждого четвертьволнового участка между узлами полей происходит независимо от других участков периодическая перекачка электрической энергии в магнитную и обратно" [8].

Это позволяет объяснить странное поведение фотона. Фотон не перемещается в электромагнитном поле, а вызывает возмущение этого поля, которое носит дискретный, квантовый характер. Заканчивая свой цикл, в пределах длины своей волны, фотон передает это возмущение вдоль траектории своего движения. Впрочем, высказанное здесь предположение о фотоне нуждается в дальнейшем в более глубоком изучении.

Второй фактор. В настоящее время одной из фундаментальных проблем физики является соотношение размеров и массы электронов. Эксперименты показывают, что радиус электрона по крайней мере в 10 раз меньше чем 10^{-15} м. Вследствие этого масса покоя электрона должна быть по крайней мере в 10 раз больше измеренной на опыте. В настоящее время, наконец, выяснилось, что эксперименты с квантовыми частицами приводят к ошибочным результатам. Оказалось, что воздействие измерительной техники на микрочастицы вызывает эффект редукции волновой функции. Поясним этот эффект на примере электрона.

Воздействие на электрон измерительной техники приводит к тому, что электрон резко уменьшается в размерах, стягиваясь практически в точку. И именно этот факт подтверждает, что массовые частицы являются сгустками электромагнитного поля. Согласно предлагаемой модели квантовых частиц радиус электрона определяется выражением $R = \hbar/(mc)$. Воздействие на электрон измерительной техники вызывает увеличение его энергии. Но поскольку энергия и масса частицы — понятия эквивалентные, в результате воздействия измерительной техники на электрон возникает эффект, равносильный эффекту увеличения его массы и уменьшения его радиуса.

Третий фактор. Наличие собственного спина электрона было обнаружено экспериментально — в опытах Штерна — Герлаха в 1921 г. Это вызвало удивление у физиков, так как физического объяснения наличия собственного спина у электрона не было. В дальнейшем с использованием вероятностного подхода квантовой механики и формальной математической логики было обосновано наличие спина у электрона. Но еще большее удивление вызвал установленный экспериментально факт, что магнитный момент электрона соответствует предполагаемой величине $\mu = \frac{e\hbar}{2m}$, в то время как величина спина электрона оказалась равной $\hbar/2$, а не $\hbar$, как следовало ожидать.

Возникшее недоразумение в рамках предлагаемой модели массовой частицы объясняется очень просто. В электромагнитных волнах электрическая энергия (масса) равна магнитной энергии, но в замкнутых электромагнитных волнах движение совершают только электрические потоки. Поэтому в образовании момента количества движения (спина) участвует только половина массы замкнутой волны и магнитный момент электрона никак не влияет на величину его спина. При этом следует учитывать, что электрическая энергия массовой частицы и ее магнитная энергия (масса) всегда равны между собой [6].

Итак, мы убедились, что главные формулы СТО для энергии релятивистской частицы многократно подтверждены экспериментом и никаких сомнений не вызывают. Не вызывает сомнений и справедливость восприятия квантовых частиц как сгустков электромагнитного поля. Объяснение этого парадокса следующее. До сих пор все теоретические обоснования происходящих во Вселенной процессов базировались на экспериментальных данных. Но в настоящее время эксперименты вступают в противоречие с физическим смыслом происходящих процессов. Причин этого две. Первая из них — упомянутая ранее редукция волновой функции. Вторая причина состоит в том, что в основу теории относительности заложена информация, получаемая нами со скоростью света. Если бы информация передавалась мгновенно, то никакой погрешности мы бы не получали. А вот что имеет место на самом деле. В СТО видимость и действительность переплелись самым причудливым образом. Объясним сначала эффект замедления времени в СТО при наблюдении частицы, находящейся в точке B и движущейся со скоростью, соизмеримой со скоростью света. Схема перемещения точки B в пространстве со скоростью V показана на рис. 4.

Представим, что посылается сигнал из неподвижной точки A в направлении зеркала, установленного в точке B . В момент подачи сигнала расстояние от наблюдателя до точки B составляло Ct , где t — время прохождения сигнала

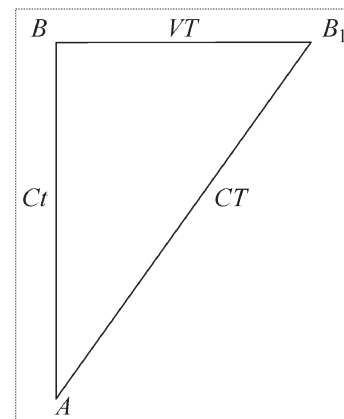


Рис. 4. Схема перемещения релятивистской частицы в пространстве

до неподвижного зеркала. Но при прохождении светового сигнала до зеркала оно переместится в точку B_1 . Время прохождения сигнала до точки B_1 обозначим T . Тогда расстояние BB_1 составит VT , а отразившийся от зеркала, находящегося уже в точке B_1 , сигнал пройдет обратный путь длиной CT . Из треугольника ABB_1 получаем уравнение

$$(CT)^2 = (VT)^2 + (Ct)^2. \quad (21)$$

Отсюда приходим к выражению $T = \frac{t}{\sqrt{1-V^2/C^2}}$.

Полученное выражение находится в полном соответствии со знаменитым преобразованием Лоренца. Что же на самом деле мы получили? Для понимания физической сущности происходящего необходимо сопоставить "замороженное" состояние процесса на момент подачи сигнала с полученной о нем информацией. Тогда искажения получаемой информации не произойдет.

Следовательно, СТО устанавливает лишь погрешность наших наблюдений, вызванную конечностью скорости получения информации, равной скорости света. Сторонники СТО утверждают, что и уменьшение длины движущегося объекта, и увеличение времени жизни элементарных частиц в ускорителе, и рост их массы с увеличением их скорости подтверждены экспериментально. И это действительно так. Но физика этих явлений совершенно не соответствует СТО. Согласно СТО размер объекта, перпендикулярный к направлению движения, не меняется, что не соответствует действительности. Более того, этот размер (диаметр частицы) СТО просто в расчет не принимает. Увеличение же продолжительности жизни частицы (исключая видимость этого явления) действительно происходит, но связано оно с реальным увеличением массы частицы.

Остается понять, каким образом происходит на самом деле увеличение массы (энергии) частицы при увеличении ее скорости движения. Материальная частица при движении в электромагнитном поле вызывает (индуцирует) в нем квант электромагнитного поля, пропорциональный ее массе. Далее частица (возбужденное состояние электромагнитного поля) и присоединенная волна де Бройля движутся как единое целое. Для их перемещения со все большей скоростью к материальной частице требуется прикладывать усилие, которое тем больше усилия, требуемого вторым законом Ньютона, чем больше эта скорость.

В результате можно рассматривать процесс ускорения релятивистской частицы на примере электрона следующим образом. В начальный момент, когда скорость перемещения электрона отсутствует, радиус

вращающегося заряда электрона равен $L_0/(2\pi) = R = 3,86 \cdot 10^{-13}$ м. При ускорении электрона начинается рост его массы (энергии) за счет присоединения электромагнитной волны де Бройля. Ускорение электрона сопровождается уменьшением радиуса петли электрона таким образом, чтобы площадь сечения петли электрона уменьшалась пропорционально величине $1 - V^2/C^2$.

При приближении продольной скорости движения частицы к скорости света она возвращает электромагнитному полю накопленную энергию и превращается в фотон. Это объясняет поведение релятивистской частицы при приближении ее скорости к скорости света.

На основании изложенного можно сделать следующие выводы:

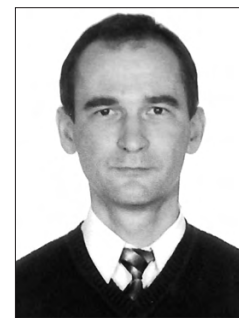
1. Специальная теория относительности дает точное значение энергии релятивистской частицы в широком диапазоне ее скоростей, кроме их крайних значений, и при этом СТО не раскрывает физический смысл происходящих процессов. Положительный результат СТО получен за счет случайного совпадения видимости и действительности.
2. Все элементарные массовые частицы являются стручками электромагнитного и гравитационного полей.
3. Фотоны представляют собой возбужденное состояние волнового процесса электромагнитного поля.
4. Постоянная Планка является характеристикой электромагнитного поля с зарядом, равным заряду электрона.
5. Длина волны де Бройля — реальный физический параметр, удовлетворяющий требованию постоянства собственного магнитного потока элементарной частицы. Величина орбиты де Бройля подтверждается эффектом Комптона.
6. Наиболее вероятно, что основная масса темной материи представляет собой не проявляемое в явном виде электромагнитное поле.

Список литературы

1. Эйнштейн А. К электродинамике движущихся тел. Собрание науч. трудов: В 4 т. М.: Наука, 1966. Т. 1.
2. Окунь Л.Б. Физика элементарных частиц. М.: УРСС, 2005.
3. Матвеев А.Н. Атомная физика. М.: Высш. шк., 1989.
4. Гольдин Л.Л., Новикова Г.И. Введение в квантовую физику. М.: Наука, 1968.
5. Вайнберг С. Первые три минуты. М.: Энергоиздат, 1981.
6. Андронов Г.Ф. Сложность элементарных частиц. Структура и природа происхождения микромира. М.: УРСС, 2008.
7. Яворский Б.М., Детлаф А.А. Справочник по физике. М.: Наука, 2001.
8. Физическая энциклопедия. М.: Большая российская энциклопедия, 1998. Т. 5.

Весовой анализ крыльев нетрадиционной конфигурации

А.В. Болдырев



БОЛДЫРЕВ
Андрей Вячеславович —
доцент Самарского государственного аэрокосмического университета,
кандидат техн. наук

Рассматривается задача весового проектирования крыльев с использованием трехмерных моделей твердого деформируемого тела переменной плотности. Анализируется ряд крыльев малого удлинения различной формы в плане, в том числе круглое крыло. Методика весового анализа учитывает зависимость распределения нагрузок от деформаций несущих поверхностей. Показаны дополнительные возможности моделей для поиска оптимальных силовых схем.

Ключевые слова: весовой анализ; силовой фактор; коэффициент Комарова; круглое крыло.

A.V. Boldyrev. Weight Analysis Of Wings With Unconventional Shape

A problem of minimum weight design of the wing using 3D models of solid deformable body with variable density is considered. A number of wings with small aspect ratio and different planshapes, including one with circular planshape are analyzed. The method of weight evaluation takes into account the relation between the load distribution and deformations of wing structure. Some additional capabilities of such models for the structural layout optimization are shown.

Key words: weight analysis; force factor; Komarov's coefficient; circular planshape.

В теории проектирования самолетов вопросу прогнозирования массы конструкции на ранних стадиях разработки уделяется большое внимание. Основы систематизированного изучения проблемы прочности и весовой эффективности авиационных конструкций заложены в [1], "весовые" формулы для оценки абсолютных и относительных масс конструкции самолета в целом и отдельных его частей приведены в [2, 3].

Для данного подхода характерно использование упрощенной балочной теории и информации, получаемой из статистического анализа построенных самолетов. Эта методика вполне работоспособна, если существуют примеры, позволяющие вести проектирование самолета "от прототипа".

В то же время статистический подход не гарантирует высокую точность весовых расчетов в случаях использования необычных внешних форм, новых технических решений по типу конструкции или при существенном изменении абсолютных размеров самолета. Так, анализ некоторых параметров боевых самолетов нового поколения обнаруживает несовпадение оценок по статистическим критериям с теми значениями, которые представлялись ранее как типичные величины [4].

Современные крылья традиционных форм близки к исчерпанию своих аэродинамических и весовых характеристик, поэтому во всем мире ведется интенсивный поиск новых технических решений. Характерными примерами результатов такого поиска могут служить крылья большого удлинения с изменяемой геометрией и, в частности, телескопические крылья [5], самолеты интегральной компоновки, крылья малого удлинения различной формы.

Все это свидетельствует об актуальности разработки новых методов, использующих высокоточное математическое моделирование на ранних (прогнозных) стадиях проектирования. В работе [6] предложен подход к весовому проектированию авиационных конструкций, использующий относительно простые конечно-элементные мо-

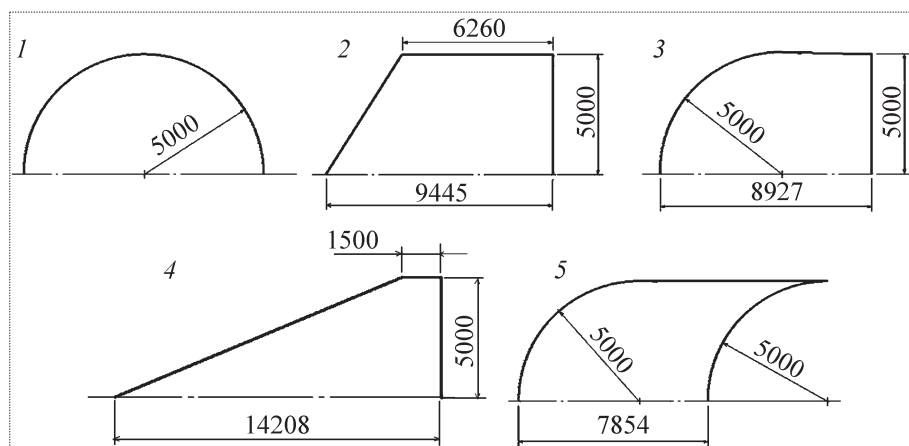


Рис. 1. Варианты крыльев

дели (КЭМ) и оригинальный критерий — силовой фактор. В [7] для весового анализа конструкции в условиях, когда еще не известна ее силовая схема, использована трехмерная модель тела, выполненного из гипотетического материала переменной плотности.

Рассмотрим применение новой технологии весового проектирования на примере крыльев малого удлинения различной формы в плане (рис. 1). Эти крылья имеют одинаковые значения относительного удлинения и площади в плане.

Для несущих поверхностей используем симметричный профиль NACA0012 с относительной толщиной 12 %. Отметим, что круглое в плане крыло привлекательно с точки зрения аэродинамики. Ряд исследователей отмечают аномально высокие значения критического угла атаки $\alpha_{кр}$ и максимального коэффициента подъемной силы c_{ya} для дископлана.

Сущность технологии весового анализа [6, 7] с учетом особенностей рассматриваемых объектов заключается в следующем.

- В геометрические ограничения крыла вписывается трехмерное упругое тело из материала с переменной плотностью. Предполагается, что местная прочность и модуль упругости этого материала линейно связаны с плотностью.

- Оптимизируется распределение материала (плотности) этой модели по специальному алгоритму. Целевой функцией является силовой фактор G , вычисляемый по формуле

$$G = \int_V \sigma^{\text{ýêä}} dV,$$

где $\sigma^{\text{ýêä}}$ — эквивалентное напряжение; V — объем материала конструкции.

Силовой фактор выражает одновременно значение и протяженность действия внутренних усилий в конструкции. В результате оптимизации получается трехмерное тело с переменной плотностью (конструкция из гипотетического материала), которое имеет минимальное значение критерия G для заданных внешних нагрузок и геометрических ограничений.

- Через значение безразмерного коэффициента силового фактора $C_{\text{ê}}$, введенного в рассмотрение В.А. Комаровым [6], оценивается масса объекта проектирования.

Коэффициент Комарова связывает величину силового фактора G с нагрузкой на конструкцию и ее линейными размерами:

$$G_{\text{ê}} = G/(P L),$$

где P , L — соответственно характерная нагрузка и характерный размер конструкции, выбранные по определенному соглашению.

Если в качестве характерной нагрузки для крыла выбрать подъемную силу, а в роли характерного линейного размера — корень квадратный из площади крыла ($\sqrt{S}$), то можно получить следующие выражения для определения абсолютной m_k и относительной $\bar{m}_k$ масс крыла:

$$m_k = (\varphi / \bar{\sigma}) C_{\text{ê}} n_p m_0 g \sqrt{S};$$

$$\bar{m}_k = m_k / m_0 = (\varphi / \bar{\sigma}) C_{\text{ê}} n_p g \sqrt{S},$$

где φ — коэффициент полной массы, определяемый как отношение полной массы конструкции к теоретически необходимой массе силового материала; $\bar{\sigma}$ — допускаемое напряжение основного конструкционного материала при единичной плотности (удельная прочность); n_p — расчетная перегрузка; m_0 — взлетная масса летательного аппарата.

В [8] предложено использовать равномерно распределенную по площади несущей поверхности подъемную силу для оценки массы крыльев на ранних стадиях проектирования и накопления информации о совершенстве различных силовых схем. Обозначим значение безразмерного коэффициента силового фактора для этого случая нагружения через $C_{\text{ê}}^{(1)}$. Далее определим

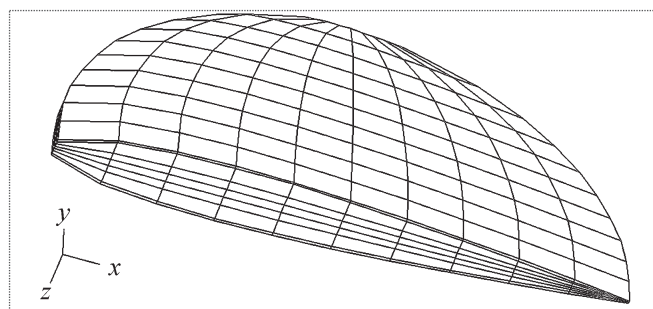


Рис. 2. КЭМ круглого в плане крыла

значение коэффициента Комарова $C_E^{(2)}$ с учетом распределения аэродинамической нагрузки, характерной для случая нагружения A' (горизонтальный полет с максимальной перегрузкой) для абсолютно жесткого крыла. Затем вычислим значение коэффициента силового фактора $C_E^{(3)}$ для случая нагружения A' с учетом зависимости распределения воздушной нагрузки от деформаций крыла [7].

Допустимое геометрическое пространство в среде системы NASTRAN разобьем по высоте крыльев на семь слоев. Каждый слой разделим на 100 объемных конечных элементов: по 10 элементов вдоль размаха и вдоль хорд. Толщины наружных слоев назначим с учетом прогнозируемого смещения (20 мм) вовнутрь несущей поверхности от обводов центра тяжести силовых элементов в соответствующих поперечных сечениях объекта проектирования [7].

На рис. 2 показана КЭМ круглого в плане крыла. Распределение аэродинамической нагрузки для недеформируемой (абсолютно жесткой) и упругой несущей поверхностей определим с использованием метода дискретных вихрей в линейной постановке.

Результаты весового анализа объектов представлены в таблице.

Сравнительный анализ коэффициентов C_E^1 и $C_E^{(2)}$ выявил существенный разброс их значений для неко-

Значения коэффициентов силового фактора

Вариант крыла	C_E^1	C_E^2	C_E^1/C_E^2	C_E^3
1	1,07	0,91	1,18	0,91
2	1,52	1,07	1,42	1,10
3	1,50	1,13	1,33	1,11
4	1,03	1,12	0,92	1,03
5	2,31	1,21	1,91	1,19

торых объектов. Например, для серповидного крыла они отличаются почти в два раза.

Сравнение значений $C_E^{(2)}$ и $C_E^{(3)}$ показывает, что учет статической аэроупругости оказывает определенное влияние на значения коэффициента силового фактора для рассматриваемых объектов (не такое значительное, как для стреловидного крыла большого удлинения [7]). Причем это влияние различно для вариантов крыльев. Наибольшее влияние деформаций крыла на значение коэффициента силового фактора (около 8 %) выявлено для треугольного крыла.

Наименьшее значение коэффициента Комарова $C_E^{(3)}$ (а следовательно, и прогнозируемой массы конструкции) получено для варианта 1 крыла (см. рис. 1). На рис. 3, а и б показано распределение плотности соответственно в наружном и срединном слоях трехмерной модели круглого крыла. Значения плотностей в наружном слое на два порядка превышают значения плотностей в срединном слое модели.

Для выявления основных путей передачи сил в наружных слоях каждого элемента использованы потоки главных усилий, представленные для круглого крыла на рис. 3, в. Эти слои континуальной модели, расположенные на максимальном расстоянии от срединной поверхности конструкции, наиболее эффективно воспринимают изгибающие и крутящие моменты. Напряженное состояние в них близко к одноосному, направленному преимущественно вдоль размаха несущей поверхности перпендикулярно оси фюзеляжа. Это предполагает передачу сил к борту по кратчайшим путям. Анализ работы материала в срединных слоях, расположенных между наружными слоями, выполнен с использованием картины главных касательных сил (рис. 3, г).

Сравнивая результаты оптимизации для вариантов 3 и 1, отметим существенно большее (на 18 %) значение коэффициента $C_E^{(3)}$ для крыла с круглой передней кромкой и линейной задней кромкой. Этот факт можно объяснить смещением в область меньших строительных высот наиболее длинных лонжеронов.

Для вариантов 2 и 4 получены значения коэффициента Комарова $C_E^{(3)}$ на 1 и 7 % меньше, чем для варианта 3. В то же время для трапециевидного и треугольного крыльев можно использовать схему с лонжеронами и стрингерами, расположенными пропорционально хордам. Эта схема имеет технологическое достоинство — пояса лонжеронов имеют постоянную по размаху малку.

Наибольшее значение коэффициента $C_E^{(3)}$ получено для серповидного крыла. Кроме того, для этого крыла

необходимо использовать либо криволинейные вдоль размаха лонжероны и стрингеры, либо схемы с изломами силовых элементов, что связано с определенными технологическими трудностями.

Таким образом, рассмотренный подход может быть применен для прогнозирования массы крыльев с учетом особенностей их геометрических форм и граничных условий, а также может дать информацию для обоснованного выбора рациональной силовой схемы с использованием результатов оптимизации континуальной модели. Для достоверной оценки массы крыльев малого удлинения методика исследования должна учитывать зависимость распределения аэродинамических нагрузок от деформаций несущих поверхностей.

Абстракт

1. Шенли Ф.Р. Анализ веса и прочности самолетных конструкций. М.: Оборонгиз, 1957. 406 с.
2. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. М.: Машиностроение, 1984. 552 с.
3. Raymer D.P. Aircraft Design: A Conceptual Approach / AIAA Education Series. 1992. 745 p.

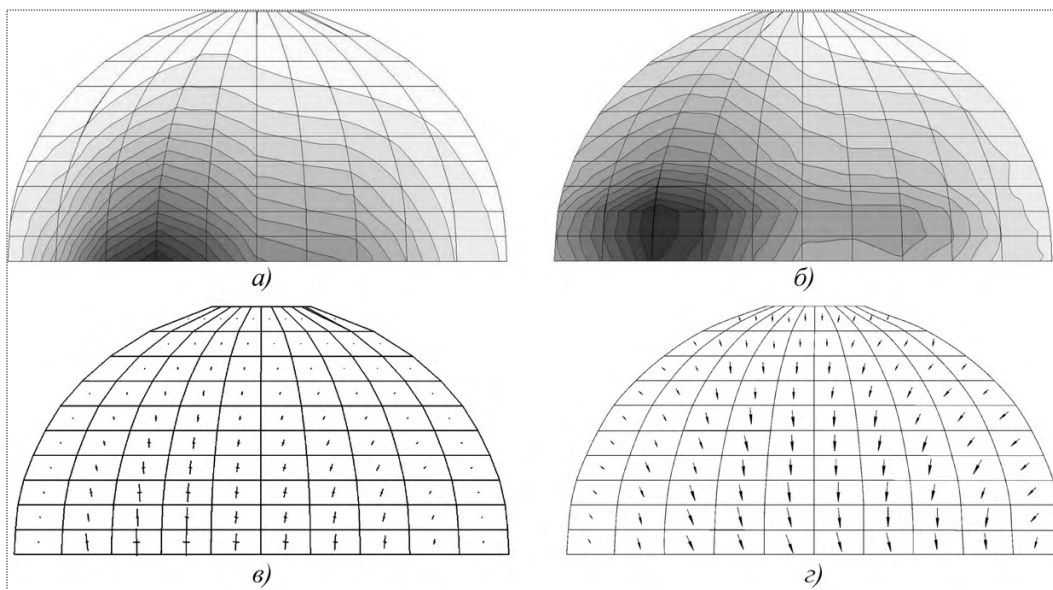


Рис. 3. Распределение материала и усилий в теоретически оптимальной конструкции

4. Дмитриев В.Г., Володин В.В., Белкин В.Н., Соколов В.П. Об использовании относительных критериев оценки совершенства самолета при создании истребителей 5-го поколения // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2007. № 9. С. 3–9.
5. Вейсхаар Т.А., Комаров В.А., Шахов В.Г. Телескопические крылья: весовая и аэродинамическая эффективность // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2009. № 2. С. 10–18.
6. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2000. № 1. С. 31–39.
7. Болдырев А.В., Комаров В.А., Лаптева М.Ю., Попович К.Ф. Учет статической аэроупругости на ранних стадиях проектирования // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2008. № 1. С. 34–39.
8. Комаров В.А., Гуменюк А.В. Критерий силового совершенства конструкций крыльев // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2003. № 6. С. 24–30.

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

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

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

ООО "Издательство Машиностроение"/ООО "Машиностроение–Полет", 107076, Москва, Стромынский пер., 4

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

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

Сдано в набор 14.08.09. Подписано в печать 05.10.09. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,85. Зак. 813. Свободная цена. Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ООО "Издательство Машиностроение".

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