

Филиал «Взлет»
федерального государственного бюджетного образовательного
учреждения высшего профессионального образования
«Московский авиационный институт (национальный
исследовательский университет)»
в г. Ахтубинске

Седьмая межведомственная научно-практическая конференция

**Актуальные проблемы информационного, методического и
экономического обеспечения испытаний авиационной техники и
подготовки специалистов**

Сборник аннотаций докладов



Волгоград 2012

УДК 378.1, 621.39, 629.7, 658.5

ББК

А 43

Рекомендовано к опубликованию научно-методическим советом филиала «Взлет» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» в г. Ахтубинске (протокол от 28.06.2012 № 4)

Редакционный совет: канд. техн. наук, старш. науч. сотр. Бизин Г. А.; канд. экон. наук, доц. Ковалёва Н. Н.; канд. техн. наук Нестеров С. В. (общая редакция); канд. техн. наук, старш. науч. сотр. Романов И. И.; докт. техн. наук, старш. науч. сотр. Терентьев В. Б.

А 43

Актуальные проблемы информационного, методического и экономического обеспечения испытаний авиационной техники и подготовки специалистов: Сборник аннотаций докладов седьмой межведомственной научно-практической конференции/ Фил. «Взлет» федер. гос. бюдж. образоват. учреждения высш. проф. образования «Моск. авиац. ин-т (нац. исслед. ун-т)» в г. Ахтубинске. - Волгоград: Изд-во ВолГУ, 2012.- ...с.

ISBN

В сборнике представлены аннотации докладов седьмой межведомственной научно-практической конференции «Актуальные проблемы информационного, методического и экономического обеспечения испытаний авиационной техники и подготовки специалистов», проведенной на базе филиала «Взлёт» МАИ в г. Ахтубинске с 15 по 17 мая 2012 г.

Предназначен для студентов и преподавателей технических вузов, научно-технических работников.

Введение

В период с 15 по 17 мая 2012 года филиал «Взлет» МАИ в г. Ахтубинске провёл традиционную, уже седьмую по счёту, межведомственную научно-практическую конференцию на тему «Актуальные проблемы информационного, методического и экономического обеспечения испытаний авиационной техники и подготовки специалистов».

В конференции приняли участие представители организаций России и Украины, работающих в области авиации и подготовки авиационных специалистов: МАИ, ГЛИЦ им. В. П. Чкалова, ИМК ФГУП «ГосНИИАС», ВВИА им проф. Н. Е. Жуковского, ВАИУ, ХУВС им. И.Н.Кожедуба, НУГЗУ, НИИЦ «АКМиВЭ», ФБУ «4 ЦНИИ МО РФ», ФМБЦ им. А. И. Бурназяна, МО «г. Ахтубинск».

Участники выступили по широкому спектру вопросов, связанных с созданием, испытаниями и эксплуатацией авиационной техники различного назначения и подготовкой специалистов в данной области. Материалы предыдущих конференций, проведённых в 2002, 2004, 2005, 2006, 2008 и 2010 г. г., послужили основой для многих усовершенствований авиационной и испытательной техники и методов подготовки авиационных инженеров.

Желающих более полно ознакомиться с материалами конференции просим обращаться по адресу филиала «Взлёт» МАИ в г. Ахтубинске:

416501, г. Ахтубинск Астраханской области, ул. Добролюбова, д. 5;

e-mail: vzlet-mai@mail.ru

Основные этапы в развитии военной авиации России

12 августа 1912 года по Военному ведомству России был издан приказ, согласно которому вводился в действие штат воздухоплавательной части Главного управления. В ознаменовании этого события 12 августа принято считать началом создания военной авиации России.

В реальных боевых действиях построенные в России самолеты впервые были использованы в Первой Балканской войне (с 25 сентября 1912 года). Основной задачей авиации являлась визуальная воздушная разведка турецких территорий, которую вели два русских отряда.

В России до 1913 года около полутора десятков заводов и мастерских в основном строили летательные аппараты иностранных марок. В 1913 году под руководством И. И. Сикорского был построен четырехмоторный тяжелый самолет «Илья Муромец» - достижение русской технической мысли. Подобного в других странах в то время не было. Разработка такого самолета послужила началом развития дальней авиации.

В 1914-1917 годах в России было построено около 200 летающих лодок М-5 и М-9 конструкции Д. П. Григоровича, что явилось началом развития морской авиации (гидросамолетов).

Во время Первой мировой войны решающей роли авиации не отводилось: полная зависимость от погоды, малые скорости полета от 80 до 200 км/ч делали их весьма уязвимыми – 11200 самолетов воюющих сторон было потеряно в боевых действиях. Тем не менее уже к 1915 году, в том числе и в России, зарождаются рода авиации: бомбардировочная, истребительная, разведывательная, специальная (самолеты связи).

На самолеты устанавливаются бомбодержатели, бомбоприцелы, подвешиваются авиационные бомбы, устанавливаются пулеметы.

В России к концу Первой мировой войны было построено около тысячи самолетов, многие из которых иностранных марок. Это совсем немного, если сравнить с интенсивно развивавшейся авиационной промышленностью Германии, которая выпустила к этому времени более 40 тыс. самолетов.

В 1918 году по инициативе Н. Е. Жуковского – теоретика отечественного авиастроения был основан Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ), ныне г. Жуковский Московской области.

Исследования, проводимые в ЦАГИ, явились теоретической основой развития авиации России. В 20-е годы создаются первые отечественные конструкторские бюро по самолетостроению под

руководством А. Н. Туполева, Н. Н. Поликарпова, Д. П. Григоровича. В 30-е годы на фоне бурного развития авиации в мире СССР входит в число ведущих авиационных держав наряду с Германией, США, Англией, Францией, Италией и Японией. В СССР появляются новые конструкторские бюро: А. С. Яковлева, С. А. Лавочкина, С. В. Ильюшина, А. И. Микояна и М. И. Гуревича, П. О. Сухого. Мировым достижением советской авиации в конце 30-х годов явились перелеты самолетов АНТ – 25, созданных конструкторским бюро А. Н. Туполева, с экипажами В. П. Чкалова и М. М. Громова через Северный полюс в Америку. Дальности беспосадочных перелетов составили около 9000 км и 11000 км соответственно.

На начальном этапе Великой Отечественной войны 1941-1945 годов советская авиация несла большие потери. Только к 12 часам 22 июня 1941 года было потеряно около 1200 самолетов (900 на аэродромах и 300 в воздушных боях). Основной причиной больших потерь авиации были организационные упущения в подготовке к боевым действиям, а не технический уровень самолетного парка. В период Великой Отечественной войны интенсивно наращивался выпуск самолетов для фронта на эвакуированных в восточные районы страны авиазаводах. Выпускались самолеты как довоенной разработки (И - 16, Ил - 2, Пе - 2), так и разрабатывались новые (Ла – 5, Би - 1, Як - 3, Як - 7, Як - 9). Так уже в 1943 году советская авиапромышленность выпустила около 35 тыс. самолетов.

Роль боевой авиации в Великой Отечественной войне и во второй мировой войне в целом трудно переоценить. Как только преимущество в воздухе терялось - боевые операции в целом проигрывались. Такая роль авиации обусловлена целым рядом преимуществ над другими видами вооружения: оперативностью и автономностью действий, значительной дальностью применения, эффективностью уничтожения объектов, возможностью поддержки и взаимодействия с другими видами вооруженных сил. Боевые самолеты времен второй мировой войны при оснащении более мощными двигателями и более совершенным планером, как правило, имели преимущество.. Основные показатели боевых самолетов 40-х годов – скорость, высота, боевая нагрузка и дальность.

Послевоенные годы в развитии боевой авиации СССР ознаменовались освоением больших дозвуковых скоростей и появлением реактивной авиации. В исторической и технической литературе рассматриваются поколения боевой реактивной авиации, хотя с современных позиций более правильно рассматривать поколения боевых авиационных комплексов (АК). Понятие АК объединяет летательный аппарат, его оборудование и вооружение, взаимодействие с внешними системами и объектами. Ярким представителем 1-го поколения АК в конце 40-х – начале 50-х годов является истребитель МиГ-15. Первое поколение АК считается

дозвуковым, с максимальными скоростями не превышающими скорость звука. Основным вооружением являлись пушки и пулеметы.

Второе поколение АК конца 50-х – начала 60-х годов имеет качественное отличие от первого в сверхзвуковой скорости полета до числа Маха, равного двум, и в использовании принятых на вооружение управляемых ракет класса «воздух-воздух». Характерными представителями второго поколения АК являлись истребитель МиГ-21 и истребитель-бомбардировщик Су-7, а также их модификации.

С середины 60-х годов мировая авиация перешла к разработке самолетов с изменяемой геометрией крыла, самолетов вертикального взлета и посадки. Одновременно внедрялись инерциальные и астронавигационные системы, управляемые ракеты класса «воздух-поверхность», неуправляемые авиационные ракеты, корректируемые авиабомбы, - все эти качественные изменения определились в авиационных комплексах третьего поколения. Отечественные представители этого поколения: МиГ-23, МиГ-27, Су-17, Су-24, Ту-22, Як-36, Як-38 и их модификации.

В семидесятые годы началась разработка АК четвертого поколения, отличительными качественными особенностями которых являлись: интегральная компоновка самолета; высокая тяговооруженность; обзорно-прицельные системы, обеспечивающие обнаружение целей в свободном пространстве и на фоне земли; бортовые ЭВМ; расширенная номенклатура вооружения - управляемые ракеты малой, большой и средней дальности, крылатые ракеты; сверхзвуковая крейсерская скорость полета до 2500-3000 км/ч. Характерные представители АК четвертого поколения самолеты МиГ-31, Су-27, МиГ-29, Ту-160. На вооружение и эксплуатацию они поступили в 80-е годы, и по целому ряду основных характеристик превосходили зарубежные аналоги. Так, например, на самолете МиГ-31 впервые в мире была установлена фазированная антенная решетка (ФАР) с электронным сканированием. За рубежом ФАР на истребителе появилась лишь спустя 15 лет. Кстати, активное участие в разработке ФАР принимал факультет радиоэлектроники МАИ, с которым тесно взаимодействует ахтубинский филиал «Взлет».

Начиная с 90-х годов развитие российской военной авиации существенно затормозилось в связи с отсутствием либо значительным снижением финансирования со стороны государства.

Последние два десятилетия были посвящены модернизации АК четвертого поколения и выполнению заказов зарубежных заказчиков (Индия, Китай и др.). Появились так называемые поколения 4+, 4++. Появление плюсов связано с отдельными качественными улучшениями комплексов четвертого поколения: спутниковая навигация, отклоняемый вектор тяги двигателя, многофункциональность применения.

В качестве характерных представителей модернизированных АК четвертого поколения с «плюсами» можно рассматривать самолеты МиГ-29 СМТ, МиГ-29 К, модификации самолета Су-27: Су-30, Су-33, Су-34, Су-35.

В январе 2010 года первый вылет совершил опытный образец отечественного истребителя пятого поколения Т-50, который первым поднял в воздух и проводит испытания выпускник ахтубинского филиала «Взлет» МАИ Сергей Богдан. Основные качественные особенности АК пятого поколения: малая заметность, высокая информационная обеспеченность, активная ФАР, внутрифюзеляжное размещение вооружения, крейсерская бесфорсажная сверхзвуковая скорость, управляемый вектор тяги двигателей, инерциально-спутниковая навигация. К сожалению, в России разработка АК пятого поколения запоздала примерно на 15 лет (в США самолет F-22 появился в 1996 году). Причина все та же – нефинансирование исследований и разработок.

В настоящее время в России и за рубежом проводятся исследования по разработке АК шестого поколения по трем направлениям: беспилотные летательные аппараты с высотно-скоростными характеристиками современных самолетов, атмосферные гиперзвуковые летательные аппараты, воздушно-космические (суборбитальные) самолеты.

Основными отличительными особенностями АК шестого поколения, кроме вышеуказанных, должны быть интегрированные информационно-боевые системы и искусственный интеллект.

Как показывает опыт войн и локальных конфликтов конца двадцатого и начала 21 веков, роль авиации в боевых действиях неуклонно возрастает. Во многих случаях четко спланированное применение авиации фактически решает исход боевых действий, значительно снижая потери в живой силе и технике.

Боевая авиация России имеет славную 100-летнюю историю. Очень хочется надеяться, что эта славная история будет продолжаться во благо укрепления обороноспособности российского государства.

*к. т. н. Торопов В. А.,
к. т. н. Бизин Г. А.
(филиал «Взлёт» МАИ)*

Филиал «Взлет» МАИ – единственный в России вуз для подготовки инженеров - испытателей

Отмечая в августе 2012 года 100 - летие ВВС, можно с гордостью отметить и вклад филиала «Взлет» МАИ в развитие военной авиации России, в подготовку инженеров-испытателей для Государственного лётно-испытательного центра им. В. П. Чкалова

(ГЛИЦ). В 1965 году совместным решением Министра высшего и среднего специального образования РСФСР и Главнокомандующего ВВС № 34/с/0112 в г. Ахтубинске Астраханской области в месте базирования ГЛИЦ образован филиал «Взлет» Московского авиационного института. Целью создания и деятельности филиала «Взлет» МАИ является подготовка высококвалифицированных специалистов для ГЛИЦ, а также для Государственного центрального межвидового полигона г. Знаменска (ГЦМП) и филиалов предприятий авиационной промышленности. Подготовка и обучение инженеров-испытателей новейших опытных и модернизированных образцов авиационной техники и вооружения проводятся в единственном вузе России – Московском авиационном институте на филиалах «Взлёт» и «Стрела». Это обязывает профессорско-преподавательский состав МАИ постоянно изыскивать новые пути и возможности повышения эффективности обучения.

Лётные испытания сложнейших авиационных комплексов – это динамичный процесс, находящийся на острие новейших авиационных разработок, системных наук и научных исследований. Часто случается, что выпускник филиала «Взлёт» МАИ сразу включается в испытательную бригаду и наряду с опытными специалистами-испытателями обязан дать оценку многофункциональным авиационным комплексам (АК). Вузовская подготовка позволяет это, если она учитывает особенности лётных испытаний будущих, ещё находящихся в разработке, авиационных комплексов. Достигается это тесным взаимодействием филиала с ГЛИЦ.

Программа обучения инженеров-испытателей (пятилетний срок обучения) в рамках общероссийского стандарта образования составляется кафедрами филиала «Взлёт» МАИ совместно с специалистами ГЛИЦ.

Технологическая, производственная и, особенно, преддипломная практики проводятся на базе ГЛИЦ под руководством наиболее подготовленных специалистов центра и кафедр МАИ.

Дисциплины специализации учебного плана преподаются преимущественно учёными ГЛИЦ им. В. П. Чкалова, имеющими опыт руководства или участия в лётных испытаниях.

Профессорско-преподавательский состав кафедр филиала «Взлёт» МАИ для поддержания высокого уровня квалификации через каждые 2-3 года проходит стажировку в ГЛИЦ под руководством заместителей начальников управлений по испытательно – методической и научно-исследовательской работе.

Учебные и методические пособия по дисциплинам специализации разрабатываются и издаются совместно преподавателями «Взлёт» МАИ и учёными ГЛИЦ.

Регулярно, не реже, чем через 2-3 года, проводятся научно-практические конференции по вопросам методического и

информационного обеспечения лётных испытаний с участием учёных ГЛИЦ, преподавателей и студентов филиала «Взлёт» МАИ.

Руководителями дипломных проектов выпускников филиала назначаются наиболее подготовленные ведущие инженеры-испытатели ГЛИЦ им. В. П. Чкалова.

Председателями государственной аттестационной комиссии для защиты дипломных проектов являются либо начальники испытательных управлений, либо их заместители по испытательно – методической и научно-исследовательской работе.

Филиалом и ГЛИЦ совместно проводятся научно-исследовательских работ.

Тесное сотрудничество, в рамках выполнения этих мероприятий между ГЛИЦ им. В. П. Чкалова и филиала «Взлёт» МАИ позволяют, на наш взгляд, приблизить процесс обучения к лётным испытаниям АК, а также сократить общий срок подготовки и адаптации наших выпускников в должности инженера-испытателя.

Свидетельством успешной деятельности филиала является наличие среди выпускников 29-и заслуженных летчиков и штурманов-испытателей, 4-х летчиков-космонавтов России, Украины и Казахстана, 19-ти Героев Советского Союза и России и более 3400 высококвалифицированных инженеров. Первым поднял в воздух и проводит летные испытания перспективного АК 5-го поколения Т-50 выпускник филиала Герой России Сергей Богдан. До 90% выпускников филиала работают и служат по полученной специальности, из них более 70% в государственных учреждениях и организациях. Сейчас в филиале обучаются более 500 студентов на дневном и вечернем отделениях по трем специальностям: инженер-испытатель, радиоинженер, инженер-экономист. Преподаватели и студенты участвуют в НИР по тематике ГЛИЦ, в научно-технических конференциях, публикуют научные статьи. За последние пять лет – 14 НИР, 53 научные публикации студентов, проведено 8 научно-практических конференций, в том числе 5 междуведомственных. Более 15% студентов привлечено к научной и методической работе. В филиале имеется три научных направления, два из которых – единственные в Северо – Кавказском и Южном Федеральных округах. Программа подготовки по специальности "Летные испытания летных аппаратов" признана лучшей образовательной программой инновационной России 2011-2012 учебного года.

В настоящее время в условиях реформирования системы военных образовательных учреждений Министерства обороны, роль и значение филиала «Взлет» МАИ в подготовке специалистов для ГЛИЦ и для ГЦМП еще более возрастает. Филиал продолжает подготовку специалистов на местах для территориальных нужд, в основном для государственных учреждений и организаций федерального подчинения, дислоцированных в регионе.

*к. т. н. Трефилов Е. В.
(Председатель Совета МО «Город Ахтубинск»),
Цаплин А. Ю.
(ГЛИЦ им. В. П. Чкалова)*

Город, рожденный авиацией

Город Ахтубинск образован Указом Верховного Совета СССР 19 декабря 1959 года в результате слияния трех населенных пунктов - слободы Владимировка, поселка Петропавловка и железнодорожной станции Ахтуба.

История г. Ахтубинска неразрывно связана с историей развития военной авиации, которая празднует в этом году свое 100-летие. Причем историю влияния авиации на судьбу города можно разбить на два условных этапа: ознакомительный и основной.

Знакомство с военной авиацией впервые состоялось в годы Великой Отечественной войны в ноябре 1941 года, т.е. практически через 30 лет после ее образования.

20 ноября 1941 года местом дислокации 6-й Воронежской военной авиационной школы пилотов первоначального обучения была выбрана слобода Владимировка Сталинградской области. Первые налёты бомбардировщиков противника на станцию Ахтуба неприятель предпринял с началом Сталинградского сражения - уже в конце июля 1942 года.

После войны жители нашей территории опять занялись мирным трудом, который не был связан с авиацией, пока в 1947 году в Министерстве обороны СССР не было принято решение о выборе в качестве полигона для испытаний и исследований вооружения ВВС район вблизи Владимировки, что коренным образом изменило ее судьбу, связав ее с судьбой авиации.

Сегодня старейшая научно-испытательная организация ВВС России - Государственный летно-испытательный центр имени Валерия Павловича Чкалова Министерства обороны Российской Федерации, имеющий почти 100-летнюю историю, является уникальной научно-испытательной организацией, обладающий высочайшим авторитетом как в России, так и за рубежом. За последние полвека специалистами ГЛИЦ проведено более 5 тысяч летных и наземных испытаний различных образцов авиационной техники и вооружения с выполнением уникальных летных экспериментов.

В историю России золотыми буквами вписаны имена пятерых дважды Героев Советского Союза, 92 Героев Советского Союза, 28 Героев Российской Федерации. Среди них известные всему миру имена - участника Великой Отечественной войны Героя Советского Союза заслуженного летчика-испытателя СССР генерал-лейтенанта

авиации в отставке Микояна С. А., Героя Советского Союза заслуженного летчика-испытателя СССР генерал-майора авиации в отставке Бежевца А. С., Героя Российской Федерации заслуженного летчика-испытателя СССР генерал-майора авиации в отставке Чиркина В. М. и многих других, являющихся гордостью нашей страны и авиации.

В настоящее время в Военно-воздушных силах проходят военную службу восемь Героев Российской Федерации, из них пятеро - представители Государственного летно-испытательного Центра им. В. П.Чкалова: полковник Радик Абрарович Бариев, полковник Вячеслав Станиславович Петруша, полковник Олег Евгеньевич Мутовин, полковник Леонид Владимирович Макаренков, полковник Николай Михайлович Осыков. За проведение испытаний в мирное время боевыми орденами и медалями награждено более 3000 военнотружущих ГЛИЦ им. В. П.Чкалова.

Более 300 летчиков, штурманов и членов летных экипажей положили свои жизни на алтарь развития авиации в испытательных полетах или выполняя свой воинский долг в боевых действиях. Сталкиваясь в процессе проведения испытаний с непознанными явлениями, летчики-испытатели шли на риск, иногда ценой собственной жизни выявляя скрытые дефекты и недоработки новой авиационной техники, что позволило создать более надежную и совершенную технику для авиации страны.

*к. т. н. Письменный В. Л.
(ГЛИЦ им. В. П. Чкалова)*

Проблемы развития воздушно-реактивных двигателей

Воздушно-реактивные двигатели (ВРД) существующих схем приблизились к своему техническому совершенству, и их дальнейшее развитие, как и авиации в целом, становится проблематичным. Так, например, прирост коэффициента полезного действия (КПД) двигателей по годам постоянно снижается, и сегодня составляет десятую долю процента. Для двигателей 6-го поколения запланирован выход на температуры газа перед турбиной – 2100...2400 К, но даже при этом, их КПД не превышают 40 %.

В свое время академик Стечкин показал, что эффективность ВРД зависит от условий их применения. На дозвуковых скоростях нереализованных возможностей практически не осталось, поэтому необходимо осваивать сверх- и гиперзвуковую области. Для этого необходимо решить проблему вырождения ВРД, которая сдерживает развитие авиации в течение последних 30 лет.

Суть проблемы заключается в том, что при увеличении скорости

полета воздух нагревается, и сжимать его становится трудней, а мощность турбины не увеличивается. В результате приведенный расход воздуха падает, и тяга перестает расти. До сих пор существовал единственный способ борьбы с вырождением – это переход к прямоточной схеме.

Предложено решение, позволяющее устранить вырождение ВРД как физическое явление, – турбоэжекторные двигатели (ТРДЭ). В этих двигателях использован новый принцип подвода газа к турбине. Газ подается с помощью струйного компрессора. Струйный компрессор состоит из канала высокого давления и канала низкого давления. Давление в канале высокого давления создается лопаточным компрессором, после чего воздух нагревается в камере сгорания. Холодный и горячий газы смешиваются в камере смешения, установленной перед турбиной. Суть этого технического решения заключается в том, что приведенный расход газа в струйном компрессоре сохраняется постоянным, независимо от скорости полета, а это значит, что вырождение как физическое явление устраняется.

Расход воздуха с ростом числа Маха для различных типов ВРД ведёт себя по-разному. У турбореактивные они снижаются, у ТРДЭ и прямоточных (ПВРД) – остаются постоянными. Но при этом расход воздуха в ТРДЭ выше, чем в ПВРД, ~ на 40%. Эта разница получается вследствие того, что скорость и давление газа в камере смешения ТРДЭ в два-три раза выше аналогичных параметров в камере сгорания ПВРД.

Мощность ТРДЭ оказывается в полтора раза больше мощности ПВРД, и многократно больше мощности ТРД. Максимальные скорости полета увеличиваются в 2...3 раза.

Появление турбоэжекторного двигателя сегодня можно сопоставить с появлением турбореактивного двигателя в середине сороковых годов прошлого столетия. Тогда замена поршневого двигателя на турбину позволила увеличить мощность мотокомпрессорного двигателя в разы, что привело к созданию сверхзвуковой авиации, сегодня замена лопаточного компрессора на струйный позволяет повысить мощность уже турбореактивного двигателя *в разы*, что приведет к созданию гиперзвуковой авиации.

*к. т. н. Коломиец Л. В.,
к. т. н. Ванагас Н. В.,
Писаренко С. С.
(филиал «Взлет» МАИ)*

Оценка экономической эффективности технического переоснащения средств аэродромно-технического обеспечения испытательных полетов

Аэродромно-техническое обеспечение (АТО) полетов является подсистемой общей сложной системы летных испытаний лётно-испытательных центров (ЛИЦ). В свою очередь система АТО полетов включает в своем составе средства АТО дежурной смены летного дня.

Современное состояние средств АТО испытательных полетов характеризуется следующими факторами:

повышение требований к обеспечению полетов средствами АТО в связи с возрастающей интенсивностью испытательных полетов, обусловленных сложностью объектов испытаний, а также ужесточением требований, предъявляемых к срокам их проведения;
выработкой ресурса имеющихся средств АТО полетов;
резким увеличением количества и тяжести отказов средств АТО полетов.

Средства АТО полетов, являющиеся составной частью системы испытаний, в конечном итоге оказывают влияние на весь процесс летных испытаний. Анализ применяемых в настоящее время средств для обеспечения полетов и испытаний позволяет сделать вывод о том, что данные средства морально и физически устарели, в связи с чем имеются трудности в выделении для обеспечения полетов полного состава средств АТО. В процессе обеспечения полетов в течение летной смены имеют место выход из строя из-за различных неисправностей некоторых средств АТО, что приводит к задержкам в подготовке летательных аппаратов к испытательным полетам, невыполнению в полном объеме плановой таблицы полетов.

В общем случае все это приводит также к увеличению продолжительности летных испытаний.

На практике могут иметь место два различных подхода к обоснованию требований по надежности, повышению технической готовности средств АТО до заданных требований и снижению существенных экономических потерь.

Решение этих задач относится к задачам оптимизации с ограничениями, которые в рассматриваемом случае имеют две постановки:

- обеспечение требуемой эффективности при минимальных затратах,
- обеспечение максимальной эффективности при заданных допустимых затратах.

Эти задачи называются прямой и обратной.

Решение этих задач в рассматриваемом случае предусматривает определение размеров суммарных экономических затрат C_n на обеспечение показателей надежности (безотказности и ремонтпригодности) при техническом переоснащении средств АТО и затрат на их эксплуатацию, что может быть выполнено по следующей формуле:

$$C_n = C_o + C_{OB} + T_{\Sigma} + C_{PO} + T_{II} + C_{BO}$$

где C_o – стоимость устранения отказа, независимая от ремонтпригодности (среднего времени восстановления работоспособности) средства АТО;

C_{OB} – затраты, зависящие от длительности восстановления (стоимость устранения отказа, приходящаяся на единицу времени вынужденного простоя средства АТО);

T_{Σ} – суммарная наработка средства АТО за срок службы или суммарный технический ресурс;

$T_{ВП}$ – среднее время восстановления работоспособности средств АТО;

C_{PO} – затраты в процессе технического переоснащения на обеспечение достигнутой ремонтпригодности, характеризуемой средним временем восстановления работоспособности аналогичной техники – T_{BO} ;

T_{II} – наработка на отказ средств АТО;

C_{BO} – затраты в процессе технического переоснащения на обеспечение достигнутой безотказности, характеризуемой наработкой на отказ аналогичной техники – T_0 .

Если для технического переоснащения средств АТО не требуется разработки новой техники, формула существенно упрощается.

Численная оценка экономической эффективности использования средств АТО полетов показывает, что, прежде всего, необходимо исходить из минимизации затрат на их эксплуатацию при выполнении программ испытаний путем их технического переоснащения.

Следует учитывать, что структуры затрат на обеспечение реальных испытательных полетов и затрат на техническое переоснащение средств АТО имеют свои особенности. Это связано с тем, что при подготовке и выполнении испытательных полетов, в том числе при подготовке авиационной техники к полетам, имеют место непроизводительные, неэффективные с точки зрения получения испытательной информации, затраты.

При техническом переоснащении средств АТО полетов представляется возможным устранить непроизводительные затраты, вызываемые неисправностями средств АТО дежурной смены из-за невыполнения плана полетов, снизить затраты на обеспечение

испытательных полетов, сократить сроки их выполнения по программам и, таким образом, в целом повысить эффективность испытаний перспективной авиационной техники.

*д. м. н. проф. Зинкин В. Н.
(НИИЦ АКМиВЭ),
к. т. н. Харитонов В. В.
(ГЛИЦ имени В. П. Чкалова),
Чуманов Ю. А.
(ФБУ «4 ЦНИИ Минобороны Росси»)*

Особенности построения прогностических моделей зависимости профессионального здоровья летчиков от факторов профессиональной деятельности

Системный подход к проблеме повышения эффективности системы “летчик - летательный аппарат” предъявляет повышенные требования к используемым средствам количественного описания влияния комплекса различных неблагоприятных факторов летного труда на надежность и качество деятельности, психофизиологические резервы, профессиональное долголетие летчика. В качестве наиболее значимых направлений математического и биометрического моделирования необходимо назвать:

1. применение вычислительного эксперимента для прогнозирования влияния средств и условий деятельности на психофизиологическую устойчивость и здоровье авиационных специалистов;
2. разработка системы унифицированных по способу построения и методологии применения критериев для распознавания нарушений состояния здоровья на основе разнотипных данных (качественной и количественной информации);
3. внедрение компьютерных информационных систем сбора, хранения, обработки результатов биомедицинских и медико-психологических исследований в целях организации и информационной поддержки процесса принятия решений специалистами в области авиационной медицины;
4. создание в рамках новых информационных технологий экспертно-консультативных, обучающих и других автоматизированных систем, обеспечивающих превращение накопленных в авиационной медицине знаний и данных в интеллектуальный продукт и инструментарий практического применения во всех звеньях авиационной медицины в интересах повышения уровня безопасности полетов, сохранения здоровья авиационных специалистов, продления летного долголетия.

Естественно, что в условиях проведения многоэтапных, часто

“разнесенных во времени” мероприятий, направленных на повышение функциональной и профессиональной надёжности авиаспециалистов, особенно важно обеспечить методическую “чистоту” количественных подходов при постановке задач, применении математических и биометрических моделей, а также при анализе результатов и их единой интерпретации. Здесь особенно важны единые принципы, общность научной терминологии и подходов к описанию, классификации и валидации наблюдений. В связи с этим разработки прикладных компьютерных систем, выполненные институтом в течение последних нескольких лет, анализируются с трех точек зрения:

5. какими потребностями практики вызвано их создание и какие функциональные возможности у них в связи с этим предусмотрены;

6. какую часть системной методологии принятия решений они могут поддержать и (или) с какими другими составными частями призваны осуществить взаимодействие;

7. какие новые направления развития компьютерных систем (или версии нового поколения для уже существующих) необходимо разработать, чтобы “увязать” их в общую методологию принятия врачебных решений для повышения устойчивости организма к воздействию неблагоприятных факторов летного труда и сохранению профессионального здоровья авиационных специалистов.

Возможности современных информационных технологий и уже достигнутый уровень их практического преломления в интересах различных задач авиационной медицины позволяют сегодня сформулировать как актуальную задачу разработку интегративных решений для достижения нового системного качества проведения всех медико-технических и эргономических мероприятий, связанных с человеческим фактором в авиации.

*д. т. н. Корсун О. Н.
(ВВИА им. проф. Н. С. Жуковского),
к. т. н. Тихонов В. Н.,
Николаев С. В.
(ГЛИЦ им. В. П. Чкалова)*

Нормирование и перспективные технологии оценки характеристик устойчивости и управляемости самолетов на взлетно-посадочных режимах

Практика летных испытаний (ЛИ) показывает, что действующие нормативные требования не в полной мере отражают приспособленность самолета к управлению летчиком. В первую очередь это касается задач точного пилотирования, к которым можно отнести и взлетно-посадочные режимы (ВПР), в частности, при

посадке на палубу.

Разработка универсальных критериев долговременна и дорога, поэтому новые методы оценки характеристик устойчивости и управляемости (ХУУ) самолетов в ЛИ должны:

- быть максимально инвариантны к общим нормативным требованиям и свойствам объекта, т.е. обеспечивать «открытость» критериального множества;
- органично сочетаться с существующей системой ЛИ опытных и модифицированных самолетов.

Таким образом, необходимы новые технологии летных испытаний, основанные на применении альтернативных критериев, построенных по следующим принципам:

1. Математическая модель управляемого движения самолета – эталон его характеристик на всех этапах жизненного цикла.
2. Переход от оценки характеристик самолета к оценке характеристик замкнутого контура управления (системы «летчик-самолет»).
3. Замена принципа деления требований к пилотажным характеристикам по классам ЛА принципом деления требований по типу реакций ЛА.
4. Деление требований не по категориям этапов полета, а по целевым задачам пилотирования.
5. Введение обобщенных показателей и критериев качества.

Введение в практику испытаний альтернативных частотных и «модельных» критериев, ориентированных на натурно-модельные технологии может быть построено последовательно следующим образом: выполнение идентификации математических моделей самолетов с последующим математическим моделированием экспертных оценок летчика на первом этапе и полунатурное моделирование с последующей идентификацией системы летчик-самолет. После выполнения всех пунктов цепочки предложенной технологии целесообразно выполнение прямого летного эксперимента по верификации полученных результатов.

Альтернативные критерии, во-первых, позволяют достаточно точно оценивать качество и надежность выполнения ВПР, во-вторых, могут быть построены на использовании различных информационных источников. При этом не снижается роль традиционных методик, основанных на нормировании ХУУ во временной области.

Всесторонняя оценка ХУУ самолета может быть выполнена только при комплексном сочетании традиционного и альтернативных подходов, где за основу взят первый, а последние позволяют увеличить качество оценки пилотажных характеристик самолета в задачах ВПР. Применение альтернативных подходов при оценивании и нормировании ХУУ предполагает обязательное использование математической модели полета самолета. Кроме того, ее наличие существенно увеличивает эффективность традиционного подхода

определения ХУУ в процессе ЛИ.

д. т. н. проф. Кукушкин Ю. А.
(НИИЦ АКМиВЭ),
д. т. н. проф. Богомолов А. В.,
д. м. н. проф. Дворников М. В.
(ФБУ «4 ЦНИИ Минобороны России»),
к. т. н. Харитонов В. В.,
Шмакова Л. В.
(ГЛИЦ имени В.П. Чкалова)

Метод расчета оценки риска опасных состояний человека в высотных полетах

Ситуации, связанные с воздействием на человека среды с низким парциальным давлением кислорода, которые имеют место, например, при разгерметизации кабины и/или салона самолета, обуславливают высокий риск потери сознания и даже гибели человека. Обеспечить расчёт адекватной оценки такого риска можно только за счет реализации нормирования воздействия гипоксической газовой среды на организм человека на основе дозового принципа. Аналитически «доза гипоксии», определяется выражением

$$D(t) = \int_0^t \frac{p^m(t) - p_{6500}^m}{p_{6500}^m} dt$$

где $D(t)$ – экспозиционная доза гипоксического воздействия, $p_{6500}^m = 37,8$ кПа – парциальное давление кислорода в трахее при значении барометрического давления 44 кПа (соответствует высоте над уровнем моря 6,5 км), $p^m(t)$ – текущее значение парциального давления кислорода в трахее, T – интервал интегрирования.

Разность $\frac{p^m(t) - p_{6500}^m}{p_{6500}^m}$ определена как интенсивность гипоксического воздействия (U).

В высотной физиологии получены эмпирические результаты, позволившие рассчитать оценки минимального (T_{min}^{nc}), среднего (T_{mean}^{nc}), и максимального (T_{max}^{nc}) резервного времен потери сознания при пребывании человека на различных высотах (при различном барометрическом давлении).

Коэффициенты выражений, аппроксимирующих зависимости T_{min}^{nc} , T_{mean}^{nc} и T_{max}^{nc} от U , равны дозам, соответствующим указанным временам переносимости гипоксического воздействия. С учетом этих значений получена модель, позволяющая определять вероятность потери сознания в зависимости от дозы гипоксии в произвольный момент времени.

Методология дозового подхода и реализующее её математическое обеспечение позволяют рассчитать время сохранения работоспособности человека в условиях гипоксической гипоксии и её восстановления после потери сознания, обусловленной воздействием гипоксии. Моментом начала восстановления работоспособности человека является момент изменения знака дозы гипоксии, а моментом полного восстановления сознания – момент, при котором наступает равенство по модулю положительных и отрицательных доз гипоксии. Предложенный метод обеспечивает расчет адекватных оценок вероятностей рассматриваемых неблагоприятных эффектов при любых значениях скоростей и профилей изменения парциального давления кислорода в трахее, кратности, времени воздействия гипоксической среды.

*д. т. н. Терентьев В. Б.
(филиал "Взлет" МАИ)*

Использование нейронных сетей при оценке боевых возможностей авиационной техники

Определение боевых возможностей авиационного комплекса (АК) заключается в количественной оценке изменения эффективности выполнения совокупности типовых боевых задач АК от влияния изменения детерминированных показателей характеризующих области боевого применения АК на маршруте полета и в районе объекта действий.

Необходимо преобразование детерминированных показателей в вероятностный показатель, значения которых возможно рассчитать на некотором типовом тактическом фоне боевых действий. При наличии обучающей выборки, т.е. пары данных «вход – выход» которая генерируется некоторой функцией искаженной шумом, задача исследования состоит в нахождении оценки данной функции.

Необходимо построить оценочную систему, использующую нейронные сети, которая должна помочь пользователю с ответом на вопрос: насколько изменится эффективность АК вследствие изменения показателей боевых возможностей АК.

Пакет «Нейронные сети», имеющийся в системе Matlab, содержит средства для проектирования, моделирования, обучения и использования множества известных парадигм данного пакета. Это позволяет существенно уменьшить размерность задачи за счет ограничения области возможных решений, разбиения множества исследуемых характеристик с их последующей оптимизацией по частным критериям и комплексной увязки всех свойств АК с использованием интегрального критерия качества.

к. п. н. Маннанова М. А.,
Муртазаева З. Х.
(филиал "Взлёт" МАИ)

Оптимизация физической активности студентов в процессе физического воспитания

На современном этапе развития страны в условиях качественного преобразования всех сторон жизни общества повышается социальная значимость физического воспитания в формировании всесторонне и гармонично развитой личности выпускника вуза с высокой степенью готовности к социально-профессиональной деятельности.

В филиале «Взлёт» МАИ сложилась система физкультурно-оздоровительной работы со студентами очного обучения, включающая в себя плановые практические занятия, внеучебные мероприятия по различным видам спорта, районные, городские и областные соревнования.

Основная технология дисциплины «Физическая культура», разработанная и апробированная в рамках филиала, – **технология оптимизации физической активности студентов**. Суть технологии заключается в сочетании интегрированных уроков по физической культуре (ФК) со спортивно ориентированным физическим воспитанием во внеурочное время. Основой технологии выступает комплексный подход, предполагающий освоение студентами упражнений по различным видам спорта, выполнение программы начальной военной подготовки и контрольно-нормативного комплекса ГТО (государственная система программно-оценочных нормативов и требований по физическому развитию и подготовленности различных возрастных групп населения, основа советской системы физического воспитания), направленных на формирование общефизических и военно-прикладных умений и навыков, необходимых в профессиональной и военной деятельности.

Одной из разновидностей занятий ФК в рамках рассматриваемой технологии являются *контрольные занятия*. Большое внимание уделяется *практико-методическим занятиям*. Успешно внедряется технология развития физической активности учащихся в системе внеурочной физкультурно-оздоровительной деятельности. Это самостоятельные тренировочные занятия по спортивным играм, атлетической гимнастике и настольному теннису на базе спорткомплекса г. Ахтубинска.

Положительная динамика по укреплению здоровья студентов филиала самым тесным образом связана с постоянным усложнением целей и задач учебно-тренировочного процесса, с вовлечением в спортивно-оздоровительные мероприятия студентов специальных медицинских групп.

*к. т. н. Гридчин В. С.
(филиал «Взлет» МАИ)*

25 лет сотрудничества: история и перспектива

В этом году исполняется 25 лет создания на факультете «Взлет» кафедры «Испытаний авиационной техники». Подготовка начата по предложению ГНИКИ ВВС (теперь это Государственный летно-испытательный центр — ГЛИЦ). Были изданы приказы Министерства высшего и среднего образования СССР № 256 от 1 июня 1987г и ректора МАИ № 386 от 18 июня 1987 года об организации обучения по очно-заочной форме обучения, а с 1989 года - по очной.

Кафедра всегда ориентировалась на подготовку специалистов, способных проводить все виды испытаний современных авиационных комплексов, летательных аппаратов и бортового оборудования. Ее постоянно поддерживали кадрами, техникой и информацией основной заказчик - ГЛИЦ и головной ВУЗ - МАИ.

Общие гуманитарные, социально-экономические, математические и естественно-научные дисциплины читали штатные преподаватели филиала. Общепрофессиональные дисциплины читали штатные преподаватели и специалисты ГЛИЦ. Специальные дисциплины читались исключительно специалистами ГЛИЦ. Одна дисциплина читалась преподавателями головного ВУЗа. Лаборатории филиала полностью обеспечивали проведение необходимых практических работ.

Такая концепция оправдала себя и, в принципе, сохранилась до настоящего времени. Меняется только соотношение штатных преподавателей и совместителей. Теперь все дисциплины читаются преподавателями филиала и ГЛИЦ. Доля ученых, как и процент участия ГЛИЦ, увеличивается. Головной ВУЗ регулярно участвует в работе Государственной аттестационной комиссии и в подготовке дипломников.

*к. т. н. Нестеров С. В.
(филиал «Взлёт» МАИ)*

Обеспечение практической направленности подготовки выпускников филиала

Филиал «Взлет» МАИ в г. Ахтубинске изначально создавался для обеспечения инженерными кадрами ГЛИЦ. Большинство выпускников идут работать именно в ГЛИЦ, так за последние два года из общего числа выпускников 200 человек, более 100 было трудоустроено в ГЛИЦ. Всего за время существования филиала выпущено свыше 3000 специалистов, многие из них в ГЛИЦ достигли успехов и положения,

как в карьере, так и в научном плане. Вместе с тем, любого нашего выпускника приходится доучивать на месте. Почему? Ведь, казалось бы, филиал и ГЛИЦ тесно взаимодействуют в подготовке студентов.

Первая причина объективна – сложность испытательной работы, в сочетании со сложностью современной авиационной техники. Вторая причина – недостаточная инициатива со стороны ГЛИЦ по направленности обучения. Третья причина – низкая отдача производственности и преддипломной практик.

В настоящее время происходит снижение числа студентов, а главное, снижение качества их довузовской подготовки. К тому же не все лучшие идут к нам. Хорошие выпускники будут на вес золота. Поэтому для предприятий промышленности поздно в сложившейся ситуации искать будущего работника среди выпускников. Это надо делать гораздо раньше – не позднее четвертого курса. Формы взаимодействия со студентом могут быть разные: заключение договоров со студентами с выплатой им дополнительной стипендии для последующей работы у них; временное трудоустройство студента; организация практики на предприятии по аналогии, как это проходит в ГЛИЦ.

*к. т. н. Гетманцев А. Ю.
(ГЛИЦ им. В. П. Чкалова)*

Экономические аспекты совершенствования методического обеспечения испытаний авиационной техники

Развитие системы испытаний современных образцов вооружения и военной техники невозможно без оптимизации комплекта нормативно-технической документации по комплексному критерию «качество - сроки - стоимость». По данному критерию должна выполняться не только оптимизация процесса испытаний, но и оптимизация деятельности по формированию требований к перспективным авиационным комплексам и методикам их испытаний.

Авиационная техника, которая является многорежимной и многофункциональной, в настоящее время проходит различные виды испытаний. Оценка её реальных характеристик в каждом из режимов, проверка в полном объеме всех заложенных функций, в том числе определение интегрального (комплексного) результата во всем диапазоне изменения исходных значений, приводит к резкому росту объёма испытаний, и, следовательно, к увеличению стоимости их проведения. Поэтому при обосновании тактико-технических требований весьма важен выбор порогового значения, характеризующего достаточность оцениваемых показателей и достоверность принимаемых по ним решений. Аналогичная ситуация

возникает при использовании интегральных (комплексных) показателей, применимость которых ограничивается резким возрастанием сложности и трудоемкости измерений, их последующей обработки и анализа.

Задание стоимостного критерия в качестве решающего используется, в первую очередь, при оценке эффективности применения вооружения и военной техники, и, только во вторую - при оценке затрат на их производство и испытания.

При приоритете в процессе разработки нового методического обеспечения испытаний интегральны (комплексны) показателей, должны быть исключены излишняя детализация и второстепенные требования, не влияющие на выполнение задач по основному назначению образца. В любом случае, требования к условиям и порядку проведения испытаний, связанные с безопасностью полетов и проводимых работ, не должны исключаться из новых нормативно-технических документов. Наиболее существенные требования к условиям испытаний должны быть реализованы в виде ГОСТов, а в документах, регламентирующих типовые методы и методики испытаний, должна приводиться ссылка на них.

Оценивая эффективность авиационной техники как отношение достигнутого результата к понесенным (приведенным на момент оценки) затратам, стоит отметить, что данная эффективность в значительной степени определяется объемом и качеством выполненных фундаментальных и прикладных научно-исследовательских работ. Так, в США до 80% расходов на разработку новых образцов вооружения приходится на этап выполнения НИР, материальную реализацию (не говоря уже о серийном производстве) получают далеко не все результаты исследований, а лишь те образцы вооружения, которые доказали наивысшую эффективность.

Одной из характеристик эффективного проведения научных исследований является грамотное и рациональное применение результатов научных исследований, в частности, обеспечение юридического закрепления и контроль над использованием и передачей прав на них как на объекты интеллектуальной собственности. В соответствии с действующим законодательством в области охраны авторских и смежных прав, право на результаты научно-исследовательской и научно-технической деятельности, созданные на средства федерального бюджета как в военной, так и в гражданской сферах деятельности, закреплены за государством в лице уполномоченных федеральных органов исполнительной власти, в том числе Минобороны России. Значительные финансовые средства, вкладываемые в научные исследования при разработке нормативно-технической документации, смогут принести отдачу при ее реализации по рыночным ценам после регистрации интеллектуальной собственности в уполномоченных организациях.

Знак «Право собственности принадлежит Российской Федерации», проставленный на каждой книге НТД по методическому обеспечению испытаний, позволит эффективно воздействовать на развитие производства вооружения и военной техники, в том числе идущих на экспорт.

По данной причине значительно вырастет заинтересованность ведущих организаций и предприятий оборонно - промышленного комплекса в развитии системы качества в целом, и развитии системы испытаний вооружений - в частности, что приведет к новому витку научно-технического прогресса.

Тем самым сформируется новый уровень экономических отношений в области интеллектуальных прав, принадлежащих государству, которые в настоящий момент бесплатно передаются сторонним, негосударственным организациям и предприятиям.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что рост экономической эффективности научно- исследовательских, опытных и экспериментальных работ, результаты которых получают правовой статус интеллектуальной собственности Российской Федерации, и увеличение эффективности испытаний являются взаимосвязанными и взаимообусловленными процессами.

*Бузмакова М. С.,
Меренцов Д. С.,
д. т. н. Терентьев В. Б.
(филиал "Взлет" МАИ)*

Использование нечеткой логики при оценке эффективности авиационного комплекса

Чтобы управлять качеством создания конкурентоспособной авиационной техники необходимо ее объективно оценивать. Определение эффективности выполнения типовой задачи авиационным комплексом (АК) заключается в количественной оценке изменения эффективности от влияния степени неопределенности, связанными с погодными условиями (ПУ) в районе цели и неточностью знания местоположения средств противоздушной обороны (ПВО) противника на маршруте полета.

Есть возможность построить оценочную нечеткую систему (НС), использующую нечеткую логику, которая должна помочь инженеру-испытателю с ответом на вопрос: насколько изменится эффективность АК вследствие изменения ПУ в районе цели и неточного знания мест расположения средств ПВО (их координат).

Расчеты выполняются в системе Matlab, на основе программных средств FuzzyLogicToolbox и редактора нечеткой системы вывода InferenceSistemEditor (FIS-редактор).

Основываясь на опыте частных расчетов боевой эффективности (БЭФ) в различных условиях выдвинуты следующие предположения.

1. Если погодные условия можно охарактеризовать как средние или расположение средств ПВО известно не полностью, то БЭФ – малая.

2. Если погодные условия хорошие, то БЭФ – средняя.

3. Если погодные условия отличные или расположение ПВО известно полностью, то БЭФ – высокая.

Влияние ПУ и знание координат средств ПВО оценивается по 10-бальной системе (0 - наихудшая оценка, 10 - наилучшая).

Представленной информации в принципе достаточно для проектирования НС. Такая система будет иметь 2 входа (которые условно можно назвать «условия» и «координаты»), и один выход «эффективность», три правила типа «если...то» (в соответствии с тремя приведенными предложениями).

Для построения НС необходимо задать функции принадлежности (ФП) переменных («условия», «координаты») в специальном редакторе программы. Редактор позволяет установить тип и количество ФП. Для входной переменной «условия» устанавливается диапазон изменения этой переменной – от 0 до 10 баллов, форма ФП задана гауссовского типа, а названия меняются на «средние», «хорошие» и «отличные». Со второй входной переменной «координаты» - действия аналогичны, названия ФП меняются на «отсутствуют», «известны», задается трапецеидальная форма с соответствующими параметрами для данных двух ФП.

Для выходной переменной «эффективность» указывается диапазон изменения (от 0 до 30), потом задаются три ФП треугольной формы (по умолчанию) с именами «малая», «средняя», «высокая». С центрами ФП 5, 15, 25, что соответствует рассматриваемой задаче изменения эффективности на 5%, 15%, 25%.

Для конструирования правил используется редактор правил. Вводятся правила, для этого обозначаются соответствия между переменными и выходом. Правила соответствуют вышеприведенным предположениям и имеют вид:

1. If (условия is средние) or (координаты is отсутствуют) then (БЭФ is малая)

2. If (условия is хорошие) then (БЭФ is средняя)

3. If (условия is отличные) or (координаты is известны) then (БЭФ is высокая)

В результате сформируется набор из трех правил. После закрытия окна построение оценочной системы закончено.

В результате выполнения алгоритма на основе метода Мамдани программа строит поверхность отклика, которая наглядно демонстрирует полученную зависимость боевой эффективности от погодных условий в районе цели и неточности знания

местоположения средств ПВО противника на маршруте полета.

Такой подход позволяет существенно уменьшить размерность задачи за счет ограничения области возможных решений, разбиения множества исследуемых характеристик с их последующей оптимизацией по частным критериям и комплексной увязки всех свойств АК с использованием интегрального критерия качества.

*Головатый Д. А.,
Пивиков В. М.,
к. т. н. Тихонов В. Н.
(ГЛИЦ им. В. П. Чкалова)*

Анализ потенциально опасных режимов маловысотного маневрирования самолетов

При маневрировании на малых высотах кроме крайне ограниченных запасов времени для принятия правильных решений и реализации управляющих воздействий летчиком для самолетов с комплексными системами управления (КСУ) характерны следующие специфические черты.

1 Возрастает влияние чистых запаздываний в тракте передачи управляющих сигналов при больших скоростных напорах в связи с «быстрой» собственной динамикой короткопериодического движения. При существенных запаздываниях это приводит к снижению запасов устойчивости по фазе контура самолет-КСУ.

2 Большие скоростные напоры на малых высотах соответствуют числам Маха, близким или принадлежащим трансзвуковому диапазону, характеризующемуся интенсивным изменением аэродинамических характеристик даже при небольших изменениях числа Маха.

3 Настройки корректоров в цепях прямых и обратных связей алгоритмов КСУ имеют особенности, обусловленные, во-первых, увеличенными относительными погрешностями аппроксимации зависимостей коэффициентов от скоростного напора при его больших значениях, во-вторых, особенностями аэродинамических характеристик, и, соответственно, потребным видом таких зависимостей в трансзвуковом диапазоне скоростей.

4 Настройки ограничительных режимов КСУ, реализующие функции ограничительных систем по углу атаки, перегрузкам, угловым скоростям и приборной скорости полета также имеют особенности, обусловленные прочностными характеристиками самолета и уже перечисленными факторами.

5. В связи с повышенной эффективностью органов управления при больших скоростных напорах (на больших дозвуковых скоростях) потребные величины отклонений рулевых поверхностей

приближаются к величинам зон нечувствительности (люфтов) в тракте передачи задающих воздействий, что может приводить к снижению запасов устойчивости контура КСУ-самолет вплоть до возникновения автоколебаний (предельных циклов).

6 КСУ обеспечивают приемлемые характеристики управляемости в расширенном диапазоне углов атаки, в том числе в областях, где фактические располагаемые избытки тяги самолета даже на нисходящих маневрах отсутствуют или меньше нуля. Это связано, во-первых, с интенсивно возрастающим на больших углах атаки сопротивлением, во-вторых, с уменьшением на больших углах атаки эффективной тяги. Быстрая потеря скорости приводит к еще более быстрой потере располагаемых аэродинамических сил, обеспечивающих траекторное управление, что при маловысотном маневрировании крайне опасно [1].

7 Располагаемая эффективность управления угловыми движениями самолета на больших углах атаки и малых приборных скоростях сохраняется достаточно высокой благодаря специфическим алгоритмам работы КСУ и интеграции в систему управления двигателей, что, в связи с упомянутым в пункте 6, может приводить к превышению критических скоростей вращения при пространственном движении с выходом за границы предельной области режимов полета по углам атаки и скольжения [1]. Указанная особенность при пилотаже на малых высотах даже на восходящих маневрах потенциально опасна, т.к. требует нестандартных (с изменением стереотипа) управляющих действий летчика, может приводить к развитию аварийных и даже катастрофических ситуаций.

Ниже подробно рассматривается влияние некоторых факторов на характеристики нисходящих фигур пилотажа на больших приборных скоростях, а именно переворотов, наиболее критичных с точки зрения обеспечения безопасности полетов (БзП). Структурная схема модели переворота для гипотетического современного маневренного самолета отражала основные аэродинамические и динамические характеристики самолетов аналогов (Як-130 и МиГ-29КУБ).

При выполнении моделирования оценивалось влияние на потерю высоты следующих факторов:

- скорость ввода в переворот;
- выпуск тормозного щитка (ТЩ);
- закон управления силовой установкой;
- пересиливание упора ОНР с достижением перегрузки до $0.95 n_y^P$;
- вертикальный порыв (восходящий) 5, 10, 15 м/с в диапазоне приращений углов тангажа $\Delta\alpha = -60^\circ \dots -120^\circ$. Форма входного вертикального порыва выбиралась как в виде ступенчатого так и сглаженного возмущения. Вероятность попадания самолетов данного

класса в вертикальный восходящий порыв $W=5 \dots 10$ м/секунда в пределах от $5 \cdot 10^{-3}$ до 10^{-2} на один час налета [2].

Результаты моделирования показывают, что в результате влияния т вертикального восходящего порыва и возрастания приборной скорости происходит перестройка закона ограничений нормальной перегрузки, и, как следствие, возрастает потеря высоты.

Выводы:

1 Необходимым условием для разработки высокоавтоматизированных систем управления самолетов является системный анализ всех факторов, потенциально снижающих уровень БзП. Целесообразно формирование гибких алгоритмов работы ограничительных режимов КСУ.

2 Методическое обеспечение летных испытаний должно формироваться на основе натурно-модельного подхода и основываться на широкомасштабном применении средств математического и полунатурного моделирования.

3 Целесообразно исследование влияния всех перечисленных в п.1-7 особенностей КСУ.

*Головкин А. П.,
Тригубович А. Г.,
к. т. н. Харитонов В. В.,
Гужвин А. А.
(ГЛИЦ имени В. П. Чкалова)*

Особенности построения автоматизированных систем анализа исходов аварийных покиданий летательных аппаратов

Аварийные покидания и нештатные приземления (АПиНП) летательных аппаратов (ЛА) нередко сопровождаются травматизмом и гибелью летного состава и пассажиров. При этом характер повреждений у пострадавших в таких авиационных инцидентах (АИ) сильно варьирует по степени тяжести (от минимальных травм до смертельных исходов), локализации (позвоночник, голова, конечности, реже – внутренние органы), непосредственным причинам, которые их вызвали (ударные перегрузки катапультирования или приземления, штатная или нештатная работа элементов катапультной установки, соударения с элементами интерьера, ожоги, переохлаждения и др.), прогнозу отдаленных медицинских последствий (для летного состава, в частности – возвращения к летной работе или дисквалификации по медицинским показаниям).

В интересах анализа статистики исходов АПиНП ЛА необходимо разрабатывать соответствующие автоматизированные системы. Создание базирующейся на использовании ПЭВМ автоматизированной системы учёта и анализа данных исходов АПиНП

ЛА – одна из актуальных задач в области разработки средств информационной поддержки деятельности специалистов, участвующих в расследованиях АИ, разработке предложений по совершенствованию средств спасения членов экипажей и медицинского обеспечения спасательных работ, составлении сводных донесений руководству по данным направлениям деятельности медицинской службы.

Успех внедрения технологий реляционных баз данных (БД) во многом определяется полнотой учета всех исходных показателей, необходимых для дальнейшего анализа, качеством пользовательского интерфейса и возможностями построения интерфейса с пакетами прикладных программ, в частности – пакетами, содержащими модули преобразования данных и различных статистических процедур. Эти особенности были учтены в качестве первоочередных при проектировании и создании специализированной информационной системы, которую можно отнести к системам поддержки принятия решений нижнего уровня.

Дополнительным назначением такой системы является обобщение существующих архивных материалы по АИ, и выделение путем статистического анализа различных аспектов информации, представленной в базе данных. Другой, не менее важной областью ее применения является прогнозирование характера травм и повреждений у летчиков и пассажиров, что необходимо учитывать при организации спасательных работ и последующем анализе эффективности деятельности медицинских специалистов по ликвидации медицинских последствий АИ и катастроф.

В целях защиты от несанкционированного доступа предусматривается, в частности, реализация административного допуска на редактирование ранее внесенных данных в БД системы.

При решении задачи построения интерфейса между аппаратом компьютерных статистических методик и программ и электронным архивом была использована современная технология построения экспертно-аналитических систем. К подобным системам предъявляются достаточно жесткие требования в плане интеллектуальной поддержки пользователя. В частности, система, основываясь на заложенных в нее прецедентах, должна позволять прогнозировать характер повреждений и травм у членов экипажа, потерпевшего аварию на некотором типе ЛА с конкретными средствами защиты.

Реализация таких прогностических методик возможно не только с применением традиционных параметрических моделей многомерного статистического анализа, но и с использованием математического аппарата мягких вычислений.

*к. т. н. Есев А. А.,
к. т. н. Харитонов В. В.,
Атрошенко А. И.,
Мережко А. Н.
(ГЛИЦ имени В. П. Чкалова)*

Методические подходы к повышению функциональной надежности экипажей поисково-спасательных летательных аппаратов

Выполнение задач инженерно-технического обеспечения ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций обуславливает применение большого количества аварийно-спасательных технических средств, подвижных комплексов для своевременного и безотлагательного осуществления первоочередного жизнеобеспечения в целях сохранения здоровья людей в экстремальных условиях. В числе таких комплексов особое место занимают специальные поисково-спасательные летательные аппараты (ПСЛА), использование которых наиболее полно отвечает требованиям оказания экстренной медицинской помощи в экстремальных ситуациях, требованиям эвакуации раненых в лечебные учреждения по воздуху с возможностью оказания в полете первой врачебной помощи с элементами квалифицированной (реаниматологической) помощи.

Отмечаемая тенденция к увеличению объема эвакуации раненых и больных в тактической и оперативной зонах боевых действий воздушным транспортом, свойственная почти всем локальным войнам, имеет устойчивый характер. Например, в период антитеррористической операции в Чечне эвакуация раненых и больных из района боевых действий воздушным транспортом (в основном самолетами Ан-72 и Ан-26, а тяжелораненых самолетом Ил-76МД) составила около 90% от общего количества эвакуированных раненых. При применении вертолетов для медицинской эвакуации раненых в Чечне после получения доврачебной помощи раненые через 20–30 мин доставлялись на этапы оказания квалифицированной медицинской помощи (до 49,6% раненых поступали на эти этапы в первые два часа после ранения, 71,1–82% – в первые 4 часа после ранения); с применением ПСЛА перевозится до 80% раненых из гарнизонных госпиталей в окружной госпиталь.

ПСЛА широко применяются и в мирное время при ликвидации санитарных последствий стихийных бедствий, техногенных катастроф и при повседневной деятельности войск. Так, например, в Армении первые вертолеты, способные осуществлять эвакуацию раненых, приземлялись на аэродроме г. Леникан уже через 30 минут после первых толчков землетрясения (оттуда с помощью вертолетов было эвакуировано свыше 20% раненых, нуждающихся в оказании квалифицированной и специализированной медицинской помощи); в

Башкирии вертолетами было эвакуировано в Уфу и Челябинск около 50% (358 чел.) обожженных.

Кроме того, по оценкам специалистов перевозка раненых и больных по воздуху обходится в 4 раза дешевле, чем доставка наземными видами транспорта.

Накопленный опыт эксплуатации ПСЛА свидетельствует о необходимости их совершенствования с целью повышения эффективности их эксплуатации в чрезвычайных ситуациях. Анализ причин нарушений штатного функционирования ПСЛА в этих условиях свидетельствует о том, что, несмотря на жесткий предварительный отбор, обучение и тренировку, на долю экипажей ПСЛА приходится более 70% всех фиксируемых случаев нарушений их штатного функционирования.

Становится очевидным, что совершенствование только лишь технического компонента ПСЛА, равно как и только повышение уровня профессиональной подготовленности лётчиков без объективного учета эффекта их взаимодействия, в настоящее время не в состоянии существенно улучшить показатели эффективности и безопасности их профессиональной деятельности в штатных и, особенно, в экстремальных условиях.

В связи с этим при совершенствовании ПСЛА все большее внимание уделяется вопросам организации оптимального взаимодействия их компонентов как систем «человек–машина». Переход к интеллектуальному управлению, многофункциональным индикаторам вместо привычных электромеханических приборов, применение электродистанционных и светодистанционных систем управления изменяют сам принцип взаимодействия лётчика с машинным компонентом ПСЛА. Это выдвигает требования непрерывной модернизации и совершенствования методов учета характеристик лётчика при разработке и эксплуатации ПСЛА. Решение этой задачи возможно на основе использования всех возможных путей оптимизации взаимодействия в системе.

Особое место в рамках работ по оптимизации взаимодействия в СЧМ занимает задача синтеза адаптивных контуров управления, которые на основе анализа характеристик операторов способны автоматически перестраиваться в реальном времени, учитывая возможности и ограничения конкретного оператора.

Названные результаты позволят сформировать структуру и разработать алгоритмическое обеспечение контуров управления ПСЛА, адаптивных к работоспособности лётчика, а, следовательно, повысить эффективность их использования.

*к. т. н. Есев А. А.,
к. т. н. Харитонов В. В.
(ГЛИЦ имени В. П. Чкалова)*

Особенности моделирования фоноцелевой обстановки в оперативном поле зрения авиационных очков ночного видения

Суммарная яркость фона на зрачке лётчика, наблюдающего внекабинное пространство через очки ночного видения (ОНВ), складывается из яркости фона, на котором наблюдается цель, и яркости засветки электронно-оптического преобразователя (ЭОП) ОНВ Луной или имеющимися естественными или искусственными источниками света. Засветки весьма опасны - они могут привести к срыву операции наблюдения.

Для обеспечения работы лётчика при обнаружении цели в условиях естественных и организованных световых помех необходимо обеспечить защиту объектива прибора от засветок. Это можно осуществить посредством установки в ЭОП ОНВ фильтра, ввода импульсного режима работы преобразователей, а также выбора рабочих зон по курсу полёта с минимально возможной вероятностью засветки.

При вычислении яркости засветок учтены угловые размеры Луны, а для учёта влияния наземных световых источников угол измеряется от края засветки с последующим расчетом яркости фона на зрачке аналогично расчету фона в пространстве изображений, наблюдаемых лётчиком через ОНВ. Отображаемые характеристики объектов фоноцелевой обстановки определяются в спектральном диапазоне длин волн $\Delta\lambda = 0,45...1,35$ мкм. При этом должны осуществляться последовательные изменения спектральной яркости исследуемого участка поверхности объекта фоноцелевой обстановки, а также спектральной яркости эталона отражения (образца сравнения) в виде плоской белой рассеивающей пластины с известными характеристиками отражения. По результатам измерений производится расчёт коэффициента спектральной яркости как отношение спектральной яркости исследуемой поверхности к спектральной яркости идеально рассеивающей эталонной поверхности.

Входные параметры модели фона: яркость фона, коэффициент ослабления засветки фильтром ЭОП ОНВ, суммарный коэффициент яркости оптических деталей ЭОП и остекления фонаря кабины вертолёт, угол засветки (угол между оптической осью ОНВ и направлением на край Луны или светового источника). Значение угла поступает в модель фона из модели относительного движения (задаётся на этапе отладки модели).

Выходные параметры - яркость фона и засветки на зрачке глаза лётчика, наблюдающего за внекабинным пространством через ОНВ (за тепловизионной или телевизионной «картинкой» на экране

индикатора).

Основным направлением совершенствования модели является учет детальных характеристик фона таких, как спектральная плотность, пространственный спектр, интервал корреляции. На практике имеются два типа зависимости шума от размеров поля зрения - линейная и квадратичная. Первый случай характерен для условий, когда шум вызван влиянием фона и по полю не коррелирован, так что помехи суммируются по закону квадратов. Второй случай соответствует полной корреляции помех по полю зрения, т.е. воздействия помех по всему полю суммируются алгебраически. В этом случае увеличивать поле зрения оказывается невыгодно. Модель имитирует завершающий этап фазы обнаружения - обнаружение цели в оперативном поле зрения лётчика, при использовании им ОНВ.

Входные параметры модели: эффективный пороговый лучистый поток, яркость цели, коэффициент пропускания прибора, угол отклонения трассы движения цели от диаметра поля зрения, диаметр выходного зрачка окуляров ОНВ и диаметр зрачка глаза, зависящий от достигнутого уровня темновой адаптации.

Выходные параметры модели: расчетное время для темновой адаптации (в случае, когда заданное время оказалось недостаточным), признаки обнаружения и причины срыва обнаружения (передаются на соответствующие счетчики циклов для анализа и вычисления значения оценки вероятности обнаружения), математическое ожидание времени обнаружения, которое фиксируется счетчиком времени и угол рассогласования.

Вероятность выполнения захвата есть функция от соотношения располагаемого времени и времени, затрачиваемого лётчиком на захват цели, которое в свою очередь зависит от тактических, технических и эргатических параметров.

Входные параметры модели: располагаемое на захват время, угол рассогласования, время запаздывания лётчика, постоянная времени лётчика, время запаздывания обратной связи, угол поля зрения канала сопровождения, кратность увеличения канала обнаружения.

Выходные параметры модели: значение оценки вероятности захвата и математическое ожидание времени захвата.

Адекватность модели в определенной степени подтверждается выбором реальных параметров системы и лётчика. Выбор экспоненциального закона обусловлен тем обстоятельством, что вероятность захвата является условной вероятностью, величина которой зависит от располагаемого времени, которое, в свою очередь, зависит от момента обнаружения, а экспоненциальное распределение вероятности обнаружения доказано экспериментально.

Аналогичные рассуждения можно распространить на фазу

смены каналов и на фазу сопровождения.

*Иконников П. М.
(филиал "Взлет" МАИ)*

Крыло несимметрично изменяемой геометрии: достоинства и недостатки

В настоящее время прорабатывается одна из компоновочных схем сверхзвукового самолета с крылом несимметрично изменяемой геометрии.

Эймсский исследовательский центр NASA проводит научно исследовательскую работу в области компоновок самолета с несимметричным крылом, предназначенных для полётов на небольших сверхзвуковых скоростях.

Это крыло имеет целый ряд аэродинамических и конструктивных преимуществ по сравнению с крылом симметрично изменяемой геометрией.

В отличие от компоновок самолетов с крылом симметрично изменяемой геометрии, у которых консоли одновременно разворачиваются назад при увеличении стреловидности, у самолета с несимметрично изменяемой геометрией крыла при увеличении стреловидности одна из консолей перемещается вперед по полету, а другая назад.

Положительные стороны данной компоновки:

1. Крыло несимметрично изменяемой геометрии, шарнирно укрепленное сверху фюзеляжа, может быть выполнено как одно целое без передачи изгибающего момента на поворотный шарнир, благодаря чему можно снизить массу конструкции.
2. При повороте крыла несимметрично изменяемой геометрии происходит одинаковое смещение несущей поверхности вперед и назад относительно центра тяжести, благодаря чему можно обеспечить стабильное положение аэродинамического фокуса.
3. При увеличении углов стреловидности крыла несимметрично изменяемой геометрии эпюра площадей вдоль самолета может быть обеспечена более плавной, что позволяет не применять поджатия фюзеляжа в месте стыковки его с крылом с целью снижения лобового сопротивления на трансзвуковых и малых сверхзвуковых скоростях.
4. Модель самолета с крылом несимметрично изменяемой геометрии показала высокую аэродинамическую эффективность во всем исследованном диапазоне чисел Маха.

Проблемы устойчивости и управляемости связанные с созданием таких самолетов.

1. Изменение угла стреловидности до 45° не оказывает заметного влияния на устойчивость и вызывает лишь слабое изменение поперечной балансировки, требующее отклонения элеронов на $1-2^{\circ}$. Эффективность руля высоты и элеронов осталась нормальной, изменение продольной балансировки не наблюдалось.

2. Во время отклонения элеронов при стреловидности 45° продольно боковое взаимное влияние не наблюдалось, которое однако было выявлено при отклонении руля высоты.

Приведенный анализ показал, что при синхронных отклонениях элеронов одновременно с отклонением руля высоты можно предотвратить нежелательное продольно боковое взаимодействия в движениях самолета.

Как видно, у данной компоновки есть свои плюсы и минусы. Минусов меньше. Видимо в будущем данная компоновка будет взята в основу серийных самолетов.

*Панжеев А. В.,
к. т. н. Бизин Г. А.
(филиал «Взлет» МАИ)*

Экранопланы: настоящее и будущее

Экраноплан (судно на динамической воздушной подушке) - высокоскоростное транспортное средство, способное на различной высоте лететь над поверхностью воды, земли, снега или льда. При равных с самолетом массе и скорости полета, экраноплан имеет значительно меньшую площадь крыла. По международной классификации (ИМО) этот аппарат относится к морским судам, способным в основном рабочем режиме лететь за счет использования «экранный эффект» над водной или иной поверхностью без постоянного контакта с ней.

Иначе говоря, экраноплан – аппарат, объединяющий в себе лучшие качества морского (речного) судна и самолета. Достоинства экранопланов - высокие живучесть, скорость и экономичность по сравнению с самолетами и кораблями на воздушной подушке и подводных крыльях, малозаметность и противоминная устойчивость, способность перемещаться над поверхностью по «прямым» маршрутам, не требовательность к наземной инфраструктуре, высокая эксплуатационная безопасность для пассажиров и грузов. В числе недостатков экранопланов – необходимость специальной подготовки экипажа для управления аппаратом, достаточно ровной поверхности (не относится к экранолету), повышенной тяговооруженности для производства взлета и низкая маневренность.

Какова же ситуация в этой области сегодня в России и других странах?

Эти аппараты сегодня могут использоваться для проведения спасательных операций на море, так как могут приводиться и иметь на борту медицинский центр для оказания помощи терпящим бедствие. Большие перспективы имеют экранопланы для осуществления пассажирских и грузовых перевозок на международных и внутренних рейсах, в т.ч. в Арктике и Антарктиде.

Весьма широк диапазон применения экранопланов и экранолетов в военных целях. Существовали проекты использования экранопланов в космической сфере для запуска и приема из космоса многоразовых космических аппаратов типа «Буран», а также в качестве спускаемых аппаратов для исследования планет. Компания «Боинг» предложила концепцию создания военного экранолета Pelican для переброски войск и техники в назначенные районы. По проекту, аппарат (длина 152 м, размах крыльев 106 м) в полете на высоте 6 м над поверхностью океана способен перевезти до 1400 т груза на дальность до 16000 км. По информации разработчиков, экранолет способен взять на борт около 17 танков M1 Abrams и осуществлять полет на высотах до 6000 м.

Китай - еще одна из стран, которая сегодня активно ведет работы по созданию экранопланов различного назначения. По данным китайского Инженерно-строительного университета (г. Шанхай) известно, что здесь на завершающей стадии находятся разработки нескольких моделей экранопланов. Уже до конца текущего десятилетия планируется начать опытное производство аппаратов грузоподъемностью до 200 т.

По тем же данным, к 2017 году планируется практическое использование для выполнения регулярных транспортных перевозок свыше 200 экранопланов, способных перевозить грузы массой более 400 т в рамках скоростного пассажирского и грузового сообщения между островами Юго-Восточной Азии. Следует отметить, что и здесь основой для развития экранопланостроения в Китае стал модернизированный вариант российского экраноплана «Волга-2», переданного китайской стороне по контракту.

Начиная с 1993 года активные работы по разработке и строительству экранопланов в России вели несколько организаций. Так, компания «Технологии и Транспорт» (в последующем «Амфибийные Транспортные Технологии») выпустила 12 малых экранопланов «Амфистар», а совместно с ЗАО «АТТК» - 20 модернизированных аналогов под названием «Акваглайд».

В современной России проектированием, серийным производством и продвижением экранопланов на рынок занимаются конструкторские бюро и предприятия, объединенные в финансово-промышленную группу «Скоростной флот», а также ряд других организаций.

В ходе гидроавиасалона «Геленджик-2000» обратил на себя

внимание экранолет С-90, предназначенный для пассажирских и грузовых перевозок, который мог использоваться как самолет, экраноплан и судно на воздушной подушке. При общей массе 7900 кг, 9500 кг и 10500 кг, в соответствии с этими вариантами, аппарат может перевозить нагрузку в 2500 кг, 3100 кг и 4500 кг соответственно на высотах 0,5-4000 м на дальность свыше 3000 км.

На международных авиационно-космическом салоне МАКС-2007 и выставке средств обеспечения безопасности государства «Интерполитех-2008» демонстрировался экраноплан ЭК-12П «Иволга», предназначенный для пограничников.

Ведутся определенные работы в этом направлении другими фирмами и организациями. Так, в Военном инженерно-космическом университете им. А.Ф. Можайского разработан проект тяжелого экраноплана для возвращаемых воздушно-космических самолетов. В Таганрогском авиационном научно-техническом комплексе им. Г. М. Бериева создается грузопассажирский экраноплан Бе-2500.

*Тригубович А. Г.,
Головкин А. П.,
к. т. н. Харитонов В. В.
(ГЛИЦ им. В. П. Чкалова)*

Технология управления функционированием системы обеспечения жизнедеятельности летчика

Одной из практических задач, стоящих перед авиационной эргономикой и биологической кибернетикой, является разработка методов парирования отказов авиационной техники и бортового оборудования современного летательного аппарата (ЛА), особенно тех, которые могут служить причиной развития опасных или угрожающих состояний пилота ЛА.

Анализ причин, приведших к авиационным происшествиям (АП) и авиационным инцидентам (АИ) показывает, что среди них особое место занимают случаи, связанные с нарушением работы кислородно-дыхательной аппаратуры и высотного снаряжения. Такие случаи составляют примерно 1-2 % от общего числа АП и АИ в год, но они же приводят к наиболее тяжелым последствиям.

Качественно новый уровень обеспечения надежности функционирования системы обеспечения жизнедеятельности (СОЖ) летчика может быть достигнут за счет повышения интеллектуальности средств управления защитным снаряжением (ЗС) без потери оперативности принятия решения, что может иметь решающее значение при отказах техники и при возникновении опасного состояния летчика. При нарушениях функций внешнего дыхания и возникновении кислородного голодания в полете

надежность летчика, как звена управления, становится низкой, что и обуславливает необходимость применения автоматизированных систем адаптивного управления функционированием СОЖ. С учетом этих факторов предлагается концепция адаптивного управления, основанная на применении аппарата теории нечетких множеств. Функции оператора, управляющего функционированием СОЖ, возлагаются на нечеткий контроллер, имитирующий его действия на основе модели объекта управления и экспертных оценок, формализованных в виде решающих правил.

Разрабатываемый автономный программно-аппаратный комплекс (ПАК) предназначен для автоматизированного сбора информации о работе кислородно-дыхательной аппаратуры (КДА), защитного снаряжения и функционального состояния лётчика, оперативной диагностики и сигнализации об отказах КДА или нештатном ее использовании, выдачи предупреждающих сигналов при возникновении опасной ситуации с их регистрацией на средствах объективного контроля, а также для автоматического управления режимами работы КДА с целью оптимизации и коррекции психофизиологического состояния экипажа для обеспечения выполнения полетного задания. Основу ПАК составляет нечеткий регулятор с нечетким процессором, использующий концепции моделей нечеткой логики: модели нечеткой импликации и композиционного правила логического вывода. Регулятор представляет собой специализированную СБИС, архитектура которой создана так, чтобы максимально полно использовать преимущества нечеткой логики. Быстродействие процессора достигает 100 MFIPS (FIPS-число выводов на основе нечеткой логики в секунду). Программное обеспечение ПАК включает в свой состав программу обработки информации на малой ЭВМ, встроенной в катапультное кресло, и программу идентификации типовых отказов с определением степени опасности путем расчета параметров работы СОЖ и их сопоставления с должными величинами, содержащимися в базе данных.

Выбор и применение адекватного поставленной задаче метода и программно - аппаратных средств его реализации позволяет в темпе получения данных объективного контроля получать оценки и формировать управляющие воздействия на средства СОЖ и организм летчика с учетом динамики состояния у каждого конкретного летчика и параметров среды обитания.

*к. т. н. Харитонов В. В.
(ГЛИЦ имени В.П. Чкалова),
к. т. н. Драган С. П.
(ФМБЦ имени А. И. Бурназяна)*

Метод расчета оценки потенциальной ненадежности профессиональной деятельности инженерно-технического состава авиации

Акустический шум техники сопровождает профессиональную деятельность инженерно–технического состава (ИТС) в авиации ВВС. Поскольку организм человека не способен полностью адаптироваться к действию шума, то вследствие некомпенсированного воздействия шума человек постоянно находится в состоянии повышенного нервного и физического напряжения. Это, в свою очередь, обуславливает снижение функциональной надежности профессиональной деятельности, приводит к снижению профессионального здоровья, и, как следствие, к преждевременной дисквалификации специалистов по состоянию здоровья.

Надёжность человека–оператора – это его свойство сохранять способность осуществлять определённую деятельность с требуемым качеством в течение требуемого интервала времени, сохраняя требуемый уровень производительности. Нарушение деятельности является событием, имеющим определённую вероятность. Эта вероятность – потенциальная ненадежность действий (ПНД) – часто используется в качестве меры степени влияния физико–химических факторов на надёжность профессиональной деятельности человека. Количественной основой этой меры является риск возникновения неблагоприятного эффекта (срыв деятельности, ошибочные действия). Применительно к проведенному исследованию неблагоприятным эффектом, возникающим вследствие действия шумового фактора, является событие, при котором число правильных решений в результате выполнения указанного ранее теста меньше нижней границы доверительного интервала, определенного в условиях отсутствия воздействия шума.

То есть, ПНД – это вероятность события, при котором число правильных решений по результатам выполнения теста «сложение и вычитание» не превышает нижнюю границу доверительного интервала, определенного по данным фонового обследования технического состава, обслуживающего авиационную технику.

В результате обработки данных экспериментальных исследований с использованием методов математической статистики проф. Ю. А. Кукушкиным осуществлена структурная и параметрическая идентификация математической модели, описывающей зависимость ПНД от уровня звука (L), воздействующего на техников в течение времени не превышающим 30 минут:

$$\text{ПВД} \left\{ \begin{array}{l} \Phi \left[\frac{L-1}{42} \right] \text{ектн В} \\ \Phi \left[\frac{L-1}{87} \right] \text{ектн В} \end{array} \right.$$

где Φ – функция Лапласа.

Разработанное методическое обеспечение оценивания умственной работоспособности и надёжности деятельности специалистов, подвергающихся воздействию авиационного шума развивает существующие методологические подходы к проблеме оценивания и прогнозирования профессиональной работоспособности человека в условиях воздействия неблагоприятных факторов условий профессиональной деятельности и обеспечивает повышение качества решения практических задач совершенствования защиты от высокоинтенсивного широкополосного шума.

к. т. н. Рудаков С. В.
(НУГЗУ),

к. т. н. Харитонов В. В.
(ГЛИЦ имени В. П. Чкалова),
Логачёв С. В.
(ХУВС имени И. Н. Кожедуба)

Методика идентификации закона распределения показателей состояния авиационной техники

Для обеспечения работоспособности сложных технических систем в процессе их эксплуатации необходимо контролировать соответствие текущих значений физических величин нормативным значениям или пределам (допускам). Определение допусков на значение показателя при заданных распределениях вероятностей контролируемых величин и границах допуска в случае, если погрешности устройств контроля не учитываются, особых затруднений не представляет. Наличие погрешностей устройства контроля (средства измерения) приводит к специфическим ошибкам, характеризующим качество контроля. При этом традиционно выделяют ошибки первого рода, которые носят название ложной тревоги и определяют вероятность отнесения годных объектов контроля к негодным, и ошибки второго рода (необнаруженные отказы), при наличии которых негодные изделия классифицируются как годные. Если контролируемая случайная величина и погрешность устройства контроля в вероятностном смысле независимы, то результат контроля можно получить, оперируя с композицией их плотностей распределения, т. е. необходимо знать закон распределения (ЗР) контролируемого показателя и погрешности его измерения.

На основании центральной предельной теоремы принято

считать, что погрешности измерения всегда распределены нормально. Однако, результаты исследований показывают, что ЗР погрешностей средств измерений, например, электромеханических приборов на ядрах, радиоэлектронных приборов для измерения температур отличаются от нормального; погрешности термометров, динамометров, приборов с цифровым отсчетом имеют экспоненциальный ЗР; ЗР погрешности цифровых вольтметров и частотомеров оказался двумодальным, а погрешности магнитоэлектрических приборов распределены по закону Симпсона. Таким образом, гипотеза о соответствии ЗР погрешности измерения нормальному ЗР для многих классов измерительной техники требует уточнения. Поэтому при использовании на практике вероятностного подхода для проведения достоверного допускового контроля показателей состояния необходимо установить для каждого конкретного показателя и погрешности вид аналитической модели ЗР, что представляет собой сложный процесс.

В литературе по теории вероятностей приведены модели распределений, которые используют для описания погрешностей результатов измерений и контроля, но такой подход не решает задачи четкой систематизации распределений по их форме, необходимой для выбора адекватных экспериментальным теоретических ЗР. Если ЗР характеризовать набором характерных для каждого ЗР показателей (например, математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение для нормального ЗР), которые вычисляются по выборке, то взаимную близость или отдаленность эмпирического и теоретического ЗР можно оценить численно по минимальному значению суммы квадратов (или абсолютных величин) отклонений.

Анализ библиографических источников позволил обобщить методы идентификации ЗР по выборкам. Недостаток рассмотренных методов состоит в том, что они требуют значительного количества измерений, т.е. выборка должна быть достаточно мощной (содержать более 40-50 объектов). На практике при контроле показателей состояния авиационной техники часто приходится сталкиваться с малым объемом полученной информации. Необходимость идентификации функции распределения по малым выборкам накладывает определенные ограничения на использование существующих методов идентификации ЗР случайной величины и требует разработки новой методики идентификации ЗР контролируемого показателя и погрешности его контроля на маломощных выборках (начиная с 15 объектов), при высокой эффективности идентификации ЗР.

Суть предложенной методики идентификации ЗР состоит в определении параметров теоретически возможного распределения случайной величины по результатам небольшого числа измерений для априорно сформированного набора распределений; построении

эмпирической и для каждого из ЗР теоретической функции распределения; сравнении каждой теоретической функции с эмпирической по сумме среднеквадратичных отклонений и по сумме абсолютных отклонений и принятии решения о соответствии теоретического ЗР, имеющего наименьшие значения найденных сумм, эмпирическому ЗР.

Предложенная методика апробирована на выборках, генерируемых датчиками случайных чисел, имитирующих тот или иной ЗР, с количеством повторов, равным 100. Анализ результатов идентификации ЗР для выборки, сформированной соответствующими генераторами случайных чисел, показал, что вероятность правильной идентификации ЗР близка к единице (за исключением закона Симпсона) уже начиная с объема выборок 35 и более наблюдений.

При сравнении ЗР с близкой формой функции плотности вероятности (нормальный ЗР и ЗР Симпсона) объем выборки, при котором ЗР Симпсона определяется по предложенной методике достоверно, составляет 120 и более наблюдений. При том, что надёжное определение ЗР Симпсона по стандартной методике χ^2 Пирсона начинается с объема выборки из 180 наблюдений, что в 1,5 раза больше объема выборки, требуемого для надёжного определения ЗР Симпсона по предложенной методике. Т.е. для выявления ЗР, у которых функции плотности вероятности близки, предложенная методика эффективнее общепринятых. Методика носит универсальный характер и позволяет проводить сравнение ЗР экспериментальных данных с любым ЗР.

*Евко И. А.
(ИМК ФГУП «ГосНИИАС»)*

Разработка моделей многофункциональных мишеней, используемых в лётных испытаниях

Рассмотрен вопрос определения облика полигонной мишенной обстановки, обеспечивающей проверку в летных испытаниях (ЛИ) повышенных требований к характеристикам авиационных комплексов 4+ и 5-го поколений в режимах работы «воздух-поверхность», повышение эффективности определения характеристик и результативности анализа данных летных экспериментов.

Для уменьшения стоимости и сроков испытаний в качестве основных методов определены математическое и полунатурное моделирование. Однако окончательные оценки характеристик режимов прицельных систем определяются в ЛИ.

Результаты моделирования должны сопоставляться с получаемыми в процессе ЛИ характеристиками и величинами параметров, представленными в тактико-техническом задании, и на

основе этих сопоставлений делается заключение о соответствии предъявленным требованиям.

Естественные сцены при радиолокационном (РЛ) картографировании состоят из объектов, которые еще необходимо обнаружить, опознать и получить точные их координаты, и фона, который препятствует обнаружению, обладая большими или меньшими маскирующими свойствами. Учитывая эти соображения, представляется достаточно проблематичным получить оценки требуемых характеристик режимов картографирования по естественным сценам.

Необходим специальный полигон с мишенной обстановкой, координаты, РЛ - характеристики и взаимное положение элементов которой, а также фон, на котором эти элементы размещены, априорно известны.

Существующая в настоящее время мишенная обстановка позволяет оценивать комплексы РЛ и инфракрасного диапазонов по отдельности и не содержит многофункциональные мишени.

Рассмотрены основные аспекты по созданию и размещению таких многофункциональных мишеней.

*к. т. н. Нестеров С. В.
(филиал «Взлёт» МАИ)*

Способ нормировки распределения Райсса

При решении задач обнаружения оптического сигнала оптикоэлектронными системами ряд авторов предлагают использовать нормальное распределение и показывают способы его нормировки для сигнала с любыми значениями среднего и дисперсии. Однако, в силу того, что оптический сигнал не может принимать отрицательные значения, использование нормального закона носит ограниченный характер. При использовании других законов распределения встаёт вопрос об их нормировке (т. е. приведения к канонической форме). В частности, при использовании в описании оптического сигнала распределения Райсса (данное описание используется для амплитудных флуктуаций радиосигнала и вполне правомочно для оптического сигнала с длиной волны 3...4 мкм и более) предлагается следующий способ нормировки.

Распределение Райсса или обобщённое распределение Рэлея описывается функцией:

$$f(x|\nu, \sigma) = \frac{x}{\sigma^2} \exp\left(\frac{-(x^2 + \nu^2)}{2\sigma^2}\right) I_0\left(\frac{x\nu}{\sigma^2}\right),$$

где ν и σ параметры распределения, принимающие только неотрицательные значения, а $I_0(\cdot)$ — модифицированная функция Бесселя нулевого порядка.

Таким образом в задаче нормировки распределения для оптического сигнала, имеющего среднее Φ_{cp} и дисперсию D_{Φ} , необходимо определить параметры ν и σ и алгоритм пересчёта среднего Φ_{cp} и дисперсии D_{Φ} в эти параметры. Для реальных условий даже сложных фонов соотношение между среднеквадратическим, определяемым как квадратный корень из дисперсии, и средним значениями оптического сигнала не превышает 25...30%, тогда как для распределения Рэлея (т. е. при ν равном нулю) это соотношение составляет 34%.

Распределение Райсса табулировано для различных значений σ . В частности, для нормированного значения σ , равного единице, значения параметра ν будет определяться как

$$\nu = \frac{\Phi_{cp}}{\sqrt{D_{\Phi}}} \sqrt{\frac{4\pi}{2}} \sqrt{\sigma}$$

*Кинжигалиев С. К.,
к. т. н. Нестеров С. В.
(филиал «Взлёт» МАИ)*

Сходимость распределений нормального и Райсса

Задача оптико-электронного пеленгатора сводится к тому, что он должен дать правильный ответ на вопрос: есть ли в поле обзора искомый излучающий объект или его нет? Алгоритм построения пеленгатора будет определяться и тем, каким законом распределения описывается излучение фона и цели. Достаточно часто используется нормальное распределение. Однако, в силу того, что оптический сигнал не может принимать отрицательные значения, использование нормального закона носит ограниченный характер.

В процессе исследований были определены области сходимости нормального распределения и распределения Райсса.

Рассмотрены три различных фоновых обстановки:

Простая фоновая обстановка (степь): земная поверхность содержит участки поверхности с близкими по значению коэффициентами отражения, величина среднеквадратичного значения шума — не более 10 % от среднего уровня шума.

Средний фон (участки воды, растительности, пашни): земная поверхность содержит несколько типов участков с резко отличающимися коэффициентами отражения и разными вероятностями их наличия, величина среднеквадратичного значения шума — не более 15 % от среднего уровня шума.

Сложная фоновая обстановка (поле боя или город): на среднем фоне имеется до 8 объектов, по уровню излучения сравнимые с излучением факела управляемой ракеты, величина

среднеквадратичного значения шума — до 25% от среднего уровня шума.

Получены следующие результаты:

нормальное распределение и распределение Райса сходятся при любых рассмотренных отношениях сигнал-шум, но лишь для простой и средней фоновой обстановке;

на сходимость влияет существенно вероятность ложной тревоги.

Применение нормального закона распределения в сложной фоновой обстановке, при высоких требованиях к вероятности ложной тревоги может привести к низкой вероятности обнаружения сигнала, даже при высоком отношении сигнал-шум.

*к. т. н. Нестеров С. В.
(филиал «Взлет» МАИ)*

Оптимизация эксперимента при подготовке и проведении испытаний

В различных областях научно-технических исследований успешно применяются методы математического планирования оптимального эксперимента. К сожалению, среди специалистов - испытателей авиационной техники существует недопонимание оптимизации эксперимента.

Так, отдельные виды испытаний средств радиоэлектронного подавления (РЭП) не вызывают необходимости выработки алгоритма оптимизации эксперимента. Например, при оценке воздействия тепловых ловушек (ТЛ) на оптические головки самонаведения (ОГС) управляемых ракет (УР) одной из целей испытаний является определение минимально необходимого числа ТЛ для срыва наведения ОГС УР. Теория математического планирования оптимального эксперимента в данном случае должна оказать существенную помощь в выборе параметра оптимизации, диапазона изменения факторов, стратегии проведения испытаний. В других случаях, например, при оценке станций активных помех (САП) групповой защиты (ГЗ) роль теории планирования не столь очевидна. Эксперимент по оценке эффективности САП ГЗ строится так же, как рекомендуется при боевом применении. При достаточной эффективности САП такой эксперимент дает достаточный «генеральский» эффект, когда объект подавления не в состоянии функционировать практически во всей своей зоне действия. Однако, точное определение границ зоны подавления при этом практически невозможно. Ошибка измерения дальности прикрытия цели чрезвычайно велика. Использование данных эксперимента для моделирования действий САП против других средств практически невозможно. Этот эксперимент действительно не является

оптимальным. А вот эксперимент (или исследование) по тому, как надо строить данный эксперимент является оптимальным. Работа по оптимизации эксперимента должна в данном случае быть проведена до испытаний, в методике испытаний должны быть заложены результаты этих исследований.

*Пикалов С. А.
(ИМК ФГУП «ГосНИИАС»)*

Высокоточное оперативное определение координат наземной цели на борту авиационного комплекса дальномерным способом

Инерциально-спутниковые системы наведения (ИССН) в последнее время нашли широкое применение в системах высокоточного оружия и продолжают постоянно совершенствоваться. Однако, применение по принципу «пустил-забыл» изделий, у которых ИССН используется как система конечного наведения, возможно только по неподвижным наземным целям (НЦ) с заранее (до пуска) известными координатами. Измерение координат оперативно-обнаруженной цели при помощи бортовых информационно-измерительных систем с требуемой точностью для применения таких изделий в настоящее время невозможно. Реализация на борту авиационного комплекса дальномерного способа высокоточного определения координат наземных целей при помощи его прицельно-навигационного комплекса позволит расширить номенклатуру поражаемых целей данным видом авиационного средства поражения.

Рассмотрены результаты исследования, полученные на математической модели, реализующей алгоритм дальномерного способа высокоточного определения координат НЦ.

Результаты математического моделирования также позволили на данный момент осуществить подготовку и построение летного эксперимента для проверки исследуемого способа высокоточного определения координат наземной цели в реальных условиях.

*Багнюк А. Е.,
Бойко А. А.,
Гриценко С. А.,
Яковлев Р. С.
(ВАИУ)*

Об оценке уязвимости беспилотных авиационных комплексов к компьютерным атакам

В настоящее время в технологически развитых странах

особенно широкое распространение получили беспилотные авиационные комплексы (БАК) с управляемыми беспилотными летательными аппаратами (БЛА) как одноразового, так и многократного применения, способные выполнять различные функциональные задачи.

Современные БАК представляют собой сложные функциональные системы. В их состав входят один или несколько БЛА с системой дистанционного управления (СДУ). Также данные комплексы оснащены средствами связи и передачи данных, средствами технического обслуживания и применения БЛА. В СДУ современными БЛА в качестве основного используется метод командного управления (наведения). Командное управление БЛА производится оператором с наземного пункта управления (НПУ) на основе информации, передаваемой с БЛА.

Удаленное командное управление БЛА по линиям радиосвязи определяет потенциальную угрозу перехвата управления или вывода из строя элементов БАК злоумышленником посредством целенаправленного проведения компьютерных атак (КА).

Поскольку БАК, как правило, включают в свой состав несколько БЛА, то при осуществлении информационного обмена между элементами БАК комплекс представляет собой полноценную распределенную в пространстве информационно-телекоммуникационную систему (ИТКС). Возможны и другие реализации ИТКС, в которых для выполнения единой задачи объединены несколько БАК.

На сегодняшний день в области разработки распределенных ИТКС существенное внимание уделяется вопросам анализа уязвимости их элементов к КА. Оценка уязвимости БАК к КА имеет свои особенности:

разработчики БАК нередко создают собственное программно-техническое обеспечение с уникальными характеристиками;

вероятный злоумышленник способен применять существенный арсенал уникальных средств разведки, анализа и программного воздействия для успешной реализации КА.

Для решения указанной задачи использован метод алгоритмизации.

Исходными данными в рассматриваемом алгоритме являются номенклатура и описательная характеристика элементов БАК, перечень и характеристики составных частей (СЧ), их протоколы информационного взаимодействия и методы шифрования. Доступ к данным сведениям осуществляется путем применения специализированных средств анализа и/или взаимодействия с разработчиком БАК на условиях строгой конфиденциальности.

Выходными данными алгоритма являются перечень и основные характеристики уязвимых мест СЧ элементов БАК, что позволяет

оценить показатель уязвимости БАК. Данная информация не подлежит разглашению, является критически важной и передается разработчику БАК с соблюдением мер защиты информации.

Авторами использован классический метод системного анализа, предполагающий компонентную и структурную декомпозицию по уровням эталонной модели взаимодействия открытых систем заданного БАК, анализ на предмет выявления уязвимых мест элементов БАК к КА, а также формирование исходных данных для синтеза эффективных способов защиты элементов БАК и БАК в целом.

Для эффективного применения и сокращения трудоемкости реализации предложенного методического подхода предложена разработка соответствующего программно-технического комплекса, позволяющего автоматизировать процесс оценки уязвимости БАК к КА.

*к. т. н. Романов И. И.,
Твердохлебов И. М.
(филиал «Взлет» МАИ)*

Разработка тракта передачи речевой информации с использованием псевдослучайной перестройки радиочастоты

Данная статья посвящена разработке передающей части цифровой радиолинии передачи речевой информации между летательным аппаратом (ЛА) и наземными пунктами управления (НПУ) в условиях сложной помеховой обстановки.

В основу разработанной радиолинии положен принцип изменения частоты по псевдослучайному закону. В режиме псевдослучайной перестройки радиочастоты (ППРЧ) речевой сигнал в цифровой форме накапливается в оперативном запоминающем устройстве в течение времени однократного использования частоты и передается в течение укороченного на длительность паузы временного интервала с повышенной скоростью. Для устранения избыточности сообщений применена дифференциально-импульсно-кодовая модуляция, а использование фазовой модуляции по сравнению с частотной модуляцией позволило уменьшить полосу, занимаемую сигналом.

Актуальность данной работы состоит в том, что:

- разработанная линия передачи речевой информации, благодаря использованию микропроцессоров и программных методов реализации алгоритмов работы, пригодна для установки на различные объекты;
- данное изделие может работать в условиях высокого уровня узкополосных помех;

Новизной данного проекта является использование:

- режима ППРЧ;
- цифровой обработки сигналов;
- компандирования речевого сигнала.

Практическая значимость данной работы является разработка передающей части цифровой радиолинии обмена речевой информацией между ЛА и НПУ.

*Зубарев Р. М.,
Белков С. А.
(ИМК ФГУП «ГосНИИАС»)*

Система передачи технических данных при проведении лётных испытаний авиационных комплексов

При создании современных авиационных комплексов, для сокращения сроков и объёмов лётных испытаний необходима организация оперативного обмена большими объёмами данных между испытательными полигонами и центрами проведения математического и полунатурного моделирования.

Для оперативного управления процессом лётных испытаний по заказу Министерства обороны России специалистами ФГУП «ГосНИИАС» в настоящее время разрабатывается комплекс передачи данных, размещаемый на полигоне ВВС в г. Ахтубинск. Система построена на основе современных технологий цифровой передачи данных с использованием волоконно-оптических каналов операторов дальней связи. В докладе рассматриваются принципы построения и структура комплекса, объединяющего все основные службы полигона, а также перспективы его дальнейшего развития.

Вместе с аппаратной частью системы передачи данных включают специальное программное обеспечение, разрабатываемое при их создании. В докладе рассматривается ряд программ, обеспечивающих автоматизацию процесса и статистический учёт обмена данными между узлами системы.

Представлены результаты опытной эксплуатации системы передачи данных и перспективы её дальнейшего развития.

*Мюллер М. Н.
к. т. н. Быков А. В.
(филиал «Взлет» МАИ)*

Система наведения истребителей с авиационным комплексом радиолокационного дозора и наведения.

Система наведения истребителей с Авиационным Комплексом

(АК) Радиолокационного Дозора и Наведения (РЛДН) представляет собой одну из наиболее сложных разновидностей *систем командного радиоуправления* - совокупности функционально связанных подсистем (устройств), предназначенных для наведения летательных аппаратов (ЛА) по командам, формируемым на пункте управления и передаваемым на борт управляемого объекта при помощи радиолинии.

Информационно-вычислительная система (ИВС) АК РЛДН содержит измерители различной физической природы, бортовую вычислительную систему (БВС), передающую часть командной радиолинии управления (КРУ) и автоматизированное рабочее место штурмана наведения. Наводимый истребитель включает летательный аппарат как объект управления (ОУ), его систему автоматического управления и ИВС в составе бортовых измерителей, БВС и приемной части КРУ.

На основе информации, извлекаемой измерителями из сигналов, поступающих от цели и наводимого истребителя, на индикаторе оператора отображается воздушная обстановка. По результатам оценки этой обстановки штурманом наведения совместно с БВС решаются задачи целераспределения, выбора методов наведения ОУ на цель и определяется состав управляющих и информационных сообщений, передаваемых при помощи КРУ на наводимые ЛА. Эти сообщения принимаются приемной частью КРУ наводимого истребителя, дешифрируются и с учетом информации от собственных измерителей преобразуются в команды наведения либо используются экипажем для информации о воздушной обстановке.

В общем случае в АК РЛДН используются режимы командного наведения, командного наведения с координатной поддержкой и полуавтономных действий.

Среди составных частей системы наведения на базе АК РЛДН важное место занимает командная радиолиния управления, посредством которой и осуществляется передача команд различного назначения на борт истребителя и их воспроизведение для решения задач траекторного управления, информационного обеспечения и управления аппаратурой наводимого ЛА.

В общем случае на борт перехватчика передаются плавные (функциональные) и разовые команды.

В зависимости от конкретной ситуации вся передаваемая информация формируется в виде наборов команд, которые и передаются на борт управляемого объекта.

*к. т. н. Балык О. А.,
Герилович И. В.
(ГЛИЦ им. В. П. Чкалова),
к. т. н. Бизин Г. А.
(филиал «Взлет» МАИ)*

Исследование влияния внешних подвесок на характеристики сваливания самолета

Одним из важнейших показателей боевой эффективности перспективных самолетов-истребителей является выполнение маневров с использованием закритических углов атаки, на которых возрастает вероятность непреднамеренного сваливания. В связи с этим появилась необходимость более полно и точно знать характеристики сваливания опытного самолета определенной конфигурации на возможно ранних стадиях его создания, испытаний и доводки. В настоящее время создание нового самолета и его модернизация базируются на целом комплексе экспериментальных методов опережающих исследований: продувки моделей в аэродинамических трубах (АДТ), математическое моделирование на ЭВМ и специальных стендах, летные исследования на свободно летающих крупномасштабных моделях. В этом ряду различных этапов летным испытаниям (ЛИ) отводится особая роль, как обязательного и заключительного эксперимента, по результатам которого производится окончательная оценка тактико-технических характеристик летательного аппарата (ЛА), их оборудования и комплексов вооружения. По сути, никакие другие виды испытаний не могут заменить отработку в летных условиях, они лишь дополняют и расширяют состав и содержание оценок, получаемых в результате ЛИ.

Исследования по оценке влияния подвесок вооружения включают в себя следующие этапы: создание и развитие численных методов исследования на ЭВМ упруго-массовых характеристик ЛА; синтез и анализ математических моделей ЛА, описывающих аэродинамику, динамику полета, упругие деформации конструкции, работу рулевых приводов, датчиков и т.д.; разработку и реализацию методов установления достоверности математических моделей на основе анализа результатов физических лабораторных и натурных экспериментов; уточнение расчетных значений параметров моделей и их априорных структур по данным физических экспериментов на основе современных математических методов идентификации; разработку и реализацию математических методов планирования и организации эксперимента, направленных на повышение его эффективности.

Авторами представлена уточненная математическая модель.

На основе анализа исходной информации, получаемой в летных

испытаниях критических режимов самолетов 4+ поколения и искомым моделям аэродинамических характеристик, показано, что адекватные оценки этих характеристик можно получить статистическими методами регрессионного анализа. Эффективными методами уменьшения влияния мультиколлинеарности являются применение начальных регрессий, градиентный метод коррекции смещенных регрессий и планирования выборки исходной информации.

Внешние подвески оказывают существенное влияние на характеристики самолета на больших углах атаки и характеристики сваливания:

- углы атаки начала сваливания самолета уменьшаются на 3-4 градуса;

- сваливание самолета становится более резким и менее колебательным.

*Серёгин С. Ф.,
к. т. н. Харитонов В. В.
(ГЛИЦ имени В. П. Чкалова)*

Формирование надежных свойств летчика на основе компьютерных методик развивающего обучения

Достижения в области теоретико– экспериментального изучения психологической системы регуляции деятельности летчиков и динамическое развитие этого направления экспериментальной психофизиологии труда приводят к необходимости периодически пересматривать вопросы методологии построения и применения технических средств обучения (ТСО) и психофизиологической подготовки авиационных специалистов для повышения их профессиональной надежности, развития не только специфических операторских качеств, но в большей степени - личности профессионала, формирование его установок на творческое освоение специальности, развитие качеств предвидения развития полетной ситуации на основе высокой когнитивной активности.

Анализ существующей системы обучения летчиков показывает наличие определенных, по большей части, объективных сложностей развития и совершенствования учебно – методической базы в различных звеньях подготовки летного состава.

Для преодоления этих трудностей на теоретическом методическом уровнях разработана концепция применения ТСО в составе учебно-тренировочного комплекса (УТК) подготовки летного состава, смысл которой состоял в четком определении сферы применения и в указании приоритетов использования на тех или иных этапах формирования летного профессионализма каждого вида ТСО, а также их соответствия выверенным практикой летного обучения

психолого - педагогическим требованиям к обучающим методам, методикам и программам. В дальнейшем эта концепция была доработана с учетом развития возможностей компьютерных технологий и новых теоретико - экспериментальных результатов их экспериментальной апробации.

Традиционный взгляд на ТСО состоит в том, что они обеспечивают более полное восприятие и усвоение учебного материала, способствуют скорости усвоения и прочности запоминания знаний, облегчают усвоение профессиональных знаний, позволяют сформировать первичный уровень навыков и умений, повышают интенсивность обучения. Однако в свете полученных научных результатов необходимо скорректировать взгляд на назначение, перечень решаемых задач на ТСО летчика и компьютерных технологий в их составе, сделав акцент, прежде всего, на развитие качеств, определяющих профессиональную надежность летчика (ПНЛ) в усложненных условиях полета.

Отличительной чертой профессии летчика является тесная связь перцептивных, аналитических и синтетических умственных процессов: умственная активность “запускается” не вербальной или символической постановкой проблемной задачи, а результатами перцептивной активности, иногда очень сложной по составу и целям для данного вида деятельности, а умственные действия, в свою очередь, порождают не только множество вариантов текущих целей исполнительных действий, но и новые поисковые задачи. Конечный итог – полное опознание проблемной ситуации, и в случае отнесения полетной ситуации к классу, так называемых, особых ситуаций полета, - с обязательной умственной продукцией - актуализацией способа рационального ее разрешения. Этот аспект обучения человека - оператора опасной профессии не следует упускать из вида, поскольку именно своевременное опознание подобных ситуаций и четкое определение способов их купирования составляют предметное наполнение характеристики надежности данного вида деятельности, смысл безопасности полетов, особенно для высокоманевренных летательных аппаратов.

Сформированные понятийные эталоны должны быть сознательно наполнены чувственной тканью образа: ощущениями и восприятиями неинструментальных сигналов.

К принципиально новым моментам, которые отличают современный этап и перспективы создания систем компьютерного обучения летчиков, относятся:

3. необходимость опережающими темпами по отношению к другим составляющим психофизиологической готовности формировать интеллектуальную сферу летчика, используя способы и методы активизации когнитивной активности обучаемого и формирования умственных действий в форме умственного

эксперимента, обусловленного информационной поддержкой автоматизированной обучающей системы на базе имитационных моделей на базе ПЭВМ;

4. потребность в массовом внедрении компьютерных технологий обучения, чтобы создать “широкую линейку” компьютерных обучающих программ, “обслуживающих” все этапы формирования летного профессионализма.

*к. т. н. Романов И. И.
(филиал «Взлет» МАИ)*

Определение скорости псевдослучайной перестройки частоты в радиосистемах

Режим псевдослучайной перестройки частоты (ППРЧ) в радиосистемах используется с целью повышения скрытности работы радиолиний связи и управления летательным аппаратом (ЛА).

Рассмотрим каким образом скорость перестройки частоты зависит от ряда параметров и условий работы радиосистем. Исходные условия: ЛА, оборудованный штатной радиостанцией, находится в зоне действия постановщика помех противника. В данной зоне отсутствуют другие («мешающие радиообмену») ЛА и другие станции помех. Постановщик помех может ставить узкополосную (прицельную) помеху и входит в состав комплекса радиоэлектронной борьбы (РЭБ).

Число скачков частоты передатчика в единицу времени определяется временем нахождения передатчика на одной рабочей частоте, которое должно удовлетворять условию $T_{\text{прд}} < T_{\text{пп}}$, где $T_{\text{пп}}$ – время, необходимое постановщику помех для обнаружения сигнала и поставки помехи подавляемому приемнику и определяемое как:

$$T_{\text{пп}} = T_{\text{обн}} + T_{\text{ан}} + T_{\text{м}} + T_{\text{з}}$$

где $T_{\text{обн}}$ – время обнаружения сигнала;

$T_{\text{ан}}$ – время анализа сигнала;

$T_{\text{м}}$ – время выхода передатчика помех на требуемую мощность;

$T_{\text{з}}$ – время задержки распространения сигнала от постановщика помех до приемника ЛА

Пусть в качестве разведывательного приёмника комплекса РЭБ используется энергетический панорамный приёмник. Он содержит параллельный спектроанализатор с числом фильтров N . Приёмник работает в условиях наличия замираний. Время обнаружения приемником сигнала равно времени накопления этого сигнала в фильтре накопителе до такого уровня, при котором происходит надёжное обнаружение сигнала с заданными вероятностями ложной

тревоги $P_{лт}$ и правильного обнаружения $P_{по}$. Время обнаружения $T_{обн}$ составит порядка 20мс.

Общее время действия задержки появления помехового сигнала на входе подавляемого приемника с учётом анализа сигнала в приёмнике, нарастания мощности до требуемого значения, и время задержки при распространении помехового сигнала в пространстве относительно начала приема полезной информации составит около 22 мс.

Поскольку время нахождения передатчика радиостанции ЛА на одной частоте должно быть менее полученного значения, то например при значении $T_{прд}$ равном 5 мс, число скачков составит около 200 в секунду.

*к. т. н Романов И. И.
(филиал «Взлет» МАИ)*

Параллельные вычислительные процессы в вычислительной технике

Для задач с огромным числом вычислений и других сложных математических моделей чаще всего используются параллельные вычислительные алгоритмы: проектирование и визуализация трехмерных объектов, восстановление трехмерного объекта по двумерному чертежу, анализ и преобразование аналоговых сигналов на выходе аналого-цифрового преобразования (АЦП) и др.

Эти задачи решаются путем параллельных вычислений в персональных компьютерах (ПК) с многоядерными процессорами, которые имеются сейчас почти в каждом компьютере, однако они обладают не очень высокой производительностью (до 20 Гфлопс). Многопроцессорные системы в основном встречаются в серверных компьютерах и стоят гораздо дороже настольных ПК, чем достигается производительность в 50...100 Гфлопс.

Существующие программные средства для параллельных процессов - программы для процессора к. NVIDIA – CUDA на видеокарте NVIDIA и программы для графического процессора AMD – ATI Stream. Платформо – независимый инструмент в параллельных вычислениях – программа Open CL. Программа Open CL единственное средство, работающее на видеокартах к. NVIDIA, на видео картах и процессорах к. AMD, на процессорах ф. Intel и др. Это первая система, реализующая параллельные вычисления в ПК.

Нагибин А.О.,
к. т. н. Быков А.В.
(филиал «Взлет» МАИ)

Селекция сигнала цели в системе самонаведения ракет «воздух-воздух»

Применение ракет класса «воздух-воздух» по низколетящим целям неразрывно связано с проблемой захвата мнимой цели, которая создается сигналом-«антиподом». Чтобы исключить возможность захвата ложной цели необходимо определить, является ли принятый сигнал отраженным от истинной цели, или же он переотражен от земли. Перезахвата можно избежать, если распознать сигнал-«антипод» и исключить его из обработки.

Одним из способов решения данной задачи является различение сигнала помехи типа «антипод» от истинного сигнала по разнице их во времени корреляции. Суть метода в том, что из-за переотражений сигнала от совокупности блестящих точек на земной поверхности его ширина спектра будет больше ширины спектра сигнала, отраженного от истинной цели, т.е. время корреляции сигнала помехи типа «антипод» будет меньше времени корреляции полезного сигнала.

Процедуру вычисления времени корреляции можно выполнять, обрабатывая сигнал в схеме следящего измерителя скорости сближения (рис).

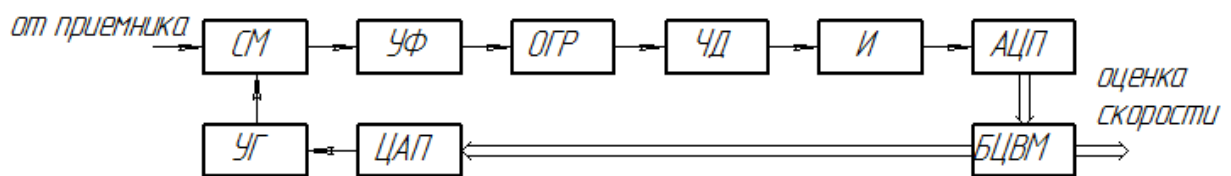


Рис. Структурная схема следящего измерителя скорости сближения

В его состав входят: смеситель (СМ), узкополосный фильтр (УФ), ограничитель (ОГР), блок предварительной обработки (БПО), частотный детектор (ЧД), интегратор (И), аналого-цифровой преобразователь (АЦП), цифро-аналоговый преобразователь (ЦАП), управляемый генератор (УГ), бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ).

Таким образом, в случае обнаружения сигнала помехи типа «антипод», он не будет захватываться на сопровождения по доплеровской частоте.

Сигнал на выходе анализатора будет иметь значение логического нуля в случае, если принимаемый сигнал – помеха-«антипод», и логической единицы, если сигнал принимается от истинной цели.

Применение метода разрешения сигналов по времени

корреляции позволяет исключить из обработки сигнал-«антипод» и тем самым повысить помехозащищенность системы.

*Волобуев М. Ф.,
Демчук В. А.,
Замыслов М. А.,
Мальцев А. М.,
Михайленко С. Б.
(ВАИУ)*

Управление резервированной с помощью мажоритарных элементов системой с применением методов нечеткой логики

Системы автоматического управления летательных аппаратов (ЛА) как пилотируемых, так и беспилотных, состоящие из радиотехнических и нерадиотехнических средств различного функционального назначения (автопилотов, средств радиоуправления, инерциальной навигации и др.), составляют основу современных пилотажно-навигационных комплексов (ПНК) ЛА. Одним из наиболее перспективных путей повышения эффективности функционирования и надежности составных частей таких ПНК является резервирование их наиболее важных элементов. При этом для эффективного управления работой таких резервированных систем (РС) требуется как информация об отказах их элементов, получаемая в реальном масштабе времени, так и соответствующее изменение структуры систем (реконфигурация), направленное на сохранение их работоспособности.

Поэтому управление конфигурацией резервированных систем, направленное на восстановление их работоспособности при отказах элементов, является одной из важных задач подсистем управления, контроля и восстановления работоспособности в системах автоматического управления и ПНК любых типов летательных аппаратов.

Пусть в множество параметров элементов РС включены значения фактических выходных параметров элементов (P_i) различных элементов резервированной системы. Тогда в качестве управляющих характеристик будут использоваться отклонения этих параметров от значений, задаваемых соответствующими порогами по фактическим значениям $P(t) - \Delta$, где Δ - допустимый предел отклонения выходного параметра $P(t)$ элемента от математического ожидания m_p , при котором считается, что элемент работает безотказно.

Для перехода от числовых значений "четких" отклонений этих характеристик к их "нечеткой" интерпретации выполнена операция фазификации. Для этого возможные отклонения управляющих характеристик от нормы рассмотрены как лингвистические

переменные (ЛП), представляющие собой упорядоченную совокупность.

Функция принадлежности задает степень соответствия текущего отклонения характеристик к каждому элементу терм - множества ЛП и представляет собой непрерывную функцию, принимающую множество значений в диапазоне от нуля до единицы ("0"-текущее значение полностью не соответствует данному терму, "1"-полностью соответствует)

Могут быть определены функции принадлежности для каждой из лингвистических переменных.

Решения по управлению резервированной системой с алгоритмом нечеткого управления (решения по реконфигурации системы) должны выполняться в реальном масштабе времени в автоматическом режиме и в последовательности задаваемой векторами. Причем, в первую очередь должны реализоваться решения, имеющие больший вес (ранг) и выполняться соответствующая этим решениям реконфигурация системы. При этом взвешенное среднее различных решений, то есть выходные коэффициенты уверенности, полученные с применением методов нечеткой логики, позволяют снизить до минимума риск выбора окончательного решения.

*Королевская Ю. А.,
к. т. н. Бизин Г. А.
(филиал "Взлет" МАИ)*

Воздействие вибрационных нагрузок и сопротивления грунта на взлёте самолёта

В практике летных испытаний на грунтовых взлетно-посадочных полосах (ВПП) часто встречаются случаи, когда самолету, вырулившему на исходный рубеж, длительное время не дают разрешения на взлет.

В такой момент грунт подвергается длительному воздействию вибрационной нагрузки от работающих двигателей. Воздействие вибрации на грунт снижает его сопротивление нагрузкам.

При распространении в грунте колебаний происходит нарушение междучастичных связей. Особенно сильно разрушаются связи, обусловленные внутренним трением частиц в грунте и взаимным заклиниванием их в структурных агрегатов. Чем интенсивнее колебания грунта, тем сильнее нарушаются в нем связи. Частицы смещаются относительно друг друга, принимая более устойчивое положение. Наличие внешней нагрузки, увеличивающей сопротивление грунта сдвигу, снижает эффект колебаний. Снижение сопротивления сдвигу начинается после того, как будет преодолено некоторое критическое отношение ускорения вибрации и силы

тяжести («порог вибровязкости»).

Силы сцепления уменьшают действие вибрации. Особенно сильно действие вибрации влияет на сыпучие несвязные грунты, приводя к снижению их коэффициента внутреннего трения.

Вибрационные осадки продолжаются с постоянной скоростью в течение всего периода действия вибрационных нагрузок. Для определения скорости вибрационной осадки используют формулу Стокса, которая учитывает скорость осадки, статическое давление на грунт, площадь контакта колес с грунтом, коэффициент вибровязкости, ускорение вибрации.

Деформация грунта при качении колеса происходит под действием приложенных к колесу вертикальной силы веса и вращающего момента.

Таким образом, зная параметры грунта, на котором будут проводиться испытания и параметры колеса самолета представляется возможность до начала испытаний рассчитать глубину образующейся колеи в зависимости от нагрузки на колесо и минимальное значение тяги силовой установки для страгивания самолета при его эксплуатации с грунтовой ВПП.

*Королевская Ю. А.,
к. т. н. Бизин Г. А.
(филиал "Взлет" МАИ)*

Определение потребной скорости авианесущего корабля для исключения обрыва троса на посадке самолёта

Наиболее сложным элементом при посадке самолёта на авианесущий корабль является зацепление за один из тросов аэрофинишера. При проведении летных испытаний (ЛИ) на борту авианесущего крейсера «Адмирал Кузнецов» посадка самолета с последующим замедлением при пробеге осуществлялась посредством зацепления гаком самолета за один из четырех тросов. Величина значения продольной перегрузки при торможении зависит от правильно подобранной в механизме замедлителя «уставки», от путевой скорости на посадке и массы самолета. Самолёт за время от момента захвата до обрыва троса пробегает до 30 м. Оставшаяся часть дистанции разбега по палубе, в случае обрыва троса, составляет 170 м.

Причина обрыва тросов складывается из следующих факторов: превышение путевой скорости на посадке, посадка самолета с посадочной массой превышающей максимально допустимую, надсечка нитей тросов от прямого удара острием башмака гака, неверно подобранной «уставки» механизма гидрозамедлителя.

Учитывая только два первых фактора, было проведено исследование и расчёт потребной скорости авианесущего корабля при

различных углах атаки, тяге двигателей, близкой к максимальной и времени пробега по палубе для исключения обрыва троса.

По результатам расчётов была построена номограмма, по которой можно определить потребную скорость авианесущего корабля для исключения обрыва троса с различными скоростями посадки от 190 км/ч до 250 км/ч.

*Орехова Т. В.
(филиал «Взлёт» МАИ)*

Влияние различных факторов на взлёт самолёта с отклонением вектора тяги

Определение взлетно-посадочных характеристик (ВПХ) и потребных для базирования длин взлетно-посадочной полосы (ВПП) является одной из важнейших целей испытаний самолетов. В актах по испытаниям приводятся взлетно-посадочные характеристики, приведенные к стандартным атмосферным условиям (САУ), а в Руководстве по летной эксплуатации самолета помещаются номограммы для определения длин разбега и пробега, потребных длин ВПП с различными взлетными и посадочными массами в зависимости от метеоусловий.

Рассмотрено влияние различных факторов (изменение массы, режима работы двигателя и метеоусловий) на взлётные характеристики самолёта СУ – 30МКИ с УВТ.

Расчёт номограмм для определения взлётных характеристик в фактических метеоусловиях производится по стандартным формулам с учетом отклоняемого вектора тяги.

Данные исследования позволяют сделать следующие выводы:

5. Изменение взлётной массы самолёта на 1 тонну увеличивает длину разбега на 40 метров, а скорости отрыва на 5 км/ч.

6. Изменение взлётного режима работы двигателя (с «ПФ – Б» на «ПФ – УБ») увеличивает дистанцию взлёта на 50 метров.

7. Изменение давления на 40 мм. рт. ст. изменяет длину разбега на 70 метров, путевая скорость отрыва изменяется на 8 км/ч.

8. Изменение температуры наружного воздуха на 20⁰ изменяет длину разбега на 140 метров, путевая скорость отрыва изменяется на 8 км/ч.

9. Изменение ветра (попутного, встречного) на 4 м/с приводят к изменению длины разбега на 80 метров, а путевой скорости на 14,4 км/ч.

Сравнительная оценка самолётов пятого и четвёртого поколений

В обозримом будущем, в связи с возможным применением ВВС США истребителя 5-го поколения F-22, намечаются некоторые изменения в тактике применения истребителей-перехватчиков в локальных войнах и конфликтах для решения задач завоевания превосходства в воздухе. Вариант столкновения истребителя F-22 с истребителями 4-го поколения можно рассматривать как наиболее вероятным. Актуальность данного вопроса заключается в том, что до перехода на технику нового, 5-го поколения, существует необходимость проработки тактики противодействия самолёту F-22.

На основании моделирования группового дальнего воздушного боя (ДВБ), было неоднократно показано, что в итоге боевого столкновения потери противоборствующих подразделений не превышают 10...40 % от количества самолётов в группе. Таким образом, до 60...90% самолётов-истребителей будут вынуждены вступить в ближний воздушный бой. Если же полученные результаты спроецировать на участие в воздушном бою истребителей 5-го поколения и поколения 4+, то результативность ДВБ окажется значительно ниже. В результате, списывать со счетов БВБ, как основной способ ведения боевых действий истребительной авиации, нет никаких оснований.

К основным признакам самолёта 5-го поколения влияющих на маневренность относят: малозаметность, размещение вооружения во внутренних отсеках и сверхзвуковую бесфорсажную крейсерскую скорость, достижение которой осуществляется за счёт конструктивных особенностей. Стремление к снижению заметности усиливает противоречия в требованиях, предъявляемых к геометрии крыла условиями сверхзвукового крейсерского полета и маневрирования на дозвуковой скорости.

На самолётах Су-27 и МиГ-29 полностью использованы меры улучшения управления на больших углах атаки. Область ведения манёвренного воздушного боя истребителей 4-го поколения приходится именно на тот диапазон применения самолёта F-22, к которому конструктивно он менее всего приспособлен.

С точки зрения энергетики, самолёт F-22 не хуже самолётов 4 поколения на дозвуковых режимах. Однако, мероприятия по снижению ЭПР, а также оптимизация аэродинамики на скорости 1,2-1,4 звука не позволили его создателям реализовать полный комплекс мер повышения маневренности на дозвуковых скоростях. Таким образом, возможности самолёта F-22 наиболее полно реализуются при его применении в функции истребителя-перехватчика и недостаточно

полно в функции истребителя ближнего воздушного боя.

*Крек В. В.,
к. т. н. Бизин Г. А.
(филиал «Взлет» МАИ)*

Истребитель шестого поколения: цели и требования

Основными целями самолетов истребителей в будущем поколении будут являться эффективность поражения воздушных и наземных целей, включая беспилотные ударные и разведывательные самолеты. По мнению авиационных специалистов основными требованиями к самолетам 6-го поколения являются оснащение бортовыми информационно-управляющими комплексами следующего поколения, технологии малозаметности; гиперзвуковая скорость, то есть скорости выше в 5...6 раз скорости звука; возможность беспилотного управления; электронная элементная база бортовых комплексов самолёта должна уступить место оптической, построенной на технологиях фотоники, с полным переходом на волоконно-оптические линии связи.

Возможно ли это достичь на современном уровне развития науки и техники?

Это будет возможно не раньше 2020-2030 годов, так как истребитель должен управлять своей формой в полете, чтобы оптимизировать форму планера со скоростью полета. Самолет должен быть оснащен оружием направленной энергии, а именно боевыми лазерами, а также микроволновым оружием для самообороны и нападения.

Перспективные материалы и успехи в электронике позволят превратить самолет в единый большой встроенный датчик. Радиолокационная станция в носовой части будет упразднена. Кроме того, успехи в разработке беспилотных технологий позволят за 20 и менее лет создать непилотируемый истребитель.

*к. т. н. Рудаков С. В.
(НУГЗУ),
к. т. н. Харитонов В. В.
(ГЛИЦ имени В. П. Чкалова),
Логачёв С. В.
(ХУВС имени И. Н. Кожедуба)*

Методика идентификации закона распределения показателей состояния авиационной техники

Для обеспечения работоспособности сложных технических

систем в процессе их эксплуатации необходимо контролировать соответствие текущих значений физических величин нормативным значениям или пределам (допускам). Определение допусков на значение показателя при заданных распределениях вероятностей контролируемых величин и границах допуска в случае, если погрешности устройств контроля не учитываются, особых затруднений не представляет. Наличие погрешностей устройства контроля (средства измерения) приводит к специфическим ошибкам, характеризующим качество контроля. Если контролируемая случайная величина и погрешность устройства контроля в вероятностном смысле независимы, то результат контроля можно получить, оперируя с композицией их плотностей распределения, т. е. необходимо знать закон распределения (ЗР) контролируемого показателя и погрешности его измерения.

На основании центральной предельной теоремы принято считать, что погрешности измерения всегда распределены нормально. Однако, результаты исследований показывают, что ЗР погрешностей средств измерений, например, электромеханических приборов на ядрах, радиоэлектронных приборов для измерения температур отличаются от нормального; погрешности термометров, динамометров, приборов с цифровым отсчетом имеют экспоненциальный ЗР; ЗР погрешности цифровых вольтметров и частотомеров оказался двумодальным, а погрешности магнитоэлектрических приборов распределены по закону Симпсона. Таким образом, гипотеза о соответствии ЗР погрешности измерения нормальному ЗР для многих классов измерительной техники требует уточнения. Поэтому при использовании на практике вероятностного подхода для проведения достоверного допускового контроля показателей состояния необходимо установить для каждого конкретного показателя и погрешности вид аналитической модели ЗР, что представляет собой сложный процесс.

Анализ библиографических источников позволил обобщить методы идентификации ЗР по выборкам. Недостаток рассмотренных методов состоит в том, что они требуют значительного количества измерений, т.е. выборка должна быть достаточно мощной (содержать более 40-50 объектов). На практике при контроле показателей состояния авиационной техники часто приходится сталкиваться с малым объемом полученной информации. Необходимость идентификации функции распределения по малым выборкам накладывает определенные ограничения на использование существующих методов идентификации ЗР случайной величины и требует разработки новой методики идентификации ЗР контролируемого показателя и погрешности его контроля на маломощных выборках (начиная с 15 объектов), при высокой эффективности идентификации ЗР.

Суть предложенной методики идентификации ЗР состоит в определении параметров теоретически возможного распределения случайной величины по результатам небольшого числа измерений для априорно сформированного набора распределений; построении эмпирической и для каждого из ЗР теоретической функции распределения; сравнении каждой теоретической функции с эмпирической по сумме среднеквадратичных отклонений и по сумме абсолютных отклонений и принятии решения о соответствии теоретического ЗР, имеющего наименьшие значения найденных сумм, эмпирическому ЗР.

*к. т. н. Харитонов В. В.
(ГЛИЦ им. В. П. Чкалова)*

Методические подходы к априорному оцениванию временных характеристик деятельности операторов авиационной техники

В литературе по военной эргономике описаны несколько математических моделей деятельности человека-оператора, позволяющих с той или иной степенью достоверности априорно рассчитать временные характеристики (время выполнения рассматриваемого алгоритма) качества деятельности операторов. При проектировании комплексов и систем вооружения и военной техники необходимо выбрать один из альтернативных методов.

Метод статистического эталона Ю. Г. Фокина позволяет оценить время безошибочного выполнения алгоритма без пооперационной декомпозиции этого времени. Этот метод обеспечивает хорошую возможность автоматизации, но имеет некоторые недостатки

В основе логико-информационного метода В. И. Николаева лежит допущение о том, что передача информации в живом организме происходит таким образом, что затрачиваемое на это время пропорционально количеству информации, однако при использовании этого метода не учитывается смысловая сторона сигналов, не производится учет состояния человека (утомляемость), а также трудность автоматизации расчетов из-за больших объемов входной информации и необходимости детальной декомпозиции деятельности оператора.

Согласно математической модели информационного поиска Б. С. Березкина и В. П. Зинченко время поиска сигнала является сложной функцией ряда аргументов, в числе которых: объем информационного поля; априорная вероятность успеха на первом шаге поиска; психологические факторы, касающиеся организации средств отображения и работы оператора с ними (яркость изображения, контрастность и так далее), которые при некоторых допущениях могут считаться постоянными. Метод обеспечивает возможность

автоматизации вычислений, однако требует большого объема данных и не учитывает психофизиологические факторы и внешние условия.

Математическая модель информационного поиска А. А. Фрумкина выделяет и последовательно оценивает следующие основные этапы деятельности человека: восприятие поступающей информации, переработка информации, принятие решения, передача информации или совершение управляющих действий.

Операционно-психофизиологический метод Г. М. Зараковского основан на расчленении деятельности оператора на отдельные составляющие действия, для которых известны исходные значения времени, точности и надежности их выполнения, а также значения психофизиологической напряженности, с последующим синтезом структуры деятельности и получением интегральных характеристик. Метод обладает недостатками: невозможность автоматизации, субъективизм в оценивании внешних условий и психофизиологических факторов, предположение наличия готового рабочего места.

В основу структурного метода А. И. Губинского положен метод алгоритмического описания процессов управления, т. е. всякое управление производится посредством переработки информации, осуществляемой по соответствующим правилам-алгоритмам.

Сущность использования сетевой модели состоит в разбиении модели деятельности оператора на ряд элементарных операций и логических условий. Время выполнения алгоритма равно длине критического пути сетевой модели.

При использовании моделей, основанных на применении теории массового обслуживания, критерием быстродействия является время решения задачи, то есть время от появления сигнала до окончания управляющих действий оператора.

Математическая модель информационного поиска А. А. Фрумкина, модель теории массового обслуживания, сетевая модель, структурный метод А. И. Губинского обеспечивают возможность автоматизации вычислений на ЭВМ, однако процедура свертки показателей основана на предположении о независимости времени выполнения отдельных операций, а также не в полной мере учитываются психофизиологические факторы и внешние условия.

Результаты сравнительного анализа названных методов, основанного на степени автоматизации требуемых вычислений, позволяют утверждать, что рациональный методический подход к априорному оцениванию временных характеристик деятельности операторов следует из имеющихся исходных данных и требований, предъявляемых к качеству и оперативности решения задачи.

Способы уменьшения индуктивного сопротивления крыла самолёта

Коэффициент аэродинамического сопротивления имеет три составляющих: сопротивление давления, трения и индуктивное сопротивление. Существует несколько способов уменьшения индуктивного сопротивления: удлинение крыла, установка концевых шайб, отрицательная крутка крыла.

Тонкая аэродинамическая перегородка на верхней поверхности крыла или генераторы вихрей на передней кромке (выступ, или "зуб" или "запил") формируют постоянный вихревой шнур на поверхности крыла. Пограничный слой "наматывается" на вихревой жгут и стекает вместе с ним, не накапливаясь на концевых участках крыла, что снижает тенденцию к концевому срыву.

Концевые крылышки разнообразной формы, устанавливаются на концах стреловидных крыльев и увеличивают эффективное удлинение крыла, препятствуя перетеканию потока и выравниванию давлений на нижней и верхней поверхности крыла, т. е. увеличивают его несущую способность. Установленные под определенным углом к вектору скорости набегающего потока, они создают тянущую силу, т. е. уменьшают силу лобового сопротивления. Кроме того, они ослабляют мощный концевой вихрь, разбивая его на несколько вихрей меньшей интенсивности и снижая таким образом индуктивное сопротивление, что увеличивает аэродинамическое качество.

Для сверхзвукового самолета наиболее рациональной по критерию максимального аэродинамического качества формой крыла в плане является близкое к треугольному крыло малого удлинения с большой стреловидностью по передней кромке. Обтекание такого крыла имеет существенно пространственный характер и характеризуется интенсивным перетеканием воздуха с нижней поверхности на верхнюю через передние кромки.

*Гафуров Н. Г.,
Дроздов Г. В.,
к. т. н. Клименко А. Г.,
Шубин Д. С.
(ГЛИЦ им. В. П. Чкалова)*

Имитаторы и измерительные системы при оценке безопасности в условиях воздействия электромагнитных полей
Современные образцы авиационной техники и вооружения (АТ

и В) имеют в своем составе электровоспламенительные устройства (ЭВУ). Они входят в состав системы пожаротушения, аварийного покидания, подрыва специальной аппаратуры, обеспечения применения различных авиационных средств поражения (АСП).

Данные ЭВУ совместно с электрическими цепями их инициирования образуют опасные цепи (ОЦ), несанкционированное срабатывание которых может привести к катастрофическим последствиям в процессе эксплуатации образцов АТ и В. Причиной такого срабатывания зачастую являются электрические токи (напряжения), наводимые в цепях инициирования в результате воздействия на ОЦ электромагнитных полей (ЭМП) естественного и искусственного происхождения.

Для экспериментальной оценки результатов воздействия электромагнитных факторов на образцы АТ и В их облучают ЭМП, которые создаются установками - имитаторами. Разнообразие требуемых параметров ЭМП, которые необходимо создавать при проведении натурных работ сводится к типизированным характеристикам, которые задаются в качестве требований по стойкости и безопасности в нормативно технических документах (НТД).

Так, применяемые при испытаниях стенды - имитаторы должны создавать гармонические и импульсные ЭМП, временные характеристики которых лежат в диапазоне от субнаносекунд до нескольких секунд, а их амплитуда - от единиц В/м (А/м) до 500 кВ/м (3000 А/м). Амплитуды токов с такими же временными параметрами лежат в пределах от единиц ампер до 200 кА. Напряженность гармонических полей с частотой от 1,5 МГц до 300 МГц может изменяться от 5 до 1500 В/м, а плотность потока энергии электромагнитных излучений с частотой от 300 МГц до 40 ГГц - от 2,5 до 6000 Вт/м².

В настоящее время созданы стационарные и мобильные установки ЭМП, позволяющие воспроизвести ЭМП с требуемыми характеристиками (длительностью импульсов, фронтов, скважностью, напряженностью) как в условиях специализированного испытательного полигона, так и на месте дислокации объекта испытаний.

Для получения данных о параметрах ЭМП, создаваемых при испытаниях, а также для измерения уровней, наводимых в ОЦ токов (выделившихся энергий), необходимо метрологическое обеспечение, включающее в себя рабочие средства измерений, калибровочные эталоны, применяемые для калибровки и поверки рабочих средств измерений и др.

Например, для определения параметров импульсных токов при испытаниях на действие молниевых разрядов и разрядов статического электричества в качестве рабочих средств измерений, как правило,

используются шунты и пояса Роговского. Данные средства измерения позволяют регистрировать токи амплитудой до 200 кА с длительностью фронта импульса от единиц наносекунд и длительностью импульса до нескольких секунд.

В то же время проводятся работы направленные на создания стендов - имитаторов способных воспроизвести ЭМП космического пространства, а также полей характерных для оружия, работающего на новых физических принципах (γ -лазеры и др.).

*Волобуев М. Ф.,
Замыслов М. А.,
Михайленко С. Б.,
Мальцев А. М.,
Орлов С. В.
(ВАИУ)*

Способ аварийной посадки при выходе из строя штатного радиоэлектронного оборудования

Рассматривается способ аварийного захода самолета на посадку при выходе из строя штатного радиоэлектронного оборудования самолета и аэродрома, обеспечивающий привод самолета, с использованием станции предупреждения о радиолокационном облучении самолета и двух резервных наземных источников радиоизлучения, совмещенных с дальним и ближним приводными радиомаяками.

Заход самолетов на посадку в общем случае состоит из ряда последовательных этапов: выход в точку начала снижения, снижение (пробивание облачности), посадка. Успешное завершение посадки во многом зависит от точности выхода самолета в точку начала снижения (ТНС), поэтому часто способы, обеспечивающие выход самолетов в ТНС называют способами захода на посадку.

Широко применяемые в авиации такие способы захода на посадку как заход с рубежа начала снижения (РНС) без предварительного выхода на дальний приводной радиомаяк (ДПРМ) и заход с предварительным выходом самолета на ДПРМ и последующим отворотом на расчетный угол не могут быть реализованы при выходе из строя (отказе), повреждении или уничтожении наземных РЛС аэродрома или его средств радиосвязи (или бортовых средств радиосвязи самолета) и при отказах бортового авиационного радиокомплекса (АРК) или выходе из строя оборудования наземного ДПРМ соответственно, а также при посадке на необорудованные аэродромы.

Поэтому задача обеспечения захода самолета на посадку при аварийных ситуациях, связанных с отказом штатных наземных и

бортовых средств привода самолетов, является важнейшей задачей обеспечения безопасности полетов самолетов. При этом задачи захода самолетов на посадку в случае отказов наземных и бортовых средств обеспечения посадки следует решать, в первую очередь, за счет использования другого штатного оборудования, способного заменить вышедшие из строя средства и обеспечить заход самолета на посадку. В качестве такого оборудования может использоваться станция предупреждения о радиолокационном облучении (СПО) самолета.

В аварийных ситуациях обеспечить возможность выполнения посадки самолетов можно за счет использования для их вывода в точку начала снижения штатной СПО самолета и двух резервных непрерывно работающих на разнесенных частотах, перекрывааемых частотным диапазоном СПО, источников радиоизлучения (ИРИ), размещаемых на позициях приводных радиомаяков (дальнего и ближнего) и предназначенных для определения на борту самолета, оснащенного СПО, направления продольной оси ВПП, а также специальных правил выполнения экипажем самолета маневров захода на посадку по информации, отображаемой на индикаторе СПО. Причем частоты ИРИ должны заранее заноситься в банк данных СПО и их разнос должен составлять 500-1000 МГц.

Анализ полученных результатов показывает, что предлагаемый способ захода самолета на посадку в аварийных ситуациях (при отказах АРК и ДПРМ) обеспечивает высокую вероятность выхода самолета в точку начала снижения и может рассматриваться как резервный способ захода на посадку практически всех типов самолетов.

*Бойко А. А.,
Гриценко С. А.,
Яковлев Р. С.
(ВАИУ)*

Модель расчёта площади покрытия земной поверхности радиопередатчиком, расположенным на беспилотном летательном аппарате

Приводится описательная модель расчёта площади покрытия земной поверхности радиопередатчиком, установленным на беспилотном летательном аппарате (БЛА) самолетного типа. Одной из наиболее актуальных решаемых БЛА задач является задача оперативного обеспечения гарантированной радиосвязью абонентов на заданной территории, в районах стихийных бедствий, в труднодоступных районах, а также при проведении контртеррористических операций и в локальных конфликтах.

Для оценки возможности базирующихся на БЛА радиопередатчиков решать возлагаемые на них задачи, необходим методический аппарат оценки их эффективности.

Одним из основных этапов оценки эффективности является нахождение площади покрытия земной поверхности установленным на БЛА радиопередатчиком.

Очевидно, что максимальная площадь покрытия земной поверхности размещенным на БЛА радиопередатчиком будет обеспечена, если центральная ось диаграммы направленности (ДН) перпендикулярна земной поверхности и он «зависает» над фиксированной точкой.

Следует отметить, что при барражировании БЛА по окружности заданного радиуса будет иметь место крен аппарата, смещающий перпендикуляр, проведенный из нижней части фюзеляжа к поверхности земли от центра барражирования на угол крена. Это приводит к тому, что зона покрытия радиопередатчиком земной поверхности разбивается на 2 части - постоянную и периодическую.

Поскольку проекция диаграммы направленности на земную поверхность при крене БЛА вследствие его движения по окружности представляет собой эллипс, который также описывает окружность за определённый период, абоненты будут находиться в зоне покрытия непостоянно (за исключением абонентов, находящихся в зоне гарантированного покрытия). Следовательно, актуальной является задача расчета времени нахождения абонента в пределах зоны, а также периода обращения этой зоны через точку нахождения абонента.

Приведена описательная модель определения площади зоны постоянного покрытия и площади периодической зоны покрытия находящимся на БЛА радиопередатчиком, а также выражения для расчёта времени нахождения абонента в периодической зоне и для расчета периода обращения зоны через точку нахождения абонента.

*к. т. н. Столяров О. Г.
(ГЛИЦ им. В. П. Чкалова)*

Метод верификации программного обеспечения комплексных систем управления летательных аппаратов

Рассмотрен один из способов верификации программного обеспечения на этапе проектирования опытных комплексных систем управления летательных аппаратов (ЛА). Излагаются трудности тестирования при полунатурном моделировании. Приводятся критерии автоматической оценки результатов тестирования и особенности, которые необходимо учитывать при тестировании.

В качестве контрольных сигналов для систем управления ЛА

целесообразно использовать сигналы заданного отклонения всех органов управления ЛА, формируемых цифровой системой управления. При таком подходе упрощается процедура автоматического контроля расхождения сигналов эталонной модели и тестируемой программы или системы управления, в связи с тем, что диапазоны перемещения органов управления ЛА заранее известны и не изменяются в процессе полета. В связи с этим пороговые значения ошибок рассогласования, при не превышении которых можно сделать вывод о корректности реализации законов управления, принимаются либо постоянными (как доля от максимального диапазона), либо представляются функцией одного (максимум двух) аргументов (например, скорости и высоты полета).

На этапе верификации модулей и интеграции модулей СП выбор критерия тестирования на основе сравнения с эталонной моделью затруднений не вызывает, так как процессы, участвующие в проверке, синхронизированы, а информационные потоки входной информации и выходного состояния модели и проверяемого ПО, не подвержены искажениям, вносимым преобразователями интерфейсов. Поэтому критерием положительной автоматической оценки результата тестирования, на данном этапе может служить порог рассогласования между эталонным и проверяемым сигналами, не превышающий младшего разряда дискретизации сигнала и суммы погрешности примененного метода численного интегрирования при реализации динамических звеньев алгоритма.

*к. т. н. Столяров О. Г.
(ГЛИЦ им. В. П. Чкалова)*

Отказобезопасность программного обеспечения комплексных систем управления летательным аппаратом

Рассмотрены вопросы обеспечения безопасности полетов и оценка требований отказобезопасности программного обеспечения комплексных систем управления (КСУ), как части всей системы управления летательным аппаратом (ЛА). Приведены некоторые параметры архитектуры программного обеспечения, непосредственно влияющие на безопасность эксплуатации цифровых комплексных систем управления ЛА.

Важнейшей задачей авиации на современном этапе является обеспечение безопасности полетов летательных аппаратов (ЛА) ночью в различных метеоусловиях и днем в сложных метеоусловиях, что может быть обеспечено глубокой автоматизацией процесса управления ЛА. На многих современных самолетах каналы управления переведены на дистанционное управление, исключая механическую проводку. В состав КСУ включаются новые средства

обеспечения безопасности полета, что потребовало наличия элементов и подсистем КСУ с одновременным использованием средств встроенного контроля и отключением отказавших подканалов.

Интегрирование систем бортового радиоэлектронного оборудования, участвующих в решении задач управления, в единую систему управления на основе внедрения системы связей, использующей унифицированные каналы информационного обмена, выводит вопросы проектирования и обеспечения безопасности полета ЛА, оборудованной цифровой комплексной системой управления на более высокий уровень значимости. Сам по себе переход на использование в КСУ цифровых вычислителей поставил для испытателей задачу, которая ранее при полностью аналоговой конструкции КСУ решалась стандартными способами с помощью отработанной технологии изготовления электронных устройств. Для ее решения было достаточно проведение установленного объема наземных проверок, контроля электрических и монтажных схем фидерных схем самолета, отдельно составляемой разработчиком логики работы, схем взаимодействия с другими системами и комплексами, наличия контрольно - проверочной аппаратуры и инструкции по ее использованию.

Приведена часть современных требований по отказобезопасности программного обеспечения КСУ.

Оглавление

	стр
Введение.....	...3
Торопов В. А. Основные этапы в развитии военной авиации России.....	...4
Торопов В. А., Бизин Г. А. Филиал «Взлет» МАИ – единственный в России вуз для подготовки инженеров - испытателей7
Трефилов Е. В., Цаплин А. Ю. Город, рожденный авиацией.....	..10
Письменный В. Л. Проблемы развития воздушно-реактивных двигателей.....	..11
Коломиец Л. В., Ванагас Н. В., Писаренко С. С. Оценка экономической эффективности технического переоснащения средств аэродромно-технического обеспечения испытательных полетов.....	..13
Зинкин В. Н., Харитонов В. В., Чуманов Ю. А. Особенности построения прогностических моделей зависимости профессионального здоровья летчиков от факторов профессиональной деятельности.....	..15
Корсун О. Н., Тихонов В. Н., Николаев С. В. Нормирование и перспективные технологии оценки характеристик устойчивости и управляемости самолетов на взлетно-посадочных режимах.....	..16
Кукушкин Ю. А., Богомоллов А. В., Дворников М. В., Харитонов В. В., Шмакова Л. В. Метод расчета оценки риска опасных состояний человека в высотных полетах..	..18
Терентьев В. Б. Использование нейронных сетей при оценке боевых возможностей авиационной техники.....	..19
Маннанова М. А., Муртазаева З. Х. Оптимизация физической активности студентов в процессе физического воспитания20
Гридчин В. С. 25 лет сотрудничества: история и перспектива.....	..21
Нестеров С. В. Обеспечение практической направленности подготовки выпускников филиала.....	..21
Гетманцев А. Ю. Экономические аспекты совершенствования методического обеспечения испытаний авиационной техники.....	..22
Бузмакова М. С., Меренцов Д. С., Терентьев В. Б. Использование нечеткой логики при оценке эффективности авиационного комплекса.....	..24

Головатый Д. А., Пивиков В. М., Тихонов В. Н. Анализ потенциально опасных режимов маловысотного маневрирования самолетов.....	..26
Головкин А. П., Тригубович А. Г., Харитонов В. В., Гужвин А. А. Особенности построения автоматизированных систем анализа исходов аварийных покиданий летательных аппаратов.....	..28
Есев А. А., Харитонов В. В., Атрошенко А. И., Мережко А. Н. Методические подходы к повышению функциональной надежности экипажей поисково-спасательных летательных аппаратов.....	..30
Есев А. А., Харитонов В. В. Особенности моделирования фоноцелевой обстановки в оперативном поле зрения авиационных очков ночного видения.....	..32
Иконников П. М. Крыло несимметрично изменяемой геометрии: достоинства и недостатки.....	..34
Панжев А. В., Бизин Г. А. Экранопланы: настоящее и будущее.....	..35
Тригубович А. Г., Головкин А. П., Харитонов В. В. Технология управления функционированием системы обеспечения жизнедеятельности летчика.....	..37
Харитонов В. В., Драган С. П. Метод расчета оценки потенциальной ненадежности профессиональной деятельности инженерно-технического состава авиации.	..39
Рудаков С. В., Харитонов В. В., Логачёв С. В. Методика идентификации закона распределения показателей состояния авиационной техники.....	..40
Евко И. А. Разработка моделей многофункциональных мишеней, используемых в лётных испытаниях42
Нестеров С. В. Способ нормировки распределения Райсса.....	..43
Кинжигалиев С. К., Нестеров С. В. Сходимость распределений нормального и Райсса.....	..44
Нестеров С. В. Оптимизация эксперимента при подготовке и проведении испытаний.....	..45
Пикалов С. А. Высокоточное оперативное определение координат наземной цели на борту авиационного комплекса дальномерным способом.....	..46
Багнюк А.Е., Бойко А.А., Гриценко С.А., Яковлев Р.С. Об оценке уязвимости беспилотных авиационных комплексов к компьютерным атакам.....	..46

Романов И. И., Твердохлебов И. М. Разработка тракта передачи речевой информации с использованием псевдослучайной перестройки радиочастоты.....	..48
Зубарев Р. М., Белков С. А. Система передачи технических данных при проведении лётных испытаний авиационных комплексов.....	..49
Мюллер М. Н., Быков А. В. Система наведения истребителей с авиационным комплексом радиолокационного дозора и наведения.....	..49
Балык О. А., Герилович И. В., Бизин Г. А. Исследование влияния внешних подвесок на характеристики сваливания самолета.....	..51
Серёгин С. Ф., Харитонов В. В. Формирование надежностных свойств летчика на основе компьютерных методик развивающего обучения.....	..52
Романов И. И. Определение скорости псевдослучайной перестройки частоты в радиосистемах54
Романов И. И. Параллельные вычислительные процессы в вычислительной технике.....	..55
Нагибин А. О., Быков А. В. Селекция сигнала цели в системе самонаведения ракет «воздух-воздух».....	..56
Волобуев М. Ф., Демчук В. А., Замыслов М. А., Мальцев А. М., Михайленко С. Б. Управление резервированной с помощью мажоритарных элементов системой с применением методов нечеткой логики.....	..57
Королевская Ю. А., Бизин Г. А. Воздействие вибрационных нагрузок и сопротивления грунта на взлёте самолёта.....	..58
Королевская Ю. А., Бизин Г. А. Определение потребной скорости авианесущего корабля при обрыве троса на посадке самолёта.....	..59
Орехова Т. В. Влияние различных факторов на взлёт самолёта с отклонением вектора тяги.....	..60
Лутченко Я. П. Сравнительная оценка самолётов пятого и четвёртого поколений.....	..61
Крек В. В., Бизин Г. А. Истребитель шестого поколения: цели и требования.....	..62
Рудаков С. В., Харитонов В. В., Логачёв С. В. Методика идентификации закона распределения показателей состояния авиационной техники.....	..62

Харитонов В. В. Методические подходы к априорному оцениванию временных характеристик деятельности операторов авиационной техники.....	..64
Датский Ю. Н. Способы уменьшения индуктивного сопротивления крыла самолёта.....	..66
Гафуров Н. Г., Дроздов Г. В., Клименко А. Г., Шубин Д. С. Имитаторы и измерительные системы при оценке безопасности в условиях воздействия электромагнитных полей.....	..66
Волобуев М. Ф., Замыслов М. А., Михайленко С. Б., Мальцев А. М., Орлов С. В. Способ аварийной посадки при выходе из строя штатного радиоэлектронного оборудования68
Бойко А. А., Гриценко С. А., Яковлев Р. С. Модель расчёта площади покрытия земной поверхности радиопередатчиком, расположенным на беспилотном летательном аппарате69
Столяров О. Г. Метод верификации программного обеспечения комплексных систем управления летательных аппаратов.....	..70
Столяров О. Г. Отказобезопасность программного обеспечения комплексных систем управления	