

УДК 658.512.4.011.56: 621.9.06 + 621.9.02

**В.С. КРИВЦОВ, В.Е. ЗАЙЦЕВ**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

## **ПРОБЛЕМЫ АВТОМАТИЗАЦИИ АВИАЦИОННОГО ПРОИЗВОДСТВА В УСЛОВИЯХ ЕДИНОГО ИНФОРМАЦИОННОГО ПРОСТРАНСТВА**

Рассмотрены проблемы внедрения информационных технологий в современное авиационное производство, задачи, требующие решения при переводе авиационных предприятий на путь комплексной автоматизации. Предложено решение задач технологической подготовки производства на основе информационных знаниеориентированных технологий.

**ИПИ-технологии, информационные технологии производства, единое информационное пространство, автоматизация технологической подготовки производства**

Машиностроение, а тем более авиастроение, – ведущая отрасль Украины. В настоящее время машиностроение Украины находится в критическом положении, когда после распада СССР и последовавшего за этим резкого спада экономики в 90-х годах большинство предприятий потеряло экономические связи, создававшиеся десятилетиями, потеряло кадровый состав, приостановилась смена поколений на предприятиях и в научно-исследовательских организациях, остановилось обновление парка оборудования. На этапе перехода от резкого падения к стабилизации, подъему и развитию необходима обоснованная научно-техническая политика развития предприятий и оптимальное управление при ее реализации.

Научно-техническая политика в области авиастроения – это действия, направленные на реализацию поставленных целей в области производства современных конкурентоспособных самолетов на определенном, достаточно длительном интервале времени, при сложившихся на данный период экономических, социальных и политических условиях. Длительность периода зависит от устойчивости экономических условий.

Развитие современной экономики характеризуется высокой конкуренцией на рынке товаров и услуг. При решении задач, связанных с удержанием позиций предприятия на рынке, производители сталкиваются с необходимостью снижения себестоимости выпускаемой продукции.

В основном это связано с экономией ресурсов (научных, кадровых, финансовых, производственных технологий и технологических машин, информационных технологий инжиниринга, нормативных, организационных, информационных и временных), привлекаемых для реализации конкретного проекта или программы на всех стадиях жизненного цикла изделий, от разработки до утилизации. Это подразумевает также сокращение цикла изготовления продукции и создание условий для более тесной кооперации производителей.

Важную роль в решении проблем ресурсосбережения и кооперации производителей играют информационные технологии [1, 2].

Производство сложных наукоемких изделий авиастроения сегодня невозможно без обеспечения их информационной поддержкой на всех стадиях жизненного цикла. К информационной поддержке предприятия относится целый ряд вопросов, включающий создание баз знаний проекта; автоматизацию процессов проектирования и конструирования; технологической подготовки производства; автоматизацию управленческой деятельности предприятий; создание электронной проектной, производственной и эксплуатационной документации; внедрение автоматизированных систем заказа запасных частей и т.д., утилизацию отработавших свой срок изделий, т.е. весь комплекс задач, именуемый **Ин-**

формационной Поддержкой процессов жизненного цикла **Изделия** (ИПИ или CALS-технологиями).

Основой ИПИ является **Единое Информационное Пространство** (ЕИП), которое определяется как совокупность распределенных баз данных, в которых содержатся сведения об изготавливаемых изделиях, производственных и материальных ресурсах предприятий, технологических процессах, используемых при производстве изделий, данные по предприятиям-смежникам, участвующим в **Жизненном Цикле** (ЖЦ) изделия, и другие сведения.

В ЕИП реализуются все информационные процессы, которые сопровождают изделие на всем пути его ЖЦ. При этом любая информация, возникшая на каком-либо из этапов жизненного цикла изделия, сохраняется в ЕИП и становится доступной в рамках прав доступа любому из участников какого-либо этапа ЖЦ. Такое положение дел позволяет избежать дублирования информации, несанкционированного изменения документации, значительно сократить или полностью исключить ошибки при выполнении работ над изделием, сократить затраты финансовых, трудовых, временных и других ресурсов.

Как пример одной из первых реализаций указанного принципа на предприятиях авиационного комплекса Украины можно привести внедрение на АНТК «Антонов» технологии «Полного электронного определения изделия» (ПЭОИ или EPD – «Electronic Product Definition») фирмы Computer Vision. Ключевая идея ПЭОИ – создание единой математической модели разрабатываемого изделия. С этой моделью взаимодействует каждый участник всего ЖЦ изделия, начиная с момента исследования потребности рынка в изделии с конкретными потребительскими свойствами и кончая его утилизацией по истечении срока эксплуатации. При этом работа каждого отдельного участника исключает помехи действиям других участников, исключается неоднозначность определения изделия, т.к. имеется только одна актуальная копия данных, представляющих отдельную деталь, под сборку, шаг анализа и расчета технических параметров или траекторию режущего инструмента для обработки на станках с ЧПУ.

Созданные в ПЭОИ данные используются в различных формах для построения виртуальной версии изделия:

- сборка на экране сложных узлов и агрегатов, включая электрические и гидравлические магистрали и соединения;
- проверка на конфликты и структурную целостность изделия;
- проверка основных механических, электрических, гидравлических и других параметров изделия;
- моделирование процессов установки изделия у заказчика;
- данные для обучения пользователей;
- данные для технического обслуживания;
- данные по утилизации отслужившего срок службы изделия.

Организация работ с ПЭОИ в режиме виртуального предприятия дает возможность ему концентрироваться на главных задачах своей профессиональной ориентации, передавая проектирование и изготовление комплектующих на другие предприятия. Кроме того, такая организация снимает множество конфликтных ситуаций среди участников процесса (специалистов по маркетингу, дизайнеров, конструкторов-проектировщиков изделия, подготовки производства, производства, сервиса, снабжения, сбыта, экономистов, финансистов) и дает неограниченные возможности по расширению полномочий всем участникам.

Информация в ЕИП формируется, преобразуется, хранится и передается при помощи технических средств и специализированного программного обеспечения. К техническим средствам относятся персональные ЭВМ, специализированные графические станции, периферийные устройства, серверное оборудование, локальные и глобальные компьютерные сети и т.п. К программным средствам относятся:

- инструментальный комплекс технических и программных средств автоматизированного проектирования и конструирования изделий (CAD);
- системы инженерного анализа (CAE);

- системы автоматизации технологической подготовки производства (CAM);
- система управления проектными и инженерными данными (PDM);
- системы автоматизации процессов планирования и управления (MRP/ERP);
- методики анализа процессов проектно-технологической, производственной и управленческой деятельности и экспертные системы, предназначенные для помощи в принятии решений и др.

Так как в ЕИП первичной является техническая информация в электронном виде, то действующая сегодня нормативная база вступает в противоречие с требуемыми электронным представлением изделия данными. Поэтому для устранения разночтений между бумажным и электронным представлением изделия, однозначности определения электронной технической документации на изделие необходимо привести старую нормативную базу к современным требованиям представления информации. В первую очередь это касается таких систем стандартов, как ЕСКД, ЕСТД, ЕСТПП, и многих других. Причем изменения в существующую нормативную базу необходимо вносить уже сейчас – нововведения уже вступают с существующими стандартами в противоречие.

На сегодняшний день цель, к которой стремятся предприятия машиностроительной отрасли, – создание компьютерного интегрированного производства. Под компьютерным интегрированным производством понимается производственная система, в которой все операции с информационными потоками на всех этапах ЖЦ, от идеи до реализации продукции потребителю, автоматизированы на основе компьютерных технологий.

Осуществление информационной связи между подразделениями и предприятиями-партнерами в рамках виртуального предприятия осуществляется на основе корпоративных и глобальных информационных сетей в единых принятых форматах передачи данных.

Для реализации всех преимуществ от применения современных информационных технологий на

современном авиационном производстве недостаточно простое наличие на предприятии перечисленных выше компонентов.

Работа в ЕИП на предприятии подразумевает:

- системную реализацию принципов ИПИ-технологий;
- применение программных продуктов, изначально ориентированных на взаимодействие через ЕИП;
- использование безбумажных технологий при обмене информацией в пределах отдельных этапов ЖЦ изделия и между этапами ЖЦ;
- создание электронных технических руководств и прочей электронной эксплуатационной документации, которая будет сопровождать изделие в течение всего ЖЦ;
- и главное – реализацию принципов и процессов ИПИ-технологий на основе международных и национальных стандартов.

Системы, не отвечающие хотя бы одному из перечисленных критериев, могут обеспечить лишь частичную автоматизацию, с вытекающими отсюда последствиями.

В связи с тем, что на практике на предприятиях на первых этапах внедрения компьютерных технологий не существовало единой скоординированной политики, в отделах и цехах авиационных предприятий, на предприятиях-партнерах и предприятиях-смежниках применяется разнообразное программное обеспечение. К сегодняшнему дню сделаны большие наработки, и отказываться от использования существующих систем предприятия не собираются. Поэтому остро стоит проблема совместимости протоколов обмена между программными продуктами различных фирм-производителей.

Кроме того, при использовании многих существующих форматов обмена между разными CAD/CAM/CAE-системами происходит потеря информации об объекте производства или ее искажение.

В настоящее время разрабатываются стандарты обмена информацией между системами, которые обеспечили бы полноту и корректность при обмене. К таким стандартам относится стандарт STEP (ISO

10303). STEP (STandard for the Exchange of Product model data) – неофициальное название стандарта ISO 10303. ISO 10303 – международный стандарт для компьютерного представления и обмена данными о продукте. Цель стандарта – дать нейтральный механизм описания данных о продукте на всех стадиях его ЖЦ, не зависящий от конкретной системы. Природа такого описания делает его подходящим не только для нейтрального файла обмена, но и в качестве базиса для реализации и распространения баз данных о продукте, а также для архивирования.

Современное авиационное производство – довольно сложное объединение территориально разрозненных предприятий различного профиля, объединенных общей целью создания самолета определенного типа. Каждое из предприятий, входящих в производство, – сложный объект. Поэтому проведение комплексной автоматизации сразу по всем направлениям – проектирование, конструирование, производство, управление и т.д. – чрезвычайно затруднено и экономически, и организационно, и технически.

На практике для перевода таких сложных производственных комплексов, как авиационные, применяются только поэтапная автоматизация: сначала оснащение рабочих мест проектировщиков и производственников системами автоматизированного проектирования, анализа и технологической подготовки производства (CAE/CAD/CAM), затем внедрение систем управления проектными и инженерными данными (PDM) и, наконец, внедрение систем автоматизации процессов планирования и управления (MRP/ERP). Такая схема поэтапной автоматизации позволит сохранить все лучшее, что было наработано на производстве годами, и перенести существующие наработки на новые инструментальные средства. При этом необходимо иметь четкий план автоматизации производства, не забывая про программную совместимость устанавливаемых систем и совместимость по форматам обмена между системами.

Основной трудностью, связанной с комплексной автоматизацией современного предприятия, является

автоматизация технологической подготовки производства, в частности, этапов, связанных с интеллектуализацией процессов принятия решений. Как правило, большинство действий технологов основано на эмпирических данных, неформализованных знаниях, личном опыте работы на конкретном производстве.

Актуальность создания для производственной сферы информационной знаниеориентированной технологии, позволяющей осуществить комплексный подход при проектировании технологических процессов, и применение которой не ограничивалось бы конкретным предприятием и конкретным типом производства, неоспорима. Задача состоит в построении комплексного метода, состоящего из следующих компонентов: информационное поле технологических цепочек частных технологических процессов, его структурная схема; объединенная структура частных технологических процессов; алгоритм выбора структурных схем технологических процессов изготовления деталей; функциональная схема интеллектуальной знаниеориентированной системы поддержки принятия технологических решений.

Для решения этой задачи специалистами Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт» предлагается схема интеллектуальной знаниеориентированной системы поддержки принятия технологических решений – «Интеллектуальная система поддержки принятия решений (ИСППР) «КВАНТ» для технологической подготовки авиационного производства» [3 - 13] (рис. 1).

Система использует мультиагентную технологию, интеграцию с базами данных и базами знаний существующих систем ИПИ-технологий.

Выбор оптимального решения достигается за счет интегрированного информационно-технологического взаимодействия с непрерывным определением экономической эффективности технологии и технико-экономическим анализом рисков и затрат. Применение мультиагентной технологии позволяет максимально интегрировать систему принятия ре-

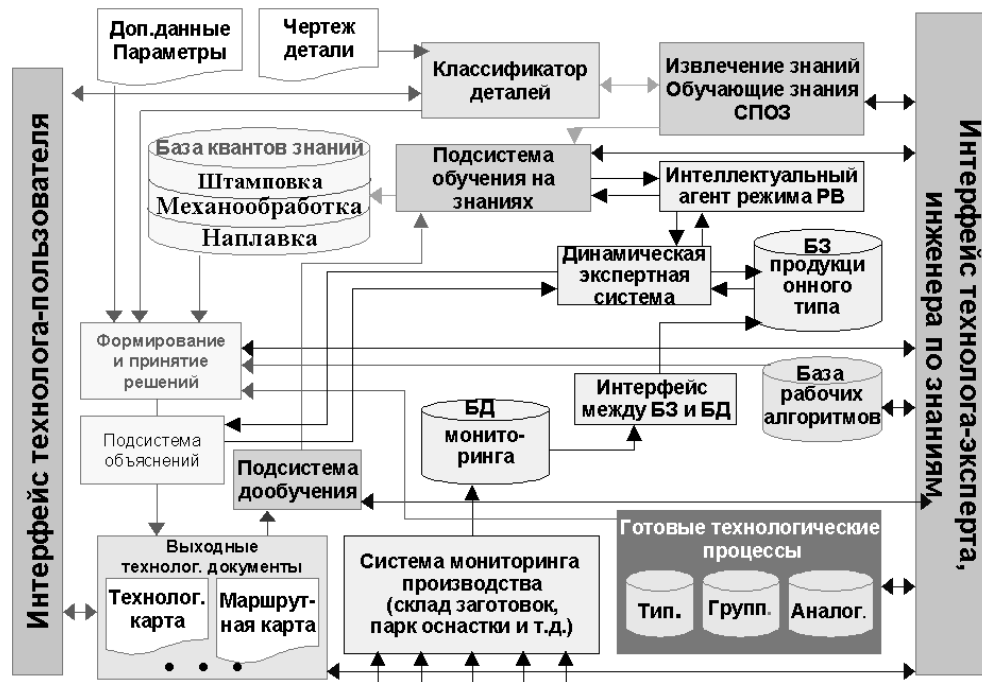


Рис. 1. Архитектура ИСППР «КВАНТ» для технологической подготовки авиационного производства

шений и существующие базы знаний различных систем. При этом отдельный уровень агента позволяет учитывать особенности реального производства и реального процесса в условиях реального времени (on-line).

Учитывая сложность проектируемого объекта и принципиальную неустранимость неопределенности и нечеткости информации, имеющих в распоряжении технолога на этапе технологической подготовки производства, необходимым является анализ возможностей новых информационных технологий и реализация на их основе новых методов и средств, обеспечивающих направленный поиск оптимальных вариантов и обоснование принимаемых проектных решений. Система позволяет формализовать знания, опыт и интуицию экспертов, использующих традиционные технологии, и, учитывая возможности новых информационных технологий, помочь принять наиболее приемлемое и рациональное технологическое решение, которое отвечало бы необходимым производственным ограничениям и требованиям.

Входной информацией системы являются сообщения экспертов данной предметной области,

показания датчиков и различных измерений, которые представляют исходные знания. Сообщения экспертов базируются на их знаниях и опыте, которые используются при формировании базы знаний. Совместно с технологом-экспертом для облегчения формирования сценарных примеров обучающих знаний может работать специалист по инженерии знаний. Сценарные примеры причинно-следственных связей в цепочках логического вывода следствий из посылок, а также известные закономерности данной предметной области также являются исходными знаниями. Накопление исходных знаний осуществляется подсистемой обучения, связанной с экспертами-производственниками посредством многофункционального интерфейса. На основе полученной базы знаний подсистема логического вывода, используя сформированную базу знаний, осуществляет этот процесс при помощи соответствующих алгоритмов. Подсистема объяснения позволяет вывести на экран обоснование действий, раскрывая цепочку смоделированных причинно-следственных рассуждений, приведшую к данному целевому решению.

Процесс функционирования ИСППР является итерационным и включает следующие шаги: обобщение и анализ знаний; настройка на решаемую задачу; генерация проектного решения; анализ и оценка альтернативы; оптимизация и выбор приемлемого решения; сравнение с техническим заданием, экспертная и вероятностная оценка и принятие окончательного решения; генерация комплекта выходной технологической документации.

Использование данного подхода позволит предприятиям унифицировать процессы проектирования технологической подготовки производства и технологических процессов изготовления продукции; стандартизировать документооборот как внутри предприятия, так и между предприятиями; охватить все подразделения и службы единой системой управления технологической подготовкой производства; создать конкурентоспособное изделие наивысшего качества с минимальными затратами времени и ресурсов; уникальной гибкости, которая обеспечит настройку на проектирование техпроцессов различных технологических переделов, в том числе и принципиально новых; создать единую информационную модель системы конструкторско-технологической подготовки производства с дальнейшей интеграцией в систему высшего ранга – виртуальное предприятие.

Необходимо отметить, что любая комплексная автоматизация производства в целом или каждого входящего в него предприятия в отдельности невозможна без обучения персонала новым методам работы [14, 15].

Опыт развития автоматизированных систем показывает, что экономичная автоматизация может быть только комплексной автоматизацией. Частичная автоматизация может быть лишь этапом. Более того, всякая частичная автоматизация на предприятии должна вписываться в концепцию комплексной автоматизации. Поскольку современное предприятие осуществляет деятельность по всем этапам ЖЦ изделия, то и комплексная автоматизация в перспективе должна охватывать все этапы ЖЦ изделия.

Одной из главных задач комплексной автоматизации

является задача уменьшения длительности производственного цикла изготовления изделия [16 - 19]. Этого можно добиться путем сокращения длительности выполнения каждого этапа, уменьшения времени согласования между этапами, уменьшения количества возвратов полученных решений для дополнительной коррекции и, наконец, переходом от последовательного метода выполнения этапов к параллельному (т.н. *concurrent engineering*).

При последовательном методе выполнения этапов все этапы производственного цикла изделия выполняются последовательно (рис. 2, а). И время выполнения заказа определяется суммой времени выполнения каждого этапа.

Идеология *concurrent engineering* предполагает не только совмещение выполнения этапов изготовления изделия, но и участие всей «команды» проектантов в решении функциональных задач каждого этапа, сокращение или отсутствие межэтапных итераций (рис. 2, б). Программно-технической поддержкой методики является локальная сеть (Intranet) виртуального предприятия с общим доступом к базам данных и знаний.

Компьютерная сеть современного предприятия может быть достаточно сложной из-за целого комплекса решаемых задач. Современное оборудование и технологии позволяют за относительно невысокую стоимость создать надежную, скоростную и эффективную компьютерную сеть предприятия, способную обрабатывать большие объемы информации.

Традиционно считается, что слабым местом любой компьютерной сети является пропускная способность каналов связи. Однако это не совсем верно. Эффективность работы компьютерной сети напрямую зависит от эффективности работы ее пользователей.

Оптоволоконная технология остается единственной альтернативой при построении магистральных каналов связи, объединяющих территориально разделенные корпуса (объекты) предприятия. Она позволяет при больших материальных затратах на установку значительно сократить затраты на будущую

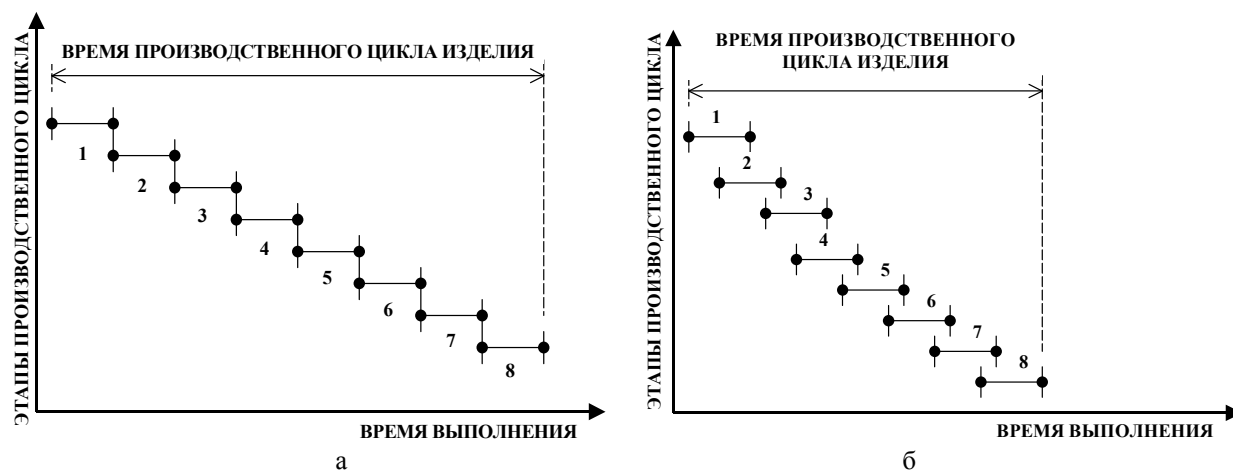


Рис. 2. Время производственного цикла изделия при последовательной реализации этапов (а) и совмещенном проектировании (б) :  
1 – маркетинг; 2 – проектирование изделия; 3 – проектирование технологических процессов; 4 – материально-техническое обеспечение; 5 – производство; 6 – контроль и испытания; 7 – хранение; 8 – сбыт

эксплуатацию, поскольку не требует дополнительных ресурсов предприятия в виде электрической энергии на питание усилителей. Оптоволоконная линия связи позволяет передавать информацию со скоростью 100 Мбит/с и выше. Существенным преимуществом оптоволоконной линии является ее дальнейшая расширяемость.

Любая работающая система строится по иерархическому признаку. Компьютерная сеть не является исключением, поэтому проблема объединения производственных комплексов между собой всегда стоит остро. Главной сложностью является расстояние, которое может разделять филиалы между собой. Стандартным и оптимальным решением является использование Internet для связи филиалов между собой. Фирмы – поставщики услуг Internet имеют хорошие высокоскоростные каналы связи. Однако всегда остается проблема «последнего километра». Перед обычным пользователем Internet всегда стоит задача получения максимально производительного канала связи с Internet. А поскольку в данном случае предприятие является пользователем Internet, то перед ним стоят те же задачи и нельзя рассчитывать на высокоскоростную связь между филиалами. Следовательно, компьютерная сеть должна учитывать эту особенность в своих правилах организации. Вложив это требование в техническое

задание на проектирование информационной системы, можно частично решить эту проблему. Вторым решением задачи получения надежной и высокоскоростной связи филиалов является использование соответствующего оборудования связи между филиалом и поставщиком услуг Internet.

Рассмотренные выше средства позволяют решить проблему связи филиалов между собой. В данном случае при использовании Radio-Ethernet предприятие является клиентом фирмы – поставщика услуг Internet и платит только за услуги, снимая с себя все трудности, связанные с обеспечением надежного и высокоскоростного доступа. Однако зависимость Radio-Ethernet от погодных условий может быть причиной поиска альтернативных решений проблемы связи с поставщиком услуг Internet.

Вторым выходом из создавшегося положения является использование модемов, работа которых основывается на технологии DSL. Такие модемы, стоимость которых соизмерима с аппаратным комплексом Radio-Ethernet, позволяют организовать довольно надежный и быстрый канал между филиалом и поставщиком услуг Internet. Главной трудностью в данном случае является качество линии связи.

Таким образом, суммируя все вышесказанное, можно выделить следующие основные технологии

построения единой информационно-вычислительной сети крупного предприятия, включающего производственные комплексы и ряд филиалов различного размера:

- объединение локальных вычислительных сетей производственных комплексов, которые занимают значительную по площади территорию, производится с помощью магистральных оптоволоконных линий связи;
- объединение производственных комплексов между собой производится с помощью технологий Radio-Ethernet или DSL с использованием Internet;
- подключение небольших филиалов или пользователей сети предприятия осуществляется с помощью обычного конечного оборудования для подключения к глобальной компьютерной сети Internet и зависит от условий данной точки подключения.

Кабельная система позволяет только связать между собой технику. Компьютерная сеть работает по определенным правилам, которые реализуются специалистами, обсуживающими эту сеть, с помощью программного обеспечения. Задачи, решаемые этим программным обеспечением, можно разделить на две большие группы: специализированные и общие. К общим задачам можно отнести работу Internet технологий в рамках компьютерной сети предприятия. К таким технологиям относятся: электронная почта, Web, видео- и аудио-конференции, доступ к ресурсам глобальной компьютерной сети Internet, организация файловых архивов, работа сетевых принтеров. Эти задачи являются стандартными, и существуют методы и программное обеспечение, которые позволяют решить их. Но, несмотря на то, что методы существуют, требуется некоторая их адаптация к условиям функционирования в компьютерной сети предприятия с централизованным управлением.

К специализированным задачам можно отнести эксплуатацию специализированного программного обеспечения, решающего круг задач промышленной отрасли, в которой работает данное предприятие,

например, специализированные комплексы САПР, позволяющие управлять станками с числовым программным управлением, но использующие для передачи команд все ту же компьютерную сеть.

Главной трудностью такой сети является создание и внедрение правил, по которым она будет функционировать и развиваться. Очень сложно дать прогнозы к требованиям аппаратных комплексов, формирующих сеть, другими словами, если на предприятии работает несколько тысяч сотрудников, то каким должна быть организация сети, чтобы сотрудник без особого для себя труда мог воспользоваться ресурсами этой сети тогда, когда это ему необходимо.

Итак, с точки зрения программного обеспечения в компьютерной сети предприятия существуют следующие группы:

- программное обеспечение, решающее стандартные задачи;
- специализированное программное обеспечение;
- служебное программное обеспечение.

Следует отметить, что роль последнего особенно важна. Именно служебное программное обеспечение формирует правила и законы функционирования компьютерной сети и поэтому требует особенно тщательной настройки и дополнительного внимания со стороны обслуживающего персонала. Типовые задачи, решаемые этим программным обеспечением следующие:

- хранение информации о пользователях сети;
- хранение информации о структуре самой сети;
- взаимодействие с программным обеспечением пользователей для предоставления необходимой им информации о структуре сети;
- обеспечение безопасности компьютерной сети;
- устойчивость к аппаратно-программным сбоям.

Подводя итог вышесказанному, можно сделать следующие выводы. При переходе предприятий авиационного производства на рельсы полной автоматизации необходимо решить следующие проблемы:

- разработка единой политики комплексной автоматизации производства;



- выбор программного обеспечения для реализации политики в целом по производству и отдельно по подразделению (если это необходимо), изначально ориентированного на взаимодействие через ЕИП;
- реализация поэтапного перехода от частичной к комплексной автоматизации;
- подготовка кадров, способных решать задачи в новых условиях на основе безбумажных технологий при обмене информацией в пределах отдельных этапов ЖЦ изделия и между этапами ЖЦ;
- создание электронной технической и эксплуатационной документации на изделие, которая будет сопровождать его в течение всего ЖЦ;
- разработка единого плана технического перевооружения предприятия (модернизация и покупка компьютерного оборудования и программного обеспечения к нему, прокладка компьютерных сетей и линий связи, модернизация станочного парка предприятий, входящих в виртуальное авиационное производство, и др.);
- разработка изменений для существующих стандартов и внесение новой нормативной базы, учитывающих потребности и реалии современного производства и рынка, реализация принципов проектирования и процессов производства на основе международных и национальных стандартов;
- работа с предприятиями-партнерами и предприятиями-смежниками по переводу их на путь комплексной автоматизации и др.

В рамках научных исследований и разработок, проводимых в Национальном аэрокосмическом университете им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», решаются задачи выбора и разработки программного обеспечения для реализации политики комплексной автоматизации производства на основе ИСППР «Квант», разработки единой политики комплексной автоматизации производства и плана технического перевооружения предприятия. Ведется комплексная подготовка кадров для предприятий, способных решать задачи в новых условиях. Ведутся работы по

внедрению автоматизированных систем на предприятиях авиационной отрасли Украины. Продолжения работ требуют задачи перевода в электронный вид документации на изготавливаемые на предприятии изделия, разработки изменений для существующих стандартов и внесение новой нормативной базы.

Все вышеизложенное позволит предприятиям авиационной отрасли Украины с минимальными потерями материальных, финансовых и людских ресурсов совершить переход к современным технологиям проектирования и производства изделий, требованиям рынка.

## Литература

1. CALS в авиастроении // Братухин А.Г., Давыдов Ю.В., Елисеев Ю.С., Павлов Ю.Б., Суров В.И.; Под. ред. Братухина А.Г. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 304 с.
2. Судов Е.В., Левин А.И. Концепция развития CALS-технологий в промышленности России // НИЦ CALS-технологий «Прикладная логистика». – М., 2002. – 139 с.
3. Кривцов В.С., Зайцев В.Е., Воронько В.В. Использование автоматизированных систем при технологической подготовке производства // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т "Харк. авіац. ін-т", 2002. – Вип. 27. – С. 43-48.
4. Кривцов В.С., Зайцев В.Е. Создание автоматизированной системы для проектирования технологических процессов изготовления деталей на заготовительно-штамповочном производстве // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т "Харк. авіац. ін-т", 2002. – Вип. 32. – С. 3 – 7.
5. Кривцов В.С., Зайцев В.Е., Шостак И.В. Интеллектуализация процессов технологической подготовки заготовительно-штамповочного производства на основе динамической экспертной модели // Труды Десятой международной конференции «Новые технологии в машиностроении». – Х., 2001. – 58 с.

6. Сироджа И.Б. Метод вероятных алгоритмических квантов знаний для принятия решений и создания технологий искусственного интеллекта // Інформаційні технології і системи. – Х., 2000. – № 4. – С. 58-79.
7. Сироджа И.Б., Петренко Т.Ю. Метод разноразмерных алгоритмических квантов знаний для принятия производственных решений при недостатке и нечеткости данных. – К.: Наук. думка, 2000. – 246 с.
8. Сироджа И.Б. Квантовые модели и методы искусственного интеллекта для принятия решений и управления. – К.: Наук. думка, 2002. – 126 с.
9. Гордиенко Л.А., Киричук Е.П., Заславский В.А. Интеллектуальная система поддержки принятия технологических решений в заготовительно-штамповочном производстве // Тези доп. Міжнар. наук.-техн. конф. “Інтегровані комп’ютерні технології в машинобудуванні – ІКТМ-2002”. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «Харьк. авіац. ін-т». – 2002. – С. 169.
10. Гордиенко Л.А. Интеллектуальная подсистема поддержки принятия технологических решений при проектировании оснастки в заготовительно-штамповочном производстве // Міжнар. конф. з індуктивного моделювання “МКІТ-2002”. – Л.: Державний НДІ інформаційної інфраструктури. – 2002. – Т. 3. – С. 43 - 48.
11. Киричук Е.П. Индуктивный подход к построению квантовой базы знаний для поддержки принятия технологических решений // Міжнар. конф. з індуктивного моделювання “МКІТ-2002”. – Л.: Державний НДІ інформаційної інфраструктури. – 2002. – Т. 3. – С. 55 - 59.
12. Пьянков А.В., Воронько В.В. Особенности применения современных компьютерных технологий при подготовке управляющих программ для станков с ЧПУ // Авиационно-космическая техника и технология: Труды Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – 2001. – Вып. 18. – С. 102–118.
13. Пьянков А.В., Шостак И.В. Особенности применения интеллектуальных систем в едином информационном пространстве автоматизации производственных процессов // Авиационно-космическая техника и технология: Труды Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – 2001. – Вып. 19. – С. 92–110.
14. Кривцов В.С., Федорович О.Е., Зайцев В.Е. Использование современных информационных технологий при подготовке высококвалифицированных специалистов для аэрокосмической отрасли Украины // Матеріали Міжнар. конф. ректорів технічних університетів країн Центральної і Східної Європи та країн СНД «Вища технічна освіта на зламі століть», Київ, 21–23 травня 2001 р. – К., 2001. – С. 171 – 173.
15. Кривцов В.С., Карпов Я.С., Зайцев В.Е. Проблема подготовки кадров для современных машиностроительных производств // Міжнар. наук.-техн. конф. “Інтегровані комп’ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2001”. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т “Харк. авіац. ін-т”. – 2001. – С. 192.
16. Горнев В.Ф., Ковалевский В.Б. Компьютерная интеграция и интеллектуализация производств на основе их унифицированных моделей // Программные продукты и системы. – 1998. – № 3. – С. 12 - 19.
17. Горнев В.Ф. Унификация построения математических моделей КИП // Вестник МГТУ. Сер. Машиностроение. – 1995. – № 3. – С. 4 - 11.
18. Горнев В.Ф. Проблемы и технология комплексной автоматизации // Автоматизация проектирования. – 1998. – № 4; 1999. – № 1.
19. Кривцов В.С., Федорович О.Е., Зайцев В.Е. Интегрированные компьютерные технологии и сквозной электронный тракт при проектировании и производстве сложных изделий машиностроения // Вісті Академії інженерних наук України. – 2000. – № 4. – С. 11 - 17.

*Поступила в редакцию 22.01.2004 г.*

**Рецензент:** канд. техн. наук, проф. Кушнарченко С.Г., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

УДК 629.7.02

**В.Н. КОРОЛЬ<sup>1</sup>, О.В. СЛЯДНЕВ<sup>2</sup>**<sup>1</sup> *Авиационный научно-технический комплекс «Антонов», Украина,*<sup>2</sup> *ТД «Полет», Россия*

## **СОСТОЯНИЕ САМОЛЕТОСТРОЕНИЯ УКРАИНЫ И АВИАЦИОННОГО БИЗНЕСА**

Анализируется состояние самолетостроения Украины в аспекте авиационного бизнеса.

### **самолетостроение, авиационный бизнес**

Гражданская авиационная продукция бывшего СССР к концу 80-х годов стала предметом расширяющегося экспорта. К 1988 году авиационная промышленность СССР поставила на экспорт в 60 стран 5958 единиц воздушных судов, из них 2332 самолета и 3626 вертолетов. Основными экспортными самолетами были Ан-26 (свыше 1300 самолетов), Ан-24 (свыше 800 самолетов), Ан-32 (более 300 самолетов), Ту-134 (134 самолета), Ту-154 (132 самолета), Як-40 (126 самолетов), Ан-30 (свыше 100 самолетов), Ил-62 (81 самолет), Ил-76 (83 самолета), Ан-74 [1].

За послевоенный советский период в Украине ОКБ генерального конструктора им. О.К. Антонова (ныне – АНТК «Антонов») было создано уникальное семейство самолетов марки «Ан», успешно эксплуатировавшихся и еще продолжающих эксплуатироваться на внутреннем воздушном пространстве стран СНГ и за рубежом.

В канун развала СССР в авиапромышленном комплексе функционировало 6 крупных самолетостроительных КБ, 130 опытных и серийных заводов, 9 двигателестроительных КБ и 12 заводов, 144 предприятия и организации, выполняющих НИОКР (в том числе отраслевые НИИ) [1]. Ежегодно ГА поставлялось около 300 самолетов и вертолетов [2].

Авиационная промышленность в Украине имела реализованный научно-технический потенциал, по своему уровню не уступавший потенциалу ряда

стран Западной Европы, и занимала в СССР второе место после Российской Федерации, составляя свыше 20 % всего объема аэрокосмического комплекса.

Основными предприятиями авиапромышленного комплекса Украины являлись: АНТК им. О.К. Антонова, специализировавшийся в основном на создании пассажирских и транспортных самолетов, Харьковское государственное авиационное производственное предприятие (ХГАПП), Киевский государственный авиационный завод (КиГАЗ) «Авиант», Государственное моторостроительное КБ им. А.Г. Ивченко (ГМКБ) и моторостроительный завод ОАО «Мотор Січ».

В середине 80-х годов коллектив Харьковского авиазавода перешел к выпуску нового транспортного самолета укороченного взлета и посадки Ан-72, разработанного в ОКБ им. О.К. Антонова. С начала 90-х годов основной продукцией Харьковского авиационного завода является самолет Ан-74, представляющий собой дальнейшее развитие своего предшественника. Самолет Ан-74, предназначен для полетов в северных широтах, для выполнения разнообразных задач – от ведения ледовой разведки до транспортировки грузов на полярные станции [3].

КиГАЗ «Авиант» после непродолжительного периода постройки вертолетов (1945 - 1947 гг.) начал производство многоцелевого самолета Ан-2, выпускавшегося в 1947 - 1959 гг. За это время на предприятии было изготовлено и поставлено в эксплуата-

цию более 3000 этих самолетов [4].

Следующими в этом семействе были: транспортный самолет Ан-8 (1956 - 1959 гг.), пассажирский самолет Ан-24 (1959 - 1978 гг., выпущено более 1100 самолетов), транспортный самолет Ан-26 (1969 - 1985 гг., выпущено более 1300 самолетов), самолет для аэрофотосъемки Ан-30 (1973 - 1979 гг.). Из современных самолетов – Ан-32 (1983 г.), Ан-124 «Руслан» (1985 г.).

Параллельно с выпуском перечисленных машин завод участвовал в создании самолетов Ан-10, Ан-12, Ан-72, Ан-22 «Антей», самого большого самолета в мире грузоподъемностью до 250 тонн – Ан-225 «Мрія», первого в мире сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144 [4].

За период своей деятельности «Авиант» поставлял в различные страны мира самолеты: Ан-24 – свыше 800; Ан-26 – свыше 1300; Ан-30 – свыше 100; Ан-32 – свыше 300 единиц. Самолеты, построенные заводом, эксплуатируются в 50 странах мира [5].

В 90-е годы КиГАЗ «Авиант» серийно выпускал самолеты Ан-32 в модификациях Ан-32Б и Ан-32В – многоцелевые транспортные самолеты, Ан-32 – патрульный; Ту-334-100 – ближнемагистальный пассажирский самолет, предназначенный для эксплуатации на авиалиниях протяженностью до 3000 км и перевозки 120 пассажиров; Ан-124-100 «Руслан», начата подготовка серийного производства самолета Ан-70 [5].

Серийное производство украинских авиадвигателей ЗМКБ «Прогресс» ведется на заводе ОАО «Мотор Січ». Тесное сотрудничество опытно-конструкторского бюро ЗМКБ «Прогресс» и ОАО «Мотор Січ» позволило отработать двигатель АИ-20 в самые сжатые сроки, и в 1957 году завод приступил к их серийному выпуску для самолетов Ил-18, Ан-10 и Ан-12 [6 - 8].

В 1960 году освоен в серийном производстве турбовинтовой двигатель АИ-24, разработанный

для самолета Ан-24. Этот двигатель занял ведущее место в гражданской авиации на авиалиниях средней протяженности. В 1965 году завод наладил выпуск новой высокоэкономичной модификации АИ-20 – двигателя АИ-20М.

История ОАО «Мотор Січ» - это история борьбы за надежность и высокое качество авиационной техники, поэтапное освоение и серийное производство новых двигателей, каждый из которых стал значительной вехой в развитии авиадвигателестроения.

Это двигатели АИ-20, АИ-24, АИ-25, АИ-25ТЛ, ТВ3-117, Д-36, Д-136, Д-18 для самолетов Ил-18, Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ан-32, Як-40, Як-42, Ан-72, Ан-74, широко известных в мире своей мощностью и грузоподъемностью Ан-124 «Руслан» и Ан-225 «Мрія», а также вертолетов Ка-25, Ка-28, Ка-29, Ка-32, Ка-50, Ка-52, Ми-8, Ми-14, Ми-17, Ми-24, Ми-25, Ми-26, Ми-28, Ми-35, Ми-171, Ми-172 [6].

«Мотор Січ» имеет уникальное производство, где сконцентрированы новейшие авиационные технологии, оборудование, интеллектуальный кадровый потенциал, позволяющие создавать конкурентоспособную на мировом рынке технику нового поколения: 43 типа двигателей и их модификации, многие из которых длительное время эксплуатируются на авиационных магистралях 89 стран мира. Только в последнее время на предприятии освоено производство шести новых двигателей [6].

В начале 90-х годов российское и украинское авиастроение еще сохраняло передовые позиции в мире по отношению к новым недавно разработанным образцам гражданской авиационной техники (АТ) (Ту-204, Ил-96-300, Ил-114, Ту-334, Ан-38, Ан-70), которые заканчивали сертификационные испытания и по всем характеристикам соответствовали мировым образцам. Однако уже не хватало средств для развертывания их серийного производства, а парк ГА составляли самолеты предшествующих поколений, серийное производство которых

резко сократилось или было прекращено [1].

Системный кризис во взаимосвязанной системе воздушного транспорта и авиационной промышленности вступил в критическую фазу. Промышленность, не загруженная заказами, теряет квалифицированные кадры, простаивают и стареют огромные производственные мощности, снижается общий потенциал. Все это требует разработки особых механизмов и мер для кардинального изменения ситуации.

Эта проблема решается в двух направлениях. С одной стороны предприятия авиационного комплекса Украины ищут и находят собственные возможности реализации своего потенциала в современных условиях, заключая договоры на поставку самолетов и их модификаций как для СНГ (преимущественно с Россией), так и выхода на мировой рынок (преимущественно в его афро-азиатский сектор: Иран, Ливия, Индия, Китай).

С другой стороны, эта проблема анализируется в научном плане с привлечением государственных руководящих работников в целях разработки соответствующих программ, основанных на современных возможностях теоретических методов поддержки управленческих решений.

В плане второго направления следует отметить работы [9 - 11], анализирующие проблему развития отечественной АТ под углом зрения состояния мировой авиационной промышленности, итогов ее деятельности и тенденций [12 - 13].

В работе [9] отмечается, что будущий прогресс авиастроения Украины предопределяется двумя основными факторами: емкостью рынка и платежеспособностью заказчика, а также комплексом производственных показателей, важнейшими из которых являются конкурентное качество АТ и эффективное производство.

Несмотря на то, что объем производства АТ в Украине в последнее десятилетие сократился в де-

сятки раз и занимал в 1996 г. 42 место среди мировых авиакосмических фирм [9], производственный потенциал, или потенциал трудовых ресурсов нормо-ч/год., находится на уровне ведущих авиастроительных фирм и определяется по формуле

$$P_{mp} = f(\sum N_{kp}, \sum Q),$$

Здесь  $N_{kp}$  - совокупность соответствующим образом обученных и аттестованных специалистов, оснащенных оборудованием и средствами труда, способных выполнять отраслевые нормативы труда;  $Q$  - средний годовой баланс рабочего времени.

В то же время объем продаж на одного работающего и доход на вложенный капитал в виртуальной консолидированной промышленной группе «Авиастроение Украины» несопоставим с этими показателями для ведущих мировых авиастроительных фирм [9].

Предпосылками успешного выхода авиастроения Украины на мировой рынок является сохранившийся потенциал и наличие замкнутой инфраструктуры авиастроения (рис. 1).

В числе приоритетных стратегических задач, решаемых на уровне высших менеджеров производств и руководителей инженерных служб предприятий авиастроения, в [9] обоснованно определены следующие:

- разумное ограничение доступа на рынки стран СНГ АТ, имеющей сопоставимые с отечественными самолетами характеристики;
- решение проблемы консолидации и эффективного управления капиталом в интересах не отдельного предприятия, а единой производственно-финансовой структуры;
- реструктуризация производства предприятий, входящих в консолидированную группу, с учетом реалий рынка и создания принципиально новой специализации производства;

- выделение из состава производственных единиц авиастроения отдельных неэффективных производств, цехов и участков для их функционирования на других рынках;
- реализация эффективных мер по энерго- и ресурсосбережению путем отказа от энергоемкого оборудования и централизованного обеспечения производства энергоносителями;
- доработка с учетом стандартов ISO 9000 существующих на предприятиях систем обеспечения качества производства и объединение их в единую корпоративную систему [14 - 16].

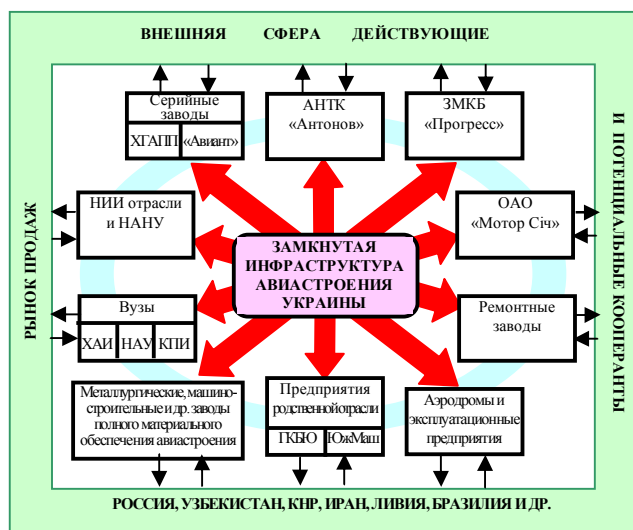


Рис. 1. Замкнутая структура авиастроения Украины

Ожидаемыми результатами структурной перестройки всего оборонно-промышленного комплекса, составляющей которого является и самолетостроение, следует ожидать [12]:

- создание условий для решения отечественными предприятиями (в том числе в рамках налаженной кооперации с иностранными партнерами) основных проблем, связанных с разработкой новых и модернизацией (модификацией) существующих типов АТ;
- завоевание отечественными предприятиями внутреннего рынка наукоемкой авиационной про-

дукции и создание условий для дальнейшего полномасштабного выхода ее на внешние рынки;

- сохранение и поддержка в рыночных условиях научно-технического, технологического, производственного и кадрового потенциала в отрасли;
- оптимизация государственного регулирования и закладки основ устойчивости и динамического развития самолетостроения;
- обеспечение социальной защиты и занятости рабочих, высвобождаемых в связи с реструктуризацией отрасли.

В работе [17] на основе анализа мировых тенденций развития аэрокосмического производства выделены пять характерных особенностей, которые обуславливают прогрессивное развитие наукоемких отраслей машиностроения и самолетостроения в частности:

- зависимость от множества транснациональных экономических, а также политических факторов;
- необходимость формирования прогнозных показателей проектов разработки, создания и сбыта АТ на макромировом уровне и с учетом региональных особенностей;
- необходимость высокой концентрации корпоративного капитала;
- необходимость обеспечения чрезвычайно высоких показателей выработки (объема продаж на одного работающего) в корпорациях независимо от территориального размещения и от показателей объема производства;
- необходимость обеспечения высоких отчислений на НИОКР – до 12...15% от объемов производства в равных долях от корпоративных источников и за счет бюджетных прямых и косвенных программ финансирования.

В качестве основных задач процессов трансформации на отраслевом уровне в [13] сформулированы следующие:

- расширение номенклатуры продукции авиастроения на основе отечественных разработок авиационной техники;
- углубление промышленной интеграции авиастроения Украины со странами СНГ, Восточной и Центральной Европы и дальнего зарубежья;
- гармонизация отечественных интеллектуальных и производственных систем, систем стандартов, сертификации и нормативной базы с аналогичными системами и документационными процедурами ведущих зарубежных потребителей и производителей продукции авиастроения.

В числе приоритетных вопросов, обсуждавшихся на «Круглом столе» при подведении итогов авиакосмического салона «Авіасвіт XXI» в сентябре 2000 г. в г. Киеве, были: практика управления предприятиями и производственными структурами в современных условиях; перспективы применения информационных технологий; системы обеспечения качества продукции в производстве авиакосмической техники.

Что касается первого из обсуждаемых вопросов, то в этом аспекте в последние годы и развивается самолетостроение Украины, о чем свидетельствуют создание АНТК «Антонов» нового пассажирского самолета Ан-148 [18], еще в ноябре 2001 года на Новосибирском авиационном производственном объединении завершена сборка первого самолета новой модификации Ан-38-200 с двигателем российского производства ТВД-20-03 [19], на ХГАПП ведется выпуск самолета Ан-74ТК-300 [3], на КиГАЗ «Авиант» начато серийное производство российского самолета Ту-334, первый вылет которого состоялся в конце 2003 года.

Отмеченное выше свидетельствует и об углублении промышленной интеграции авиастроения Украины с Россией, а создание серийного производства самолетов Ан-140 в Иране [3] являет собой пример сотрудничества с дальним зарубежьем.

Третий из обсуждаемых на «Авіасвіт XXI» вопросов в последние годы нашел свое воплощение в широком внедрении на всем жизненном цикле создания и эксплуатации АТ Украины и России информационных CALS технологий. Он наиболее полно освещен в монографиях [20 - 23] и др.

В [23] особо отмечается, что в связи с приближением времени жизни самолетов к полувековому возрастает роль планирования возможных *модификаций и модернизаций* самолета на его жизненном цикле в соответствии с возможными изменениями потребностей покупателя. Предприятия, реализующие эту новую стратегию поддержки всего жизненного цикла самолета путем проведения *модернизаций и модификаций* при концепции АНТК «Антонов» эксплуатации изделий по состоянию, уверенно продвигают свою продукцию на рынке.

Так как за срок эксплуатации самолетов, особенно транспортных, составляющий десятки лет, меняется представление эксплуатанта о качестве, которым должно обладать современное изделие, то одним из основных требований обсуждаемой стратегии поведения продуцента на рынке должно быть требование *оперативной модернизации и модификации* выпущенной предприятием продукции [23].

Отмечается, что необходимо наличие документации на все особенности и отличия, допущенные производством на каждом выпущенном экземпляре самолета, и готовность продуцента обеспечить технологическую подготовку производства изделия с любой технической возможной, сертифицированной его доработкой согласно пожеланию покупателя, т.е. стоит проблема не только выпуска надежных самолетов, но и организации производственной системы их *модификаций и модернизаций*.

Приведенный выше краткий обзор и анализ состояния организации современного авиастроения и его научно-технического потенциала позволяет сделать некоторые выводы. Несмотря на общее падение

промышленного производства в Украине 90-х годов, которое не могло не коснуться и авиастроения, последнее, как наукоемкая отрасль, интегрировавшая в себе наиболее передовые технологии, высококвалифицированные кадры и мощную производственно-научную базу, не только выстояло в целом как отрасль, но и не утратило своих позиций в мировом авиастроении в плане создания современных, отвечающих высоким требованиям образцов новых пассажирских и транспортных самолетов.

Ресурс, надежность и живучесть, присущие украинским самолетам, оказались на поверку кризисом экономики начала и середины 90-х годов, свойствами самой организационной и производственной структуры передовых предприятий отрасли: АНТК «Антонов», ХГАПП, ЗМКБ «Прогресс», ОАО «Мотор Січ».

Именно в эти годы были созданы самолеты Ан-32Р (1993), Ан-38 (1994), Ан-70 (1994), Ан-140 (1997), глубокие модификации самолета Ан-74: Ан 74-Т, Ан 74-ТК, Ан 74-ТК-100, Ан 74-ТК-200 (1992-1995), Ан 74-ТК-300 (1999 г.).

В 1992 г. была принята «Программа комплекса работ по созданию на базе сертифицированного самолета Ан-74 конкурентоспособных модификаций различного назначения, модификации серийного военно-транспортного самолета Ан-72 для эксплуатации на гражданских авиалиниях и обеспечения выхода самолетной продукции Украины на зарубежные рынки». Программа нацеливала украинскую авиапромышленность на борьбу за рынки сбыта своей продукции, ориентиром которой стал максимальный учет запросов заказчиков, создание под них новых модификаций [3]. В 2001 году утверждена Государственная комплексная программа развития авиационной промышленности Украины до 2010 года, учитывающая реалии экономики этапа перехода к рынку.

Из приведенного выше анализа высвечиваются основные проблемы. Это, прежде всего проблема преемственности в организации и реализации производства авиационной техники, рассматриваемая нами в [24]. Основным принципом авиастроения всегда был и остается принцип создания изделий высокого качества в кратчайшие сроки при наименьших затратах. Эта триада в условиях рынка многократно усиливается, что вызвано жесткой конкуренцией. В то же время высокое качество предопределяется не только системой его обеспечения (управления качеством), что было всегда, но и состоянием производственно-технической базы предприятий, износ которой в настоящее время составляет 40...60% [25].

Возникает проблема с множеством противоречивых параметров: замена оборудования требует инвестиций и времени. Государство не в состоянии обеспечить необходимое инвестирование, как это имело место в советское время. Собственные инвестиции предприятий ограничены объемом продаж продукции, возможности изготовления и реализации которой замыкают порочный круг.

В этом круге находятся и апробированные мировыми авиастроительными фирмами эффективные способы кооперации предприятий [1 - 3, 7, 9 - 13, 17, 25 - 28], компьютеризация производства, дающая возможность перехода на берегающие время и затраты труда «безбумажные» технологии подготовки и самого производства [20 - 21].

В связи с этим реальным путем решения проблемы «порочного круга» представляется глубокий анализ и развитие принципа критической преемственности организации и управления авиастроительным производством от доставшейся в наследство плановой экономики до оправдавшего себя в современных условиях развитого рынка [24].

Решение этой проблемы, по-видимому, связано с разработкой и реализацией современных математи-



ческих методов, изложенных в [29 - 30], применительно к качественной и количественной оценкам критичной (оптимальной) преемственности по соответствующим критериям.

Из концепции развития принципа преемственности в организации следует логическая возможность разработки новых принципов и методов повышения эффективности организации технологической подготовки производства авиационной техники и их перманентной реализации в современных условиях.

Взаимосвязанными задачами видятся также разработка современной системы управления производством авиационной техники, ее организационно-техническое сопровождение на основных этапах жизненного цикла [23].

Особую роль и место в авиационном бизнесе Украины в период нестабильных заказов, а следовательно, и программ выпуска самолетов [31], могут и должны занять модификации базовых самолетов, оправдавших себя по эксплуатационным характеристикам на рынке продаж. Перспективность модификаций подчеркивалась и в [23], цитируемой выше.

Модификации базовых самолетов широко применяются в практике самолетостроения с периода становления авиации, достаточно полно сформировавшись как одно из основных направлений авиационной техники в 30-е годы прошлого века, а в 60 - 70-е годы получило широкое развитие, движущей силой которого является экономический фактор [32]. Модификации – одна из экономически эффективных форм развития самолетостроения, существенно сдерживающая прогрессирующую стоимость самолета [32].

Это направление особенно актуально в настоящее время для Украины и России, так как является едва ли не единственным способом активного присутствия на региональных и мировом рынках продаж авиационной техники в условиях нестабильных программ производства новых самолетов на постсо-

ветском пространстве, связанных с острым дефицитом инвестиций [1]. Стоимость разработки модификации не превышает 15...30% стоимости разработки базового самолета [32].

Несмотря на широкое производство модификаций самолетов во всех странах с развитой авиационной промышленностью теоретические вопросы модификаций практически все еще не нашли должного освещения и анализа в научной литературе. Единственной монографией, в которой освещена роль модификаций в развитии АТ, является цитированная выше [32]. Однако и в этом источнике фактически только поставлена задача формирования теории модификаций, а основная часть книги излагает историю развития модификаций от их появления до современного периода, вскрывая наиболее характерные этапы и показывая эволюцию модификаций и некоторые закономерности их развития.

## Заключение

В связи с вышеизложенным представляется актуальным, особенно в современных условиях состояния авиационного бизнеса в Украине, России и странах СНГ, всесторонне исследовать теоретические аспекты модификаций самолетов (в методологическом, производственном, экономическом, организационно-управленческом и других аспектах) и разработать, опираясь на современные возможности информационных технологий и системный подход, методологию управления проектами создания модификаций пассажирских и транспортных самолетов и развитием их производства в нестабильных условиях перехода к рыночной экономике.

### Литература

1. Авиационный бизнес / В.Т. Климов, Ал. П. Павлов, Ан. П. Павлов, Ф.Ш. Гайсин. – М.: Московский рабочий, 2002. – 207 с.
2. Матвиенко В.А., Щербак А.А. Техническая информация. Сер.: Мировая авиационная промышленность в первой половине 90-х годов. Вып. 1. Итоги деятельности, тенденции развития / Под ред. проф. Г.А. Кривова. – К.: УкрНИИАТ, 1996. – 48 с.
3. Первые среди первых. Харьковское государственное авиационное производственное предприятие: 75 лет / Под ред. А.К. Мялицы. – Х.: ХГАПП, 2001. – 416 с.
4. Савин В.С. Авиация в Украине. Очерки истории. – Х.: Основа, 1995. – 264 с.
5. Федоров А.О. Від Ан-2 до Ан-124 “Руслан” – втілення задумів О.К. Антонова на заводі “Авіант” // Генеральний конструктор О.К. Антонов: Матеріали наукових читань з циклу “Видатні конструктори України”. – К.: ЕКМО, 2002. – С. 37-42.
6. Богуслаев В.А., Басов Ю.Ф., Кучеренко Ю.Д. 85 лет надежности // Технологические системы. – К., 2001. – Вып. 3(9). – С. 9-16.
7. Богуслаев В.А. Открытое акционерное общество «Мотор Січ» // Технологические системы. – К., 2001. – Вып. 1/99. – С. 15 - 16.
8. Корниенко О.О. Путь к прогрессу. – Запорожье: ОПК «Запоріжжя», 2000. – 176 с.
9. Кривов Г.А. Пути совершенствования авиационного производства // Технологические системы. – К., 1999. – Вып. 1(99). – С. 7 - 10.
10. 35 лет на рынке высоких технологий / Под ред. д.т.н. проф. Г.А. Кривова. – К.: МИИВЦ, 1999. – 230 с.
11. Кривов Г.А., Матвиенко В.А., Афанасьева Л.Ф. Мировая авиация на рубеже XX - XXI столетий. Промышленность, рынки. – К.: КВЦ, 2003. – 295 с.
12. Горбулин В.П., Довгопольный А.С., Приходько О.И. Оборонно-промышленный комплекс Украины – современное состояние и реструктуризация // Технологические системы. – К., 2001. – Вып. 2(8). – С. 5 - 20.
13. Казаков В.П., Кривов Г.О. Базові засади процесів трансформації українського авіабудування // Технологические системы. – К., 2002. – Вып. 4(15). – С. 5 - 10.
14. Балабуев П.В., Король В.Н., Максаков П.П. Организационная и функциональная структуры управления качеством авиационной техники Украины // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2000. – Вып. 18(1). – С. 8 – 21.
15. Король В.Н. Система обеспечения качества продукции как важнейшая составляющая научных основ организации самолетостроительного производства // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 1999. – Вып. 15. – С. 6 – 16.
16. Король В.Н. Качество технологической подготовки производства авиационной техники Украины // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сб. науч. тр. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2000. – Вып. 6. – С. 70 - 79.
17. Кривов Г.А. Особенности развития наукоемких отраслей машиностроения // Технологические системы. – К., 2002. – Вып. 2(13). – С. 12-14.
18. Балабуев П.В., Бычков С.А., Гребеников А.Г. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями: Учеб. пособие. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. Ч. 1. – 454 с.
19. Родина: Газета АНТК им. О.К. Антонова. – 2001, 29 ноября. – К., 2001. – № 431-45.

20. Информационные технологии в наукоемком машиностроении: компьютерное обеспечение индустриального бизнеса / Под ред. П.В. Балабуева, В.А. Богуслаева, А.Г. Братухина, Г.А. Кривова. – К. Техніка, 2001. – 437 с.
21. Балабуев П.В., Король В.Н. Информационные технологии в самолетостроении: Учеб. пособие. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. – 48 с.
22. Богуслав В.А., Омельченко В.И. Комплексная система подготовки и организации производства на серийном предприятии. – Днепропетровск: Січ, 1993. – 356 с.
23. Мялища А.К. Технология поддержки жизненного цикла самолета – новый шаг авиастроения на рынке // Технологические системы. – К., – 2000. – Вып. 3(5). – С. 35-42.
24. Король В.Н., Сляднев О.В. Принцип преемственности в создании авиационной техники // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сб. научн. тр. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. – Вып. 21. – С. 13 - 20.
25. Кривов Г.А. Основные тенденции корпоративно-индустриальной стадии развития авиационного производства // Технологические системы. – К., 2000. – Вып. 3(5). – С. 5-19.
26. Кривов Г.А., Зворыкин К.О. Возможные трансформативные модели корпоративных производственных структур украинских предприятий наукоемкого машиностроения // Технологические системы. – К., 2003. – Вып. 4(20). – С. 5-10.
27. Король В.Н. Об объективных предпосылках и реализуемости преобразования организационной структуры авиационного производства Украины в современных условиях // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. Сб. науч. тр. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2001. – Вып. 27(4). – С. 6 – 17.
28. Король В.Н., Верховодова Л.Т. Концепция создания международного консорциума «Средний транспортный самолет» // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. тр. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2002. – Вып. 30(3). – С. 6 – 27.
29. Бабынин Н.М., Жихарев В.Я., Илюшко В.М. Применение методов искусственного интеллекта в управлении проектами / Под ред. д.т.н. А.Ю. Соколова. – Х., 2002. – 474 с.
30. Научно-методическое обеспечение управления сложными проектами / Под ред. д.т.н. М.М. Митраховича. – К.: Техніка, 2002. – 369 с.
31. Мялища А.К. Технологическая подготовка самолетостроительного производства в условиях дискретно-нестабильных программ выпуска изделий: Автореф. дис... д-ра техн. наук: 05.07.04/ ОАО «УкрНИИАТ». – К., 2003. – 30 с.
32. Шейнин В.М., Макаров В.М. Роль модернизации в развитии авиационной техники. – М.: Наука, 1982. – 225 с.

*Поступила в редакцию 10.01.04*

**Рецензенты:** д-р техн. наук, профессор Бычков С.А., АНТК «Антонов», г. Киев; д-р техн. наук, профессор Гайдачук В.Е., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

УДК 539.3:534.1:629.7.02

С.А. ХАЛИЛОВ, В.Б. МИНТЮК

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

# ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ОТСЕКА КРЫЛА МЕТОДОМ ИДЕНТИФИКАЦИИ КРАЕВЫХ УСЛОВИЙ НА ОСНОВЕ ДВУМЕРНОЙ УПРОЩЕННОЙ МОДЕЛИ

Дано дальнейшее развитие метода идентификации краевых условий путем постановки и решения нетривиальной задачи устойчивости отсека силового кессона крыла.

**упругая устойчивость, сложная пластинчатая система, метод идентификации краевых условий**

Метод идентификации краевых условий (МИКУ), предложенный первым из авторов [1 - 3], позволяет решать задачи устойчивости сложных систем, благодаря процедуре учета взаимодействия их отдельных блоков (подконструкций). Данная работа является частью исследований по развитию метода и расширения области его приложений, она выполнена в рамках научно-исследовательской работы, которая ведется в университете по тематическому плану Министерства образования и науки Украины<sup>1)</sup>.

Силовой кессон крыла выбран в качестве объекта исследования не случайно: именно его элементы (панели, лонжероны, нервюры), наиболее ответственные за разрушение планера самолета [4].

Цель работы: на основе упрощенной, но двумерной модели отсека силового кессона крыла исследовать влияние параметров панелей и нервюр на критические нагрузки. Эта цель достигается с помощью МИКУ. Полученные результаты являются носителями как нового качества – расширение границ познания в данной области, так и нового количества – численные данные могут быть непосредственно использованы в практике проектирования современных самолетов.

Упрощения приняты с целью проведения точного анализа принятой модели и заключаются в следующем:

- кессон рассматривается как периодическая система, составленная из панелей, нагруженных сжатием и растяжением, и нервюр, свободных в исходном состоянии от нагрузок (рис.1);
- панели и нервюры – одномерные и изотропные прямоугольные пластины;
- лонжероны абсолютно жесткие в своей плоскости и абсолютно податливые из нее;
- взаимодействие панелей и нервюр осуществляется по прямым линиям, лежащим в их срединных плоскостях;
- учитывается лишь изгибная жесткость нервюры, а ее мембранные жесткости предполагаются бесконечно большими.

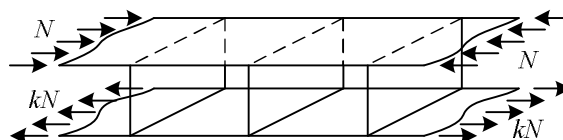


Рис.1. Двумерная модель кессона крыла

Принятые упрощения позволяют рассмотреть какой-либо представительный элемент системы (рис. 2). Задачу устойчивости этого представительного элемента согласно МИКУ сведем к задаче устойчивости какой-либо его части, например, нервюры.

<sup>1)</sup> Научно-исследовательская работа Г403-21/03 “Теоретические основы метода идентификации граничных условий для исследования упругой устойчивости силовой конструкции аэрокосмической техники”

В соответствии с идеологией МИКУ поставленная задача решается в три этапа.

На первом этапе необходимо определить основное (исходное) напряженное состояние. Здесь оно тривиально: верхняя панель находится в условиях однородного сжатия  $N_x = -N$ ; нижняя – однородного растяжения  $N_x = kN$  ( $k$  – положительная постоянная), нервюра свободна от нагрузок в срединной плоскости.

На втором этапе ставятся и решаются так называемые промежуточные краевые задачи (в соответствии с терминологией МИКУ). Решение этих задач позволяет установить (идентифицировать) краевые условия на линиях взаимодействия (здесь – прямых) выделенного элемента системы (здесь – нервюры) с элементами ”соседями“ (здесь – панелями).

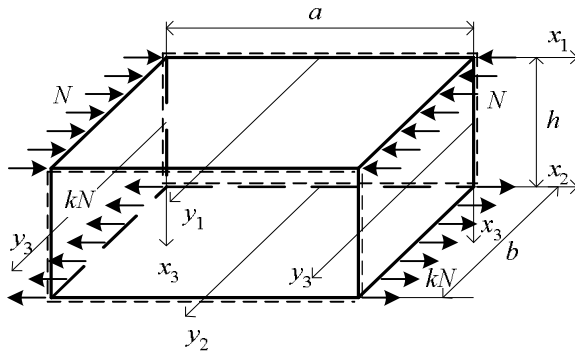


Рис. 2. Представительный элемент системы

В соответствии с принятыми допущениями необходимо решить две краевые задачи ( $i = 1$  – верхняя панель,  $i = 2$  – нижняя панель):

$$\frac{\partial^4 w_i}{\partial x^4} + \frac{\lambda^2}{2} \frac{\partial^4 w_i}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\lambda^4}{16} \frac{\partial^4 w_i}{\partial y^4} - (-1)^i \lambda^2 \pi^2 \alpha_i \frac{\partial^2 w_i}{\partial x^2} = 0 \quad (1)$$

$$\text{в } \Omega_i = \{(x, y) : -1 < x < 1; 0 < y < 1\};$$

$$w_i = \frac{\partial^2 w_i}{\partial y^2} = 0 \quad \text{при } y = 0 \text{ и } y = 1; \quad (2)$$

$$w_i = 0, \frac{\partial w_i}{\partial x} = -g_i(y) \quad \text{при } x = 1; \quad (3)$$

$$w_i = 0, \frac{\partial w_i}{\partial x} = g_i(y) \quad \text{при } x = -1. \quad (4)$$

Здесь  $x, y$  – безразмерные координаты,  $\lambda = \frac{a}{b}$  –

удлинение пластины;  $\alpha_1 = \alpha = \frac{Nb^2}{4\pi^2 D_1}$  – безразмер-

ный параметр нагрузки, показывающий во сколько раз усилие  $N$  превышает минимальное критическое усилие сжатой шарнирно опертой пластины;

$\alpha_2 = k\alpha \frac{D_1}{D_2} \equiv \beta$   $D_i$  – цилиндрическая жесткость

панелей;  $g_i(y)$  – функции углов поворота:

$$g_i(y) = \frac{a}{2} \theta_i(y), \quad \theta_i – \text{углы поворота.}$$

Граничные условия (2) будут удовлетворены, если функции прогиба искать в виде

$$w_i(x, y) = \sum_{n=1}^{\infty} w_{in}(x) \sin(n\pi y). \quad (5)$$

Если теперь представить функции  $g_i(y)$  в виде

$$g_i(y) = \sum_{n=1}^{\infty} g_{in} \sin(n\pi y), \quad (6)$$

то получаем следующие решения:

– верхняя панель ( $i = 1$ )

$$w_{1n}(x) = \begin{cases} C_1 \cos(\delta_n x) + C_2 \cos(\gamma_n x), & \text{если } \alpha > n^2; \\ C_1 \cos\left(\frac{n\lambda\pi}{2} x\right) + C_2 x \sin\left(\frac{n\lambda\pi}{2} x\right), & \text{если } \alpha = n^2; \\ C_1 \operatorname{sh}(\varphi_n x) \sin(\psi x) + \\ + C_2 \operatorname{ch}(\varphi_n x) \cos(\psi x), & \text{если } \alpha < n^2, \end{cases} \quad (7)$$

$$\text{где } \delta_n = \frac{\lambda\pi}{2} \sqrt{2\alpha - n^2 + 2\sqrt{\alpha^2 - \alpha n^2}},$$

$$\gamma_n = \frac{\lambda\pi}{2} \sqrt{2\alpha - n^2 - 2\sqrt{\alpha^2 - \alpha n^2}},$$

$$\varphi_n = \frac{\lambda\pi}{2} \sqrt{n^2 - \alpha}, \quad \psi = \frac{\pi\lambda}{2} \sqrt{\alpha};$$

– нижняя панель:

$$w_{2n}(x) = C_1 \operatorname{ch}(\xi_n x) + C_2 \operatorname{ch}(\zeta_n x) \quad (8)$$

$$\text{где } \xi_n = \frac{\lambda\pi}{2} \sqrt{n^2 + 2\beta + 2\sqrt{\beta^2 + \beta n^2}},$$

$$\zeta_n = \frac{\lambda\pi}{2} \sqrt{n^2 + 2\beta - 2\sqrt{\beta^2 + \beta n^2}}.$$

Произвольные постоянные  $C_1$  и  $C_2$  в решениях (7) и (8) определяются из условия (3), тогда как

условие (4) удовлетворяется автоматически в силу симметрии задач.

Моменты, действующие на нервюры по линиям взаимодействия, например при  $x = 1$ , определяются так:

$$M_{xi}(y) = -\sum_{n=1}^{\infty} C_{in}^{\theta} \theta_{in} \sin n\pi y, \quad i = 1, 2, \quad (9)$$

где

$$C_{1n}^{\theta} = \begin{cases} \frac{4D(\delta_n^2 - \gamma_n^2)}{a(\gamma_n \operatorname{tg} \gamma_n - \delta_n \operatorname{tg} \delta_n)}, & \text{если } \alpha > n^2; \\ \frac{4D\lambda\pi n(\cos(n\pi\lambda) + 1)}{a(\sin(n\pi\lambda) + n\pi\lambda)}, & \text{если } \alpha = n^2; \\ \frac{8D\varphi_n \psi(\cos 2\psi + \operatorname{ch} 2\varphi_n)}{a(\varphi_n \sin 2\psi + \psi \operatorname{sh} 2\varphi_n)}, & \text{если } \alpha < n^2; \end{cases} \quad (10)$$

$$C_{2n}^{\theta} = \frac{4D(\xi_n^2 - \zeta_n^2)}{a(\zeta_n \operatorname{th} \zeta_n - \xi_n \operatorname{th} \xi_n)}. \quad (11)$$

В формуле (9) учтено, что к границам нервюры  $x = \pm 1$  передаются удвоенные моменты, действующие на панели. Отметим, что при  $b \rightarrow \infty$  ( $a$  – конечно) первая формула в  $C_{1n}$  и формула для  $C_{2n}$  переходят в соответствующие формулы работы [4].

Краевая задача устойчивости нервюры (на самом деле – задача устойчивости всей конструкции) формулируется как:

$$\frac{\partial^4 w_3}{\partial x^4} + \frac{\lambda_3^2}{2} \frac{\partial^4 w_3}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\lambda_3^4}{16} \frac{\partial^4 w_3}{\partial y^4} = 0 \quad (12)$$

$$\text{в } \Omega_3 = \{(x, y): -1 < x < 1; 0 < y < 1\};$$

$$w_3 = \frac{\partial^2 w_3}{\partial y^2} = 0 \quad \text{при } y = 0 \text{ и } y = 1; \quad (13)$$

$$\begin{aligned} w_3 = 0, M_{xn} = M_{x1} & \quad \text{при } x = -1; \\ w_3 = 0, M_{xn} = M_{x2} & \quad \text{при } x = 1, \end{aligned} \quad (14)$$

где  $\lambda_3 = \frac{h}{b}$  – удлинение нервюры;  $D_3$  – ее цилиндрическая жесткость.

Отметим, что параметр нагрузки входит лишь в краевые условия.

Граничные условия (13) будут удовлетворены, если функции прогиба искать в виде (5). Решение уравнения (12) имеет вид:

$$\begin{aligned} w_n(x) = C_1 \operatorname{sh}\left(\frac{n\pi\lambda_3}{2}x\right) + C_2 \operatorname{sh}\left(\frac{n\pi\lambda_3}{2}x\right) + \\ + C_3 x \operatorname{ch}\left(\frac{n\pi\lambda_3}{2}x\right) + C_4 \operatorname{ch}\left(\frac{n\pi\lambda_3}{2}x\right). \end{aligned}$$

Использование граничных условий (14) приводит к системе четырех алгебраических уравнений относительно постоянных  $C_i$ ,  $i = 1, \dots, 4$ . Равенство нулю определителя этой системы приводит к трансцендентному уравнению (параметр устойчивости входит в коэффициенты  $C_{1n}^{\theta}$  и  $C_{2n}^{\theta}$ ):

$$\begin{aligned} (n^2 \pi^2 \lambda_3^2 - \operatorname{sh}^2(n\pi\lambda_3)) \frac{h^2 C_{1n}^{\theta} C_{2n}^{\theta}}{D_3^2} + \\ + n\pi\lambda_3 (\operatorname{sh}(2n\pi\lambda_3) - 2n\pi\lambda_3) \frac{h(C_{1n}^{\theta} + C_{2n}^{\theta})}{D_3} - \\ - (2n\pi\lambda_3 \operatorname{sh}(n\pi\lambda_3))^2 = 0. \end{aligned}$$

Заметим, что в предложенном подходе исследования устойчивости сложной конструкции, состоящей из элементов (блоков), потеря устойчивости одним элементом (или одновременно несколькими) при достижении некоторого уровня нагрузки влечет за собой выпучивание всех остальных элементов, т.е. всей конструкции. Элемент, который первым теряет устойчивость, провоцирует выпучивание всей конструкции, все остальные элементы оказывают на конструкцию поддерживающее влияние. Понятно, что элементы, которые находятся в условиях чистого растяжения или ненагружены вовсе, будут оказывать только поддерживающее влияние. Сжатый элемент может сам или одновременно с другими элементами спровоцировать потерю устойчивости конструкции, но, несмотря на то, что элемент сжат, он может все еще оказывать на конструкцию поддерживающее влияние, если потерю устойчивости провоцирует другой более слабый или более нагруженный элемент. Этим трем вариантам соответствуют три варианта значений коэффициента жесткости для сжатой панели  $C_{1n}^{\theta}$  (10).

В данной постановке задачи единственным «провокатором» является верхняя (сжатая) панель, т.е. для коэффициента  $C_{1n}^{\theta}$  всегда реализуется первая формула в (10). Нижняя панель и нервюра оказывают только поддерживающее влияние. Таким образом, параметр устойчивости всей системы не может быть меньше 1 (минимальный для шарнирно опертой сжатой панели), более того, он не может быть меньше, чем  $\frac{(m^2 + \lambda^2 n^2)^2}{(2\lambda n)^2}$  (реальный параметр устойчивости для шарнирно опертой сжатой панели), а также он не может превышать параметр устойчивости сжатой панели, жестко заделанной на нервюрах. Последний находится из трансцендентного уравнения  $\gamma_n \sin \gamma_n \cos \delta_n - \delta_n \sin \delta_n \cos \gamma_n = 0$ . Таким образом, определяются верхняя и нижняя границы искомого параметра. Кроме того, для дан-

ной конструкции и при таком нагружении в результате выпучивания между лонжеронами может образоваться только одна полуволна, т.е.  $n = 1$ .

В заключение приведем примеры некоторых вычислений. Для упрощения вычислений считается, что верхняя и нижняя панели имеют одинаковую изгибную жесткость ( $D_1 = D_2 = D$ ) и нагружены одинаковыми по значению нагрузками ( $k = 1$ ), т.е.  $\alpha = \beta$ .

На рис. 3 показано, как меняется параметр устойчивости  $\alpha$  в зависимости от относительной жесткости нервюры ( $d = \frac{D_3}{D}$ ) для различных удлинений нервюры и панелей. Как можно видеть, параметр устойчивости меняется в широких пределах и основное изменение происходит в диапазоне  $0 < d < 15$ , в который, несомненно, попадают реальные нервюры.

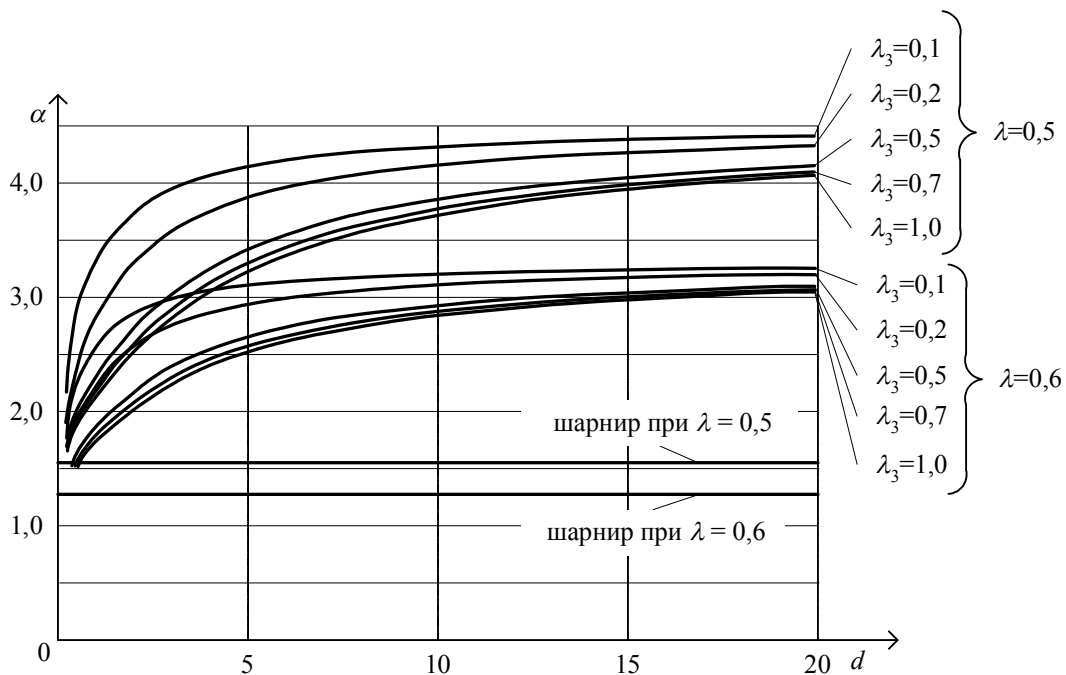


Рис. 3. Зависимость параметра устойчивости системы от относительной жесткости нервюры

На рис. 4 показана форма потери устойчивости верхней (сжатой) панели и относительный изгибающий момент в сечении  $y = 1/2$ . Максимальный прогиб наблюдается в середине панели. На нервюре

и возле нее (на расстоянии  $\rho$  по обе стороны от нервюры) функция прогиба меняет знак кривизны. Момент на нервюре претерпевает скачок. При свободном опирании панели на нервюру  $d = 0$  ( $\alpha = 1,56$  для

данной панели)  $\rho = 0$  и функция прогиба меняет знак кривизны только на нервюре.

С ростом жесткости нервюры  $\rho$  постепенно увеличивается и при  $d \rightarrow \infty$  ( $\alpha \rightarrow 4,55$  для данной панели)  $\rho \rightarrow 0,5$ , что изображено на рис 5. Вдоль оси  $OY$  параметр  $\rho$  изменяется по синусоиде.

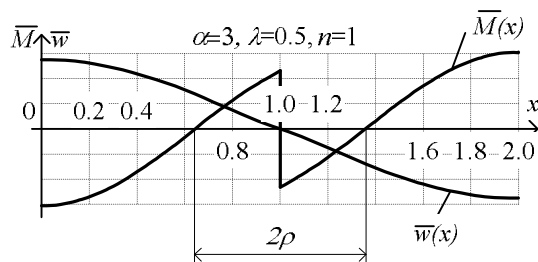


Рис. 4. Форма потери устойчивости и относительный изгибающий момент верхней панели



Рис. 5. Зависимость расстояния  $\rho$  от параметра устойчивости и относительной жесткости нервюры

## Заключение

1. Методом идентификации краевых условий дан точный анализ принятой модели отсека силового кессона крыла, в результате чего получены новые качественные и количественные результаты.

2. Показано, что неадекватный учет действительных условий взаимодействия блоков сложной системы приводит к значительным погрешностям (в несколько раз) в определении критических усилий.

3. Для кессонов с вытянутым сечением ( $b \rightarrow \infty$ ), можно пользоваться более простыми формулами для коэффициентов жесткости панелей.

4. Метод позволяет выявить так называемый элемент-“провокатор” потери устойчивости системы, что дает конструктору возможность рационального проектирования.

5. Полученные результаты могут быть распространены на другие пластинчатые системы.

6. Необходимо дальнейшее развитие работы с целью учета опущенных деталей (учет лонжеронов, поясов и стоек нервюры и т.д.).

## Литература

1. Халилов С.А. Проблема исследования устойчивости несущей конструкции большегрузных самолетов //Авиационно-космическая техника и технология: Труды ХАИ 1993 года. – Х., 1994. – С. 358 - 369.
2. Халилов С.А. Развитие альтернативного подхода к решению проблемы устойчивости силовых элементов конструкции самолета //Авиационно-космическая техника и технология: Труды ХАИ 1994 года. – Х., 1995. – С. 223 - 227.
3. Халилов С.А. Метод идентификации краевых условий в задачах упругой устойчивости. Идея метода // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т». - 2003. – Вип. 1(36) - С. 15 - 21.
4. Халилов С.А., Минтюк В.Б. Исследование устойчивости отсека крыла методом идентификации краевых условий на основе упрощенной модели // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – Х.: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т», - 2003. - Вип. 2(37). - С. 6 - 10.

Поступила в редакцию 22.01.2004

**Рецензенты:** д-р физ.-мат. наук, проф. Проценко В.С., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков; канд. физ.-мат. наук, доцент Несвит М.И., ХГТУСА, г. Харьков.



УДК 519.252

**В.И. ПЕРМЯКОВ<sup>1</sup>, А.Ю. НЕВКРЫТЫЙ<sup>1</sup>, О.В. ЯРОВАЯ<sup>2</sup>**<sup>1</sup>*Харьковский государственный университет строительства и архитектуры, Украина*<sup>2</sup>*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", Украина*

## **ОПТИМАЛЬНОЕ РАЗМЕЩЕНИЕ ДАТЧИКОВ В ТЕХНОЛОГИЧЕСКОМ ОБЪЕМЕ**

Рассмотрены экспериментально-статистический подход к реконструкции физических, химико-технологических полей по конечному числу измерений, задача определения необходимого числа точек для измерений, а также задача их рационального выбора в технологическом объеме. Приведен численный алгоритм решения поставленных задач.

**безопасность, противообледенительная система, пространственно-временные случайные температурные поля, датчик, корреляционная функция, интерполирование, моменты поля**

### **Введение**

Проблема обеспечения безопасности полетов самолетов и вертолетов стала особенно острой с увеличением высоты и скорости полета, размеров летательных аппаратов (ЛА) и интенсивным использованием авиации как вида транспорта. Решение ее в значительной степени зависит от уровня оснащения ЛА специальными системами, в частности системами, обеспечивающими безопасность полетов в сложных метеорологических условиях (при обледенении).

Условия, при которых возникает обледенение самолетов и вертолетов, формируются главным образом в нижнем слое атмосферы – тропосфере. Обледенение происходит при полете в среде, содержащей капли воды, при отрицательной температуре окружающего воздуха, в основном, в облаках, или в условиях переохлажденного воздуха. Поэтому безопасность полетов в значительной степени зависит от возможностей непосредственного контроля метеорологических условий полета ЛА и своевременного выявления начала процесса его обледенения. Это осуществляется при помощи специальных устройств – сигнализаторов обледенения. Они могут быть как автономными приборами, так и входить в состав противообледенительных систем. В последнем случае сигнализаторы обледенения используются для

автоматического включения и выключения противообледенителей наиболее важных агрегатов.

Рациональное размещение сигнализаторов повышает достоверность обнаружения обледенения.

Поэтому актуальной представляется проблема размещения датчиков на несущих поверхностях ЛА (крыло, хвостовое оперение, силовая установка), а также определения их количества, необходимого для эффективной и надежной работы противообледенительной системы.

### **1. Формулирование проблемы**

Для экспериментального изучения случайных температурных полей (а к таковым могут быть отнесены температурные поля при технологической обработке разнообразных материалов в силу массы факторов, имеющих явно недетерминированный характер) помимо специальной аппаратуры необходимо иметь обоснованную методику планирования температурных измерений и обработки экспериментальных данных.

Процесс тепловой обработки приводит к образованию в технологических объектах пространственно-временного температурного поля. Возникает также вопрос о количестве температурных датчиков, необходимых для получения достаточной ин-

формации о температурном поле, и об их рациональном размещении в технологическом объеме.

Чисто статистический подход к исследованиям пространственно-временных случайных температурных полей требует весьма частой расстановки датчиков, большого числа каналов для передачи информации, весьма больших массивов чисел при обработке. Следует учитывать, что при рассмотрении каждой конкретной конструкции, реализующей процесс тепловой технологической обработки, почти всегда имеется дополнительная априорная информация о свойствах температурного поля. Эту информацию целесообразно использовать при планировании температурных измерений, с тем чтобы существенно сократить число датчиков, а также количество времени и средств для статистической обработки результатов.

Рассмотрим метод организации температурных измерений в технологических объектах со случайными температурными полями (стохастический подход). Будем использовать разложение исследуемых температурных полей в ряды по некоторым базисным функциям, которые будут выбираться с учетом конструкции технологических объектов и действующих на них возмущающих и управляющих воздействий.

### 1.1. Общие соотношения

Пусть пространственно-временное скалярное температурное поле задано в некоторой области  $V \subset R^m$  ( $m = 1, 2, 3$ ) и описывается скалярной функцией  $T(\vec{x}, t)$  векторного пространственного аргумента  $\vec{x}$  и времени  $t$ . В области  $V$  выберем  $n$  точек с координатами  $\vec{x}_1, \vec{x}_2, \dots, \vec{x}_n$ . Измеряя в этих точках реализацию температурного поля, найдем оценки математических ожиданий и взаимных моментов для этих точек поля:

$$M \left[ T(\vec{x}_j, t) \right], M \left[ T(\vec{x}_j, t) T(\vec{x}_k, t') \right].$$

Задача состоит в том, чтобы указать число датчиков  $n$  и их размещение в области  $V$ , необходимые для оценки математического ожидания и взаимных моментов поля.

Реконструкция температурного поля по измерениям в отдельных его точках – математически некорректна в силу непрерывности самого поля по пространственной и временной переменным, с одной стороны, и дискретности измерений – с другой. В приближенной постановке эту задачу можно сформулировать корректно, описывая поле с помощью конечного числа параметров, используя разложение в ряд по некоторой системе детерминированных базисных функций  $\varphi_a(\vec{x})$ , которую необходимо выбирать так, чтобы почти любая реализация  $T(\vec{x}, t)$  могла быть аппроксимирована при помощи ряда:

$$T(\vec{x}, t) = \sum_a Q_a(t) \varphi_a(\vec{x}), \quad (1)$$

где  $Q_a(t)$  – случайная функция времени.

Получим общее выражение для математического ожидания и корреляционной функции поля  $T(\vec{x}, t)$ :

$$M \left[ T(\vec{x}, t) \right] = \sum_a M \left[ Q_a(t) \right] \varphi_a(\vec{x}), \quad (2)$$

$$M \left[ \tilde{T}(\vec{x}, t) \tilde{T}(\vec{x}', t') \right] = \sum_a \sum_\beta M \left[ \tilde{Q}_a(t) \tilde{Q}_\beta(t') \right] \varphi_a(\vec{x}) \varphi_\beta(\vec{x}'). \quad (3)$$

Полагая в соотношении (2)  $\vec{x} = \vec{x}_j$  и удерживая  $n$  членов ряда, получим систему уравнений относительно математических ожиданий с коэффициентами  $a_{ja} = \varphi_a(\vec{x}_j)$ , образующими матрицу  $A$ , размерностью  $n \times n$ , аналогичную матрице Вандермонда в теории интерполирования. Если определитель матрицы  $A$  отличен от нуля, то из системы уравнений можно найти математические ожидания.

Время  $t$  при этом будем трактовать как параметр. Подставив их в (2), можно вычислить математическое ожидание температурного поля. Отсюда следует, что требуемое число датчиков равно числу членов ряда (1), которое необходимо для удовлетворительного приближения температурного поля  $T(\vec{x}, t)$ . Аналогично можно получить систему уравнений для реконструкции корреляционной функции поля. Рассматривая соотношение (3) в точках  $\vec{x} = \vec{x}_j$  и

$\vec{x}' = \vec{x}_k$  и удерживая в ряд (1)  $n$  членов, получаем  $n \times n$  уравнений относительно корреляционных функций с коэффициентами

$b_{jka\beta} = \varphi_\alpha(\vec{x}_j) \varphi_\beta(\vec{x}_k)$ , которые после надлежащего упорядочения пар индексов  $j, k$  и  $\alpha, \beta$  образуют квадратную матрицу  $B$  размерностью  $n^2 \times n^2$ . Если определитель этой матрицы отличен от нуля, то из системы уравнений находим корреляционные функции. Аргументы  $t$  и  $t'$  при этом рассматриваем как параметры. Используя (3), можно восстановить корреляционную функцию в любой точке температурного поля.

Замечаем, что  $b_{jka\beta} = a_{ja} a_{k\beta}$ , т. е. матрица  $B$  является прямым (кронекеровским) квадрантом матрицы  $A$ :  $B = A \otimes A$ . [1]

Совершенно аналогично может быть поставлена и решена задача о реконструкции моментных функций более высокого порядка. Соответствующие коэффициенты системы имеют вид

$$b_{jkl \dots \alpha \beta \gamma \dots} = \varphi_\alpha(\vec{x}_j) \varphi_\beta(\vec{x}_k) \varphi_\gamma(\vec{x}_l) \dots$$

и образуют матрицу размерности  $n^N \times n^N$ , которая представляет собой  $N$ -ю кронекеровскую степень матрицы  $A$ .

## 2. Решение проблемы. Принцип размещения датчиков

Подытожим и уточним соображения, высказанные по поводу количества датчиков.

1. Минимальное число требуемых датчиков равно числу членов ряда, которые необходимы для аппроксимации исследуемого температурного поля с заданной точностью.
2. Определители соответствующих уравнений должны быть отличны от нуля. Заметим, что определитель  $N$ -й кронекеровской степени матрицы  $A$  размерностью  $n \times n$  выражается через определитель этой матрицы следующим образом:

$$\det A^{[N]} = (\det A)^{Nn^{N-1}}. \quad (4)$$

Поэтому достаточным является условие

$$\det A \neq 0. \quad (5)$$

3. Матрицы уравнений должны быть достаточно хорошо обусловлены. Тогда малые погрешности при измерении статистических характеристик температурного поля в отдельных точках не будут приводить к большим ошибкам при реконструкции поля в целом.
4. Требование, чтобы определитель матрицы  $A$  был достаточно далек от нуля, приводит к критерию для расстановки датчиков

$$|\det A| \rightarrow \max_{\vec{x}_1, \vec{x}_2, \dots, \vec{x}_n}. \quad (6)$$

Здесь экстремум целевой функции ищется при определенных конструктивных ограничениях, накладываемых на координаты  $\vec{x}_1, \vec{x}_2, \dots, \vec{x}_n$ .

### 2.1. Замечания о числе обусловленности

Критерий (6) не инвариантен относительно линейных преобразований. Возможно использование

числа обусловленности Тьюринга  $\eta(A)$  действительной квадратной матрицы:

$$\eta(A) = n^{-1} \|A\| \cdot \|A^{-1}\|. \quad (7)$$

Наиболее предпочтительно использование сферической и кубической норм [4]:

$$\|A\|_I = \left( \sum_{\mu, \nu} a_{\mu\nu}^2 \right)^{1/2}, \quad \|A\|_{II} = n \max_{\mu, \nu} |a_{\mu\nu}|, \quad (8)$$

что приводит к первому  $\eta_I(A)$  и второму  $\eta_{II}(A)$  числам Тьюринга. Число обусловленности Тогда  $\eta_{III}(A)$  выражается через собственные значения матрицы  $A$ :

$$\eta_{III}(A) = \max_{\mu} |\alpha_{\mu}| \cdot \left[ \min_{\mu} |\alpha_{\mu}| \right]^{-1}. \quad (9)$$

Собственные значения могут быть комплексными, поэтому удобнее пользоваться другим числом обусловленности, которое выражается через сингулярные числа  $\lambda_{\mu}$  матрицы  $A$ , равные арифметическим значениям квадратичного корня из собственного числа матрицы  $A^T A$ , что приводит ко второму числу обусловленности Тогда [2]:

$$\eta_{IV}(A) = \max_{\mu} |\lambda_{\mu}| \cdot \left[ \min_{\mu} |\lambda_{\mu}| \right]^{-1}. \quad (10)$$

Все упомянутые числа обусловленности не меньше единицы и связаны между собой неравенствами [3]

$$\begin{aligned} \eta_I(A) &\leq \eta_{II}(A) \leq n^2 \eta_I(A), \\ \eta_I(A) &\leq \eta_{IV}(A) \leq n \eta_I(A), \\ \eta_{III}(A) &\leq \eta_{IV}(A). \end{aligned} \quad (11)$$

Чем лучше обусловлена матрица  $A$ , тем числа  $\eta(A)$  ближе к единице. При помощи чисел обусловленности можно сформулировать ряд критериев размещения датчиков:

$$\eta(A) \rightarrow \min_{\vec{x}_1, \vec{x}_2, \dots, \vec{x}_n}, \quad (12)$$

Ввиду того, что неравенства (11) являются относительно тесными, использование любого из трех чисел обусловленности приводит к близким результатам. Обусловленности кронекеровских степеней  $A$  равны соответствующим степеням этих чисел для матрицы:

$$\eta_I \left( A^{[N]} \right) = \eta_I^N(A).$$

Таким образом, достаточно ограничиться требованиями обусловленности матрицы  $A$ .

## 2.2. Связь с теорией интерполирования функций

Задача оценивания вероятностных характеристик случайных температурных полей по результатам измерений в конечном числе точек может быть интерпретирована как задача интерполирования детерминистских функций, поскольку, выражение (1) можно рассматривать как обобщенный интерполяционный полином в области  $V$ , образованный из функций

$$\varphi_1(\vec{x}), \varphi_2(\vec{x}), \dots, \varphi_n(\vec{x}),$$

а точки  $\vec{x}_1, \vec{x}_2, \dots, \vec{x}_n$  - как узлы интерполирования.

Совершенно аналогично реконструкция вероятностных характеристик второго порядка может быть интерпретирована как интерполирование функции в области  $V \otimes V$ . Обобщенные интерполяционные полиномы при этом образуются из функций  $\varphi_{\alpha}(\vec{x}) \varphi_{\beta}(\vec{x}')$ . Узлами интерполирования служат

$$n \times n \text{ пар точек } \left( \vec{x}_1, \vec{x}_1' \right), \left( \vec{x}_1, \vec{x}_2' \right), \dots, \left( \vec{x}_n, \vec{x}_n' \right).$$

Требования к размещению датчиков могут быть сформулированы в терминах теории интерполирования функций: необходимое число датчиков выбирается из условия, чтобы обобщенные интерполяционные полиномы достаточно хорошо аппроксимировали вероятностные характеристики поля в точках, не совпадающих с точками измерений.

### 2.3. Задачи апостериорного планирования измерений

Изложенный выше подход можно назвать априорным - при его осуществлении используются только некоторые предварительные априорные сведения о свойствах поля, на основе которых выбираются подходящие базисные функции. Количество датчиков принимается равным числу членов ряда, необходимых для удовлетворительной аппроксимации поля. После этого задача планирования сводится к отысканию такого размещения датчиков, которое либо обеспечивает наилучшее интерполирование поля, либо соответствует измерительной схеме, наименее чувствительной к погрешностям измерений. Оба подхода удастся формализовать и объединить, используя понятие наименьшей обусловленности некоторых матриц. Представляет практический интерес апостериорное планирование, в котором существенным образом используются результаты, полученные непосредственно в ходе измерений.

Если в процессе измерений обнаружится некоторая информация, то это может побудить к тому, чтобы изменить размещение датчиков и снять, таким образом, большее количество информации. Поясним постановку задачи апостериорного планирования на примере стационарного поля  $T(\vec{x}, t)$  в двух точках  $\vec{x}_1$  и  $\vec{x}_2$ .

Пусть по результатам измерений получена оценка для корреляционной матрицы процесса. За меру связанности значений поля в двух точках естественно принять величину коэффициента корреляции

$$\rho_{12} = K_{12} / (K_{11} K_{22})^{1/2}. \quad (13)$$

Принимая за признак наилучшего размещения датчиков отсутствие корреляции между их показаниями, переходим к критерию:

$$\left| \rho_{12} \right| \rightarrow \min_{\vec{x}_1, \vec{x}_2}. \quad (14)$$

Количество информации о величине  $T_1$ , получаемой в результате наблюдения величины  $T_2$ , определяется как

$$I_{T_2} [T_1] = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} P(T_1, T_2) \log \frac{P(T_1 / T_2)}{P(T_1)} dT_1 dT_2,$$

где  $P(T_1, T_2)$ ,  $P(T_1 / T_2)$  и  $P(T_1)$  – плотности вероятности величин  $T_1$ ,  $T_2$ . Среди всех принадлежащих данному классу размещений датчиков наилучшим будет то, которое удовлетворяет критерию:

$$I_{T_2} [T_1] \rightarrow \min_{\vec{x}_1, \vec{x}_2}. \quad (15)$$

Если поле  $T(\vec{x}, t)$  – нормальное, то количество информации выражается через элементы корреляционной матрицы следующим образом:

$$I_{T_2} [T_1] = \log \sqrt{\frac{K_{11} K_{22}}{K_{11} K_{22} - K_{12}^2}} = \log \frac{1}{\sqrt{1 - \rho_{12}^2}},$$

т. е. критерий минимума условной информации (15) эквивалентен критерию минимума модуля коэффициента корреляции (14). Приведенные соображения распространяются на многомерный случай. При этом вместо коэффициента корреляции используются некоторые осредненные по всем датчикам меры корреляции.

#### 2.4. Критерий наилучшей обусловленности корреляционной матрицы

Критерии (14), (15) можно сформулировать в терминах чисел обусловленности. В случае их распространения на многомерный случай корреляционная матрица может быть в целом хорошо обусловлена, однако между отдельными группами датчиков будет иметь место значительная корреляция. Например, обусловленность при  $n > 2$  еще не гарантирует малости корреляции между измерениями в точках  $\vec{x}_1$  и  $\vec{x}_2$ . Чтобы включить эти ситуации в рассмотрение, необходимо обобщить понятие обусловленности, включив в него обусловленность соответствующей системы линейных алгебраических уравнений по отношению к любой группе переменных. В дальнейшем аргумент у матрицы  $K(t, t')$  не выписываем, принимая, что оптимизация размещения датчиков производится при некоторых фиксированных значениях аргументов. Образует из элементов матриц  $K$  главные подматрицы  $K_{jkl}$ , где индексы равны номерам вычеркиваемых строк и столбцов. Общее число главных подматриц у матрицы порядка  $n$  равно  $2^n - n - 2$ . Введем обобщенные числа обусловленности, равные максимальным значениям на множестве чисел обусловленности данной матрицы и всех главных подматриц:

$$\xi(K) = \max \left\{ \eta(K), \eta(K_1), \dots, \eta(K_{12\dots(n-2)}) \right\}. \quad (16)$$

В качестве критерия наилучшего размещения датчиков возьмем условие

$$\xi(K) \rightarrow \min_{\vec{x}_1, \vec{x}_2, \dots, \vec{x}_n}. \quad (17)$$

При  $n = 2$  этот критерий совпадает с требованием наилучшей обусловленности в обычном смысле. При  $n > 2$  критерий (17) должен включать в себя также требования минимума попарной корреляции

между показаниями всех датчиков, а также некоторые требования, сводящие к минимуму множественную корреляцию.

#### Заключение

Представленная методика определения количества и места размещения сигнализаторов обледенения приводит к необходимости решения двух проблем: определения обусловленности некоторой матрицы и решения задачи нелинейного программирования с учетом конструктивных ограничений летательного аппарата. Обе проблемы имеют варианты решения, однако учет специфики конструкций, возможно, позволит сформулировать законченный экономичный алгоритм.

#### Литература

1. Мочанов И.Н. Машинные методы решения прикладных задач. К.: Наук. думка, 1987. – С. 57-88.
2. Воеводин В.В., Кузнецов Ю. А. Матрицы и вычисления. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1984. – 320 с.
3. Коллатц Л. Функциональный анализ и вычислительная математика. – М.: Мир, 1969.
4. Пешель М. Моделирование сигналов и систем. – М.: Мир, 1981. – С. 139 - 156.

*Поступила в редакцию 25.12.2003 г.*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Соколов А.Ю. Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 539.4

В.І. АРТИМ, П.В. ПУШКАР

ІФНТУНГ, Україна

## МОДЕЛЮВАННЯ НАКОПИЧЕННЯ ВТОМНИХ ПОШКОДЖЕНЬ ПРИ ВИПАДКОВОМУ НАВАНТАЖУВАННІ

Запропоновано для моделювання накопичення втомних пошкоджень використовувати метод схематизації випадкових процесів навантажування деталей машин (метод вкладених циклів), який дозволяє враховувати як вплив послідовності амплітуд циклів напружень, так і складності структури процесу. Розроблено розрахункову модель накопичення втомних пошкоджень при випадковому навантажуванні. Моделювання базується на даному методі та гіпотезі про можливість роздільного урахування складності структури та послідовності амплітуд процесу навантажування.

**схематизація, структура процесу навантажування, накопичення пошкоджень, довговічність**

### Вступ

Сучасні тенденції розвитку машинобудування полягають в зменшенні матеріалоемності машин при більш повному використанні ресурсу їх деталей. Це неминуче призводить до все більшого лімітування довговічності деталей машин втомними та корозійно-втомними процесами. Переважна ж більшість деталей машин в реальних експлуатаційних умовах підлягає впливу випадкових навантажувальних процесів (рис.1).

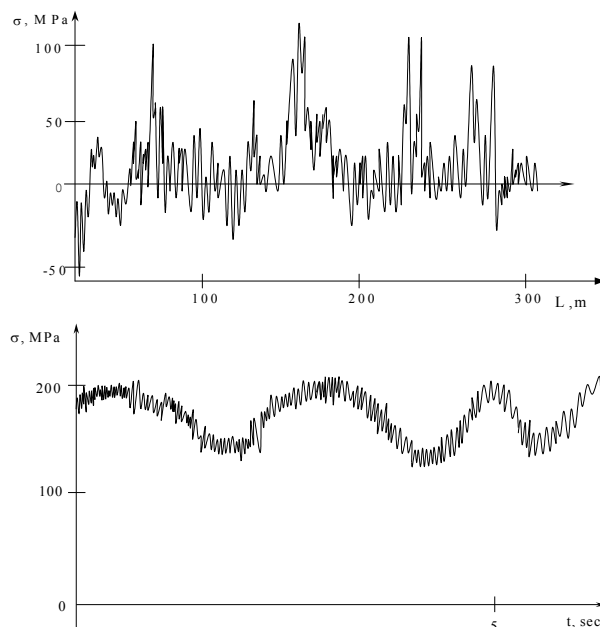


Рис. 1. Приклади реальних процесів навантажування

### 1. Формулювання проблеми

Довговічність деталі [1, 2] знаходять за формулою

$$L = \left( \sum_{i=1}^n p_i \lambda_i \right)^{-1}, \quad (1)$$

де  $L$  – розрахункова довговічність;

$\lambda_i$  – відносна накопичення пошкоджень в  $i$ -х умовах експлуатації за одиницю виміру довговічності (км пробігу, кількість циклів, час роботи і т.ін.);

$p_i$  – відносна доля тривалості експлуатації для  $i$ -х умов експлуатації;

$n$  – кількість типових умов експлуатації (наприклад, розгін, робочий режим, гальмування, ремонтні роботи і т.п.).

При цьому повинна виконуватись умова

$$\sum_{i=1}^n p_i = 1.$$

Визначення  $p_i$  не є складною задачею і при наявності статистичної інформації на етапі проектування про експлуатацію даної машини чи машин-аналогів не викликає великих складнощів.

Набагато складнішим завданням є визначення  $\lambda_i$ , яке потребує розв'язання цілого комплексу об'ємних задач.

На сучасному етапі підсумовування втомних пошкоджень найчастіше проводять за допомогою кінетичних рівнянь пошкоджень, які в найбільш загальному вигляді можна описати рівнянням [3]

$$dz/dt = F[z(t), \sigma(t), R(t), C(t)], \quad (2)$$

де  $z$ - міра пошкодження, яка задовольняє таким залежностям:

$$z(t=0), z(t=T_{kp})=1,$$

де  $T_{kp}$  - час до руйнування,

$F[\ ]$  – детермінована невід’ємна (кумулятивна модель) скалярна функція,

$R(t)$  – вектор параметрів базових залежностей, який враховує геометрію деталі, матеріал, якість поверхні та інші фактори,

$C(t)$  – вектор параметрів зовнішнього середовища (корозійний фактор, температура і т.п.)

Кінетичні рівняння типу (2) можна класифікувати залежно від моделі підсумовування пошкоджень. Наприклад, лінійне підсумовування Пальмгрена-Майнера [4] описується рівнянням

$$\frac{\partial z}{\partial t} = c(\sigma)\sigma^{r(\sigma)}, \quad (3)$$

де  $c$  і  $r$  – кусково-постійні функції.

Рівняння вигляду (3) і до цього часу дуже широко використовується. Але накопичення експериментальних та практичних даних привело до висновку про недостатність лінійної моделі при багатьох режимах навантажування [1, 2, 5].

Проведені багатьма авторами чисельні експериментальні та теоретичні дослідження привели до створення сучасних методик підсумовування втомних пошкоджень. Серед них слід відмітити лінійну відкоректовану гіпотезу Серенсена-Когаєва [5], методики урахування асиметрії циклів та зменшення границі витривалості, розроблені Почтенним [6], а також нелінійні автомодельні гіпотези Болотіна [7] та цілий ряд інших нелінійних гіпотез, огляд яких можна знайти, наприклад, в праці Біргера [3]. Але й ці методики, вдало описуючи якісь одні процеси, для інших можуть давати хибні результати.

На сучасному етапі немає загальноприйнятої дієвої методики розрахунку довговічності в умовах випадкових навантажуваль, особливо зі складною структурою (наприклад, широкополосні нестационарні випадкові процеси). Тому питання розроблення

моделі, яка б дозволила враховувати складність процесу навантажування при розрахунках довговічності, є актуальним.

## 2. Вирішення проблеми

Вплив векторів  $R(t)$  і  $C(t)$  в рівнянні (2) на накопичення втомних пошкоджень суттєво не відрізняється при різних характерах навантажування, тому в першу чергу при випадковому навантажуванні слід звернути увагу на вплив  $\sigma(t)$ .

Складність проблеми полягає в тому, що слід враховувати не тільки вплив конкретної амплітуди  $\sigma_i$ , але й деякого числа попередніх амплітуд  $\sigma_{i-1}$ ,  $\sigma_{i-2}$ ,  $\sigma_{i-k}$ . Значення  $k$  в деяких випадках може бути дуже великим, наприклад, перевантаження може зупинити розвиток пошкодження при невисоких амплітудах на  $10^2 \dots 10^3$  циклів напружень [12].

Визначення функції  $F[\sigma(t)]$  у рівнянні (2) є дуже складною задачею, але, на нашу думку, можна скористатися деякими допущеннями, які впливають з імовірної природи випадкових навантажуваль. При цьому розрахунок буде складатися з таких етапів.

### 2.1. Схематизація випадкового процесу

Незалежно від прийнятої методики підсумовування пошкоджень складним і відповідальним є вже перший етап, на якому проводиться схематизація випадкових навантажуваль з приведенням їх до еквівалентних за пошкоджуючою дією закономірних чи блокових. На сучасному етапі поки що немає загальноприйнятої методики вирішення цієї задачі.

Існуючі методи схематизації (екстремумів, розмахів, викидів, повних циклів, “дощу” і т.п.) дають різні розподіли навантажуваль, а отже і  $\lambda_i$  [2]. Слід також відмітити, що у випадку складного випадкового процесу навантажування спостерігаються найбільші розбіжності між теоретичними розрахунками і практичними результатами.



На нашу думку, в першу чергу це пов'язано з недостатнім урахуванням при схематизації до двох факторів. По-перше, це вплив послідовності амплітуд циклів напружень. В багатьох випадках таким впливом не можна нехтувати, наприклад, у випадку наявності в блоці навантажування високих, т.зв. пікових напружень, або низьких напружень, менших за границю витривалості [8]. По-друге, значення  $\lambda_i$  залежить від коефіцієнту широкополосності  $\varepsilon$ , а саме, зменшення коефіцієнту  $\varepsilon$ , тобто збільшення широкополосності і складності процесу навантажування призводить до значного зменшення точності розрахунків довговічності за існуючими методами схематизації [1, 2, 5, 9].

Урахування одночасно історії навантажування та складності самого процесу традиційними методами схематизації є неможливим через їх орієнтацію на розподіл величин амплітуд без визначення їх послідовності (метод повних циклів, “дощу”) чи без урахування складності процесу (методи розмахів, екстремумів, викидів).

В найбільшій мірі поставленій меті відповідає метод, запропонований Почтенним спочатку для двочастотного процесу [10], а пізніше розвинутий для багаточастотного навантажування [11]. Але запропоноване в даному методі поетапне виділення максимумів процесу не дає можливості в достатній мірі дослідити структуру процесу, особливо у випадку складного багаточастотного навантажування з випадковими істотно різними амплітудами. При врахуванні тільки максимумів такого процесу існує можливість спотворення реальної картини процесу, особливо завищення  $\sigma_{mi}$  на найбільш низьких виділених частотах.

На нашу думку, таким методом, який би давав розподіл амплітуд у часі з одночасним урахуванням реальної складності самої структури процесу, може бути запропонований в [13] метод вкладених циклів.

Суть методу полягає в наступному. Початковим етапом схематизації є, як і для інших методів,

визначення екстремумів процесу  $\sigma_{екстр.i}$ . Потім для кожного із сусідніх півциклів визначається амплітуда  $\sigma_{ai}^1$  та середнє значення  $\sigma_{mi}^1$ . Це дає можливість визначити послідовність амплітуд на першій, найбільш високій частоті процесу.

На другому етапі розглядається процес, де точками виступають вичислені раніше середні значення  $\sigma_{mi}^j$ .

Для цього процесу визначаються екстремальні значення, а інші точки процесу з подальшого розгляду відкидають.

Знову визначаються, як і для першого етапу,  $\sigma_{ai}^j$  і  $\sigma_{mi}^j$ . Таким чином, ми отримуємо розподіл амплітуд та їх послідовність на другій, більш низькій частоті.

Таку процедуру повторюють доти, поки на якомусь етапі:

- різниця між максимальним і мінімальним значенням процесу не стане меншою за якесь наперед визначене значення  $[\Delta\sigma]$ , наприклад,  $[\Delta\sigma]=0,3\sigma_{-1}$ ;

- не залишаться дві екстремальні точки.

Для наочної ілюстрації можливостей запропонованого методу було проведено схематизацію випадкового процесу за методом вкладених циклів і методом Почтенного (рис. 2).

Для обох методів кількість етапів показує складність процесу. Як бачимо, обидва методи дають практично однакові величини середніх амплітуд процесу  $\sigma_{ai}$  та частоти на кожному етапі. При цьому їх значення повністю відповідають реальній картині процесу навантажування.

Але слід відмітити істотну різницю при визначенні середнього рівня навантаження на низьких частотах. Так, для тричастотного процесу  $\overline{\sigma_m'''} = 0$  для запропонованого методу і  $\overline{\sigma_m'''} = 60$  МПа для методу Почтенного. Реально  $\sigma_m$  для найнижчої частоти дорівнює нулю, тобто при врахуванні асиметрії циклів на етапах метод вкладених циклів

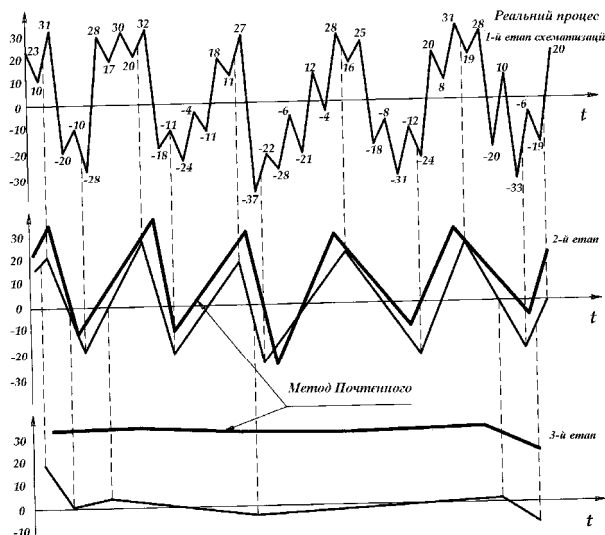


Рис. 2. Схематизація тричастотного випадкового процесу

більш відповідає реальній картині процесу.

Таким чином, перевагою методу вкладених циклів є те, що на останньому етапі ми отримуємо середнє значення процесу  $\overline{\sigma_m}$ , а у випадку нестационарності, крім того, можна оцінити  $\overline{\sigma_m}$  як функцію часу.

При розрахунках на довговічність після схематизації процесу рекомендується приведення напружень із різним коефіцієнтом асиметрії  $R$  до симетричного циклу. Таке приведення значно спрощує подальші розрахунки. Згідно з методом еквівалентних напружень [14] проводимо приведення усіх амплітуд до симетричного ( $R = -1$ ) коефіцієнту асиметрії.

## 2.2. Модель накопичення пошкоджень

Визначаємо сумарне пошкодження на усіх етапах реалізації  $t$  за формулою

$$Z_t = \sum_{j=1}^s K_{j1} \sum_{i=1}^p K_{j2} \frac{n_{ij}}{N_{ij}} = \sum_{j=1}^s K_{j1} \sum_{i=1}^p K_{j2} \frac{\overline{\omega_j}}{2\pi N_0} \left( \frac{\sigma_{ij}}{\sigma_{-1}} \right)^m$$

при умові  $\sigma_{ij} \geq \sigma_{-1 \text{ кін.}}$

$S$  - кількість рівнів схематизації;

$N_0$  - базове число циклів;

$\sigma_{-1}$  - границя витривалості;

$m$  - показник кривої Велера;

$K_j$  - коефіцієнт впливу зміни напружень на даному рівні.

Якщо прийняти в першому наближенні  $K_j = 1$ , то дане рівняння буде відповідати рівнянню Майнера. Тому приділимо визначенню  $K_j$  найбільшу увагу. По-перше, природа самого  $K_j$  полягає у спрощенні реального процесу при одночасному виділенні його найбільш суттєвих ознак. Згідно з методом вкладених циклів при використанні методу еквівалентних напружень ми моделюємо реальний процес навантажування симетричними напруженнями ( $R = -1$ ), приведеними до окремих рівнів з різною частотою. На нашу думку, таке моделювання дозволяє враховувати усі найсуттєвіші параметри процесу, а похибки при його використанні будуть значними при такому збігу обставин, які дуже рідко трапляються при реальних режимах роботи деталей.

По-друге,  $K_j$  ми пропонуємо визначати як добуток двох коефіцієнтів  $K_j = K_{j1} \times K_{j2}$ .

$K_{j1}$  - коефіцієнт, який враховує вплив напружень попереднього рівня на даний;

$K_{j2}$  - коефіцієнт, який враховує нерівномірність амплітуд у часі всередині рівня.  $K_{11} = 1$ .

Визначення  $K_{21}$ ,  $K_{31}$  і т.д. можна провести з аналізу двочастотних процесів, де накопичено вже значну кількість інформації. В загальному випадку

$$\text{для визначеного матеріалу } K_{j1} = F\left(\frac{\overline{\omega_j}}{\overline{\omega_{j-1}}}, \frac{\overline{\sigma_j}}{\overline{\sigma_{j-1}}}\right).$$

Визначення коефіцієнта  $K_j$  значно полегшується при наявності інформації про матеріал, а саме його реакції на зміну напружень. Поділимо усі матеріали за такими ознаками:

1. Матеріал не реагує на зміну напружень в процесі навантажування і для нього усі  $K_j = 1$ , тобто формула Майнера справедлива в усіх випадках.

2. Матеріал реагує на зміну напружень, але загальна реакція на зміну  $\sigma_1$  на  $\sigma_2$  і навпаки зрівноважується, тобто  $K_{12} \times K_{21} = 1$ . Для такого випадку  $K_{j2} = 1$ , а  $K_{j1} \neq 1$  при  $\overline{\sigma_j} \neq \overline{\sigma_{j-1}}$

3. Матеріал анізотропний до зміни навантаження.  $K_{12} \times K_{21} \neq 1$ . Тоді  $K_{j1} \neq 1$ , а  $K_{j2} = F(\overline{\sigma_j}, D\sigma_j) \neq 1$  і його вплив тим більший, чим більше значення варіації процесу  $\frac{D\sigma}{\sigma}$ .

### Висновки

Розроблено розрахункову модель накопичення втомних пошкоджень при випадковому навантажуванні. Моделювання базується на розробленому методі схематизації випадкових процесів та гіпотезі про можливість роздільного урахування складності структури та послідовності амплітуд процесу навантажування.

Безсумнівно, що запропонована методика може бути працездатною тільки при достовірності визначення  $K_j$ . Тому автори сподіваються на зацікавленість науковців даною проблемою і сприймуть із вдячністю усі критичні зауваження, які торкаються проблеми накопичення втомних пошкоджень при випадковому навантажуванні.

### Література

1. Лукинский В.С., Зайцев Е.И. Прогнозирование надежности автомобилей. – Л.: Политехника, 1991. – 224 с.
2. Гусев А.С. Сопротивление усталости и живучесть конструкций при случайных нагрузках. – М.: Машиностроение, 1989. – 248 с.
3. Биргер И.А. Детерминированные и статические модели усталостной прочности // Проблемы прочности. – 1982. – №4. – С. 24-28.
4. A. Miner. Cumulative damage in fatigue, Journ. Of App. Mechan. 12(1945). – P. 159-164.
5. Когаев В.П., Гадолина И.В. Суммирование усталостных повреждений при вероятностных расчетах долговечности // Вестник машиностроения. – 1989. – №7. – С. 3–7.
6. Почтенный Е.К. Прогнозирование долговечности и динамика усталости деталей машин. – Минск: Наука и техника, 1983. – 245 с.
7. Болотин В.В. Ресурс машин и конструкций. – М.: Машиностроение, 1990. – 448 с.
8. Трошенко В.Т., Покровский В.В., Прокопенко А.В. Трещиностойкость материалов при циклической нагрузке. – К.: Наук. думка. – 1978. – 256 с.
9. Расчеты и испытания на прочность. Анализ эксплуатационной нагруженности в связи с оценкой долговечности при случайном нагружении. – МР 75-85. – М., ГОНТИ. – 1985. – 127 с.
10. Высоцкий М.С., Почтенный Е.К., Парфенович Е.О. Сопротивление усталости элементов конструкций при двухчастотном нагружении // Вестник машиностроения. – 1995. – №1. – С. 3-6.
11. Высоцкий М.С., Почтенный Е.К., Парфенович Е.О. Анализ эксплуатационного нагружения конструктивных элементов машин // Весті Академії наук Беларусі. – Минск. – 1993. – №3. – С. 42-45.
12. Когаев В.П., Дроздов Ю.И. Прочность и износостойкость деталей машин. – М.: Высш. шк., 1991. – 318 с.
13. Схематизація випадкового навантажування методом вкладених циклів / Є.І. Крижанівський, В.М. Івасів, В.І. Артим, В.М. Нікітюк // Науковий вісник ІФНТУНГ. Нафтогазопромислове обладнання. – Івано-Франківськ. – 2002. – №2. – С.47-54.
14. Врахування напружень низького рівня при розрахунках довговічності деталей машин / В.М. Івасів, В.І. Артим, П.В. Пушкар, О.М. Козак // Зб. матеріалів VI Міжнародного симпозіуму українських інженерів-механіків. – Львів. – 2003. – С. 53-56.

Надійшла до редакції 24.12.03

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Івасів В.М., ІФНТУНГ, м. Івано-Франківськ.

УДК 621.183.6 21.313-752

І.І. ІВАЩЕНКО, О.Г. ШУНАЙЛОВ, О.Г. ПРИЙМАКОВ

*Харківський інститут Військово-повітряних сил ім. І.М. Кожедуба*

## ДИНАМІКА КРУТИЛЬНИХ КОЛИВАНЬ V-ПОДІБНИХ ДВИГУНІВ АВІАЦІЙНОЇ НАЗЕМНОЇ ТЕХНІКИ

Створено методику визначення інтегрального показника нерівномірності обертання колінчастого вала N з врахуванням параметрів динаміки крутильних коливань V-подібних двигунів. Ці параметри дозволяють уточнити проєктувальні та перевіірочні розрахунки V-подібного дизельного двигуна

**інтегральний показник нерівномірності обертання колінчастого вала, динаміка крутильних коливань, V-подібні двигуни**

### Вступ

На величину нерівномірності кутової частоти обертання вала дизеля істотний вплив мають обертові коливання валопровода, зумовлені обертовими моментами сил тиску газів в циліндрах дизеля, інерційними моментами рухомих мас та моментами сил ваги кривошипно-шатунного механізму. Відмова від їх врахування викликає похибку в визначенні величини нерівномірності обертання колінчастого вала по його довжині. Отже, метою даної статті є розробка методики визначення крутильних коливань V-подібних двигунів АНТ на предмет оцінки ступеня нерівномірності обертання колінчастого вала.

### 1. Формулювання проблеми

Зазвичай [1, 2] обертові коливання оцінюють за частотою, амплітудою та формою коливань, які виникають в системі під дією збурюючих сил.

Для визначення цих величин установимо основні фактори, які визначають кількісний та якісний характер крутильних коливань V-подібних двигунів авіаційної наземної техніки (АНТ). До таких факторів можна віднести:

- моменти інерції всіх зосереджених та розподілених мас;
- жорсткість (податливість) всіх ділянок валопроводу;

– величина та частота коливань зовнішніх обертових моментів.

Знання перших двох факторів дозволяє визначити характер вільних коливань установки, що необхідно для вияснення числових значень резонансних частот змущених коливань.

Дослідження змущених коливань необхідне для визначення числових значень амплітуд та форм коливань валопроводу. Величини амплітуд коливань дозволяють уточнити оцінку ступеня нерівномірності обертання, тобто дозволяють судити про ступінь нерівномірності роботи циліндрів двигуна. Визначення форм коливань двигуна дозволяє визначити способи обліку крутильних коливань в процесі оцінки нерівномірності обертання мас валопроводу.

При дослідженні крутильних коливань доцільно використовувати наступну методику. На першому етапі визначити вихідні відношення, скласти еквівалентну розрахункову схему та розрахувати моменти інерції мас, жорсткості ділянок вала, зовнішні обертові моменти і т.п. Далі необхідно проаналізувати вільні коливання системи та їх частот. На кінцевому етапі пропонується провести дослідження змущених коливань та визначити амплітуди та форми коливань окремих мас.

Дослідженню обертових коливань присвячена велика кількість праць, серед яких треба виділити [3, 4, 5]. Однак в [4, 5] та інших дослідженнях

[6, 7, 8] не розглядається випадок обертових коливань валопроводу дизеля з причіпним шатуном.

## 2. Вирішення проблеми

Для досліджуваного випадку момент інерції мас кривошипно-шатунного механізму не є постійною величиною, а змінюється на протязі одного обороту вала. Врахувати цю обставину безпосередньо при розрахунку крутильних коливань представляє великі труднощі.

При складанні розрахункової схеми масу кривошипно-шатунного механізму представимо масою „еквівалентного диска”, кінетична енергія якого дорівнює середньому значенню кінетичної енергії еквівалентних мас.

Визначимо момент інерції мас, які зв'язані з одним коліном колінчастого вала. З рис. 1 видно, що момент інерції сумісного шатуна буде складатися з моменту інерції основного та причіпного шатуна. Для V-подібного двигуна вісь нижньої головки причіпного шатуна рухається за іншою траєкторією порівняно з віссю головного шатуна та кінематика руху поршня причіпного шатуна відрізняється від кінематики руху поршня основного шатуна.

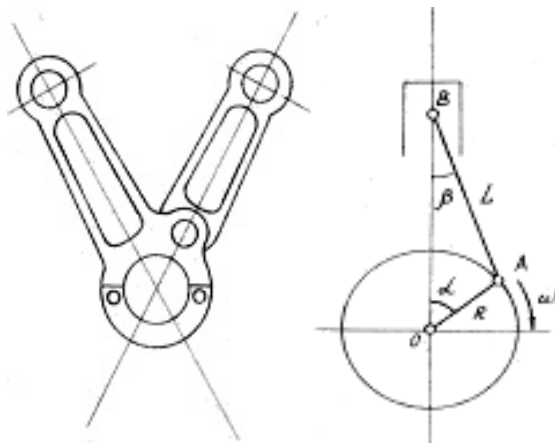


Рис. 1. Розрахункова схема для обчислення крутильних коливань V-подібних двигунів

Визначати момент інерції будемо наступним чином. Вилучимо причіпний шатун та розглянемо мо-

мент інерції групи мас основного шатуна.

На рис. 1 представлено кінематичну схему такої групи. Тут прийнято наступні позначення:

$L$  - відстань між осями верхньої та нижньої головки шатуна;

$m$  - маса шатуна;

$m_3$  - маса частин, що рухаються поступально;

$I_k$  - момент інерції мас, що обертаються відносно осі вала;

$\omega$  - постійна кутова частота обертання вала;

$\alpha = \omega t$  - кут повороту кривошипа;

$R$  - радіус кривошипа;

$I_{ш}$  - момент інерції шатуна відносно його верхньої головки.

Поршень та поршневий палець здійснюють поступальний рух, кривошип – обертовий, а шатун одночасно бере участь в перших двох, здійснюючи складний рух. З урахуванням цього маса шатуна зазвичай приймається зосередженою в двох точках:

– біля цапфи кривошипа

$$m_1 = \frac{I_{ш}}{L^2}; \quad (1)$$

– біля поршневого пальця

$$m_2 = m - \frac{I_{ш}}{L^2}. \quad (2)$$

Маса  $m_3$  частин, що рухаються поступально, зосереджується в центрі поршневого пальця.

Таким чином, отримуємо систему, яка складається з маси  $(m_2 + m_3)$ , що зосереджена в поршневому пальці та здійснює поступальний рух зі швидкістю [2]:

$$V = \omega R (\sin \omega t + \frac{R}{2L} \sin 2\omega t), \quad (3)$$

та з маси  $m_1$ , що зосереджена в цапфі коліна А (рис. 2) та обертається зі швидкістю  $\omega R$  навколо осі вала.

Кінетична енергія системи складається з кінетичної енергії рухомих мас:

$$K_m = K_{m_1} + K_{(m_2+m_3)} =$$

$$= \left( \frac{I_k \omega^2}{2} + \frac{m_1 R^2 \omega^2}{2} \right) +$$

$$+ \frac{m_2 + m_3}{2} R^2 \omega^2 \left( \sin \omega t + \frac{R}{2L} \sin 2\omega t \right)^2. \quad (4)$$

Зінтегрувавши вираз (4), одержимо середню кінетичну енергію рухомих мас за один оберт колінчастого вала:

$$K_{m_0} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} K_m d(\omega t) =$$

$$= \frac{\omega^2}{2} \left\{ I_k + R^2 \left[ m_1 + \right. \right.$$

$$\left. \left. + \frac{m_2 + m_3}{2} \left( 1 + \frac{R^2}{4L^2} \right) \right] \right\}. \quad (5)$$

Запишемо кінетичну енергію „еквівалентного” диска, який змінює масу розрахункової групи мас:

$$K_g = \frac{I \omega^2}{2}, \quad (6)$$

де  $I$  - момент інерції диска відносно осі вала.

Зрівнюючи вирази (5) та (6), одержимо момент інерції „еквівалентного” диска:

$$I = I_k + R^2 \left[ m_1 + \frac{m_2 + m_3}{2} \left( 1 + \frac{R^2}{4L^2} \right) \right] + I_n, \quad (7)$$

де  $I_n$  - момент інерції мас причіпного шатуна.

Використовуємо [3] коефіцієнт розподілення мас шатуна:

$$k = \frac{I_{wg}}{L^2 G_w} = \frac{m_1}{m_2}, \quad (8)$$

який є відношенням маси шатуна, що обертається, до всієї його маси. Тут  $g$  – прискорення вільного падіння;  $G_w$  – маса шатуна.

При звичайному значенні відношення  $\frac{R}{L} = \frac{1}{4} \dots \frac{1}{5}$  вираз  $\frac{R^2}{4L^2}$  в (7) дуже малий. Враховуючи вищесказане, запишемо (7) у вигляді

$$I = I_n + I_k + 0,00051 R^2 [(1+k) G_w + G_n], \quad (9)$$

де  $G_n$  - вага частин, що рухаються поступально.

В (9) входить величина  $I_n$ . При визначенні моменту інерції причіпного шатуна  $I_n$  будемо виходити з наступних міркувань. Уявимо, що вилучено масу основного шатуна, що обертається. Створена таким чином конструкція шатуна ідентична розглянутій конструкції основного шатуна. Природно, що в цьому випадку їх моменти інерції будуть однаковими, тобто того потребують умови рівноваги. Очевидно, що будуть рівними і коефіцієнти розподілення мас утворених таким чином шатунів:

$$k_{осн} = k_{прчч}; \quad \frac{I_{wg}}{L^2 G_w} = \frac{I_{ng}}{L^2 G_{np}}. \quad (10)$$

З (10) легко визначити величину  $I_n$ :

$$I_n = \frac{I_{wg} G_{np}}{G_w}, \quad (11)$$

де  $G_{np}$  - маса причіпного шатуна.

Запропонована методика дозволяє визначити момент інерції сумісного шатуна за наступною формулою:

$$I = I_k + \frac{I_{wg} G_{np}}{G_w} =$$

$$= 0,00051 R^2 [(1+k) G_w + G_n]. \quad (12)$$

Визначення моменту інерції шатуна  $I_{wg}$  проведено відповідно до методик, викладених у [7, 8] за формулами

$$\left. \begin{aligned} I_c &= \frac{G_w}{g} a^2 + I_s = G_w a \left( \frac{60}{\pi n_1} \right)^2 \\ I_D &= \frac{G_w}{g} b^2 + I_s = G_w b \left( \frac{60}{\pi n_2} \right)^2 \end{aligned} \right\}, \quad (13)$$

де  $n_1$  та  $n_2$  - число вільних коливань шатуна за одну хвилину при підвішуванні його відповідно за нижню та верхню головку;

$a$  та  $b$  - відстань до центру ваги від осей коливання;

$I_S$  - момент інерції шатуна відносно осі, яка проходить через центр ваги та паралельна осям коливання  $C$  та  $D$ .

Значення  $b$  та  $I_S$  визначаються за формулами:

$$b = \frac{L_1 \left[ L_1 - g \left( \frac{60}{\pi n_1} \right)^2 \right]}{\left[ L_1 - g \left( \frac{60}{\pi n_1} \right)^2 \right] + \left[ L_1 - g \left( \frac{60}{\pi n_2} \right)^2 \right]} \approx \frac{L_1}{2 + \frac{n_2^2 - n_1^2}{n_2^2 \left( \frac{L_1 n_1^2}{358000} - 1 \right)}};$$

$$I_S = G_{ш} \left( \frac{60}{\pi n_2} \right)^2 - \frac{G_{ш}}{g} b^2, \quad (14)$$

де  $L_1$  - відстань між осями коливання шатуна,

$$L_1 = a + b.$$

З (13) та (14) знайдемо величину моменту інерції:

$$I_{ш} \cong \frac{G_{ш}}{981} \left[ \left( \frac{358000}{n_2^2} - 2\ell \right) b + \ell \right], \quad (15)$$

де  $\ell$  - відстань від осі верхньої головки до осі коливання при визначенні  $n_1$ .

Визначення величини моменту інерції коліна кривошипа не викликає особливих труднощів та визначається відповідно до [7, 8] за формулою

$$I_k = \frac{\rho}{g} \left[ V_{ш} \left( \frac{D_1^2 + d_1^2}{8} + R_1^2 \right) + V_k + \frac{D_2^2 + d_2^2}{8} + V_g \left( \frac{D^2}{8} + R_3^2 \right) - V \left( \frac{d_1^2}{8} + R_1^2 \right) - V_2 \frac{d_2^2}{8} \right], \quad (16)$$

де  $\rho$  - питома вага одиниці об'єму матеріалу, з якого виготовлений колінчастий вал;

$V_{ш}$  - об'єм шатунної шийки;

$V_k$  - об'єм корінної шийки;

$V_1$  та  $V_2$  об'єми свердлінь щік кривошипа;

$V_n$  - об'єм щіки кривошипа без урахування свердлінь.

Геометричні розміри  $D_1, D_2, d_1, d_2, R_1, R_3, D$  беруть з креслення колінчастого вала реального двигуна.

Для підрахунку податливості колінчастого вала існує ряд формул. Складність визначення істинної податливості колінчастого вала полягає, з одного боку, в складності самого контуру вала, а з іншого – в складності розрахунку реакції підшипника, величина якої, в свою чергу, залежить від таких факторів, як жорсткість фундаментної рами, величина зазору в підшипниках, в'язкість змазки, відносне розташування колін та ін. Характерною особливістю більшості методів визначення податливості колінчастого вала є те, що в формулах присутні деякі емпіричні коефіцієнти, визначені авторами шляхом дослідження певного типу колін.

Серед найпоширеніших формул найбільш близькі до дійсності результати дає формула Зесльмана [1, 2]:

$$e = \frac{1}{G} \left[ \frac{\ell_2 + 0,9h}{I_1} + K \left( \frac{\ell_1 + 0,9h}{I_2} + 2 \frac{G}{E} \frac{R_3}{I_s} \right) \right], \quad (17)$$

де  $E$  та  $G$  - модулі Юнга матеріалу вала;

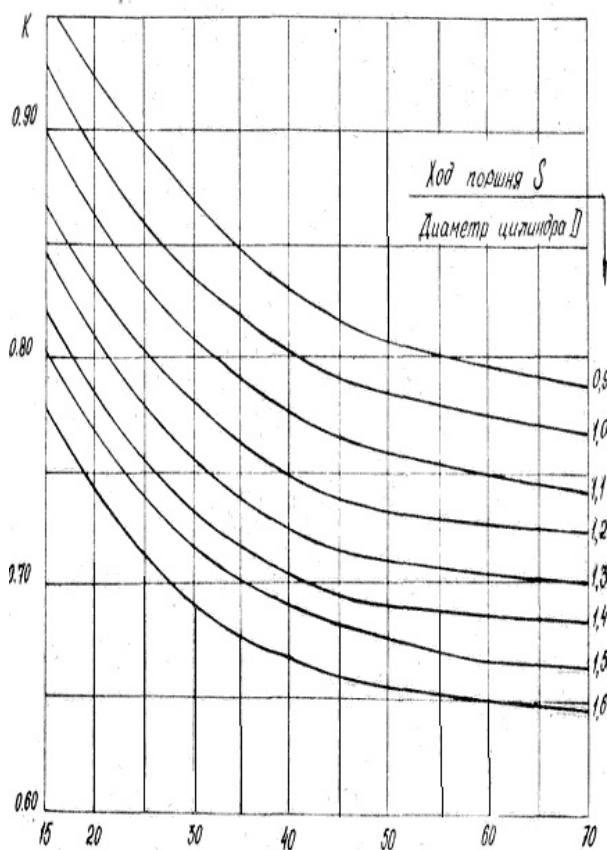
$$I_1 = \frac{\pi(D_2^4 - d_2^4)}{32}; \quad (18)$$

$$I_2 = \frac{\pi(D_1^4 - d_1^4)}{32}; \quad (19)$$

$$I_s = \frac{hD^3}{12}; \quad (20)$$

$k$  - коефіцієнт, який залежить від діаметра циліндра та ходу поршня.

Значення коефіцієнта  $k$  наведено на рис. 2.

Рис. 2. Графік залежності  $k = f(D, S)$ 

### Висновок

Авторам вдалось визначити основні параметри крутильних коливань V-подібних двигунів АНТ, що дозволить враховувати ці параметри в проектувальних та перевірочних розрахунках цих двигунів.

Крутильні коливання V-подібних дизелів також суттєво впливають на ступінь нерівномірності обертання колінчастого валу  $N$  як комплексний показник діагностування технічного стану дизелів, а отже, показник  $N$  має визначатись з урахуванням параметрів крутильних коливань.

### Література

1. Брук М.А., Самсонов Е.П. О подходе к оценке ресурса дизелей // Двигателестроение. – 1981. – № 7. – С. 56-58.
2. Костин А.К. Способ оценки ресурса дизеля до первой переборки // Двигателестроение. – 1981. – № 11. – С. 47-48.
3. Краснокутський В.Н., Шунайлов Г.О., Іващенко І.І. Вібродіагностика розцентрування спряжених валів // Вестн. науки и техники. – 2002. – № 2 - 3. – С. 16-21.
4. Дизели, дизель-генераторы, газовые двигатели, газомотокомпрессоры и турбокомпрессоры: Номенклатурный справочник. – М.: НИИИнформтяжмаш, 1973. – 123 с.
5. Дизели, дизель-генераторы, газовые двигатели, газомотокомпрессоры и турбокомпрессоры: Номенклатурный справочник. – М.: НИИИнформтяжмаш, 1975. – 94 с.
6. Дизели, дизель-генераторы, газовые двигатели, газомотокомпрессоры и турбокомпрессоры: Номенклатурный справочник. – М.: НИИИнформтяжмаш, 1977. – 82 с.
7. Двигатели внутреннего сгорания: Номенклатурный справочник. – М.: ЦНИИТЭИтяжмаш, 1979. – Ч. 1. – 88 с.
8. Двигатели внутреннего сгорания: Номенклатурный справочник. – М.: ЦНИИТЭИтяжмаш, 1981. – 96 с.

Надійшла до редакції 10.12.03

**Рецензент:** канд. техн. наук, доцент Безсонов О.В., НЦБЗВПС України, м. Харків.



УДК 532+533

**В.А. ЗАХАРЕНКО***Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

## **ОТРЫВНОЕ ОБТЕКАНИЕ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ БЕСКОНЕЧНОГО РАЗМАХА ПРИ УСЛОВИИ КОНЕЧНОСТИ СКОРОСТИ ВО ВСЕМ ПОЛЕ ТЕЧЕНИЯ**

Предложена теоретическая модель струйного обтекания плоской пластины бесконечного размаха при условии конечности скорости во всем поле течения. Предложенная модель дает результаты, хорошо совпадающие с экспериментальными данными в широком диапазоне больших углов атаки.

**пластина, силовое взаимодействие, распределенные особенности, угол атаки**

### **Введение**

Задача моделирования течения вокруг неудобнообтекаемых тел привлекала в прошлом и привлекает в настоящее время многих ученых мира. Так, например, современные самолеты при маневрировании являются объектом, который должен рассматриваться как неудобнообтекаемое тело. Многие режимы работы лопаток турбин и компрессоров происходят при больших углах атаки, когда обтекание происходит со срывом потока, т.е. так же, как обтекание неудобнообтекаемых тел. До настоящего времени существующие модели (схемы обтекания неудобнообтекаемых тел), которые дают результаты, хорошо согласующиеся с экспериментальными данными, достаточно трудоемки [1]. Простые же схемы, в которых используется теория течения идеальной жидкости, как правило, дают результаты, плохо согласующиеся с экспериментальными данными [2 - 4]. Поэтому целью настоящей работы является разработка методики расчета отрывного обтекания тонких тел, которая отличается простотой, универсальностью и эффективностью.

Задача отрывного обтекания тонких тел на примере пластины бесконечного размаха при больших углах атаки уже рассматривалась автором ранее [6]. Были получены результаты, хорошо согласующиеся с экспериментальными данными [2]. Однако существенным

недостатком предложенной модели было наличие бесконечных скоростей на концах пластины.

Для преодоления этого парадокса автором была предложена методика, основанная на распределении свободных особенностей у концов пластины, что обеспечивает конечность скорости при обтекании кромок. Данная методика была применена при решении задачи о безотрывном обтекании тонкой пластины при условии конечности скорости во всем поле течения [7]. В настоящей статье предлагается пример использования этого подхода для решения задачи отрывного обтекания пластины.

### **1. Постановка задачи**

Задача состоит в определении силового взаимодействия плоской пластины бесконечного размаха с реальной жидкостью со срывом потока с ее концов при условии конечности скорости во всем поле течения.

Задача решается в рамках идей теории исчезающей вязкости с использованием метода распределенных особенностей, дополнительного условия, которое заключается в распределении свободных особенностей у концов пластины, с учетом следующих предположений:

- нестационарный поток реальной жидкости представлен осредненным по времени стационарным потоком, как это делается в подобных задачах [2, 3];
- плотность жидкости - величина постоянная;

- скорость потока набегающей жидкости на бесконечности постоянна и равна  $V_\infty$ ;
- внешние силы отсутствуют (рис. 1).

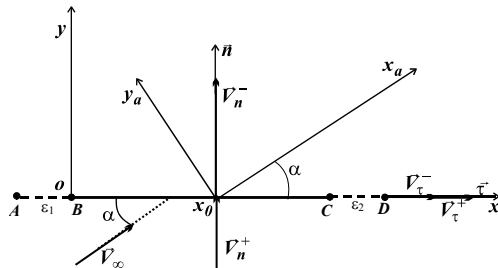


Рис. 1. К постановке задачи

## 2. Граничные условия и система уравнений, определяющая решение задачи

Согласно теории исчезающей вязкости [3] граничные условия, определяющие решение этой задачи в обращенном движении, описываются уравнениями:

$$\begin{cases} V_n^+ + V_\infty \sin \alpha = 0; \\ V_{ya}^- = -V_\tau^- \sin \alpha + V_n^- \cos \alpha = 0; \\ V_{x\Sigma}^- = V_\infty + \left( \frac{\partial \Phi}{\partial x} \right)^- + \alpha(y) = 0, \end{cases} \quad (1)$$

где знаки (+) и (-) обозначают соответственно наветренную и подветренную стороны пластины (см. также рис. 1);  $V_n$  - нормальная составляющая скорости по пластине;  $V_n$  и  $V_\tau$  - нормальная и касательная составляющие скорости на поверхности пластины, индуцированные распределенными особенностями;  $\Phi$  - потенциал скорости распределенных особенностей;  $v_y = \frac{\partial \Phi}{\partial y}$ ;  $V_x$  - составляющая скорости "реального потока";  $\left[ v_\infty + \left( \frac{\partial \Phi}{\partial x} \right)^- \right]$  - составляющая скорости "модельного потока".

Первое уравнение системы (1) описывает условие непротекания на наветренной стороне пластины, а второе и третье - условие прилипания на подветренной стороне. Причем первое и второе уравнения определяют закон распределения по пластине особенностей, а

третье определяет функцию  $\alpha(y)$  и скорости "реального" течения в каверне открытой схемы [3].

Систему уравнений (1) можно решить, если при решении задачи использовать одновременно особенности, одни из которых по линии распределения дают разрыв нормальной составляющей скорости, а другие - касательной. Как известно, этому условию удовлетворяют:

- особенности типа "источник-сток" ( $q$ );
- "циркуляционная особенность" ( $\gamma$ ).

Формулы для вычисления индуцированных скоростей, входящих в систему (1), имеют следующий вид:

$$V_n^+ = \frac{1}{2\pi} \int_0^b \frac{\gamma(x)}{x_0 - x} dx - \frac{q(x_0)}{2}, \quad (2)$$

$$V_\tau^- = \frac{1}{2\pi} \int_0^b \frac{q(x)}{x_0 - x} dx - \frac{\gamma(x_0)}{2}, \quad (3)$$

$$V_n^- = V_n^+ + q(x_0) = -V_\infty \sin \alpha + q(x_0), \quad (4)$$

С учетом выражений (2 - 4) и того факта, что особенности распределены на участках  $\epsilon_1$  и  $\epsilon_2$  граничные условия, определяющие решение задачи, имеют вид:

$$\begin{cases} \frac{1}{2\pi} \int_A^B \frac{\gamma(x)}{x_0 - x} dx + \frac{1}{2\pi} \int_B^C \frac{\gamma(x)}{x_0 - x} dx + \frac{1}{2\pi} \int_C^D \frac{\gamma(x)}{x_0 - x} dx - \frac{q(x_0)}{2} + V_\infty \sin \alpha = 0, \\ -\sin \alpha \left[ \frac{1}{2\pi} \int_A^B \frac{q(x)}{x_0 - x} dx + \frac{1}{2\pi} \int_B^C \frac{q(x)}{x_0 - x} dx + \frac{1}{2\pi} \int_C^D \frac{q(x)}{x_0 - x} dx - \frac{\gamma(x_0)}{2} \right] + \\ + \cos \alpha [q(x_0) - V_\infty \sin \alpha] = 0, \\ V_{x\Sigma}^- = V_\infty + \left( \frac{\partial \Phi}{\partial x} \right)^- + \alpha(y) = 0 \end{cases} \quad (5)$$

Численное решение системы уравнений (5) было получено при разбиении пластины на  $n$  равных участков и представлении распределенных особенностей в виде сплайнов 1-го порядка на этих участках и на промежутках  $\epsilon_1$  и  $\epsilon_2$  с узлами на границах деления. Для упрощения вычислений точки удовлетворения граничных условий были выбраны в середине каждого участка (рис. 2).

Исходя из сказанного, система (1) при ее численной реализации будет иметь вид:

$$\begin{cases} V_{nK}^+(q_1, \dots, q_{n+1}, \gamma_1, \dots, \gamma_{n+1}, \varepsilon_1, \varepsilon_2) + V_\infty \sin \alpha = 0 & K=1..n; \\ V_{nK}^-(q_1, \dots, q_{n+1}, \gamma_1, \dots, \gamma_{n+1}, \varepsilon_1, \varepsilon_2) = 0 & K=1..n, \end{cases} \quad (6)$$

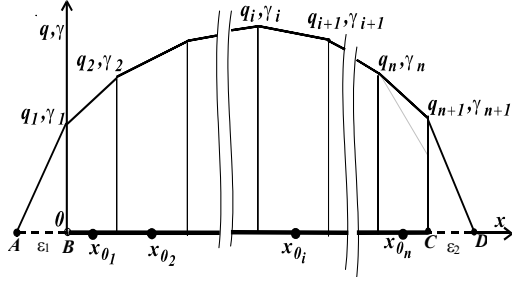


Рис. 2. Расчетная схема распределения особенностей по пластине

где  $V_{ni}$  и  $V_{ti}$  - нормальные и касательные составляющие скорости в  $i$ -й точке удовлетворения граничных условий, индуцированные распределенными особенностями  $q(s)$  и  $\gamma(s)$ .

Третье уравнение системы (1) в системе (6) не присутствует, т.к. определяет скорости «реального» течения в каверне и решается после определения законов изменения распределенных особенностей.

Анализируя полученную систему уравнений (6), видим, что количество уравнений меньше количества неизвестных, т.к. количество уравнений равно удвоенному количеству участков деления ( $2n$ ), а количество неизвестных равно ( $2n+4$ ) (см. рис. 2).

Для получения однозначного решения системы (6) примем в качестве замыкающих уравнения, описывающие граничные условия непротекания и прилипания в крайних точках пластины:

$$\begin{cases} V_{nB}^+(q_1, \dots, q_{n+1}, \gamma_1, \dots, \gamma_{n+1}, \varepsilon_1, \varepsilon_2) + V_\infty \sin \alpha = 0, \\ V_{nC}^+(q_1, \dots, q_{n+1}, \gamma_1, \dots, \gamma_{n+1}, \varepsilon_1, \varepsilon_2) + V_\infty \sin \alpha = 0, \\ V_{yAB}^-(q_1, \dots, q_{n+1}, \gamma_1, \dots, \gamma_{n+1}, \varepsilon_1, \varepsilon_2) = 0, \\ V_{yAC}^-(q_1, \dots, q_{n+1}, \gamma_1, \dots, \gamma_{n+1}, \varepsilon_1, \varepsilon_2) = 0. \end{cases} \quad (7)$$

### 3. Расчет силового взаимодействия пластины с набегающим потоком

Решив систему уравнений, состоящую из системы (6) и замыкающих уравнений (7), получим значения  $q$  и  $\gamma$  на границах всех участков деления, которые и определяют силовое взаимодействие пластины с набегающим потоком.

Коэффициент нормальной силы при взаимодействии пластины с набегающим потоком определяется формулой

$$c_{na} = \int_B^C \left( V_x \Sigma^{-2} - V_\tau \Sigma^{+2} \right) ds, \quad (8)$$

где  $V$  - скорость потока, отнесенная к скорости невозмущенного потока, а индекс “ $\Sigma$ ” означает полную составляющую скорости потока.

### 4. Результаты численного эксперимента

На первом этапе численного эксперимента определялся характер распределения особенностей по пластине. На рис. 3 приведена картина распределения особенностей для случая  $\alpha = 90^\circ$ .

На втором этапе численного эксперимента определялись характеристики силового взаимодействия пластины с потоком и их сравнение с экспериментальными данными, взятыми из работы [2].

На рис. 4 приведена зависимость коэффициента нормальной силы  $c_{na}$  от угла атаки, полученная в результате расчетов и экспериментальная зависимость  $c_{na}(\alpha)$ .

На втором этапе численного эксперимента определялись характеристики силового взаимодействия пластины с потоком и их сравнение с экспериментальными данными, взятыми из работы [2].

На рис. 4 приведена зависимость коэффициента нормальной силы  $c_{na}$  от угла атаки, полученная в результате расчетов, и экспериментальная зависимость  $c_{na}(\alpha)$ .

В табл. 1 приведены относительные погрешности теоретических данных по силовому взаимодействию по сравнению с экспериментом.

На третьем этапе численного эксперимента определялись скорости потока в плоскости течения и строилась картина линий тока вокруг пластины.

На рис. 5 показана картина линий тока вокруг пластины для случая  $\alpha = 90^\circ$ .

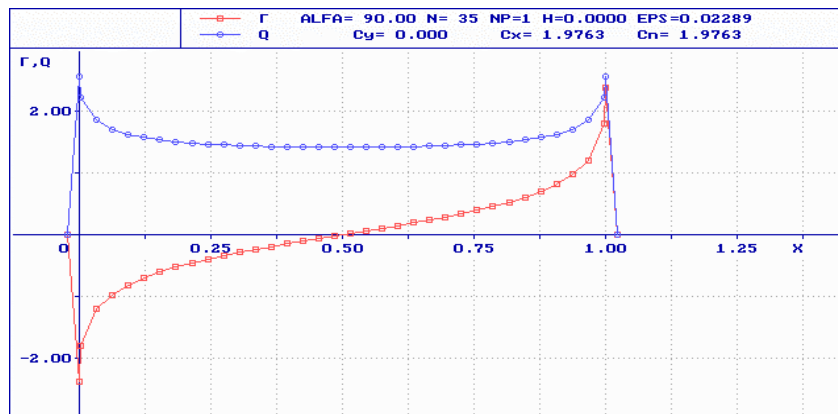
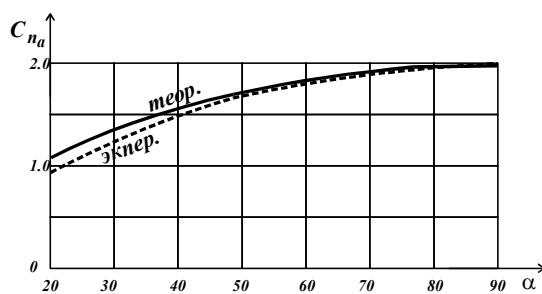
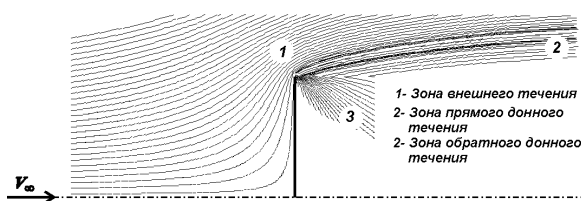
Рис. 3. Картины распределения особенностей по пластине для случая  $\alpha = 90^\circ$ 

Таблица 1

Относительное расхождение расчетных  
и экспериментальных данных при различных  
углах атаки

| $\alpha$   | 20 | 50 | 90 |
|------------|----|----|----|
| $\Delta\%$ | 15 | 3  | 2  |

Рис. 4. Графики зависимости коэффициента  
нормальной силы от угла атакиРис. 5. Картина линий тока вокруг пластины для  
случая  $\alpha = 90^\circ$ 

## Заключение

Полученные результаты свидетельствуют о том, что предложенная автором статьи модель отрывного обтекания пластины может быть с успехом использована в дальнейшем при исследовании обтекания тонких тел различных форм.

## Литература

1. Роуч П. Вычислительная гидродинамика. – М.: Мир, 1980. – 616 с.
2. Таганов Г.И. Модель происхождения циркуляции у крыла бесконечного размаха с острой задней кромкой при больших числах Рейнольдса – М.: Москва, 1980.
3. Кочин Н.Е., Кибель И.А., Розе Н.В. Теоретическая гидромеханика – М.: ГИФМЛ, 1963.
4. Белоцерковский С. М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. – М.: Наука, 1978. – 352 с.
5. Гуревич М.И. Теория струй идеальной жидкости. – М.: ГИФМЛ, 1961. – 496 с.
6. Санжаревский Л.Г., Захаренко В.А. Струйное обтекание тонкой пластины бесконечного размаха // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Темат. сб. научн. тр. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 1998. – Вып. 12. – С. 33-39.
7. Захаренко В.А. Непрерывное обтекание тонкого профиля // Авіаційно-космічна техніка і технологія: Зб. наук. праць. – Х.: Держ. аерокосм. ун-т «ХАИ», 1999. – Вип 14. - С. 12-17.

Поступила в редакцию 14.01.2004 г.

**Рецензент:** д-р техн. наук, профессор Солодов В.Г., Харьковский государственный автомобильно-дорожный университет, г. Харьков.

УДК 533.6.011.5

Л.А. БАЗЫМА

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

## ВЛИЯНИЕ ЭНЕРГОПОДВОДА НА СТРУКТУРУ ОБТЕКАНИЯ ТЕЛА С ПОЛОСТЬЮ

Проведено численное моделирование влияния внешнего энергоподвода на структуру обтекания полусферы с цилиндрической полостью, обращенной навстречу сверхзвуковому набегающему потоку. Установлены режимы стационарного обтекания рассматриваемой аэродинамической конфигурации. Исследовано влияние энергоподвода на аэродинамическое сопротивление тела. Полученные результаты позволяют рассматривать использование пульсирующего источника тепловыделения как эффективный способ управления сверхзвуковым обтеканием летательных аппаратов.

**полость, пульсации, энергоподвод, тепловой след, аэродинамическое сопротивление, частота импульсов, сверхзвуковое обтекание**

### Введение

Экспериментальными исследованиями [1 – 3] показано, что в сверхзвуковом потоке при использовании мощного оптического пульсирующего разряда реализуется протяженная область энергоподвода, за которой развивается тепловой след.

Размещение в тепловом следе модели (конус, полусфера) на расстоянии 1,0 – 4,0 ее диаметров от фокальной плоскости излучения  $\text{CO}_2$ -лазера приводило к снижению до двух раз аэродинамического сопротивления моделей при частоте следования импульсов 100 кГц [3]. В рассмотренном диапазоне следования частот импульсов излучения 10...100 кГц при частоте 100 кГц тепловой след становился непрерывным [3].

В работе [4] представлены результаты теоретического моделирования влияния пульсирующего источника тепловыделения на сверхзвуковое обтекание полусферы. В расчетах [4] использовался явный метод TVD в формулировке Чакраватти [5, 6]. Для случая  $M = 3$  и  $\gamma = 1,4$  при постоянной массовой плотности энергоподвода было получено снижение аэродинамической нагрузки на тело и определена частота следования импульсов, при которой наблюдается минимум коэффициента сопротивления. При этом в [4] сделан вывод о том, что режим пульси-

рующего теплоподвода может быть эффективнее стационарного.

Результаты работ [1 – 4, 7] показывают, что частота следования импульсов, вкладываемая в поток мощность, а также размеры области энергоподвода могут существенно повлиять как на распределение давления на поверхности модели, так и на режимы ее обтекания.

Известно, что сверхзвуковое обтекание тел с полостью в носовой части тела сопровождается пульсациями [8, 9]. В [10] рассматривалась возможность стабилизации течения при организации вдува струи со дна полости.

В настоящей работе проведено численное исследование влияния массовой плотности энергоподвода на стабилизацию сверхзвукового обтекания и изменение аэродинамического сопротивления полусферы с цилиндрической полостью.

Полученные результаты позволяют рассматривать использование пульсирующего источника тепловыделения как эффективный способ управления сверхзвуковым обтеканием летательных аппаратов.

### 1. Постановка задачи

Будем рассматривать установившееся (квазипериодическое) осесимметричное обтекание полусфе-

ры с цилиндрической выемкой ( $r_{\text{cav}}/R = 0,3$ ;  $l_{\text{cav}}/R = 0,954$ ;  $l_{\text{cav}}/r_{\text{cav}} = 3,18$ ;  $r_{\text{cav}}$  – радиус выемки;  $l_{\text{cav}}$  – глубина выемки;  $R$  – радиус сферы) равномерным сверхзвуковым потоком совершенного газа. В момент времени  $t = 0$  в набегающем потоке перед сферой начинает действовать пульсирующий источник энергоподвода.

Уравнения газовой динамики в цилиндрической системе координат имеют вид

$$\frac{\partial p r}{\partial t} + \frac{\partial p u r}{\partial x} + \frac{\partial p v r}{\partial r} = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial p u r}{\partial t} + \frac{\partial (p + \rho u^2) r}{\partial x} + \frac{\partial p u v r}{\partial r} = 0, \quad (2)$$

$$\frac{\partial p v r}{\partial t} + \frac{\partial p u v r}{\partial x} + \frac{\partial (p + \rho v^2) r}{\partial r} = p, \quad (3)$$

$$\frac{\partial p e r}{\partial t} + \frac{\partial p u (e + p/\rho) r}{\partial x} + \frac{\partial p v (e + p/\rho) r}{\partial r} = \rho q r \quad (4)$$

где  $p$  – давление;  $\rho$  – плотность;  $u, v$  – компоненты вектора скорости по  $x$  и  $r$  (компоненту по углу  $\varphi$  считаем равной нулю);  $e$  – полная энергия единицы массы газа;  $q$  – энергия, подводимая единице массы газа внешним источником;  $t$  – время. Система замыкается уравнением состояния идеального газа.

$$p = (\gamma - 1) \rho e.$$

Энергоподвод  $q$  задавался так же, как и в [4]:

$$q = W(x, r) \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{f} \delta \left( t - \frac{n}{f} \right),$$

где  $\delta$  – импульсная функция Дирака;  $f$  – частота следования импульсов;  $W$  – средняя массовая плотность энергоподвода, которая была взята, в отличие от [4], в несколько видоизмененной форме, позволяющей моделировать различные формы теплового пятна.

$$W = W_0 \left( \frac{p_{\infty}}{\rho_{\infty}} \right)^{3/2} \frac{1}{R} \exp \left( - \frac{k_1 r^2 + k_2 (x - x_0)^2}{L^2} \right),$$

где  $W_0$ ,  $k_1$  и  $k_2$  – некоторые константы, определяющие плотность энергоподвода и форму теплового пятна.

## 2. Метод решения

Решение уравнений (1) – (4) проводилось методом Годунова [12] на сетке  $110 \times 60$ , которая строилась со сгущением узлов около тела, за исключением полости, где распределение узлов сетки задавалось равномерным. Использовалась конечно-разностная схема первого порядка аппроксимации так же, как в [11].

Обезразмеривание величин проводилось следующим образом:

$$r = \bar{r} R, \quad x = \bar{x} R, \quad t = \bar{t} R / a_{\infty}, \quad a = \bar{a} a_{\infty},$$

$$u = \bar{u} a_{\infty}, \quad v = \bar{v} a_{\infty}, \quad \rho = \bar{\rho} \rho_{\infty}, \quad p = \bar{p} \rho_{\infty} a_{\infty}^2,$$

$$W = \bar{W} a_{\infty}^3 / R,$$

где  $a_{\infty}$  – скорость звука набегающего потока.

В качестве начальных данных в расчетах без энергоподвода приняты безразмерные параметры невозмущенного набегающего потока:

$$p = p_{\infty} = 1/\gamma, \quad \rho = \rho_{\infty} = 1,$$

$$u = u_{\infty} = M_{\infty}, \quad v = 0$$

( $\gamma$  – постоянная адиабаты). Здесь и дальше в тексте черта над безразмерными величинами  $r, x, t, a, u, v, \rho, p, W$  опущена.

В качестве граничных условий выступают условия непротекания на поверхности тела и условия, характеризующие набегающий поток [12].

Тактика численного решения включала определение квазистационарного обтекания лобовой части сферы с полостью равномерным сверхзвуковым потоком. Полученное распределение параметров затем принималось в качестве начальных условий при  $t = 0$ . Далее численное решение строилось в пределах временных слоев  $t_{n-1} < t < t_n$ ,  $1 \leq n \leq N$ . В

течение всего времени на входной границе расчетной области поддерживались параметры невозмущенного потока, на выходной – мягкие условия, на оси симметрии и на поверхности тела – условия непротекания. Максимальное число импульсов  $N \gg 1$  выбиралось из условия стабилизации средних характеристик течения на интервалах  $t \in [t_* - T, t_*]$ ,  $t_* \ll t_N$ ,  $T = 10f^{-1}$ .

### 3. Результаты

Ниже приводятся результаты расчетов (так же, как и в [4]) для случая  $M_\infty = 3$ ,  $\gamma = 1,4$ :

$$q = \gamma^{-3/2} W_0 \exp\left(-\frac{k_1 r^2 + k_2 (x - x_0)^2}{L^2}\right) \sum_{n=1}^N \frac{t_n}{n} \delta(t - t_n),$$

$x_0 = -3,5$ ,  $L = 0,5$ ,  $N = 10^2 f^4$ ,  $t_n = n f^{-1}$  при различных значениях частоты в диапазоне  $1 \leq f \leq 5$ ,  $k_2 = 1$ ,  $k_1 = 1$  принимались для теплового пятна сферической формы, а для теплового пятна эллипсоидной

формы –  $k_1 = 4$ . Параметр  $W_0$  изменялся в диапазоне 20...500.

При осреднении коэффициента сопротивления применялось выражение [4]

$$C(f) = \frac{1}{T} \int_{t_*-T}^{t_*} C_x dt,$$

где  $T = 10/f$ , а  $C_x$  – мгновенное значение коэффициента сопротивления,

$$C_x(t) = \frac{4}{\gamma M_\infty^2} \int_0^1 (\gamma p_s - 1) r dr.$$

Предварительно было получено решение обтекания лобовой части сферы с цилиндрической выемкой без энергоподвода. На рис. 1 (кривая 1) показано изменение давления в центре дна полости от времени. Характер процесса пульсаций и число Струхала  $Sh = 0,245$  близки к данным [11] ( $Sh = s/a_0 t^0$ ,  $t^0$  – период колебаний,  $a_0$  – скорость звука при температуре торможения).

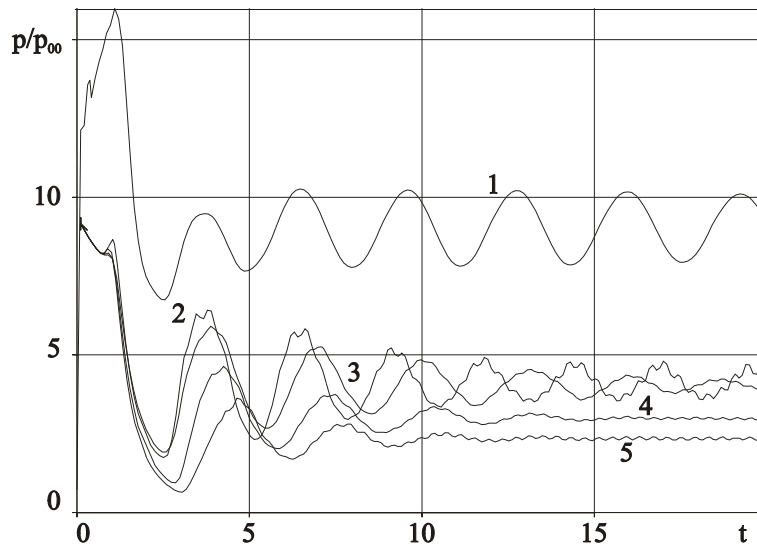


Рис. 1. Зависимость давления в центре дна полости от времени:

- 1 – без энергоподвода;
- 2 –  $W_0 = 20, f = 2,5$ , сферическое тепловое пятно;
- 3 –  $W_0 = 20, f = 2,5$ , эллипсоидное тепловое пятно;
- 4 –  $W_0 = 40, f = 2,5$ , эллипсоидное тепловое пятно;
- 5 –  $W_0 = 80, f = 2,5$ , эллипсоидное тепловое пятно

Воздействие пульсирующего теплового источника приводит к существенной перестройке течения около сферы. Наблюдается значительное увеличение отхода головного скачка и образование в ударном слое рециркуляционных зон, что хорошо согла-

суется с данными [1]. Образование за областью энергоподвода теплового следа приводит к падению плотности газа. Как видно из рис. 2 (и это подтверждается экспериментом [1]), течение за областью энергоподвода остается сверхзвуковым.

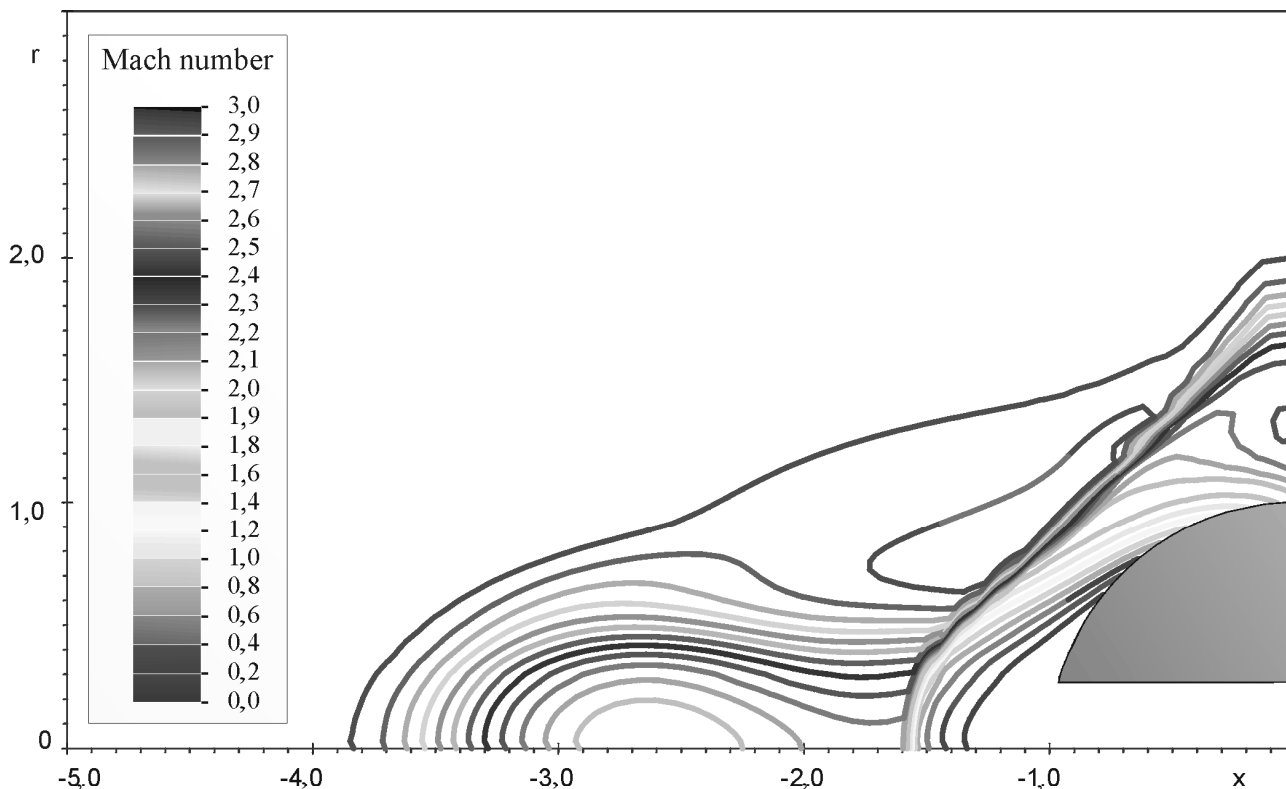


Рис. 2. Линии равного уровня чисел Маха при наличии энергоподвода ( $W_0 = 20, f = 2,5$ )

В расчетах было установлено (рис. 3), что так же, как при обтекании полусферы [4], наблюдается минимум коэффициента сопротивления полусферы с выемкой при изменении частоты в окрестности  $f \approx 2$  для  $W_0 = \text{const}$ . При этом влияние параметра  $W_0$  на изменение сопротивления оказалось более сильным, чем размеры теплового пятна ( $C/C_0 \approx 0,58$ ,  $W_0 = 40$ , эллипсоидное пятно;  $C/C_0 \approx 0,59$ ,  $W_0 = 20$ ,

сферическое пятно;  $C/C_0 \approx 0,75$ ,  $W_0 = 20$ , эллипсоидное пятно;  $C_0$  – сопротивление тела без подвода энергии). Дальнейшее увеличение параметра  $W_0$  показало, что изменение коэффициента сопротивления приобретает асимптотический характер (для эллипсоидного пятна при  $f = 2,5$  и  $W_0 = 500$  имеет место  $C/C_0 \approx 0,28$ , рис. 4).



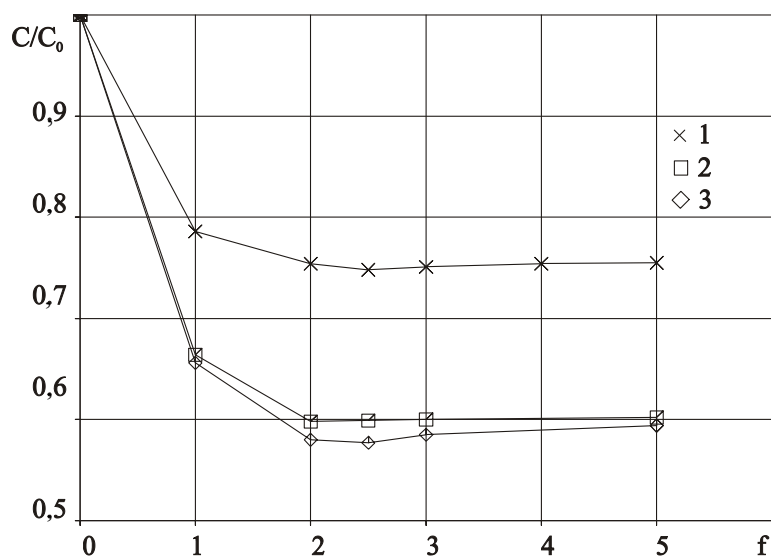


Рис. 3. Зависимость коэффициента сопротивления  $C/C_0$  от частоты следования импульсов  $f$ :

- 1 –  $W_0 = 20$ , эллипсоидное тепловое пятно
- 2 –  $W_0 = 20$ , сферическое тепловое пятно
- 3 –  $W_0 = 40$ , эллипсоидное тепловое пятно

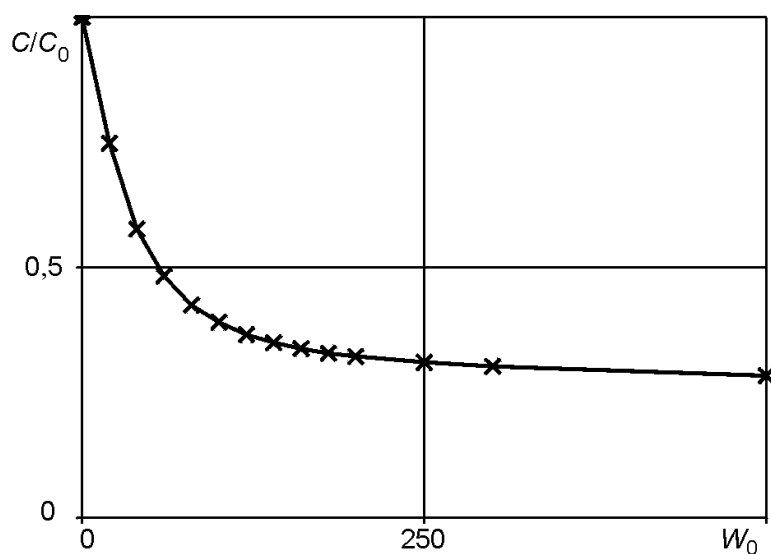


Рис. 4. Зависимость коэффициента сопротивления от параметра  $W_0$

Размеры теплового пятна и параметр  $W_0$  определяют также величину амплитуды пульсаций давления в полости. Можно видеть (см. рис. 1, кривые 2 – 5), что переход от сферического пятна (кривая 2) к эллипсоидному (кривая 3) при одинаковом параметре  $W_0 = 20$  приводит к более существенному затуханию амплитуды пульсаций давления в полости. При значении параметра  $W_0 = 40$  для эллипсоидного

пятна (кривая 4) наблюдается минимальная амплитуда пульсаций давления в квазипериодическом состоянии. Дальнейшее увеличение параметра  $W_0$  (кривая 5) при более резком характере затухания пульсаций давления приводит к некоторому увеличению амплитуды пульсаций давления в квазипериодическом состоянии.

## Заключение

В результате проведенного численного моделирования установлено следующее:

- формирование в сверхзвуковом потоке следа с неравномерным распределением параметров оказывает существенное влияние на структуру обтекания и аэродинамическое сопротивление тел;
- конфигурация теплового пятна и интенсивность энергоподвода определяют величину амплитуды пульсаций давления в полости.
- наблюдается эффект насыщения, заключающийся в том, что начиная с некоторого значения параметра  $W_0$  амплитуда пульсаций практически не снижается ( $W_0 = 40$ , эллипсоидное тепловое пятно);
- изменение коэффициента сопротивления при увеличении параметра  $W_0$  приобретает асимптотический характер.

Полученные результаты позволяют рассматривать использование пульсирующего источника тепловыделения как эффективный способ управления сверхзвуковым обтеканием летательных аппаратов.

## Литература

1. Стабилизация оптического разряда в сверхзвуковом потоке аргона / Третьяков П.К., Грачев Г.П., Иванченко А.И., Крайнев В.А., Пономаренко А.Г., Тищенко В.Н. // *Доклады Академии Наук*. – 1994. – Т. 336. – № 4. – С. 466 - 467.
2. Управление сверхзвуковым обтеканием тел с использованием мощного оптического пульсирующего разряда / Третьяков П.К., Гаранин А.Ф., Грачев Г.П., Крайнев В.А., Пономаренко А.Г., Тищенко В.Н., Яковлев В.И. // *Доклады Академии Наук*. – 1996. – Т. 351. – № 3. – С. 339 - 340.
3. Adegren Russell G., Elliot Gregory S., Knight Doyle D., Zheltovodov Alexander A. and Beutner Thomas J. Energy deposition in supersonic flows. *AIAA*

*Paper*, N 2001–0885, 2001.

4. Гувернюк С.В., Самойлов А.Б. Об управлении сверхзвуковым обтеканием тел с помощью пульсирующего теплового источника // *Письма в ЖТФ*. – 1997. – Т. 23. – Вып. 9. – С. 1 – 8.
5. Chakravarthy S.R. and Osher S. A. New class of high accuracy TVD schemes for hyperbolic conservation laws. *AIAA Paper*, N 85–0363, 1985.
6. Chakravarthy S.R. The versality and reliability of Euler solvers based on high-accuracy TVD formulations. *AIAA Paper*, N 86–0243, 1986.
7. Георгиевский П.Ю., Левин В.А. Сверхзвуковое обтекание тел при наличии внешних источников энергоподвода // *Письма в ЖТФ*. – 1988. – Т. 14. – Вып. 8. – С. 684 – 687.
8. Антонов А.Н., Шалаев С.П. Экспериментальное исследование нестационарного течения в полостях, обтекаемых сверхзвуковым потоком // *Известия АН СССР. Механика жидкости и газа*: – 1979. – № 5. – С. 180 - 183.
9. Laoodon D.W., Schneider S.P. and Schmisseeur J.D. Physics of resonance in a supersonic forward-facing cavity // *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998. Vol. 35. No. 5. P. 626 – 632.
10. Engblom W.A., Yüceil B., Goldstain D.B. and Dolling D.S Hypersonic forward-facing cavity flow: an experimental and numerical study. *AIAA Paper*, N 1995–0293. 1995.
11. Базыма Л.А. Взаимодействие осевой и кольцевой струй, вытекающих из цилиндрической полости, с набегающим сверхзвуковым потоком газа // *Прикладная механика и техническая физика*. – 1995. – Т. 36. – №3. – С. 69 – 73.
12. Численное решение многомерных задач в газовой динамике / Под ред. С.К. Годунова – М.: Наука, 1976. – 321 с.

Поступила в редакцию 25.12.03

**Рецензент:** д-р техн. наук, гл. н. с. Шупиков А.Н., ИПМаш им. А.Н. Подгорного НАН Украины, г. Харьков.

УДК 536.244

Ю.Н. АГАФОНОВ, В.И. АНТЮФЕЕВ, Ю.А. ТКАЧЕНКО

*Военный научный центр космических исследований (При Харьковском военном университете)*

## МЕТОД РАСЧЕТА МНОГОМЕРНЫХ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОЛЕЙ В МНОГОСЛОЙНЫХ ТЕЛАХ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ

Рассмотрен метод расчета многомерных нестационарных температурных полей в многослойных телах сложной формы. Сеточная схема для расчета температурных полей построена интегро-интерполяционным методом на криволинейных сетках. Использование криволинейных ортогональных сеток позволяет повысить точность описания составных тел сложной формы и реализовать экономичную локально-одномерную схему.

**теплообмен, нестационарное температурное поле, интегро-интерполяционный численный метод, конформное преобразование, криволинейная сетка, криволинейная система координат**

### Введение

#### 1. Формулирование проблемы

Расчет слоистых структур сложной формы в классических системах ортогональных координат затруднен из-за невозможности описания криволинейных границ контактирующих элементов сетками канонической формы. Сгущение сетки вблизи границ областей, увеличивая вычислительные затраты, не позволяет в ряде случаев в принципе решить подобную задачу. Для того чтобы использовать при расчетах нестационарных полей в конструкциях сложной формы локально-одномерные экономичные схемы сквозного счета, необходимо применение ортогональных криволинейных сеток, координатные линии которых совпадают с границами элементов конструкций [1].

#### 1.1 Анализ литературы

Расчеты многомерных нестационарных тепловых полей в телах сложной формы достаточно успешно выполняются с помощью известных численных методов [1 – 3]. Многие из них положены в основу автоматизированных методик для универсальных программ расчета. Каждый из них имеет свои преимущества и недостатки, однако их использование при расчетах теплового состояния конструкций сложной

формы не позволяет обеспечить требуемую точность расчетов и высокую эффективность вычислений.

#### 1.2 Цель статьи

Разработать метод расчета нестационарных температурных полей в составных конструкциях сложной формы.

### 2. Решение проблемы

Рассмотрим решение задачи определения нестационарного температурного поля неявным интегро-интерполяционным методом по локально-одномерной

схеме. Область, в которой ищется решение (рис. 1), разбивается на элементарные объемы (элементарные ячейки), построенные вокруг каждого узла сетки.

При пространственном разбиении в качестве элементарных

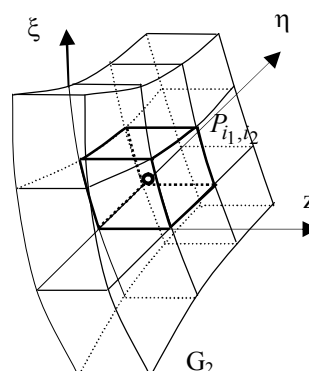


Рис. 1. К постановке задачи

объемов будем рассматривать криволинейные призмы, у которых одна грань образована секущими плоскостями с равномерным шагом  $h_z$  в направле-

нии оси  $z$ . Остальные стороны и грани параллельны криволинейным координатам  $\eta$  и  $\xi$ , построенным путем конформного отображения внутренности кольца на двусвязную область [5]. Узлы элементарных блоков помещаются в геометрические центры описанных криволинейных призм.

Введем равномерную сетку по времени  $\{\tau_j\}$ ,  $\tau_j = j\Delta\tau$ ,  $j \in \overline{1, N_\tau}$  и равномерную пространственную сетку  $\overline{\Omega}' = \{x_{i_1, i_2}^1, x_{i_1, i_2}^2\}$ ,  $i_k \in \overline{1, N_k}$ ,  $k \in \overline{1, 2}$  в плоской области  $G_1$ , которая при конформном пре-

образовании  $w = p(z) = \sum_{k_1=-2m_1}^{2m_1-1} C_{qk_1+1} z^{qk_1+1}$  [6] пе-

рейдет в ортогональную сетку  $\overline{\Omega}$  в области  $G_2$ . Обозначим координаты узлов в новой системе координат через

$$\eta_{i_1, i_2} = w^1 \left( z \left( x_{i_1, i_2}^1, x_{i_1, i_2}^2 \right) \right),$$

$$\xi_{i_1, i_2} = w^2 \left( z \left( x_{i_1, i_2}^1, x_{i_1, i_2}^2 \right) \right).$$

Вокруг внутреннего  $(i_1, i_2)$ -го узла в области  $G_1$  выделим прямоугольник  $P'_{i_1, i_2}$ , стороны которого образованы отрезками

$$l_{i_1, i_2}^1 : x^1 = x_{i_1-1/2, i_2}^1, \quad x^2 \in [x_{i_1, i_2-1/2}^2, x_{i_1, i_2+1/2}^2],$$

$$l_{i_1+1, i_2}^1 : x^1 = x_{i_1+1/2, i_2}^1, \quad x^2 \in [x_{i_1, i_2-1/2}^2, x_{i_1, i_2+1/2}^2],$$

$$l_{i_1, i_2}^2 : x^2 = x_{i_1, i_2-1/2}^2, \quad x^1 \in [x_{i_1-1/2, i_2}^1, x_{i_1+1/2, i_2}^1],$$

$$l_{i_1, i_2+1}^2 : x^2 = x_{i_1, i_2+1/2}^2, \quad x^1 \in [x_{i_1-1/2, i_2}^1, x_{i_1+1/2, i_2}^1]$$

и рассмотрим в области  $G_2$  (рис. 2) ячейку

$P_{i_1, i_2} = w(P'_{i_1, i_2})$ , ограниченную линиями

$$h_{i_1, i_2}^1 = w(l_{i_1, i_2}^1), \quad h_{i_1+1, i_2}^1 = w(l_{i_1+1, i_2}^1), \quad h_{i_1, i_2}^2 = w(l_{i_1, i_2}^2),$$

$$h_{i_1, i_2+1}^2 = w(l_{i_1, i_2+1}^2).$$

При расщеплении задачи по пространственным координатам моделирование одномерных процессов производится с помощью неявных схем, а последовательное действие процессов учитывается явным образом.

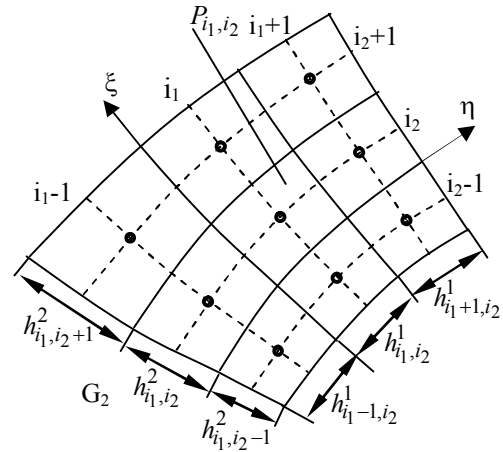


Рис. 2. Схема формирования ортогональной сетки  $\overline{\Omega}$  в области  $G_2$

Решение многомерной задачи на каждом шаге по времени сводится к расчету набора одномерных задач, решаемых методом прогонки. При этом уравнение теплопроводности запишется в виде следующей системы, получаемой при расщеплении для промежутка времени  $[\tau_{j-1}, \tau_j]$ :

$$c\rho \frac{\partial \theta^*}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial \eta} \left( \lambda \frac{\partial \theta^*}{\partial \eta} \right), \quad (1)$$

$$\theta^*(\xi, \eta, \tau_{j-1}) = T(\xi, \eta, \tau_{j-1}), \quad (2)$$

$$c\rho \frac{\partial \theta}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial \xi} \left( \lambda \frac{\partial \theta}{\partial \xi} \right), \quad (3)$$

$$\theta(\xi, \eta, \tau_{j-1}) = \theta^*(\xi, \eta, \tau_j). \quad (4)$$

Приближенное решение начинается с точного распределения  $T(\xi, \eta, z, \tau_{j-1})$ , при этом сначала решается уравнение (1) с начальным условием (2), а затем уравнение (3), в качестве начального условия берется полученное решение к концу временного интервала с распределением  $\theta^*(\xi, \eta, \tau_j)$  (4).

Проинтегрировав уравнение (1) по области  $G_2 \times \{\tau \in [\tau_j, \tau_{j+1}]\}$ , получим уравнение баланса

$$\int_{\eta_{i_1-1/2}}^{\eta_{i_1+1/2}} c\rho \left( \theta^{*j} \right) \left( \theta^{*j+1} - \theta^{*j} \right) d\eta = \int_{\tau_j}^{\tau_{j+1}} \int_{\eta_{i_1-1/2}}^{\eta_{i_1+1/2}} q^1 d\eta d\tau, \quad (5)$$

где, исходя из закона Фурье,  $q^1 = -\lambda(\theta^*) \frac{\partial \theta^*}{\partial \eta}$ .

Выражение в левой части представляет собой количество тепла, идущее на нагрев элементарной

ячейки, которое аппроксимируется выражением

$$\int_{\eta_{i-1/2}}^{\eta_{i+1/2}} c\rho(\theta^{*j}) \left( \theta^{*j+1} - \theta^{*j} \right) d\eta = (c\rho)_{i_1} V_{i_1} \left( \theta^{*j+1} - \theta^{*j} \right),$$

где  $V_{i_1}$  - объем ячейки  $P_{i_1, i_2}$ .

Для составления разностной схемы необходимо выразить тепловой поток  $q^1$  через решение и коэффициенты исходного уравнения. Полагая, что изменение потока  $q^1$  по переменной  $\eta$  на рассматриваемом интервале мало, получим

$$\int_{\eta_{i-1/2}}^{\eta_{i+1/2}} q^1 d\eta = \int_{\eta_{i-1/2}}^{\eta_{i+1/2}} [q_{i-1/2}^1 - q_{i+1/2}^1] d\eta = q_{i+1/2}^1 - q_{i-1/2}^1,$$

что соответствует интерполяции потока  $q^1$  полиномом нулевого порядка,  $q_{i-1/2}^1, q_{i+1/2}^1$  - тепловые потоки через его грани в направлении  $\eta$ . Подставив эти выражения в (5) получим уравнение баланса

$$q_{i-1/2}^1 - q_{i+1/2}^1 - \frac{(c\rho)_{i_1, i_2} V_{i_1, i_2} (\theta^{*j+1} - \theta^{*j})}{\Delta\tau} = 0. (6)$$

Рассмотрим уравнение теплового баланса для внутренней ячейки, изображенной на рис. 3.

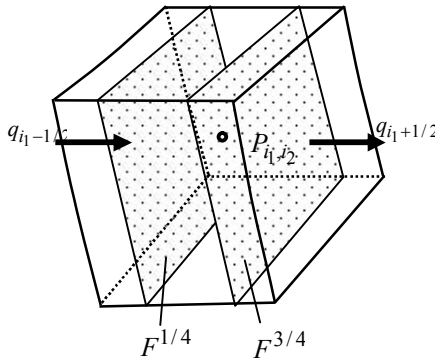


Рис. 3. Схема внутренней ячейки

Тепловой поток из предыдущей ячейки определяется из выражения

$$q_{i-1/2}^1 = \frac{(\theta_{i-1, i_2}^* - \theta_{i, i_2}^*)}{R_{i-1, i_2}},$$

где  $R_{i-1} = \frac{h_{i-1, i_2}^1 / 2}{\lambda_{i-1, i_2} F_{i-1, i_2}^{3/4}} + \frac{h_{i, i_2}^1 / 2}{\lambda_{i, i_2} F_{i, i_2}^{1/4}}$  - термическое сопротивление участка  $P_{i-1, i_2} - P_{i, i_2}$ ;  $F_{i-1, i_2}^{3/4}$  - сред-

няя площадь сечения ячейки на участке  $h_{i-1, i_2}^1 / 2$ ;  $F_{i, i_2}^{1/4}$  - средняя площадь сечения ячейки на участке  $h_{i, i_2}^1 / 2$ .

Тепловой поток в следующую ячейку определяется аналогично:

$$q_{i+1/2}^1 = \frac{(\theta_{i+1}^* - \theta_{i, i_2}^*)}{R_{i+1, i_2}},$$

$$\text{где } R_{i+1, i_2} = \frac{h_{i, i_2}^1 / 2}{\lambda_{i, i_2} F_{i, i_2}^{3/4}} + \frac{h_{i+1, i_2}^1 / 2}{\lambda_{i+1, i_2} F_{i+1, i_2}^{1/4}}.$$

Рассмотрим порядок определения длин шагов  $h$  и площадей  $F$ . Если построена аналитическая функция  $w = p(z)$ , конформно отображающая двухсвязную область  $G_1$ ,  $r_0 \leq |z| \leq 1$ , на область  $G_2$  в плоскости  $w$ , и построена полярная сетка в этой области  $z = \rho e^{i\varphi}$ , тогда лучам  $\varphi = \text{const}$  в плоскости  $z$  соответствуют кривые  $w = p(\rho e^{i\varphi})$ ,  $0 \leq \rho \leq 1$ , а окружностям  $|z| = \rho = \text{const}$  - кривые  $w = p(\rho e^{i\varphi})$ ,  $0 \leq \varphi \leq 2\pi$ . Координаты узлов сетки определяются соотношениями

$$x_{kj}^1 = \text{Re}(p(\rho_k e^{i\varphi_j})), \quad x_{kj}^2 = \text{Im}(p(\rho_k e^{i\varphi_j})).$$

Наряду с полярными координатами  $(\rho, \varphi)$  в плоскости  $z$  введем полярные координаты  $(P, \Phi)$  в плоскости  $w$  и построим вещественные функции  $P(\rho, \varphi) = |p(\rho e^{i\varphi})|$ ,  $\Phi(\rho, \varphi) = \arg(p(\rho e^{i\varphi}))$ . Если обозначить декартовы координаты в плоскости  $w$  через  $(x^1 = P \cos \Phi, x^2 = P \sin \Phi)$ , то компоненты метрического тензора Римана определяются выражениями [4]

$$g_{11}(\rho, \varphi) = \left( \frac{\partial x^1}{\partial \rho} \right)^2 + \left( \frac{\partial x^2}{\partial \rho} \right)^2;$$

$$g_{22}(\rho, \varphi) = \left( \frac{\partial x^1}{\partial \varphi} \right)^2 + \left( \frac{\partial x^2}{\partial \varphi} \right)^2;$$

$$g_{12}(\rho, \varphi) = g_{21}(\rho, \varphi) = \frac{\partial x^1}{\partial \rho} \frac{\partial x^1}{\partial \varphi} + \frac{\partial x^2}{\partial \rho} \frac{\partial x^2}{\partial \varphi}.$$

Поскольку

$$\frac{\partial x^1}{\partial \rho} = \frac{\partial x^1}{\partial P} \frac{\partial P}{\partial \rho} + \frac{\partial x^1}{\partial \Phi} \frac{\partial \Phi}{\partial \rho}, \quad \frac{\partial x^1}{\partial \varphi} = \frac{\partial x^1}{\partial P} \frac{\partial P}{\partial \varphi} + \frac{\partial x^1}{\partial \Phi} \frac{\partial \Phi}{\partial \varphi},$$

$$\frac{\partial x^2}{\partial \rho} = \frac{\partial x^2}{\partial P} \frac{\partial P}{\partial \rho} + \frac{\partial x^2}{\partial \Phi} \frac{\partial \Phi}{\partial \rho}, \quad \frac{\partial x^2}{\partial \varphi} = \frac{\partial x^2}{\partial P} \frac{\partial P}{\partial \varphi} + \frac{\partial x^2}{\partial \Phi} \frac{\partial \Phi}{\partial \varphi},$$

а также учитывая, что  $\frac{\partial x^1}{\partial P} = \cos \Phi$ ,  $\frac{\partial x^1}{\partial \Phi} = -P \sin \Phi$ ,

$$\frac{\partial x^2}{\partial P} = \sin \Phi, \quad \frac{\partial x^2}{\partial \Phi} = P \cos \Phi, \quad \text{получим}$$

$$g_{11}(\rho, \varphi) = \left( \frac{\partial P}{\partial \rho} \right)^2 + P^2(\rho, \varphi) \left( \frac{\partial \Phi}{\partial \rho} \right)^2; \quad (7)$$

$$g_{22}(\rho, \varphi) = \left( \frac{\partial P}{\partial \varphi} \right)^2 + P^2(\rho, \varphi) \left( \frac{\partial \Phi}{\partial \varphi} \right)^2; \quad (8)$$

$$g_{12}(\rho, \varphi) = g_{21}(\rho, \varphi) = \frac{\partial P}{\partial \rho} \frac{\partial P}{\partial \varphi} + P^2(\rho, \varphi) \frac{\partial \Phi}{\partial \rho} \frac{\partial \Phi}{\partial \varphi} = 0. \quad (9)$$

Длина кривой, соединяющей узлы с номерами

$(i_1, i_2), (i_1 + 1, i_2)$ , равна

$$h_{i_1, i_2}^1 = \int_{\rho_{i_1}}^{\rho_{i_1+1}} \sqrt{g_{11}(\rho, \varphi_{i_2})} d\rho, \quad (10)$$

длина кривой, соединяющей узлы с номерами

$(i_1, i_2), (i_1, i_2 + 1)$ , равна

$$h_{i_1, i_2}^2 = \int_{\varphi_{i_2}}^{\varphi_{i_2+1}} \sqrt{g_{22}(\rho_{i_1}, \varphi)} d\varphi. \quad (11)$$

Площадь ячейки  $P_{i_1, i_2}$ , содержащей узлы с номе-

рами  $(i_1, i_2), (i_1, i_2 + 1), (i_1 + 1, i_2), (i_1 + 1, i_2 + 1)$ , определяется выражением

$$F_{i_1, i_2} = \int_{\rho_{i_1}}^{\rho_{i_1+1}} \int_{\varphi_{i_2}}^{\varphi_{i_2+1}} I(\rho, \varphi) d\rho d\varphi, \quad (12)$$

где  $I(\rho, \varphi) = \sqrt{g_{11}(\rho, \varphi) g_{22}(\rho, \varphi)}$ .

Заменяем в уравнении (6) потоки

$q_{i_1-1/2, i_2}^1, q_{i_1+1/2, i_2}^1$  соответствующими выражениями, а для последних ячеек используем граничные условия. Тогда уравнение принимает вид

$$A_{i_1, i_2} \theta_{i_1-1, i_2}^* + B_{i_1, i_2} \theta_{i_1, i_2}^* + A_{i_1, i_2} \theta_{i_1+1, i_2}^* + D_{i_1, i_2} = 0 \quad (13)$$

и решается методом прогонки (модификация метода Гаусса для системы уравнений с трехдиагональной матрицей).

По аналогичным формулам выполняется приближенное решение уравнения (3) в направлении

оси  $\xi$ , в качестве начального условия берется полученное решение к концу временного интервала с распределением  $\theta^*(\xi, \eta, \tau_j)$ .

На каждом шаге по времени для нахождения разностного решения требуется решать методом прогонки систему уравнений (13).

Рассмотренная для двумерного случая локально-одномерная схема естественным образом обобщается и на трехмерные задачи. В этом случае вычисления на каждом шаге по времени проводятся путем прогонок в направлениях  $\xi, \eta, z$ .

## Заключение

Предложен метод расчета нестационарных температурных полей в составных конструкциях сложной формы, основанный на применении криволинейных ортогональных сеток. Математическая модель позволяет использовать интегро-интерполяционный численный метод и расщепить многомерную задачу на независимые локально-одномерные, обеспечивающие с учетом суперпозиции частных решений реализацию экономичной схемы.

## Литература

1. Самарский А.А. Введение в численные методы. – М.: Наука, 1987. – 288 с.
2. Фаддеев Д.К., Фаддеева В.М. Вычислительные методы линейной алгебры. – М.: Физматгиз, 1971. – 342 с.
3. Зенкевич О.С. Метод конечных элементов в технике. – М.: Мир, 1975. – 542 с.
4. Дубровин Б.А., Новиков С.П., Фоменко А.Т. Современная геометрия. – М.: Наука, 1979. – С. 760.
5. Фильчаков П.Ф. Приближенные методы конформных отображений. – К.: Наук. думка, 1964. – 530 с.
6. Угодчиков А.Г. Построение конформно-отображающих функций. – К.: Наук. думка, 1966. – 77 с.

Поступила в редакцию 20.11.2003

**Рецензент:** д-р физ.-мат. наук, проф. Николаев А.Г., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, г. Харьков.

УДК 629.7

**В.М. ДАШКІЄВ, В.О. ІВАНЮК***Харківський інститут Військово-повітряних сил, Україна***АНАЛІЗ МОЖЛИВИХ ШЛЯХІВ МОДЕРНІЗАЦІЇ ВПС УКРАЇНИ**

Здійснено аналіз потенціальних загроз національній безпеці. Розглянуто комплекс заходів по модернізації національних Військово-повітряних сил, спрямований на відбиття масованого повітряного удару. Пропонується оснастити ВПС тактичними АК ДРЛВН, пристосування ударних літаків до несення керованих ракет “повітря-повітря”, оснащення усіх літаків обладнанням для роботи вночі та в СМУ, використання їх у боротьбі з авіаносними ударними з’єднаннями, крилатими ракетами та їх носіями.

**модернізація, повітряний наступ, комплекс бортового озброєння, інформаційне забезпечення****Вступ**

Актуальність даної статті викликана моральним та фізичним застаріванням парку літальних апаратів (ЛА) Військово-повітряних сил (ВПС) України, зміною військово-політичної ситуації та зміною характеру загроз, обмеженими фінансовими можливостями держави. Отже, є проблема визначення головних напрямків модернізації бойової авіатехніки (БАТ) ВПС України, а також комплексу технічних заходів по її реалізації.

Увесь наявний парк БАТ ВПС України успадкували від колишнього СРСР. Найновіші з ЛА розроблено на початку 1980-х рр., і вони вже не відповідають вимогам сучасної війни. БАТ застаріває і фізично, і морально, що потребує її невідкладної модернізації та продовження ресурсу.

Згідно з наступальною доктриною колишнього СРСР та військово-політичними обставинами “холодної війни”, ударна компонента ВПС України значно перевищує оборону. Зокрема, в наявності значна кількість фронтових бомбардувальників (Су-24), тоді як кількість сучасних винишувачів (типу МіГ-29 и Су-27) є недостатньою для потреб захисту повітряного простору. За 12 років докорінно змінилися характер воєнних дій, геополітична ситуація та військова доктрина держави.

Заміна застаріваючої БАТ поки що малоімовірна. Також низькою є імовірність всебічної та повної

модернізації парку бойових ЛА. Можна розраховувати лише на здійснення комплексу заходів продовження фізичного ресурсу, а також проведення часткової вузькоспеціалізованої модернізації, спрямованої на відбиття найбільшої з потенційних загроз національній безпеці.

У фаховій літературі з публікацій останнього часу дана проблема найбільш повно розглянута у [1]. Автори [1] переважно торкаються організаційних аспектів проблеми. Найсуттєвішою можна вважати пропозицію щодо здійснення Державної програми модернізації бойової авіатехніки. Правильно визначено деякі з ключових моментів її виконання: створення єдиного інформаційного поля, єдиної системи бойового керування діями ВПС і як необхідна передумова цього - впровадження авіаційного комплексу дальнього радіолокаційного виявлення та наведення (АК ДРЛВН). Але пропозиція щодо модернізації та оснащення сучасними коштовними комплексами лише декількох (20 - 30) літаків-лідерів є спірною. Бойова стійкість підрозділу застарілих літаків, очолюваного модернізованим лідером, є спірною. Втрата лідера неминуче знецінить усю групу. Стаття [1] не торкається технічних аспектів проблеми і не конкретизує напрямки модернізації БАТ, що дає простір для подальших досліджень в даній тематиці.

## 1. Формулювання проблеми

Невирішеною залишається така частина загальної проблеми, як визначення пріоритетних напрямків модернізації БАТ та комплексу технічних заходів по її реалізації. Проте цілком очевидно, що модернізація ВПС має бути спрямована на адекватну відповідь загрози національній безпеці.

Цілями даної статті є:

- аналіз видів потенційних воєнних конфліктів, у яких можуть брати участь ВПС України, визначення їх імовірності, а також виділення критичного виду, найбільш серйозного для національної безпеки;
- аналіз сучасної воєнної стратегії, виділення в ній найнебезпечнішого елемента, на подолання якого має бути спрямована модернізація БАТ;
- аналіз комплексу технічних заходів, що можуть бути виконані при наявних матеріальних засобах та існуючому парку БАТ для здійснення модернізації ВПС у визначеному напрямку.

## 2. Вирішення проблеми

Теоретично ВПС можуть застосовуватися:

- у гуманітарних акціях під час стихійного лиха чи техногенної катастрофи;
- у миротворчих місіях на території інших держав;
- у внутрішніх збройних конфліктах і антитерористичних акціях;
- у локальних, прикордонних збройних конфліктах;
- у повномасштабній війні, яка потребує застосування усіх збройних сил та економічного потенціалу.

Природно, що в нашому аналізі слід враховувати як ступінь загрози національній безпеці, так і ймовірність реалізації цієї загрози.

Гуманітарні акції є найбільш імовірними, але стосуються лише транспортної та армійської авіації. Спеціальних вимог до модернізації решти військових літаків вони не висувають.

Миротворчі місії здійснюються обмеженими силами, як правило, у складі міжнародних контингентів, і впливають на безпеку держави лише непрямо. Отже, такі місії не можуть вибиратися за орієнтир в питанні модернізації БАТ.

Внутрішні збройні конфлікти, антитерористичні дії (на зразок Чеченської війни) є характерними для країн із внутрішньою нестабільністю, з багатоетнічним чи багатоконфесійним складом населення – обов'язково за наявності непримиренних протиріч між окремими верствами. Це стосується таких країн, як Югославія, Росія, Ізраїль та інших. Проте аналіз політичної ситуації в Україні за останні 10 років вказує на внутрішню стабільність, на відсутність непримиренних протиріч соціального, етнічного чи релігійного характеру, які могли б викликати якісь заворушення чи збройний конфлікт. За умов стабільності економіки країни поодинокі прояви політичного екстремізму не мають під собою соціальної бази і достатньо наявних сил охорони правопорядку. Ймовірність виникнення такого конфлікту є близькою до нуля.

Завдяки прийнятій оборонній доктрині малоюмовірною є прикордонна збройна сутичка зі слабшими сусідами – Молдовою чи Придністровською республікою. Отже, прикордонний збройний конфлікт малої інтенсивності можна не брати до уваги в даній проблемі.

Водночас ряд суміжних держав мають до України територіальні претензії, які можуть вилитися у збройні сутички. Як свідчить історичний досвід, прикордонні збройні сутички із сильними у військовому аспекті країнами можуть перерости у повномасштабну війну – поза бажанням обох сторін конфлікту. Будь-який прикордонний, локальний збройний конфлікт може бути використаний “зацікавленими”



третіми країнами як бажаний привід до збройної інтервенції. Окрім того, ринкова економіка розвивається непередбачувано. В тривалій перспективі економічну ситуацію в суміжних країнах передбачити неможливо. Ймовірність економічної кризи в них можна вважати високою. Цілком реальною є можливість агресії з боку враженої кризою держави – з метою виправити економічне становище або для відволікання населення від соціальних проблем. Новим явищем є “передвиборча війна” – агресія, здійснена волею впливового політичного діяча для здобуття симпатій електорату (приклади: Чеченська війна, Іракська війна 2003 р.). В будь-якому випадку військова слабкість потенційної жертви може спровокувати сильнішу країну до агресії. Навіть перебування в одному військово-політичному блоці не гарантує від збройної конфронтації із союзниками. Так, партнери по НАТО – Греція і Туреччина – десятиріччями перебувають в політичній конфронтації з приводу Кіпру. Декілька разів вони доходили до межі збройного конфлікту, якого було уникнуто лише через побоювання військової сили супротивника. А обидві азійські наддержави – Індія та Пакистан – півстоліття знаходяться у стані перманентної війни, водночас формально входячи до одного політичного союзу – Британської співдружності націй.

Зараз не спостерігається ознак підготовки збройної агресії проти України з боку жодної держави. Зовнішньополітичну обстановку навколо України можна вважати винятково сприятливою. Ймовірність будь-якого збройного конфлікту є близькою до нуля. Але ймовірність повномасштабної війни є більшою порівняно з іншими, враховуючи територіальні претензії сусідів, їх внутрішню нестабільність, а також можливість інтервенції з боку сильних держав у випадку локального конфлікту чи можливості переростання самого конфлікту у повномасштабну війну. Саме такий вид воєнних дій є найбільш небезпечним, оскільки загрожуватиме існуванню держави і потребуватиме мобілізації усіх збройних сил і

матеріальних ресурсів.

Отже, аналіз військово-політичної ситуації показує, що ймовірність повномасштабної війни із сильною у військовому відношенні державою (або коаліцією) можна вважати визначальною в планах модернізації БАТ ВПС України.

Сучасна війна характеризується динамічністю, різноманіттям видів бойових дій, тактичних прийомів, сполученням зусиль різнорідних сил в різних середовищах. При неможливості повної модернізації ВПС доцільним є зосередитись на найсерйознішій, критичній загрозі і протистояти саме їй, змирившись із тим, що виконання другорядних завдань буде менш ефективним.

Аналіз сучасної воєнної стратегії показує, що всі агресивні війни починаються практично за одним і тим же сценарієм, вперше реалізованим у 1939 - 1941 рр. під назвою “бліцкриг”. В ньому використовуються переваги чинника раптовості та панування в повітрі. 60 років суть цієї стратегії залишається незмінною, хоча змінилися засоби її втілення. Із прогресом ефективності засобів повітряного нападу, динаміки бойових дій, підвищенням точності, дальності дії та “інтелектуальності” БАТ та вогневих засобів ураження роль повітряного бліцкригу зростає ще більше.

Сценарій сучасного повітряного бліцкригу (“літоральна стратегія” – в американському виконанні [2]) містить такий перелік дій:

- завчасне визначення переліку майбутніх цілей повітряних ударів із їх прив’язкою до місцевості, ступенем захисту, маскуванню та іншими потрібними характеристиками за допомогою усіх видів розвідки;

- встановлення суцільного інформаційного поля над усім театром воєнних дій (ТВД), на всю його глибину, забезпечення доступу до цього поля екіпажів усіх бойових одиниць, зокрема усіх бойових ЛА, безперервне оновлення інформаційного поля, включно до інформації про окремі вогневі то-

чки або одиниці бойової техніки супротивника, їх прив'язку до місцевості та про їх стан;

- встановлення єдиного поля бойового управління збройними силами на ТВД від угруповань і частин до окремих одиниць бойової техніки;

- встановлення, по можливості, суцільного поля електромагнітних перешкод по всьому фронту повітряного наступу;

- масований удар крилатими ракетами (КР), керованими бомбами із супутниковим наведенням та іншим “інтелектуальним озброєнням” по наземних радіоелектронних засобах керування військами, зв'язку та РЛС. Першого удару зазнають, як правило, засоби зв'язку та керування авіацією, система спостереження за повітряним простором, вогневі засоби протиповітряної оборони та авіатехніка на землі та в повітрі;

- знищення (в нічний час) вертольотами вогневої підтримки вцілілих вогневих засобів ППО супротивника;

- знищення масованими діями винищувальної та бомбардувальної авіації, авіатехніки супротивника у сховищах, на аеродромах та в повітрі, досягнення панування в повітрі;

- знищення високоточними повітряними ударами найважливіших, “невралгічних” об'єктів супротивника – військових, політичних, економічних, культурних та інших;

- повітряний терор цивільного населення, повітряна підтримка (у випадку потреби) сухопутних військ.

Успішне здійснення “бліцкригу” є надзвичайно небезпечним для жертви агресії. Винищувальна авіація та ППО позбавляються єдиного керівництва та інформації про супротивника, діють поодинокими машинами, практично наосліп, з низькою результативністю, в свою чергу стаючи легкою здобиччю для авіації агресора. Військове та політичне керівництво як військами, так і нацією в цілому ускладнене чи паралізоване, що різко знижує бойову

ефективність збройних сил в цілому. Підтягнення резервів чи перекидання військ на загрозові ділянки є неможливим, що забезпечує успіх агресора в сухопутній операції. До того ж бойова стійкість та моральний дух військ, позбавлених авіаційної підтримки та прикриття зенітними засобами, є низькою. Руйнування ключових об'єктів економіки та життєзабезпечення населення викликають паніку і підривають волю нації до опору. Історичний досвід показує, що виправити наслідки успішного “бліцкригу” вдається лише ціною надмірних жертв.

Очевидним є додатковий чинник, що підвищує роль повітряного наступу.

Сучасний агресор є дуже чутливим до власних втрат, неминучих у загальновійськовому бою. Тому наочним є намагання досягти військово-політичної мети за допомогою завоювання панування в повітрі (і навіть шляхом самої лише загрози застосування могутніх військово-повітряних сил!) Країна, повітряний простір якої завоював супротивник, автоматично програє війну в цілому. Приклади цьому - Ірак, Югославія. Отже, початковий етап - етап повітряного бліцкригу - є вирішальним для результату всієї війни.

Таким чином, можна припустити, що стратегічним завданням українських ВПС буде зрив повітряного бліцкригу супротивника. Тому пропонується саме цьому підпорядкувати основні напрямки їх модернізації.

Розглянемо технічні можливості модернізації БАТ ВПС України.

Особливістю сучасного етапу розвитку авіації є те, що льотно-технічні характеристики (ЛТХ) літаків за декількома винятками практично залишаються стабільними. Натомість революційні зміни спостерігаються у системі озброєння літаків та у їх інформаційному забезпеченні. Природно, що застарілим літкам неможливо надати конфігурації типу “стелс”, хоча їх характеристики помітності можна дещо поліпшити нанесенням спеціальних покриттів,

що поглинають електромагнітне випромінювання. Слід підкреслити, що літаки Су-27 та МіГ-29, з яких складається наша винищувальна авіація, свого часу були піонерами в галузі надманевреності і досі є еталоном ЛТХ. Тому можна вважати, що наявна БАТ не є морально застарілою з точки зору її ЛТХ. Відповідно до цього програма модернізації планера та систем полягатиме у комплексі заходів по продовженню ресурсу, а також по пристосуванню до розташування сучасного радіоелектронного обладнання (РЕО).

Головний акцент модернізації припадатиме на комплекс озброєння та бортового обладнання і на систему інформаційного забезпечення.

Створення єдиного інформаційного поля ТВД потребує створення інформаційної мережі типу “Інтернет” і забезпечення доступу до неї усіх одиниць БАТ. Для цього потрібно: по-перше, створення відповідного програмного забезпечення, стійкого до несанкціонованого доступу; по-друге, створення множини наземних (можливо, і повітряних) “вузлів” інформаційної мережі, серверів, через які відбуватиметься зв’язок між окремими абонентами; по-третє, організація мережі спостереження за ТВД, у якій екіпаж кожної бойової одиниці, повітряної чи наземної, передаватиме свої спостереження у загальну інформаційну мережу; по-четверте, оснащення кожної бойової одиниці інтерфейсом для підключення до загальної інформаційної мережі.

Не менш важливим має бути пристосування БАТ до ведення радіоелектронної боротьби (РЕБ). В сучасних умовах руйнування інформаційного поля чи системи бойового керування значно знижує ефективність дій супротивника. Тому роль РЕБ якісно змінюється – від пасивної (захист літака чи групи їх) до активної (руйнування ворожого інформаційного поля). В ідеалі кожен ЛА мав би нести контейнер РЕБ для придушення ліній зв’язку супротивника.

Досвід останніх локальних воєнних конфліктів вказує на підвищену уразливість системи наземних

радіоелектронних засобів керування військами, зв’язку та РЛС від повітряного удару. Фактично така система стає цілковито дезорганізованою або знищеною після першого удару. Тому неприпустимою виглядає відсутність в українських ВПС літаків ДРЛВН. На відміну від наземних засобів такі літаки мають достатній рівень виживання, мобільність та функціональні можливості. Між тим Україна має власний АК ДРЛВН – Ан-71 на базі Ан-74. Базовий літак Ан-74 серійно виробляється у Харкові. Наявними є технічні можливості для розгортання серійного виробництва АК ДРЛВН. Ан-71, піднятий у повітря, міг би контролювати увесь повітряний простір над Україною, Чорним морем та прикордонням суміжних держав. Як показує світовий досвід, АК ДРЛВН є мало уразливими від повітряного удару. Водночас він мав би значний експортний потенціал у “третьому світі”. В останні роки якісно змінилася філософія повітряного нападу. Раніше він зводився до скидання на супротивника якнайбільшої маси боєприпасів (наприклад, “килимові” бомбування). Зараз мета досягається точними, “скальпельними” ударами по найважливіших об’єктах. При цьому застосовуються високоточні та “інтелектуальні” боєприпаси великої дальності. Носій не повинен входити в зону дії ворожої ППО, зменшуються витрати боєприпасів та потрібна кількість літаків-вильотів.

Під час першого повітряного удару найнебезпечнішими є маловисотні КР великої дальності – завдяки їх масовості, високій ефективності, точності та малій помітності. Тому боротьба з крилатими ракетами постає пріоритетним завданням – як знищення самих ракет винищувальною авіацією, так і ураження носіїв КР (кораблів, підводних човнів) та наземних пускових установок ударною авіацією.

Внаслідок великої протяжності морських кордонів України морські носії КР та авіаносці є потенційно небезпечними. Відомі випадки досягнення США бажаних політичних цілей самим лише пере-

суненням авіаносних з'єднань до чергової “гарячої точки”. Отже, боротьба з авіаносними з'єднаннями є першочерговим завданням ударної авіації. Тому доцільним було б пристосування всього парку бойових ЛА або значної його частини до озброєння протикорабельними КР, а також відповідне навчання особового складу.

Нині значно зросла залежність кожної окремої бойової одиниці (танк, літак, навіть окремий піхотинець) від зовнішньої інформації. Цілком новим елементом сучасної стратегії є застосування безпілотних розвідувально-ударних комплексів (БП РУК), оснащених комплексом повітряної розвідки та вогневими засобами ураження викритих цілей. За ступенем виживання такі ЛА відповідають крилатим ракетам, маючи перед останніми суттєву перевагу – крилаті ракети діють по заздалегідь розвіданих цілях, тоді як БП РУК діють практично в реальному масштабі часу і водночас поповнюють загальне інформаційне поле.

Отже, до пріоритетних завдань ВПС належатиме руйнування інформаційного поля та зв'язку супротивника, знищення РЛС та радіотехнічних засобів, пілотованих та безпілотних літаків-розвідників, недопущення ведення ним повітряної розвідки. Знищення БП РУК за пріоритетом має бути прирівняно до боротьби з КР.

Для зменшення власних втрат і максимального використання технічної та наукової переваги країни НАТО намагаються перевести бойові дії на нічний час та у складні метеоумови (СМУ). Це означає необхідність пристосування ВПС до дій уночі та в СМУ.

Доцільним є впровадження високоточних та “інтелектуальних” боєприпасів для боротьби з засобами керування та зв'язку, засобами ППО, аеродромами та авіатехнікою.

Застосування крилатих та балістичних ракет відволікає на себе значні сили, послаблюючи супротивника та сковуючи його наступальний потенціал.

Знищення вертольотами засобів ППО супротивника є одним з елементів повітряного наступу. Вертольоти діють переважно у складних метеоумовах та вночі, маскуючись рельєфом місцевості. Це потребує відповідних контрзаходів: пристосування наявних вертольотів Мі-24 до противертольотних дій – оснащення їх ракетами класу “повітря-повітря” та надвулочними РЛС на зразок американського “Лонгбоу Апач” або російського Мі-28Н.

Особливо цікавим в наших умовах є російський досвід модернізації – з тотожним складом парку ЛА та з подібними фінансовими труднощами.

Там на підставі зенітної керованої ракети С-400 “Тріумф” з дальністю дії 400 км передбачається створення ракет “повітря-повітря” великої дальності для літаків Су-27 та МіГ-31 – для ураження АК ДРЛВН, повітряних командних пунктів, літаків РЕБ, стратегічних бомбардувальників, балістичних ракет середньої дальності зі швидкістю понад 3000 м/с [3].

Нові та модернізовані винищувачі ВПС Росії оснащуються багаторежимними РЛС з фазованою антенною решіткою та універсальними властивостями: можливістю викриття малорозмірних наземних цілей; дальністю викриття малопомітних повітряних цілей 200...250 км; одночасним супроводженням кількох повітряних цілей [4]. Застарілі винищувачі МіГ-23 дооснащуються бортовими РЛС “Москіт-21” у підвісному контейнері як доповнення до штатної РЛС “Сапфір-23”.

Цікавість викликає російська модернізація винищувача МіГ-29СМТ [4], оскільки МіГ-29 переважають у винищувальній авіації України. Передбачається встановлення додаткових фюзеляжних паливних баків і паливоприймача системи дозаправки у повітрі, нанесення на поверхню планера протирадіолокаційного покриття, встановлення двигунів РД-133 з тягою по 90 кН з керуванням вектором тяги у вертикальній і горизонтальній площині. Головний акцент — на модернізації БРЕО. Планується застосування інерціальної навігаційної системи на лазерних

гіроскопах з супутниковою корекцією. Інформаційно-керуюче поле кабіни ґрунтується на основі великоформатних кольорових рідинно-кристалічних дисплеїв та багатофункціональних пультів керування. Застосована модернізована бортова РЛС НО19МП сантиметрового діапазону має такі режими: картографування місцевості; викриття наземних цілей в режимі синтезованої апертури; викриття повітряної цілі (дальність – 90 км при ЕПР цілі  $5 \text{ м}^2$ ); супроводження малорозмірної повітряної цілі зі швидкістю менше 15 км/год. В режимі повітряного бою РЛС одночасно супроводжує до 10 цілей та забезпечує одночасну ракетну атаку двох з них. В перспективі – встановлення нової РЛС «Жемчуг» з фазованою антенною решіткою. Планується також застосування бортової апаратури наведення та інформаційного обміну для взаємодії з іншими літаками, а також з наземною ППО, ретрансляція інформації в реальному мірілі часу від різних датчиків: від бортової РЛС, телевізійної, тепловізійної системи зі скинутих засобів ураження на наземний центр керування, використовуючи літаки-ретранслятори або супутники.

Прогресуюче подорожчання авіатехніки викликає прагнення до її універсалізації. З цього боку можна запропонувати розширення функціональних можливостей бомбардувальника Су-24, який складає більшість бойових ЛА національних ВПС. Вантажопідйомність машини дозволяє встановити замість штатної нову потужну багаторежимну РЛС з фазованою антенною решіткою (проти повітряних, наземних і морських цілей), ракети «повітря-повітря» великої дальності дії типу наземних С-300, а також системи обміну інформацією та наведення підрозділів винищувальної авіації. Тоді водночас з базовим бомбардувальником в одній машині матимемо перехоплювач дальнього ракетного бою – «літаючий ЗРК» — і літак ДРЛВН на зразок МіГ-31.

Взагалі ідеальною була б така модернізація БАТ, коли кожен літак після відповідного перепрограмування бортового комп'ютера міг би нести будь-яке

озброєння та виконувати будь-яку місію – від завоювання панування в повітрі чи розвідки до радіоелектронної боротьби, придушення ворожої ППО чи ударів по авіаносцях супротивника.

## Висновки

Модернізація національних ВПС має бути спрямована на відбиття загрози масованого повітряного удару по засобах зв'язку та керування військами, військових, політичних, економічних та культурних об'єктах. Пропонується оснащення ВПС тактичними АК ДРЛВН, пристосування ударних літаків до несення керованих ракет «повітря-повітря», оснащення усіх літаків обладнанням для роботи вночі та в СМУ, пристосування їх до боротьби з авіаносними ударними з'єднаннями, крилатими ракетами та їх носіями

## Література

1. Фінадорін Г.О., Кудрицький В.Д., Самков О.В. Возможні шляхи модернізації бойової авіаційної техніки України // *Наука і оборона*. – 2001. – № 4. – С. 55 - 58.
2. Мозговой А. Национальная система ПРО и «Литоральная» стратегия США // *Военный парад*. – 2000. – № 5 (41). – С. 70 - 72.
3. Боевые самолеты ВВС России // *Авиация и космонавтика*. – 1999. – № 8. – 64 с.
4. Ильин В. Многоцелевые истребители России. – М.: Астрель АСТ, 2000. – 128 с.
5. Hewish Mark. Smaller, lighter, cheaper// *Jane's International Defence Review*. – 2001. – № 5. – P. 24-29.

Надійшла до редакції 10.12.03

**Рецензент:** д-р техн. наук, професор Черановський О.Р., Національний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського "ХАІ", м. Харків.

УДК 62-192.001

**В.С. ХАРЧЕНКО, В.В. СКЛЯР, О.М. ТАРАСЮК***Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

## **БЕЗОПАСНОСТЬ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И НАДЕЖНОСТЬ КОМПЬЮТЕРНЫХ СИСТЕМ**

Проведен анализ рисков, возникающих при использовании аэрокосмической (авиационной и ракетно-космической) техники (АРКТ) вследствие отказов их оборудования и различных системных компонент. Сопоставлены причины отказов авиационной (АТ) и ракетно-космической (РКТ) техники. Представлены результаты их эволюционного анализа для РКТ за последние сорок лет. Дана оценка влияния отказов компьютерных систем управления, их аппаратных и программных средств на аварии РКТ

**безопасность авиационной и ракетно-космической техники, надежность компьютерных систем управления**

### **Введение. Проблема анализа рисков аварий АРКТ**

Развитие техники привело к созданию систем, которые несут в себе потенциальную угрозу природе и человеческому обществу [1]. Большая часть аварий и катастроф последних десятилетий носит техногенный характер. Из всех потенциальных техногенных источников нарушения глобальной безопасности наиболее значимыми являются АЭС и ракетоносители (РН), причем опасность представляют не только боевые РН, оснащенные ядерными боеголовками, но и «мирные», предназначенные для выполнения коммерческих и научно-исследовательских задач. Аварии самолетов военной и гражданской авиации исключительно опасны и сами по себе, и вследствие возможного поражения в результате этих аварий других критических объектов. При анализе таких систем важное место занимает анализ рисков [2, 3]. Понятие риска характеризуется неопределенностью, связанной с возможностью возникновения неблагоприятных ситуаций в ходе эксплуатации технических систем.

Авиационная и ракетно-космическая отрасли являются одними из важнейших секторов мировой экономики с многомиллиардными оборотами. Кроме того, исторически сложилось так, что прогресс

человечества в целом принято оценивать в том числе и степенью развития авиации и космонавтики, а наличие и поддержание «аэрокосмического имиджа» во многом определяет авторитет государства в мировом сообществе. В то же время, положение дел в области безопасности авиационной и ракетно-космической техники оставляет желать лучшего. За вековую историю авиации и неполных полвека космической эры накоплена обширная статистика об отказах, авариях и катастрофах, изучение которой может дать весьма полезные результаты [4].

Мировое сообщество с трагической регулярностью будоражат известия об очередных авиационных катастрофах и авариях РН или космических аппаратов (КА). Такие события приводят к многомиллионным потерям, экологическим катастрофам, а в худшем случае – уносят человеческие жизни.

**Целью данной статьи** является проведение анализа рисков аварий, возникающих при использовании АРКТ вследствие отказов их оборудования и компьютерных систем. Данная статья расширяет результаты исследований, опубликованных в [5], которые дополнены сопоставительным анализом причин отказов АТ и РКТ, а также оценкой влияния на их безопасность ранее разработанного программного обеспечения.

## 1. Исходная информация, задачи и методология проведения исследования

Первоначальная задача, которую ставили перед собой авторы, была связана с эволюционным анализом влияния надежности компьютерных средств и систем на безопасность АРКТ. Однако затем по мере накопления материала границы этой задачи распространились и на другие системные компоненты, прежде всего для РКТ.

При подготовке материалов использовались доступные авторам открытые источники. При этом необходимо подчеркнуть, что систематизированные количественные данные о причинах отказов АТ, несмотря на более обширную выборку по сравнению с РКТ, практически отсутствуют. Это, очевидно, связано с закрытым характером такой информации [6 - 8]. Поэтому далее основное внимание уделено анализу аварий РКТ. Что касается АТ, то в статье на основе сложившейся в авиации таксономии [9] анализируются основные причины аварий в сопоставлении с РКТ.

В работе исследована статистика аварий ракетно-космической техники за 40 лет, с 1961 г. по 2000 г. включительно [4]. Приводимая информация может расходиться с другими источниками, так как до сих пор нет полностью достоверных данных о всех катастрофах. При проведении исследования не рассматривались данные по отказам и авариям баллистических и крылатых РН военного назначения.

На протяжении долгого времени история освоения космоса являлась историей противоборства между двумя сверхдержавами – СССР и США. Поэтому при исследовании статистические данные были сгруппированы в соответствии с их принадлежностью этим двум государствам. После 1991 г. преемником СССР стала Россия. В ряду нескольких аэрокосмических государств в мире, способных самостоятельно создавать самолеты, РН и КА, по праву находится Украина, предприятия которой непосредственно выполняют разработку и производство РН,

систем управления и другой аппаратуры и активно участвуют в выполнении различных проектов совместно с Россией, США и другими странами. Что касается остальных государств, осуществлявших пуски ракет-носителей, то их вклад в освоение космоса выглядит гораздо более скромным (см. табл. 1), поэтому статистические данные для них не дифференцировались, а были объединены под названием «Другие страны». Исследование проводилось по следующим направлениям:

- анализ рисков для аварий РН;
- анализ рисков для аварий космических аппаратов (КА);
- анализ тенденций изменения рисков отказов различных составляющих РН и КА, в том числе аппаратных и программных средств БКС;
- анализ рисков для аварий АТ и их сравнение с РКТ.

Методология исследований базируется на системном анализе рисков аварий и катастроф по разным классификационным признакам и представлении результатов в виде диаграмм и трендов.

## 2. Анализ пусков ракетоносителей

Полные данные о количестве пусков ракетоносителей приведены в табл. 1. В ней учтены только пуски, зарегистрированные Комиссией ООН по исследованию и использованию космического пространства (COSPAR) и Космическим командованием США (NORAD). В данную таблицу включены только успешные пуски, то есть те, которые завершились выводом полезной нагрузки на орбиту.

## 3. Анализ рисков для аварий ракетоносителей

В табл. 2 приведены сводные данные по отказам РН, сгруппированные в соответствии со странами-разработчиками РН (СССР/Россия, США, другие страны и международные проекты Arianespace и Sea Launch).

Таблица 1

Запуски ракетносителей в период 1959 - 2000 гг.

| Год   | СССР / Россия | США  | Франция | Япония | Китай | Велико-британия | Индия | Израиль | Arganospace | Sea Launch | ВСЕГО |
|-------|---------------|------|---------|--------|-------|-----------------|-------|---------|-------------|------------|-------|
| 1959  | 3             | 11   |         |        |       |                 |       |         |             |            | 14    |
| 1960  | 3             | 16   |         |        |       |                 |       |         |             |            | 19    |
| 1961  | 6             | 29   |         |        |       |                 |       |         |             |            | 35    |
| 1962  | 20            | 52   |         |        |       |                 |       |         |             |            | 72    |
| 1963  | 17            | 38   |         |        |       |                 |       |         |             |            | 55    |
| 1964  | 30            | 57   |         |        |       |                 |       |         |             |            | 87    |
| 1965  | 48            | 63   | 1       |        |       |                 |       |         |             |            | 112   |
| 1966  | 44            | 73   | 1       |        |       |                 |       |         |             |            | 118   |
| 1967  | 66            | 59   | 2       |        |       |                 |       |         |             |            | 127   |
| 1968  | 74            | 45   |         |        |       |                 |       |         |             |            | 119   |
| 1969  | 70            | 40   |         |        |       |                 |       |         |             |            | 110   |
| 1970  | 81            | 29   | 2       | 1      | 1     |                 |       |         |             |            | 114   |
| 1971  | 83            | 32   | 1       | 2      | 1     | 1               |       |         |             |            | 120   |
| 1972  | 74            | 31   |         | 1      |       |                 |       |         |             |            | 106   |
| 1973  | 86            | 23   |         |        |       |                 |       |         |             |            | 109   |
| 1974  | 81            | 24   |         | 1      |       |                 |       |         |             |            | 106   |
| 1975  | 89            | 28   | 3       | 2      | 3     |                 |       |         |             |            | 125   |
| 1976  | 99            | 26   |         | 1      | 2     |                 |       |         |             |            | 128   |
| 1977  | 98            | 24   |         | 2      |       |                 |       |         |             |            | 124   |
| 1978  | 88            | 32   |         | 3      | 1     |                 |       |         |             |            | 124   |
| 1979  | 87            | 16   |         | 2      |       |                 |       |         | 1           |            | 106   |
| 1980  | 89            | 13   |         | 2      |       |                 | 1     |         |             |            | 105   |
| 1981  | 98            | 18   |         | 3      | 1     |                 | 1     |         | 2           |            | 123   |
| 1982  | 101           | 18   |         | 1      | 1     |                 |       |         |             |            | 121   |
| 1983  | 98            | 22   |         | 3      | 1     |                 | 1     |         | 2           |            | 127   |
| 1984  | 97            | 22   |         | 3      | 3     |                 |       |         | 4           |            | 129   |
| 1985  | 98            | 17   |         | 2      | 1     |                 |       |         | 3           |            | 121   |
| 1986  | 91            | 6    |         | 2      | 2     |                 |       |         | 2           |            | 103   |
| 1987  | 95            | 8    |         | 3      | 2     |                 |       |         | 2           |            | 110   |
| 1988  | 90            | 12   |         | 2      | 4     |                 |       | 1       | 7           |            | 116   |
| 1989  | 74            | 18   |         | 2      |       |                 |       |         | 7           |            | 101   |
| 1990  | 75            | 27   |         | 3      | 5     |                 |       | 1       | 5           |            | 116   |
| 1991  | 59            | 18   |         | 2      | 1     |                 |       |         | 8           |            | 88    |
| 1992  | 54            | 28   |         | 1      | 4     |                 | 1     |         | 7           |            | 95    |
| 1993  | 47            | 23   |         | 1      | 1     |                 |       |         | 7           |            | 79    |
| 1994  | 48            | 26   |         | 2      | 5     |                 | 2     |         | 6           |            | 89    |
| 1995  | 32            | 27   |         | 1      | 2     |                 |       | 1       | 11          |            | 74    |
| 1996  | 25            | 33   |         | 1      | 3     |                 | 1     |         | 10          |            | 73    |
| 1997  | 28            | 37   |         | 2      | 6     |                 | 1     |         | 12          |            | 86    |
| 1998  | 24            | 34   |         | 2      | 6     |                 |       |         | 11          |            | 77    |
| 1999  | 26            | 30   |         |        | 4     |                 | 1     |         | 10          | 2          | 73    |
| 2000  | 35            | 28   |         |        | 5     |                 |       |         | 12          | 3          | 82    |
| ВСЕГО | 2634          | 1220 | 10      | 53     | 65    | 1               | 9     | 3       | 129         | 5          | 4128  |

Графическое отображение данных из табл. 2 представлено на рис. 1, 2.

Риски запуска РН (вероятность аварии) рассчитывались как отношение числа аварийных пусков

$N_{ав.РН}$  к общему числу успешных  $N_{усп.РН}$  и аварийных  $N_{ав.РН}$  пусков по формуле:

$$Risk_{РН} = N_{ав.РН} / (N_{усп.п} + N_{ав.РН}). \quad (1)$$



Таблица 2

Анализ рисков для отказов ракетоносителей в период 1961 - 2000 гг.

| Год  | СССР/Россия            |                  |       | США                    |                  |       | Другие страны          |                  |       | Всего                  |                  |       |
|------|------------------------|------------------|-------|------------------------|------------------|-------|------------------------|------------------|-------|------------------------|------------------|-------|
|      | Кол-во успешных пусков | Кол-во аварий РН | Риск  | Кол-во успешных пусков | Кол-во аварий РН | Риск  | Кол-во успешных пусков | Кол-во аварий РН | Риск  | Кол-во успешных пусков | Кол-во аварий РН | Риск  |
| 1961 | 6                      | 3                | 0,333 | 29                     | 13               | 0,31  | 0                      | 0                | –     | 35                     | 16               | 0,314 |
| 1962 | 20                     | 2                | 0,091 | 52                     | 9                | 0,148 | 0                      | 0                | –     | 72                     | 11               | 0,133 |
| 1963 | 17                     | 7                | 0,292 | 38                     | 8                | 0,174 | 0                      | 0                | –     | 55                     | 15               | 0,214 |
| 1964 | 30                     | 6                | 0,167 | 57                     | 8                | 0,123 | 0                      | 0                | –     | 87                     | 14               | 0,139 |
| 1965 | 48                     | 6                | 0,111 | 63                     | 8                | 0,113 | 1                      | 0                | 0     | 112                    | 14               | 0,111 |
| 1966 | 44                     | 9                | 0,17  | 73                     | 4                | 0,052 | 1                      | 3                | 0,75  | 118                    | 16               | 0,119 |
| 1967 | 66                     | 11               | 0,143 | 59                     | 3                | 0,048 | 2                      | 3                | 0,6   | 127                    | 17               | 0,118 |
| 1968 | 74                     | 8                | 0,098 | 45                     | 4                | 0,082 | 0                      | 1                | 1     | 119                    | 13               | 0,098 |
| 1969 | 70                     | 14               | 0,167 | 40                     | 1                | 0,024 | 0                      | 1                | 1     | 110                    | 16               | 0,127 |
| 1970 | 81                     | 7                | 0,08  | 29                     | 0                | 0     | 4                      | 0                | 0     | 114                    | 7                | 0,058 |
| 1971 | 83                     | 9                | 0,098 | 32                     | 3                | 0,086 | 5                      | 2                | 0,286 | 120                    | 14               | 0,104 |
| 1972 | 74                     | 5                | 0,063 | 31                     | 2                | 0,061 | 1                      | 0                | 0     | 106                    | 7                | 0,062 |
| 1973 | 86                     | 4                | 0,044 | 23                     | 2                | 0,08  | 0                      | 2                | 1     | 109                    | 8                | 0,068 |
| 1974 | 81                     | 4                | 0,047 | 24                     | 1                | 0,04  | 1                      | 1                | 0,5   | 106                    | 6                | 0,054 |
| 1975 | 89                     | 4                | 0,043 | 28                     | 4                | 0,125 | 8                      | 0                | 0     | 125                    | 8                | 0,06  |
| 1976 | 99                     | 2                | 0,02  | 26                     | 0                | 0     | 3                      | 1                | 0,25  | 128                    | 3                | 0,023 |
| 1977 | 98                     | 3                | 0,03  | 24                     | 3                | 0,111 | 2                      | 0                | 0     | 124                    | 6                | 0,046 |
| 1978 | 88                     | 4                | 0,043 | 32                     | 1                | 0,03  | 4                      | 0                | 0     | 124                    | 5                | 0,039 |
| 1979 | 87                     | 0                | 0     | 16                     | 0                | 0     | 3                      | 2                | 0,4   | 106                    | 2                | 0,019 |
| 1980 | 89                     | 0                | 0     | 13                     | 2                | 0,133 | 3                      | 1                | 0,25  | 105                    | 3                | 0,028 |
| 1981 | 98                     | 0                | 0     | 18                     | 1                | 0,053 | 7                      | 0                | 0     | 123                    | 1                | 0,008 |
| 1982 | 101                    | 0                | 0     | 18                     | 0                | 0     | 2                      | 1                | 0,333 | 121                    | 1                | 0,008 |
| 1983 | 98                     | 0                | 0     | 22                     | 0                | 0     | 7                      | 0                | 0     | 127                    | 0                | 0     |
| 1984 | 97                     | 0                | 0     | 22                     | 0                | 0     | 10                     | 0                | 0     | 129                    | 0                | 0     |
| 1985 | 98                     | 0                | 0     | 17                     | 1                | 0,056 | 6                      | 1                | 0,143 | 121                    | 2                | 0,016 |
| 1986 | 91                     | 0                | 0     | 6                      | 3                | 0,333 | 6                      | 1                | 0,143 | 103                    | 4                | 0,037 |
| 1987 | 95                     | 1                | 0,01  | 8                      | 1                | 0,111 | 7                      | 1                | 0,125 | 110                    | 3                | 0,027 |
| 1988 | 90                     | 0                | 0     | 12                     | 0                | 0     | 14                     | 1                | 0,067 | 116                    | 1                | 0,009 |
| 1989 | 74                     | 0                | 0     | 18                     | 0                | 0     | 9                      | 1                | 0,1   | 101                    | 1                | 0,01  |
| 1990 | 75                     | 0                | 0     | 27                     | 0                | 0     | 14                     | 1                | 0,067 | 116                    | 1                | 0,009 |
| 1991 | 59                     | 0                | 0     | 18                     | 1                | 0,053 | 11                     | 0                | 0     | 88                     | 1                | 0,011 |
| 1992 | 54                     | 0                | 0     | 28                     | 1                | 0,034 | 13                     | 0                | 0     | 95                     | 1                | 0,01  |
| 1993 | 47                     | 0                | 0     | 23                     | 2                | 0,08  | 9                      | 1                | 0,1   | 79                     | 3                | 0,037 |
| 1994 | 48                     | 1                | 0,02  | 26                     | 1                | 0,037 | 15                     | 2                | 0,118 | 89                     | 4                | 0,043 |
| 1995 | 32                     | 0                | 0     | 27                     | 5                | 0,156 | 15                     | 2                | 0,118 | 74                     | 7                | 0,086 |
| 1996 | 25                     | 0                | 0     | 33                     | 0                | 0     | 15                     | 3                | 0,167 | 73                     | 3                | 0,039 |
| 1997 | 28                     | 3                | 0,097 | 37                     | 1                | 0,026 | 21                     | 1                | 0,045 | 86                     | 5                | 0,055 |
| 1998 | 24                     | 2                | 0,077 | 34                     | 2                | 0,056 | 19                     | 2                | 0,095 | 77                     | 6                | 0,072 |
| 1999 | 26                     | 2                | 0,071 | 30                     | 6                | 0,167 | 17                     | 2                | 0,105 | 73                     | 10               | 0,12  |
| 2000 | 35                     | 3                | 0,079 | 28                     | 0                | 0     | 20                     | 1                | 0,048 | 83                     | 4                | 0,046 |

Средние значения рисков рассчитывались от общего количества пусков и аварий. Следует отметить, что количество аварий РН, как и численное значение риска аварии, и для России, и для США с самого

начала освоения космоса имело стойкую тенденцию к снижению. Риск аварии РН снизился от 30% в начале 60-х годов до нулевого значения в середине 80-х.

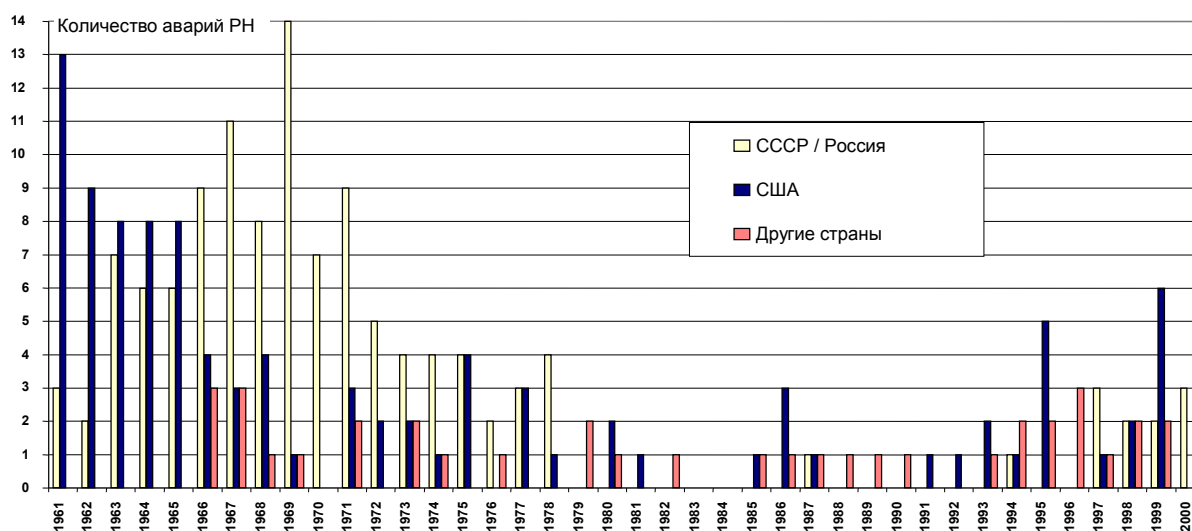


Рис. 1. Распределение аварий ракетносителей между странами-изготовителями

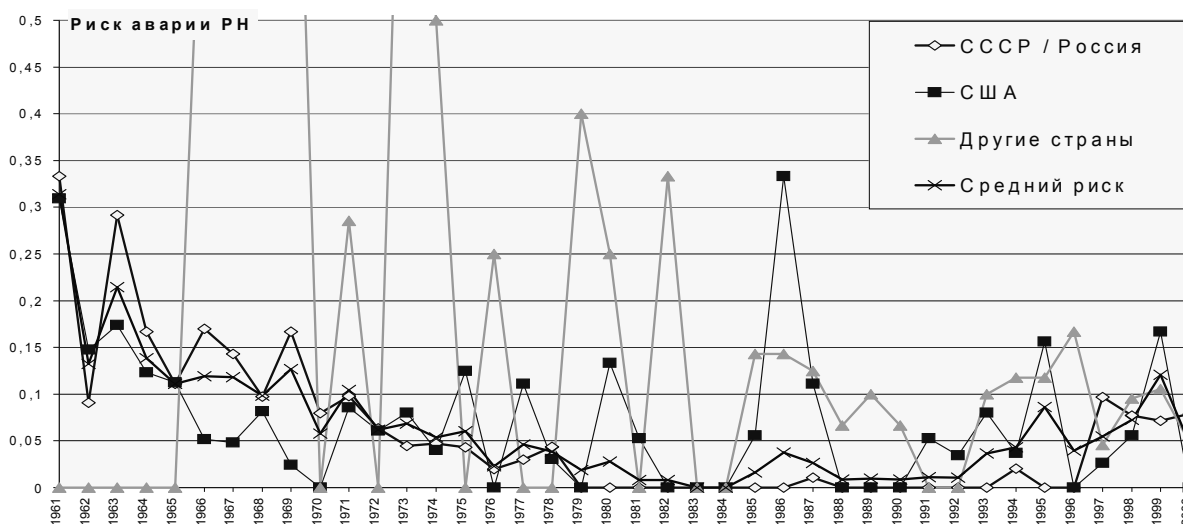


Рис. 2. Значения рисков аварий ракетносителей

Остальные страны в то время несколько отставали в развитии РКТ от СССР и США. Количество пусков во всем остальном мире (исключая СССР и США) не превышало десятка в год, РН проходили этап приработки, поэтому значения рисков были весьма велики и отличались значительными флуктуациями. Со второй половины 80-х годов количество аварий РН и соответствующие риски опять возрастают. Это объясняется возросшим количеством коммерческих пусков, обусловленным бурным развитием телекоммуникационных технологий. Значения рисков имеют значительные флуктуации, но их максимальные значения не превосходят 0,167 (другие страны – 1995 г., США – 1999 г.). Среднее

значение рисков во второй половине 90-х годов колеблется в диапазоне 0,05...0,10. Похоже, что данная тенденция приняла устойчивый характер и может сохраняться в ближайшие годы. Следовательно, фирмам, работающим в ракетно-космической отрасли, придется смириться с потерями от 5 до 10 ракет на каждые 100 пусков.

#### 4. Анализ рисков для аварий космических аппаратов

В табл. 3 приведены сводные данные по отказам КА, сгруппированные в соответствии со странами-разработчиками РН (СССР/Россия, США, другие

страны). Риски аварии КА определялись из расчета на один успешный пуск:

$$Risk_{КА} = N_{ав. КА} / N_{усп. п.}$$

(2)

Под успешным пуском КА здесь понимается его вывод на расчетную орбиту и эксплуатация в течение всего установленного срока службы.

Таблица 3

Анализ рисков для отказов космических аппаратов в период 1961 - 2000 гг.

| Год  | СССР/Россия            |                  |       | США                    |                  |       | Другие страны          |                  |       | Всего                  |                  |       |
|------|------------------------|------------------|-------|------------------------|------------------|-------|------------------------|------------------|-------|------------------------|------------------|-------|
|      | Кол-во успешных пусков | Кол-во аварий КА | Риск  | Кол-во успешных пусков | Кол-во аварий КА | Риск  | Кол-во успешных пусков | Кол-во аварий КА | Риск  | Кол-во успешных пусков | Кол-во аварий КА | Риск  |
| 1961 | 6                      | 1                | 0,167 | 29                     | 1                | 0,034 | 0                      | 0                | –     | 35                     | 2                | 0,057 |
| 1962 | 20                     | 2                | 0,1   | 52                     | 0                | 0     | 0                      | 0                | –     | 72                     | 2                | 0,028 |
| 1963 | 17                     | 3                | 0,176 | 38                     | 0                | 0     | 0                      | 0                | –     | 55                     | 3                | 0,055 |
| 1964 | 30                     | 2                | 0,067 | 57                     | 1                | 0,018 | 0                      | 0                | –     | 87                     | 3                | 0,034 |
| 1965 | 48                     | 8                | 0,167 | 63                     | 1                | 0,016 | 1                      | 0                | 0     | 112                    | 9                | 0,08  |
| 1966 | 44                     | 0                | 0     | 73                     | 2                | 0,027 | 1                      | 0                | 0     | 118                    | 2                | 0,017 |
| 1967 | 66                     | 2                | 0,03  | 59                     | 1                | 0,017 | 2                      | 0                | 0     | 127                    | 3                | 0,024 |
| 1968 | 74                     | 4                | 0,054 | 45                     | 0                | 0     | 0                      | 0                | –     | 119                    | 4                | 0,034 |
| 1969 | 70                     | 3                | 0,043 | 40                     | 0                | 0     | 0                      | 1                | –     | 110                    | 4                | 0,036 |
| 1970 | 81                     | 0                | 0     | 29                     | 1                | 0,034 | 4                      | 1                | 0,25  | 114                    | 2                | 0,018 |
| 1971 | 83                     | 5                | 0,06  | 32                     | 1                | 0,031 | 5                      | 0                | 0     | 120                    | 6                | 0,05  |
| 1972 | 74                     | 0                | 0     | 31                     | 0                | 0     | 1                      | 0                | 0     | 106                    | 0                | 0     |
| 1973 | 86                     | 3                | 0,035 | 23                     | 2                | 0,087 | 0                      | 0                | –     | 109                    | 5                | 0,046 |
| 1974 | 81                     | 2                | 0,025 | 24                     | 1                | 0,042 | 1                      | 0                | 0     | 106                    | 3                | 0,028 |
| 1975 | 89                     | 2                | 0,022 | 28                     | 0                | 0     | 8                      | 0                | 0     | 125                    | 2                | 0,016 |
| 1976 | 99                     | 4                | 0,04  | 26                     | 0                | 0     | 3                      | 0                | 0     | 128                    | 4                | 0,031 |
| 1977 | 98                     | 4                | 0,041 | 24                     | 2                | 0,083 | 2                      | 0                | 0     | 124                    | 6                | 0,048 |
| 1978 | 88                     | 1                | 0,011 | 32                     | 0                | 0     | 4                      | 0                | 0     | 124                    | 1                | 0,008 |
| 1979 | 87                     | 0                | 0     | 16                     | 0                | 0     | 3                      | 0                | 0     | 106                    | 0                | 0     |
| 1980 | 89                     | 0                | 0     | 13                     | 0                | 0     | 3                      | 0                | 0     | 105                    | 0                | 0     |
| 1981 | 98                     | 0                | 0     | 18                     | 0                | 0     | 7                      | 0                | 0     | 123                    | 0                | 0     |
| 1982 | 101                    | 0                | 0     | 18                     | 0                | 0     | 2                      | 0                | 0     | 121                    | 0                | 0     |
| 1983 | 98                     | 0                | 0     | 22                     | 0                | 0     | 7                      | 0                | 0     | 127                    | 0                | 0     |
| 1984 | 97                     | 0                | 0     | 22                     | 0                | 0     | 10                     | 0                | 0     | 129                    | 0                | 0     |
| 1985 | 98                     | 0                | 0     | 17                     | 0                | 0     | 6                      | 0                | 0     | 121                    | 0                | 0     |
| 1986 | 91                     | 0                | 0     | 6                      | 0                | 0     | 6                      | 0                | 0     | 103                    | 0                | 0     |
| 1987 | 95                     | 1                | 0,011 | 8                      | 0                | 0     | 7                      | 0                | 0     | 110                    | 1                | 0,009 |
| 1988 | 90                     |                  | 0     | 12                     | 0                | 0     | 14                     | 0                | 0     | 116                    | 0                | 0     |
| 1989 | 74                     |                  | 0     | 18                     | 0                | 0     | 9                      | 0                | 0     | 101                    | 0                | 0     |
| 1990 | 75                     |                  | 0     | 27                     | 1                | 0,037 | 14                     | 1                | 0,071 | 116                    | 2                | 0,017 |
| 1991 | 59                     |                  | 0     | 18                     | 1                | 0,056 | 11                     | 1                | 0,091 | 88                     | 2                | 0,023 |
| 1992 | 54                     |                  | 0     | 28                     | 0                | 0     | 13                     | 0                | 0     | 95                     | 0                | 0     |
| 1993 | 47                     |                  | 0     | 23                     | 0                | 0     | 9                      | 0                | 0     | 79                     | 0                | 0     |
| 1994 | 48                     |                  | 0     | 26                     | 1                | 0,038 | 15                     | 1                | 0,067 | 89                     | 2                | 0,022 |
| 1995 | 32                     |                  | 0     | 27                     | 2                | 0,074 | 15                     | 1                | 0,067 | 74                     | 3                | 0,041 |
| 1996 | 25                     |                  | 0     | 33                     | 1                | 0,03  | 15                     | 0                | 0     | 73                     | 1                | 0,014 |
| 1997 | 28                     | 7                | 0,25  | 37                     | 2                | 0,054 | 21                     | 3                | 0,143 | 86                     | 12               | 0,14  |
| 1998 | 24                     | 5                | 0,208 | 34                     | 9                | 0,265 | 19                     | 2                | 0,105 | 77                     | 16               | 0,208 |
| 1999 | 26                     | 3                | 0,115 | 30                     | 7                | 0,233 | 17                     | 2                | 0,118 | 73                     | 12               | 0,164 |
| 2000 | 35                     |                  | 0     | 28                     | 1                | 0,036 | 20                     | 2                | 0,1   | 83                     | 3                | 0,036 |

Визуальное отображение данных из табл. 3 представлено на рис. 3, 4.

В 60-е годы большее (по сравнению с США) число аварий происходило с советскими КА. Ситуация между СССР и США выровнялась в начале 70-х годов, а к концу 70-х годов аварии КА практически прекратились. Это объясняется тем, что технологии проектирования, изготовления и эксплуатации КА достигли к этому времени определенного совершенства, а наиболее сложные программы межпланетных полетов к Луне, Марсу, Венере были уже выполнены. Другие страны в это время эксплуатировали незначительное количество КА, поэтому как количество аварий, так и значения рисков КА для них имеют нулевое значение.

Возрастание количества аварий КА началось с 90-х годов и связано с развитием телекоммуникационных технологий, усложнением выполняемых задач и возрастанием требований к надежности работы и сроку службы КА. К концу 90-х годов значения рисков КА превысили показатели, характеризующие самое начало космической эры и превысили значе-

ние 25%. Соответственно, каждый четвертый КА «не доживает» до конца запланированного срока эксплуатации. Разумеется, этот факт не может не тревожить разработчиков и заказчиков, так как цена таких отказов крайне велика.

На рис. 5, 6 проведен сравнительный анализ количества аварий и значений рисков для РН и КА. На рис. 6, кроме средних значений рисков аварий КА и РН, добавлено значение суммарного риска выполнения задачи КА, составляющими которого являются риск аварии КА и риск аварии РН. Получим формулу для определения риска выполнения задачи КА. Вероятность выполнения задачи:

$$P_{\text{Вып.з}} = 1 - \text{Risk}_{\text{Вып.з}}. \quad (3)$$

В то же время

$$P_{\text{Вып.з}} = P_{\text{РН}} P_{\text{КА}} = (1 - \text{Risk}_{\text{РН}})(1 - \text{Risk}_{\text{КА}}). \quad (4)$$

Отсюда

$$1 - \text{Risk}_{\text{Вып.з}} = (1 - \text{Risk}_{\text{РН}})(1 - \text{Risk}_{\text{КА}}) \quad (5),$$

и окончательно

$$\text{Risk}_{\text{Вып.з}} = \text{Risk}_{\text{РН}} + \text{Risk}_{\text{КА}} - \text{Risk}_{\text{РН}} \text{Risk}_{\text{КА}}. \quad (6)$$

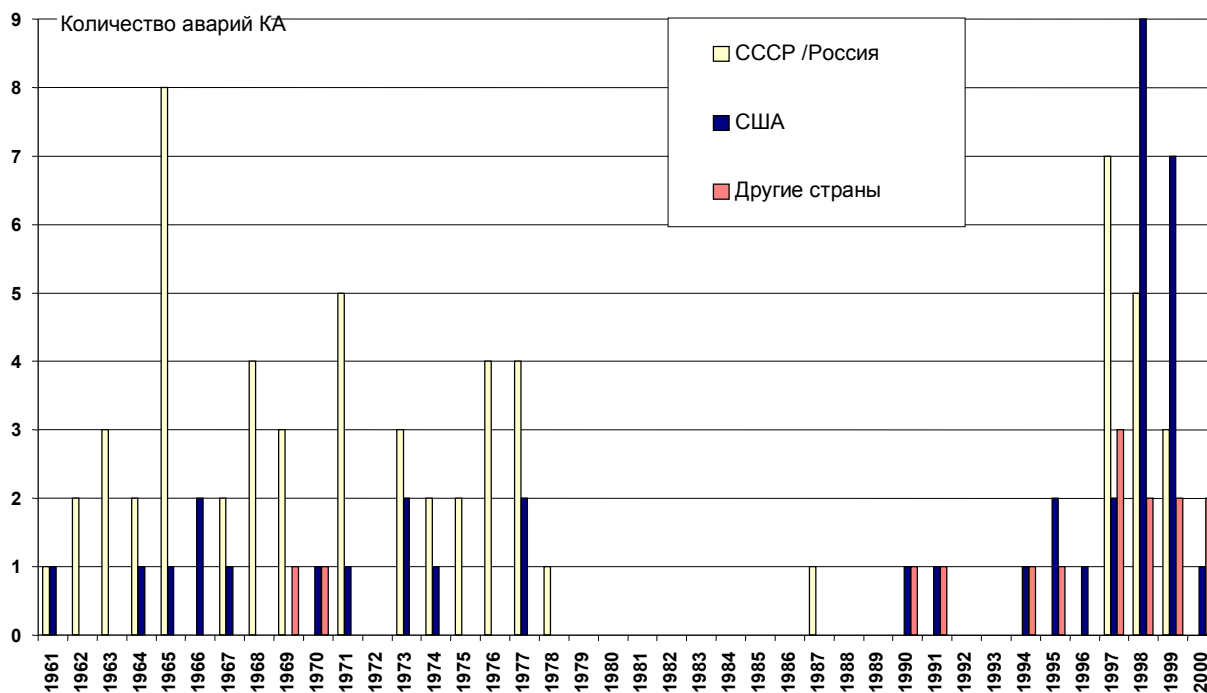


Рис. 3. Распределение аварий космических аппаратов между странами-изготовителями



Рис. 4. Значения рисков аварий космических аппаратов

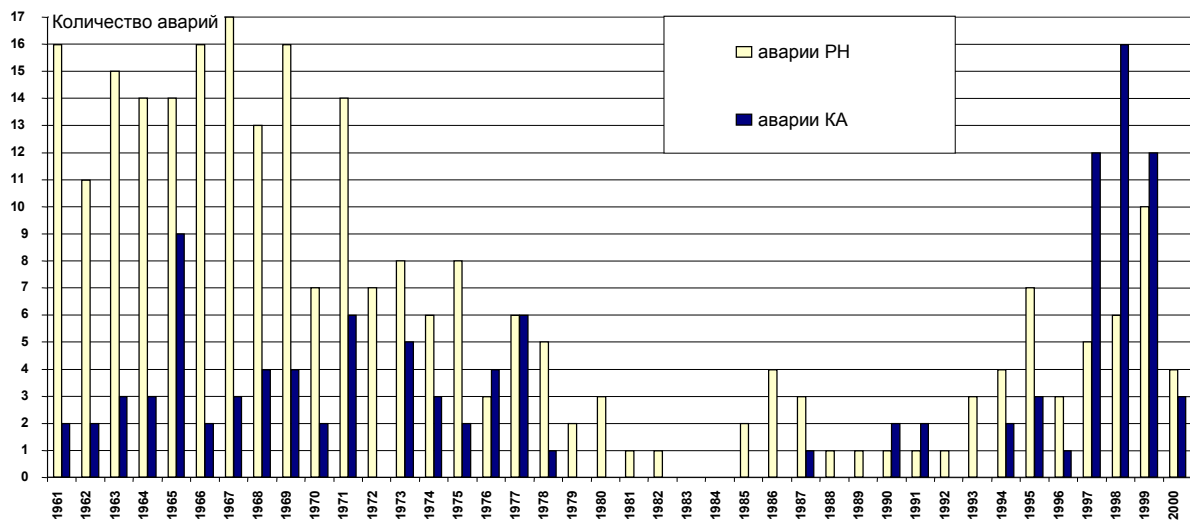


Рис. 5. Сравнительный анализ количества аварий ракет-носителей и космических аппаратов

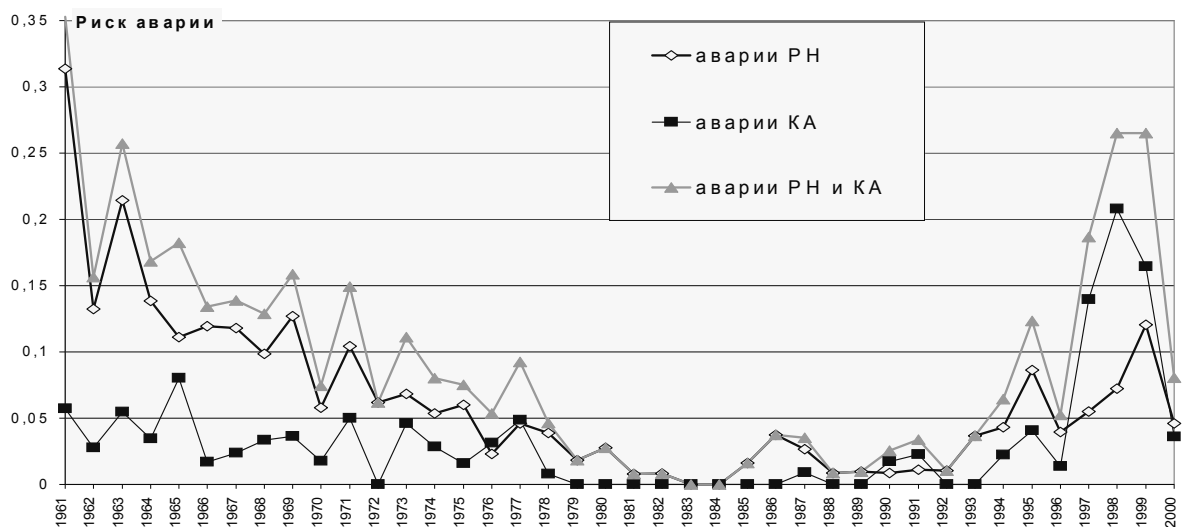


Рис. 6. Сравнительный анализ значений рисков аварий ракет-носителей и космических аппаратов

Проведенный анализ показал, что до середины 70-х годов риск аварий РН в два и более раз превосходил риск аварий КА. Затем значения этих рисков приблизительно выровнялись, а со второй половины 90-х годов риски аварий КА превзошли риски аварий РН. Таким образом, на современном этапе развития РКТ наиболее «узким» местом выполнения возложенной на КА миссии является не его доставка на орбиту, а обеспечение безотказной работы КА в течение запланированного срока эксплуатации.

### 5. Анализ тенденций изменения рисков аварий из-за отказов различных составляющих РН и КА

В табл. 4 исследована динамика изменения процентного соотношения отказов, приведших к авариям РН и КА. Расчеты проводились для временных

интервалов длительностью 10 лет. Отдельно выделен ряд причин отказов, общих для РН и КА. Следует отметить, что для 60 - 80-х годов из-за недостатка информации не произведена дифференциация отказов для КА. Результаты анализа данных табл. 4 представлены на рис. 7 - 11. Для определения риска аварии из-за отказа той или иной составляющей в ходе выполнения космического полета необходимо воспользоваться формулой

$$Risk_i = N_{\text{аварий } i} / (N_{\text{усп. п}} + N_{\text{аварий РН}}). \quad (7)$$

Риски аварий из-за отказов составляющих РКТ, отражающие современные тенденции, приведены в табл. 5 (рассчитаны на основе статистики за 90-е годы). При этом учтено, что в 90-х годах было осуществлено 816 успешных пусков и произошло 44 аварии РН (см. табл. 1, 2).

Таблица 4

Причины отказов РКТ

| Причины аварий                                       | 60-е годы |    | 70-е годы |    | 80-е годы |     | 90-е годы |    |
|------------------------------------------------------|-----------|----|-----------|----|-----------|-----|-----------|----|
|                                                      | кол-во    | %  | кол-во    | %  | кол-во    | %   | кол-во    | %  |
| Отказы и взрывы ступеней ракетносителя (РН)          | 136       | 79 | 60        | 66 | 38        | 90  | 31        | 29 |
| Отказы космических аппаратов (КА)                    | 9         | 5  | 9         | 10 | 0         | 0   | 0         | 0  |
| Отказы двигательных установок (ДУ)                   | 6         | 3  | 5         | 5  | 1         | 2,5 | 10        | 10 |
| Отказы радиоаппаратуры (РА)                          | 2         | 1  | 2         | 2  | 1         | 2,5 | 7         | 7  |
| Отказы разгонных блоков (РБ)                         | 3         | 2  | 1         | 1  | 1         | 2,5 | 6         | 6  |
| Отказы систем электропитания и кабельных сетей (СЭП) | 2         | 1  | 1         | 1  | 0         | 0   | 9         | 9  |
| Отказы систем управления (СУ)                        | 16        | 9  | 14        | 15 | 1         | 2,5 | 24        | 23 |
| Отказы аппаратных средств бортовых компьютеров (АС)  | 0         | 0  | 0         | 0  | 0         | 0   | 6         | 6  |
| Отказы программных средств бортовых компьютеров (ПС) | 0         | 0  | 0         | 0  | 0         | 0   | 10        | 10 |
| ВСЕГО                                                | 174       | —  | 92        | —  | 42        | —   | 103       | —  |

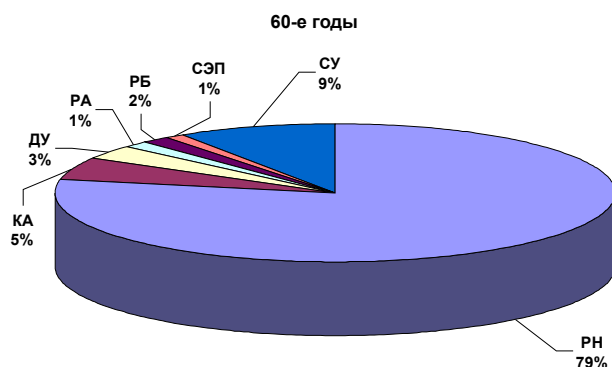


Рис. 7. Распределение причин отказов ракетно-космической техники в 60-е годы

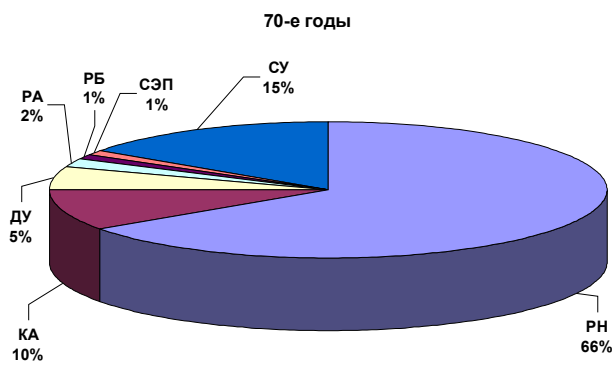


Рис. 8. Распределение причин отказов ракетно-космической техники в 70-е годы

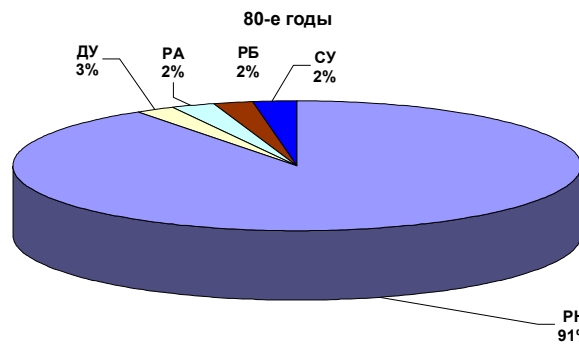


Рис. 9. Распределение причин отказов ракетно-космической техники в 80-е годы

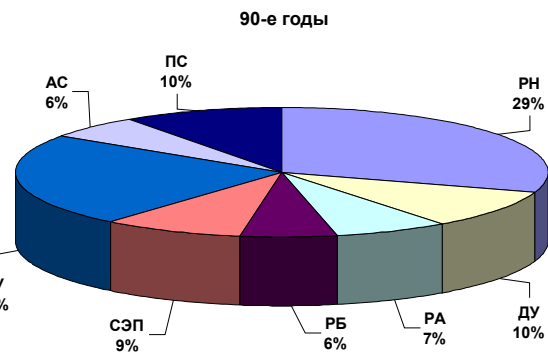


Рис. 10. Распределение причин отказов ракетно-космической техники в 90-е годы

Таблица 5

Риски аварий из-за отказов составляющих РКТ, 90-е годы (в пересчете на один пуск РН)

| Причина аварии                                       | Кол-во отказов | Риск аварии |
|------------------------------------------------------|----------------|-------------|
| Отказы и взрывы ступеней ракетносителя (РН)          | 31             | 0,036       |
| Отказы двигательных установок (ДУ)                   | 10             | 0,012       |
| Отказы радиоаппаратуры (РА)                          | 7              | 0,008       |
| Отказы разгонных блоков (РБ)                         | 6              | 0,007       |
| Отказы систем электропитания и кабельных сетей (СЭП) | 9              | 0,01        |
| Отказы системы управления (СУ)                       | 24             | 0,028       |
| Отказы аппаратных средств бортовых компьютеров (АС)  | 6              | 0,007       |
| Отказы программных средств бортовых компьютеров (ПС) | 10             | 0,012       |

Приведенные в табл. 5 значения рисков могут быть уточнены, если учесть дифференциацию рисков для отказов компонент РН и КА.

Проведенный анализ показывает, что наиболее подвержены аварийным отказам ступени РН, второе место занимают системы управления. Однако современный этап характеризуется появлением новых рисков, которые обусловлены применением в бортовых системах управления компьютерной техники. Отказы программных средств (ПС) бортовых компьютеров вместе с отказами двигательных установок делят 3 - 4 место среди всех причин отказов. В среднем из-за отказов ПС заканчивается аварией каждый 100-й пуск (в среднем – раз в год). Следует отметить, что аппаратные средства (АС) отказывают почти в два раза реже, чем ПС. В табл. 6 приведены данные об отказах АС и ПС бортовых компьютеров с 1996 по 2000 гг.

## 6. Компьютерные средства и системы как фактор риска аварий АРКТ

Учитывая нарастающую динамику влияния на-

дежности компьютерных средств и систем на безопасность АРКТ, проанализируем более детально факторы риска, связанные с этими компонентами. Такой анализ проведем с учетом нарастающей тенденции применения в авиационных и ракетно-космических компьютерных системах (и других критических приложениях) ранее спроектированных аппаратных и программных средств собственной разработки или коммерческих решений [10, 11].

В качестве примера наиболее серьезных отказов по вине ПС можно привести взрыв европейского ракетносителя Ariane-5 4.06.1996 г. [12]. Анализ этой аварии позволяет сделать ряд общих выводов, относящихся к специфике использования ПС в системах управления АРКТ. Ariane-5 был аварийно подорван через 40 секунд после старта по сигналу бортового компьютера управления. Сигнал был выдан из-за неверной интерпретации нештатной ситуации: переполнение переменной в функции, которая не оказывала влияния на полет ракеты. Убытки от аварии составили более чем полмиллиарда долларов.

Таблица 6

Отказы бортовых компьютеров КА за период с 1996 по 2000 гг.

| Дата аварии | Дата пуска | Тип РН                    | Тип КА                     | Место отказа (РН/КА) | Причина отказа (АС/ПС) | Страна-изготовитель | Причина отказа                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                 |
|-------------|------------|---------------------------|----------------------------|----------------------|------------------------|---------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 04.06.96    | 04.06.96   | Ariane-5                  | 4 науч. спут. «Cluster F»  | РН                   | ПС                     | ЕС                  | Переполнение операнда вызвало выдачу БК ошибочной команды и привело к автоподрыву РН                                                                                                                                                                                                                                                                                                           |
| 08.09.97    | 20.02.86   | Протон 8K82K              | ОС «Мир»                   | КА                   | АС                     | СССР                | На орбитальном комплексе "Мир" отказал бортовой компьютер. Нарушена ориентация комплекса, отключены некоторые бортовые системы                                                                                                                                                                                                                                                                 |
| 17.08.97    | 20.02.86   | Протон 8K82K              | ОС «Мир»                   | КА                   | ПС                     | СССР                | Из-за ошибки в программе БК не состоялась повторная стыковка грузового корабля "Прогресс М-35" и орбитального комплекса "Мир"                                                                                                                                                                                                                                                                  |
| 02.01.98    | 23.09.97   | Космос-3М                 | FAISAT-2V                  | КА                   | АС                     | США                 | Неисправности в БК. Эти проблемы привели к снижению мощности солнечных батарей и к неустойчивой работе аппаратуры в тени Земли                                                                                                                                                                                                                                                                 |
| 04.07.98    | 18.12.93   | Ariane-4.44L              | DBS-1                      | КА                   | АС                     | США                 | На борту КА "DBS-1" произошел отказ управляющего процессора SCP. Управление было автоматически передано на резервный процессор и аппарат продолжил работу без последствий для обслуживаемых им клиентов                                                                                                                                                                                        |
| 20.07.98    | 18.10.89   | МТКК OV-104 «Atlantis №5» | Космический зонд «Galileo» | КА                   | ПС                     | США                 | Было обнаружено аномальное поведение одной из двух подсистем, ответственных за прием команд с Земли. КА перешел в режим защиты от ошибок. 23.07.1998 г. специалистам Лаборатории реактивного движения в Пасадене удалось устранить неисправности, для этого потребовалось послать на зонд корректирующую программу, которая смогла заменить собой дефектные элементы в ПС бортового компьютера |
| 27.11.98    | 18.10.89   | МТКК OV-104 «Atlantis №5» | Космический зонд «Galileo» | КА                   | ПС                     | США                 | Два сбоя в ПС, произошедших с интервалом в 6 часов, привели к потере части информации, которую ученые надеялись собрать о Юпитере и спутниках планеты                                                                                                                                                                                                                                          |
| 30.07.99    | 20.02.86   | Протон 8K82K              | ОС «Мир»                   | КА                   | ПС                     | СССР                | На орбитальном комплексе "Мир" при проведении очередного эксперимента из-за ошибки в составлении программы вышла из строя вычислительная машина ЦВМ-1. Ориентация комплекса нарушилась, что заставило отказаться от проведения ряда запланированных исследований и экспериментов. Ориентация комплекса была восстановлена через 4 дня после аварии                                             |
| 23.09.99    | 11.12.98   | Delta-2-7425              | АМС «Mars Climate Orbiter» | КА                   | ПС                     | США                 | Навигационная ошибка из-за того, что футы и дюймы не были переведены в метрическую систему. Станция прошла через атмосферу Марса и сгорела                                                                                                                                                                                                                                                     |
| 20.12.99    | 18.12.99   | Atlas-2AS                 | Terra                      | КА                   | АС                     | США                 | Отказ БК. Специалистам NASA удалось восстановить работу бортового компьютера 02.01.2000 г.                                                                                                                                                                                                                                                                                                     |
| 12.03.00    | 12.03.00   | Зенит-3SL                 | ICO F1                     | РН                   | ПС                     | Украина             | Логическая ошибка в программе наземной автоматизированной системы предстартовой подготовки. Не была выдана команда на закрытие клапана пневмосистемы 2-й ступени, что привело к остановке двигателя                                                                                                                                                                                            |



Положение и ориентация ракеты-носителя в пространстве измеряются инерциальной навигационной системой (Inertial Reference Systems – IRS), составной частью которой является встроенный компьютер, вычисляющий углы и скорости на основе информации от бортовых гироскопов и акселерометрами. Данные от IRS передаются по специальной шине на бортовой компьютер (БК), который обеспечивает необходимую для реализации программы полета информацию и непосредственно – через гидравлические и сервоприводы – управляет твердотопливными ускорителями и двигателем. Для обеспечения надежности используется дублирование оборудования. Поэтому две системы IRS (одна – основная, другая – ее «горячий» резерв) с идентичным аппаратным и программным обеспечением функционируют параллельно. Как только БК обнаруживает, что основная IRS вышла из штатного режима, он сразу же переключается на другую.

Проанализируем причины, приведшие к возникновению отказов ПС.

**Во-первых**, как ни парадоксально это звучит, одной из основных причин отказов ПС явился положительный опыт предыдущей эксплуатации.

Предыдущая модификация ракетносителя (Ariane-4) успешно запускалась более 100 раз, при ее запуске никогда не возникало проблем с ПС. Однако Ariane-5 и Ariane-4 имели различия в эксплуатационных профилях. Эти различия заключались в разных траекториях полета, а также в различной предполетной подготовке. Поэтому работа отказавшего программного модуля после момента старта вообще не имела смысла. Однако модуль повторно использовался без каких-либо модификаций из-за нежелания изменять программный код, который успешно работает.

**Во-вторых**, причиной отказа ПС явилось изменение условий эксплуатации (изменение эксплуатационного профиля).

Допущенные и так и не выявленные программные ошибки обусловлены некорректной практикой повторного использования ПС. В ПС ракетносителя была оставлена функция предполетной регулировки инерциальной платформы, выполнение которой не требовалось для Ariane-5 (непредусмотренная функция). Первоначальное требование на продолжение выполнения операции регулировки после взлета ракеты было заложено более чем за 10 лет до рокового события, когда проектировались еще ранние модели серии Ariane. Роковую роль сыграло отсутствие точной спецификации повторно используемого модуля. Расследование показало, что обнаружить требование, устанавливающее максимальную величину операнда, переполнение которого привело к катастрофе, можно было с большим трудом: оно затерялось в приложениях к основной спецификации. Кроме того, в самом коде на этот счет не было никаких комментариев, не говоря уже о ссылке на документ с обоснованием этого требования.

Следует отметить, что при анализе общих (нефункциональных) требований к проекту Ariane-5 не была выявлена взаимная противоречивость между необходимостью обеспечения надежности ПС и ограничением максимально допустимой нагрузки на компьютер. В результате для отказавшего программного модуля было принято потенциально опасное компромиссное решение о защите от переполнения не всех семи, а только четырех переменных. Хотя любой инженерный процесс предполагает принятие компромиссных решений в условиях множества разноречивых требований, информация, на основании которой такие решения принимаются, должна быть максимально полной. Следовательно, без полной и точной спецификации нельзя обеспечить корректное повторное использование программных компонентов.

**В-третьих**, саморазрушение системы фактически было обусловлено требованиями к обеспечению

безопасности и их неадекватно жесткой реализацией. Анализ механизма обработки исключительных ситуаций выявил достаточно грубую проектную ошибку. При сбое ПС компьютер требовал остановки системы, при этом не применялись процедуры восстановления. Таким образом, требования к безопасности вызвали саморазрушение системы. Реализация именно такого механизма явилась следствием распространенной при разработке критических систем проектной культуры – радикально реагировать на возникновение случайных сбоев. Принцип действий здесь исходит из критериев безусловного обеспечения максимальной надежности: отключать допустившее сбой оборудование и тут же задействовать резервный блок. Вероятность того, что этот блок также выдаст случайный сбой, да еще в той же ситуации, для аппаратных систем чрезвычайно мала.

Однако, такой принцип не учитывает особенностей ПС, дефекты которых одинаковым образом проявляются во всех резервных каналах. В данном случае возник отказ по общей причине, обусловленный систематической программной ошибкой, которая обязательно повторяется при одинаковых входных условиях. Поэтому подключение резервной навигационной системы ничего не дало: ведь ПС на ней были те же. Перечисленные выше причины и их взаимосвязь подчеркивают комплексный анализ проблемы. Поэтому, *в-четвертых*, в качестве еще одной причины отказов ПС следует указать недостаточный объем процесса его верификации и валидации и компьютерной системы в целом.

Процесс верификации спецификаций, кода и документов с обоснованием проектных решений при разработке ПС для Ariane-5 оказался неадекватен. В частности, к процессу верификации не привлекались специалисты из организаций, независимых как от заказчика, так и от производителя системы, что нарушило принцип разделения исполнительных и контрольных функций. Кроме того, на этапе тестирования и отладки системы было технически возможно в

рамках интегрального моделирования процесса полета исследовать все аспекты работы IRS, что позволило бы почти гарантированно выявить ошибку, приведшую к аварии. Однако, вместо этого при моделировании работы всего комплекса IRS рассматривалась как черный ящик, заведомо выдающий то, что ожидается. Анализ отказов ПС системы управления ракетоносителя Ariane-5 показал взаимосвязь явлений, возникающих при повторном использовании ПС и компьютеров для различных аэрокосмических и других критических приложений. Это указывает на объективный характер существующей проблемы и необходимость ее всестороннего анализа при повторном использовании компонент компьютерных систем.

## 7. Анализ рисков аварий авиационной техники и их сопоставление с РКТ

Проведенный анализ аварий авиационной техники за 80-е годы и начало 90-х годов [10] позволяет установить их причины (см. табл. 7). Основными среди них в порядке убывания частоты являются: ошибочные действия экипажа, отказы авиационной техники, ошибки персонала (наземных служб), непредусмотренные условия эксплуатации. Что касается причин аварий, обусловленных отказами авиационной техники, то по ним обобщенные данные отсутствуют. В табл. 8 символом “+” (“±”) отмечены те подсистемы, которые содержат (могут содержать) встроенные компьютерные средства, отказы которых могут привести к авариям. Очевидно, что за последние десятилетия развитие авионики и информационных технологий привело к насыщению систем АТ компьютерными средствами, а следовательно, увеличило риски аварий из-за их отказов. Если сравнить риски аварий АТ и РКТ (рис. 11), то можно сделать вывод о превалировании для АТ человеческого фактора, с которым связано 72% аварий, при этом доминируют ошибочные действия экипажа.

В РКТ значение человеческого фактора намного меньше и составляет 2%, что имеет вполне понятное объяснение. Кроме того, среди причин аварий АТ, в отличие от РКТ, имеют место причины, связанные с

непредусмотренными условиями эксплуатации, которые являются достаточно весомым фактором аварий.

Таблица 7

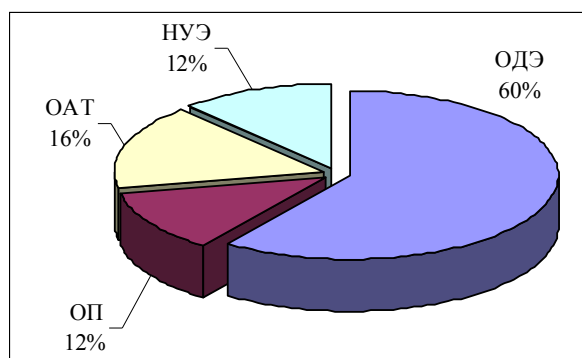
Классификация причин аварий в авиации

|                                            |                             |                                       |                                                                        |
|--------------------------------------------|-----------------------------|---------------------------------------|------------------------------------------------------------------------|
| Ошибочные действия экипажа (ОДЭ), 60%      | Ошибки персонала (ОП), 12%  | Отказы авиационной техники (ОАТ), 16% | Попадание самолета в непредусмотренные условия эксплуатации (НУЭ), 12% |
| Взаимодействие в системе «человек-самолет» | Трудоемкость обслуживания   | Несущие агрегаты                      | Сложные метеорологические условия                                      |
| Окружающая среда                           | Окружающая среда            | Фюзеляж                               | Климатические и природные условия                                      |
| Профессиональные факторы                   | Профессиональные факторы    | Посадочные устройства                 | Биологические факторы                                                  |
| Потеря работоспособности                   | Потеря работоспособности    | Силовая установка                     | Столкновения с птицами                                                 |
| Профессиональная подготовка                | Профессиональная подготовка | Системы управления                    | Столкновения с большими объектами                                      |
| Халатность                                 | Халатность                  | Гидросистема                          | Повреждения от грузов                                                  |
|                                            |                             | Пневмосистема                         | Незаконные вмешательства                                               |
|                                            |                             | Система жизнеобеспечения экипажа      |                                                                        |
|                                            |                             | Система электропитания                |                                                                        |
|                                            |                             | Бортовая радиоаппаратура              |                                                                        |

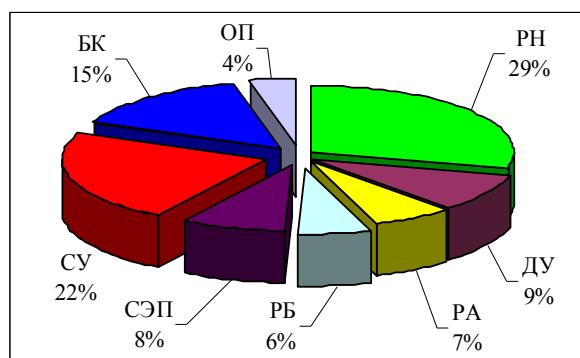
Таблица 8

Наличие компьютерных систем в оборудовании самолетов

|                  |         |                       |                   |                    |              |               |                                  |                        |                          |
|------------------|---------|-----------------------|-------------------|--------------------|--------------|---------------|----------------------------------|------------------------|--------------------------|
| Несущие агрегаты | Фюзеляж | Посадочные устройства | Силовая установка | Системы управления | Гидросистема | Пневмосистема | Система жизнеобеспечения экипажа | Система электропитания | Бортовая радиоаппаратура |
| —                | —       | ±                     | ±                 | +                  | ±            | ±             | +                                | +                      | +                        |



а



б

Рис. 11. Диаграммы причин аварий АТ (а) и РКТ (б) (80-90-е годы)

### Заключение. Направления дальнейших исследований

В статье выполнен анализ рисков АРКТ, который позволил выявить следующие тенденции, присущие современному этапу ее развития:

1) значение рисков для аварий РН колеблется в диапазоне 0,05...0,10;

2) значение рисков для аварий КА во второй половине 90-х годов превзошло аналогичный показатель для РН и составляет 0,15...0,20;

3) аварии РКТ из-за отказов программных средств во второй половине 90-х годов происходили в среднем один раз в год (1 отказ на 100 пусков РН). Следует отметить, что ПС бортовых компьютеров отказывают чаще, чем АС, а для РН отказы аппарат-

ных средств вообще не характерны из-за короткого времени работы;

4) среди аварий АТ, в отличие от РКТ, неизмеримо больший вес имеют риски, связанные с человеческим фактором.

Дальнейшие исследования целесообразно проводить в следующих направлениях:

1) уточнение статистики за счет анализа новых данных об отказах и авариях АТ и РКТ и проведение регрессионно-корреляционного анализа статистических данных для прогноза будущих тенденций развития АРКТ;

2) уточнение модели оценки рисков с учетом составляющих РН и КА и последствий аварии;

3) проведение сопоставительного анализа причин аварий, в частности, при внедрении новых информационных и других технологий с иными критическими приложениями [1];

4) разработка методов и средств повышения надежности и безопасности СУ и бортовых компьютеров на основе внедрения отказоустойчивых проектных решений [11];

5) исследование методов снижения влияния дефектов ПС на аварии АРКТ путем создания и использования инструментальных систем поддержки экспертизы и верификации, внедрения многоверсионных технологий.

## Литература

1. Айзенберг Е.Я., Ястребенецкий М.А. Сопоставление принципов обеспечения безопасности систем управления ракетами-носителями и атомными электростанциями // Космічна наука і технологія. – 2002. – Т. 8. – № 1. – С. 55 - 60.

2. Лабенский В.Б. Применение корреляционно-регрессионного анализа при планировании работ в ракетно-космической отрасли // Проблемы управления и информатики. – 2001. – № 4. – С. 101 - 110.

3. Радаев Н.Н. Повышение точности прогноза вероятности катастроф за счет ущерба неоднород-

ных статистических данных по ущербу // Автоматика и телемеханика. – 2000. – № 3. – С. 183 - 189.

4. Железняков А.Б. Взлетая, падала ракета... – СПб.: Система, 2003. – 220 с.

5. Харченко В.С., Скляр В.В., Тарасюк О.М. Анализ рисков аварий для ракетно-космической техники: эволюция причин и тенденций // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – Х.: НАКУ «ХАІ». – 2003. – Вип. 3. – С. 135 - 149.

6. Филиппов В. Обеспечение надежности авиационной техники и вооружения в США // Зарубежное военное обозрение. – 1991. – №3. – С. 39 - 46.

7. Фигуровский Д. Повышение надежности авиационного радиоэлектронного оборудования // Зарубежное военное обозрение. – 1988. – № 1. – С. 49-52.

8. Филиппов В. Исследования в США перспективных направлений развития авиационно-космической техники // Зарубежное военное обозрение. – 1990. – № 6. – С. 31 - 38.

9. Риженко О.І., Рябков В.І. Особливі польотні ситуації та причини їх виникнення на літаках і вертольотах: Навчальний посібник. – Х.: Міносвіти України, 1998. – 288 с.

10. Харченко В.С., Скляр В.В., Кожемяченко В.Г. Классификация и профилирование OTS-продуктов для компьютерных систем управления // Системи обробки інформації. – Х.: ХВУ. – 2003. – Вип. 2. – С. 38 - 44.

11. Харченко В.С., Юрченко Ю.Б. Анализ структур бортовых комплексов при использовании электронных компонент Industry // Технология и конструирование в электронной аппаратуре. – 2003. – №2. – С. 3 - 11.

12. Аджиев В. Мифы о безопасном ПО: уроки знаменитых катастроф // Открытые Системы. – 1999. – № 6. – С. 3 - 23.

*Поступила в редакцию 7.01.04*

**Рецензент:** д-р техн. наук, профессор Жихарев В.Я., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 658.512.4.011.56: 621.9.06 + 621.9.02

*Кривцов В.С., Зайцев В.Є.* **Проблеми автоматизації авіаційного виробництва в умовах єдиного інформаційного простору**//Авіаційно-космічна техніка і технологія. - 2004. - № 1. - С. 5-14.

Розглянуто проблеми впровадження інформаційних технологій в сучасне авіаційне виробництво, задачі, які потребують вирішення при переведенні авіаційних підприємств на шлях комплексної автоматизації. Запропоновано рішення задач технологічної підготовки виробництва на підставі інформаційних знаньорієнтованих технологій.

Лл. 2. Бібліогр.: 19 назв

УДК 629.7.02

*Король В.М., Сляднєв О.В.* **Стан літакобудування України та авіаційного бізнесу** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. - 2004. - № 1. - С. 15-23.

Аналізується стан літакобудування України в аспекті авіаційного бізнесу.

Лл. 1. Бібліогр.: 32 назви

УДК 539.3:534.1:629.7.02

*Халілов С.А., Минтюк В.Б.* **Дослідження стійкості відсіку крила методом ідентифікації крайових умов на основі двовимірної спрощеної моделі** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. - 2004. - № 1. - С. 24-28.

Надано подальшого розвитку методу ідентифікації крайових умов шляхом постановки та вирішення нетривіальної задачі стійкості відсіку силового кесону крила.

Лл. 5. Бібліогр.: 4 назви

УДК 519.252

*Пермяков В.І., Невкритий А.Ю., Ярова О.В.* **Оптимальне розміщення датчиків у технологічному обсязі** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. - 2004. - № 1. - С. 29-34.

Розглянуто експериментально-статистичний підхід до реконструкції фізичних, хіміко-технологічних полів за кінцевим числом вимірів, задача визначення необхідного числа точок для вимірів, а також задача їхнього раціонального вибору в технологічному обсязі. Приведено чисельний алгоритм рішення поставлених задач.

Бібліогр.: 4 назви

УДК 539.4

*Артым В.И., Пушкар П.В.* **Моделирование накопления усталостных повреждений при случайном нагружении** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. - 2004. - № 1. - С. 35-39.

Предложено для моделирования накопления усталостных повреждений использовать метод схематизации случайных процессов нагружения де-

UDC 658.512.4.011.56: 621.9.06 + 621.9.02

*Krivtsov V.S., Zaytsev V.Ye.* **Problems of aviation manufacturing automatization in common information space**//Aerospace technic and technology. - 2004. - № 1. - P. 5-14.

In paper the problems of implantation of information technologies in modern aircraft production, tasks requiring solutions while transforming of aircraft firms on path of an integrated automation surveyed. The problem solving of technological production is offered on the basis of information knowledge-oriented of technologies

Fig. 2. Ref.: 19 items

UDC 629.7.02

*Korol V.M., Slyadnev O.V.* **Condition of Ukranian aircraft construction and air business**//Aerospace technic and technology. - 2004. - № 1. - P. 15-23.

The condition of aircraft construction of Ukraine in aspect of aviation business is analyzed.

Fig. 1. Ref.: 32 items

UDC 539.3:534.1:629.7.02

*Khalilov S.A., Mintyuk V.B.* **Research Of Wing Section Stability By Method Of Boundary Conditions Identification Based On Simplified Two-Dimensional Model**//Aerospace technic and technology. - 2004. - № 1. - P. 24-28.

The following development of method of boundary conditions identification by means of formulation and solution non-trivial problem of stability of load-carrying wing-box section.

Fig. 5. Ref.: 4 items

UDC 519.252

*Permyakov V.I., Nevkryty A.J., Yarovaya O.V.* **Optimum accommodation of gauges in technological volume**//Aerospace technic and technology. - 2004. - № 1. - P. 29-34.

It is considered experimentally - the statistical approach to reconstruction of physical himiko-technological fields on final number of measurements. The considered problem of definition of necessary number of points for measurements, and also a problem of their rational choice in technological volume. The numerical algorithm of the decision is given.

Ref.: 4 items

UDC 539.4

*Artym V.I., Pushkar P.V.* **Modelling of upbuilding of fatigue damages at random loading** //Aerospace technic and technology. - 2004. - № 1. - P. 35-39.

The method of representation of stochastic processes of loading called by a method of the inserted cycles is offered. The method enables to allow both influenc-

талей машин (метод вложенных циклов). Метод даєть можливість учитувати як вплив послдователности амплитуд циклов нагуження, так и сложность структуры процесса. Разработана расчётная модель накопления усталостных повреждений в условиях случайного нагуження. Модель основана на данном методе схематизации, а также на гипотезе о возможности раздельного учёта сложности структуры и послдователности амплитуд процесса нагуження.

Ил. 2. Библиогр.: 14 назв.

УДК 621.183.621.313-752

*Иващенко И.И., Шунайлов А.Г., Приймаков А.Г.* **Динамика крутильных колебаний V-подобных двигателей авиационной наземной техники** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. - 2004. - № 1. - С. 40-44.

Создана методика определения интегрального показателя неравномерности оборачиваемости коленчатого вала N с учетом параметров динамики крутильных колебаний V-образных двигателей. Эти параметры позволяют уточнить проектировочные и проверочные расчеты V-образного дизельного двигателя.

Ил. 2. Библиогр.: 8 назв

УДК 532+533

*Захаренко В.О.* **Відривне обтікання плоскої пластини нескінченного розмаху за умов кінцевості швидкості у всьому полі течії** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. - 2004. - № 1. - С. 45-48.

Запропоновано теоретичну модель струминного обтікання плоскої пластини нескінченного розмаху за умов кінцевості швидкості у всьому полі течії. Запропонована модель дає результати, які добре збігаються з експериментальними у широкому діапазоні великих кутів атаки.

Табл. 1. Ил. 5. Библиогр.: 7 назв

УДК 533.6.011.5

*Базима Л.О.* **Вплив енергопідведення на структуру обтікання тіла з порожниною** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. - 2004. - № 1. - С. 49-54.

Проведено чисельне моделювання впливу зовнішнього енергопідведення на структуру обтікання півсфери з циліндричною порожниною, яка повернута назустріч надзвуковому потоку. Встановлено режими стаціонарного обтікання аеродинамічної конфігурації, яка розглядається. Досліджено вплив енергопідводу на аеродинамічний опір тіла. Одержані результати дозволяють розглядати використання пульсуючого джерела тепловиділення як ефективний засіб керування надзвуковим обтіканням літальних апаратів.

Ил. 4. Библиогр.: 12 назв

ing of a succession of amplitudes of cycles of loading, and complication of pattern of the process. The calculated model of upbuilding of fatigue damages in conditions of random loading is designed. The model grounded on the given method of representation, and also on a hypothesis about possibility of the separate registration of complication of pattern and succession of amplitudes of the process of loading.

Fig. 2. Ref.: 14 items

UDC 621.183.621.313-752

*Ivaschenko I.I., Shunaylov A.G., Priymakov A.G.* **Dynamics of twisting fluctuations of V-figurative engines of air ground engineering** // *Aerospace technic and technology*. - 2004. - № 1. - P. 40-44.

It is created a methodology of definition of an integrated parameter of non-uniformity of rotation of a crankshaft, taking into account the parameters of changes of rotary fluctuations of V-figurative engines. These parameters allow to specify the projective and verifying accounts of a V-figurative diesel engine.

Fig. 2. Ref.: 8 items

UDC 532+533

*Zakharenko V.* **The separatinal flow around the infinite span flat plate in condition of the finiteness of speed in whole field of flow** // *Aerospace technic and technology*. - 2004. - № 1. - P. 45-48.

The theoretic model of streaming flow around the infinite span flat plate is shown in the article. This model has the results, which agree closely with experimental data in wide range of angles of attack.

Tabl. 1. Fig. 5. Ref. 7 items

UDC 533.6.011.5

*Bazyma L.A.* **The energy supply influence on the flow around of a body with a cavity** // *Aerospace technic and technology*. - 2004. - № 1. - P. 49-54.

The numerical modeling of an external energy supply influence on the supersonic flow of a hemisphere with a forward-facing cylindrical cavity is conducted. The modes of stationary flow of the considered aerodynamic configuration are established. The energy supply influence on the aerodynamic drag of a body is researched. The obtained results permit to consider the use of the pulsating source of thermal flux as an effective means of control of supersonic flow of flight vehicles.

Fig. 4. Ref.: 12 items

УДК 536.244

Агафонов Ю.М., Антюфеев В.І. Ткаченко Ю.А. **Метод розрахунку багатомірних нестационарних температурних полів у багат шарових тілах складної форми** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. - 2004. - № 1. - С. 55-58.

Запропоновано метод розрахунку нестационарних температурних полів у багат шарових тілах складної форми. Для розрахунку подібних задач пропонується застосовувати кінцево-різницеві методи на криволінійних сітках, отриманих шляхом перетворення координат декартової площини. Математична модель дозволяє використовувати інтегро-інтерполяційний чисельний метод і розщепити багатомірну задачу на незалежні локально-одномірні, що забезпечують з урахуванням суперпозиції часткових рішень реалізацію економічної схеми.

Іл. 3. Бібліогр.: 6 назв

УДК 629.7

Дашиєв В.Н., Іванюк В.А. **Анализ возможных путей модернизации ВВС Украины** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. - 2004. - № 1. - С. 59-65.

Осуществлен анализ потенциальных угроз национальной безопасности. Рассмотрен комплекс мероприятий по модернизации национальных Военно-воздушных сил, направленный на отражение массированного воздушного удара. Предлагается оснастить ВВС тактическими АК ДРЛОН, приспособление ударных самолетов к несению управляемых ракет "воздух-воздух", оснащение всех самолетов оборудованием для работы ночью и в СМУ, использование их в борьбе с авианесущими ударными соединениями, крылатыми ракетами и их носителями.

Библиогр.: 5 назв.

УДК 62-192.001

Харченко В.С., Скляр В.В., Тарасюк О.М. **Безпека аерокосмічної техніки і надійність комп'ютерних систем** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. - 2004. - № 1. - С. 66-82.

Проведено аналіз ризиків при використанні аерокосмічної (авіаційної та ракетно-космічної) техніки (АРКТ) унаслідок відмов устаткування і різних системних компонентів. Зіставлено причини відмов авіаційної (АТ) і ракетно-космічної (РКТ) техніки. Наведено результати їх еволюційного аналізу для РКТ за останні сорок років. Дано оцінку впливу відмов комп'ютерних систем керування, їх апаратних і програмних засобів на аварії РКТ.

Табл. 9. Іл. 11. Бібліогр.: 12 назв

UDC 536.244

Agafonov Y.N., Antyufeev V.I., Tkachenko Y.A. **Method of multidimensional unsteady temperature fields calculation in multilayer bodies of the complex form** // Aerospace technic and technology. - 2004. - № 1. - P. 55-58.

The method of unsteady temperature fields calculation in multilayer complex form bodies is offered in this article. It's suggested for deciding the similar problems to use the finite difference methods on curvilinear grids which are constructed by the Cartesian plane coordinates transforms. The mathematical model allows to use the finite difference numerical method and to split a multivariate problem on independent local one problem, providing in view of superposition of private decisions realization of the economic circuit.

Fig. 3. Ref.: 6 items

UDC 629.7

Dashkiyev V.N., Ivanjuk V.A. **Analysis of possible ways of the Ukrainian Air Forces' modernization** // Aerospace technic and technology. - 2004. - № 1. - P. 59-65.

The analysis of potential threats to national safety is carried out. Complex of measures on the modernization of the national Air Forces, aimed to reflect the massed air attack is considered. It is offered to equip the Air Forces by tactical AEW aircraft also as adaptation of strike aircraft airplanes to "air-to-air" battle, equipment of all aircraft by the equipment for work at night and in severe meteorological conditions, adaptation of them to the fight against air carriers task forces, cruise missiles and their launchers.

Ref.: 5 items

UDC 62-192.001

Kharchenko V.S., Sklyar V.V., Tarasyuk O.M. **Safety of the aerospace engineering and reliability of computer systems** // Aerospace technic and technology. - 2004. - № 1. - P. 66-82.

Evolution risk analysis arising from using of aerospace (air and space-rocket) engineering (ASRE) by reason of failures of its equipment and different system components was carry out. The failures causes of air (AE) and space-rocket (SRE) engineering are compared. The results of their evolutionary analysis for SRE for the last forty years are submitted. Impact of computer-based control systems hardware and software failures on SRE crashes is evaluated.

Tabl. 9. Fig. 11. Ref.: 12 items

---

|                                                   |                                                                                                                                                          |
|---------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>АГАФОНОВ</b><br><b>Юрий Николаевич</b>         | Военный научный центр космических исследований (при ХВУ),<br>начальник управления,<br>канд. техн. наук, доцент                                           |
| <b>АНТЮФЕЕВ</b><br><b>Валерий Иванович</b>        | Военный научный центр космических исследований (при ХВУ),<br>главный научный сотрудник,<br>д-р техн. наук,<br>старший научный сотрудник                  |
| <b>АРТЫМ</b><br><b>Владимир Иванович</b>          | Ивано-Франковский национальный<br>технический университет нефти и газа,<br>канд. техн. наук, доцент                                                      |
| <b>БАЗЫМА</b><br><b>Леонид Алексеевич</b>         | Национальный аэрокосмический<br>университет им. Н.Е. Жуковского<br>"Харьковский авиационный институт",<br>канд. техн. наук,<br>старший научный сотрудник |
| <b>ДАШКИЕВ</b><br><b>Виктор Николаевич</b>        | Харьковский институт Военно-<br>воздушных сил им. И.М. Кожедуба,<br>канд. техн. наук,<br>старший научный сотрудник                                       |
| <b>ЗАЙЦЕВ</b><br><b>Виталий Егорович</b>          | Национальный аэрокосмический<br>университет им. Н.Е. Жуковского<br>"Харьковский авиационный институт",<br>канд. техн. наук, доцент                       |
| <b>ЗАХАРЕНКО</b><br><b>Владимир Александрович</b> | Национальный аэрокосмический<br>университет им. Н.Е. Жуковского<br>"Харьковский авиационный институт",<br>ассистент                                      |
| <b>ИВАНЮК</b><br><b>Виталий Александрович</b>     | Харьковский институт Военно-<br>воздушных сил им. И.М. Кожедуба,<br>заместитель начальника летного<br>факультета, канд. техн. наук, доцент               |
| <b>ИВАЩЕНКО</b><br><b>Иван Иванович</b>           | Харьковский институт Военно-<br>воздушных сил им. И.М. Кожедуба,<br>адъюнкт                                                                              |
| <b>КОРОЛЬ</b><br><b>Владимир Николаевич</b>       | Авиационный научно-технический<br>комплекс «Антонов»,<br>Генеральный директор                                                                            |

---



---

|                                                  |                                                                                                                                       |
|--------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b><i>КРИВЦОВ</i></b><br>Владимир Станиславович  | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",<br>ректор, д-р техн. наук, профессор |
| <b><i>МИНТЮК</i></b><br>Виталий Борисович        | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",<br>старший научный сотрудник         |
| <b><i>НЕВКРЫТЫЙ</i></b><br>Анатолий Юрьевич      | Харьковский государственный университет строительства и архитектуры,<br>аспирант                                                      |
| <b><i>ПЕРМЯКОВ</i></b><br>Вячеслав Иванович      | Харьковский государственный университет строительства и архитектуры,<br>канд. техн. наук, доцент                                      |
| <b><i>ПРИЙМАКОВ</i></b><br>Александр Григорьевич | Харьковский институт Военно-воздушных сил им. И.М. Кожедуба,<br>канд. техн. наук,<br>старший научный сотрудник                        |
| <b><i>ПУШКАР</i></b><br>Петр Васильевич          | НГДУ "Надвирнанефтегаз",<br>начальник управления                                                                                      |
| <b><i>СКЛЯР</i></b><br>Владимир Владимирович     | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",<br>канд. техн. наук, доцент          |
| <b><i>СЛЯДНЕВ</i></b><br>Олег Всеволодович       | ТД «Полет»,<br>Генеральный директор                                                                                                   |
| <b><i>ТАРАСЮК</i></b><br>Ольга Михайловна        | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",<br>аспирант                          |
| <b><i>ТКАЧЕНКО</i></b><br>Юрий Анатольевич       | Военный научный центр космических исследований (при ХВУ),<br>старший научный сотрудник                                                |

|                                                 |                                                                                                                                                 |
|-------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>ХАЛИЛОВ</b><br><b>Сиявуш Ахмедович</b>       | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", старший научный сотрудник                      |
| <b>ХАРЧЕНКО</b><br><b>Вячеслав Сергеевич</b>    | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", заведующий кафедрой, д-р техн. наук, профессор |
| <b>ШУНАЙЛОВ</b><br><b>Александр Геннадиевич</b> | Харьковский институт Военно-воздушных сил им. И.М. Кожедуба, канд. техн. наук, доцент                                                           |
| <b>ЯРОВАЯ</b><br><b>Ольга Владимировна</b>      | Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", старший преподаватель                          |