

УДК 681.5.001.57 + 621

В.С. КРИВЦОВ, В.Е. ЗАЙЦЕВ, И.В. ШОСТАК, А.С. ТОПАЛ, А.Н. УСТИНОВА*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКОЙ ПРОИЗВОДСТВА
АВИАЦИОННОГО ПРЕДПРИЯТИЯ**

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

производственные системы с искусственным интеллектом, информационные технологии производства, единое информационное пространство, автоматизация технологической подготовки производства

Введение

Сложность современного производства влечет за собой необходимость интеллектуализации производственных информационных систем и создания производственных систем с искусственным интеллектом (ПСИИ). Наиболее перспективным методом анализа и синтеза таких систем является использование технологии распределенного интеллекта на основе агентной парадигмы [1]. Вместе с тем в существующих мультиагентных системах [2] агентам (интеллектуальным и простым) отводится второстепенная роль “информаторов” центров принятия решений, расположенных на соответствующих уровнях иерархической системы управления предприятием.

Задача исследования – проанализировать проблемы, связанные с построением эффективных ПСИИ, а также описать возможные пути решения этих проблем на основе онтологического подхода и технологии мультиагентных систем.

**1. Концепция построения
производственных систем
управления холонического типа**

Нынешний этап эволюции ПСИИ, связанный в первую очередь с концепцией виртуального производства, характеризуется развитием холонических

систем управления (ХСУ) [1]. Указанный тип СУ, в отличие от многоуровневых иерархических систем [3], строится не на принципах “вмешательства” и координации действий нижележащих подсистем элементами вышестоящих уровней, а на принципах переговоров “равных с равными” элементов одного и того же уровня [4].

Основной структурный элемент ХСУ – холон, должен обладать в соответствии с приданным ему статусом известной самостоятельностью и различными чертами социального поведения, например, способностью по собственной инициативе кооперироваться с другими холонами для совместного решения производственных задач [1]. В предельном варианте, соответствующем открытой ХСУ [1], иерархическая структура полностью заменена гетерархией автономных холонов, реализованных в виде интеллектуальных агентов. При этом функции административных элементов системы сведены к наблюдению и информированию. По А. Кёстлеру, полная автономность холонов в гетерархической структуре приводит к холархии [5].

В настоящее время на Западе и в России развивается теория производственных ХСУ, которая строится исходя из предположения, что холоны являются временными образованиями, порожденными конфликтными ситуациями в процессе производства (типичный пример конфликтной пары: объем и сро-

ки заказа – временные и материальные ресурсы производства). Такой взгляд на холоны трактует их зарождение и развитие в пространственно-временном континууме как неких сущностей, бытие которых всецело определяется законом единства и борьбы противоположностей. При этом эволюция ХСУ рассматривается как процесс естественного отбора холонов в ходе конкурентной борьбы за заказы и ресурсы, вплоть до разработки методов принудительного скрещивания «успешных» холонов для получения новых, более совершенных экземпляров, целых поколений и т.п. [4].

2. Проблемы синтеза производственных ХСУ на отечественных машиностроительных предприятиях

Рассмотренный выше подход малоприменим в условиях Украины, где большинство сложных объектов управления (СОУ) на уровне предприятий и отраслей по-прежнему имеет жестко централизованную структуру, что не позволяет в полной мере применять холистические методы к синтезу ПСИИ. Исходя из этого, особую актуальность приобретают проблемы, связанные с разработкой методов анализа и синтеза производственных СУ смешанной структуры, которые сочетали бы в себе стабильность и упорядоченность иерархических структур с гибкостью и динамичностью гетерархии. Структурные элементы таких систем, будучи иерархически упорядоченными, в штатных режимах работы СУ получили бы возможность “горизонтального” и “диагонального” взаимодействия, вплоть до игнорирования некоторой части необязательных к исполнению инструкций, исходящих от элементов вышележащих уровней и препятствующих осуществлению кооперации. В экстремальных же ситуациях (предварийных, аварийных и катастрофических), приоритет отдавался бы иерархической организации управления, как наиболее эффективной в подобных случаях.

Проблема создания производственных ХСУ с учетом особенностей отечественного производства требует решения следующих теоретических задач:

- 1) разработка и обоснование архитектуры ХСУ:
 - иерархической части структуры ХСУ с использованием методов вертикальной декомпозиции многоуровневых систем [3];
 - холонической части структуры ХСУ на основе теории эволюционных систем управления [4];
- 2) формализованное описание типовых холонов и их семейств в составе производственной ХСУ методами теории категорий и концептуального проектирования [6]:
 - описание единичных холонов;
 - описание условий существования семейств холонов в ХСУ;
- 3) исследование системных свойств ХСУ: управляемости, наблюдаемости, устойчивости, целостности, открытости.

Реализация указанных выше теоретических положений в виде особой компьютерной среды требует решения комплекса прикладных задач, что в свою очередь образует эпистемологическую базу теории производственных ХСУ [4]:

- 1) создание онтологий структуры управления машиностроительным предприятием как иерархии, идентичной структуре ХСУ, при этом каждый структурный элемент общей онтологии является соответствующей его функциям предметной онтологией:
 - разработка множеств предметных онтологий;
 - объединение их в общую онтологию с помощью специальных алгебр [2];
- 2) разработка ситуационного эмпирического базиса ХСУ на основе гипотезы о монотонности пространства решений [8]:
 - организация в форме Data Warehouse хранилища прецедентов или ситуаций, имевших место ранее и служащих обоснованием для формируемых решений;
 - интеллектуальная обработка данных информационного эмпирического базиса (с привлечением технологий Data Mining и Knowledge Discovery) для приобретения новых знаний о поведении СОУ;
- 3) описание системы ограничений на решения по управлению в виде микротеорий, являющихся

частными моделями производства и описываемых следующими псевдофизическими логиками [8]:

- временной (темпоральной);
- пространственной;
- причинно-следственной (каузальной);
- логикой действий;

4) выбор исчисления теории ХСУ как набора формальных процедур представления и манипулирования знаниями:

- процедур управления знаниями (Knowledge Management) для реализации задач верхнего уровня принятия решений в ХСУ;
- процедур решения функциональных задач в процессе управления СОУ;
- процедур коллективного взаимодействия различных центров обработки знаний в ХСУ на основе концепции мультиагентных систем [2].

Из перечисленных выше задач, наиболее важными являются: в теоретическом плане – разработка и обоснование иерархической части структуры ПСИИ с использованием методов вертикальной декомпозиции многоуровневых систем [3]; в прикладном – создание онтологий структуры управления машиностроительным предприятием как иерархии, идентичной структуре ПСИИ.

Проиллюстрируем решение указанных задач в предметной области «Технологическая подготовка производства на авиастроительном предприятии».

3. Синтез фрагмента «Технологическая служба» архитектуры ПСИИ авиастроительного предприятия с использованием методов вертикальной декомпозиции

Технологическая служба (ТС) авиастроительного предприятия, в рамках которой осуществляется технологическая подготовка производства (ТПП), включает главного технолога, отдел главного технолога (ОГТ) с различными службами (ТБМО, КБМО, БППП и др.), функционально подчиненные ОГТ производственные подразделения (инструментальный цех, механический цех и т.д.). Таким образом, ТС авиастроительного предприятия относится к ка-

тегории сложных, многоцелевых систем организационно-технического типа. Для описания таких систем наиболее пригодно иерархическое многоуровневое представление [6].

При таком подходе система представляется совокупностью моделей, каждая из которых описывает поведение системы с точки зрения различных уровней абстрагирования. Такие системы называют системами со стратифицированным описанием. Уровни абстрагирования, принятые при таком описании, называют стратами [3].

Для стратификации ТС авиастроительного предприятия целесообразно выделить пять уровней, верхний из которых носит название проекта, а далее следуют технологические процессы, технологические операции, переходы, компоненты.

Проектом в ТС авиастроительного производства называется совокупность технологических процессов, относящихся к производству конкретной модели (или модификации) самолета.

Для обозначения нижележащих страт воспользуемся определениями в соответствии с [9].

Технологический процесс (ТП) – часть производственного процесса, соединяющая целенаправленные действия по изменению состояния предмета труда.

Технологическая операция – законченная часть ТП, выполняемая на одном рабочем месте.

Переход – часть работ, выполняемых за одну установку изделия в станке.

Компонент – любая функционально значимая в ТПП часть производственных ресурсов.

Компонентами являются исполнители (рабочие-станочники), станки, инструменты, заготовки, технологическая оснастка и т.д.

В общем случае одному переходу могут соответствовать различные наборы компонентов, однако выполнение перехода невозможно при отсутствии хотя бы одного полного набора компонентов.

Важным свойством стратифицированной системы является сокращение информации, идущей вверх по иерархии: для вышестоящих уровней многие воздействия от нижних страт несут одинаковую ин-

формацию [6]. Исключение дублирующей информации и ее агрегирование в верхних стратах определяет уменьшение числа решающих элементов снизу вверх вплоть до единственного элемента на самом верхнем уровне иерархической структуры.

Приведенные выше соображения указывают на целесообразность дополнения стратифицированного описания системы вертикальной декомпозицией на эшелоны, т.е. построения многоэшелонной иерархии организационного типа.

Выделение уровней организационного типа (эшелона) в структуре ТС авиастроительного предприятия естественным образом вытекает из традиционного деления производства на следующие элементы: участки (нижний эшелон), цеха, ОГТ, главный технолог (верхний эшелон). При этом эшелону «Участок» соответствуют страты «Компоненты» и «Переходы», эшелону «Цех» – страты «Технологические операции» и «Технологические процессы», эшелону «ОГТ» и «Главный технолог» – страты «Проекты».

В связи с тем, что сложность процессов принятия решений на различных уровнях реализации ТПП зачастую не позволяет использовать аналитические модели, единственным эффективным средством является организация интеллектуальной поддержки принятия технологических решений на основе знаниеориентированных методов. Исходя из этого, многоуровневое описание архитектуры ТС авиастроительного предприятия целесообразно дополнить функциональной иерархией принятия решений в условиях неопределенности. Эта иерархия возникает в связи с тремя основными аспектами проблемы принятия решений в условиях неопределенности:

- 1) выбором стратегии, которая должна быть использована в процессе решения;
- 2) поиском оптимального или рационального образа действий в заранее заданных условиях;
- 3) уменьшением или исключением неопределенности.

Исходя из изложенных выше соображений, целесообразно представить ТС авиастроительного пред-

приятия в виде трех слоев принятия решений: слоя «Ресурсы», слоя «Задачи» и слоя «Стратегии».

Слой «Ресурсы» включает решающие элементы (блоки), расположенные на эшелоне «Участок» и оперирующие понятиями из двух страт: «Компоненты» и «Переходы».

На слое «Задачи», соответствующем эшелону «Цех», находятся решающие блоки, использующие понятия страт «Технологические операции» и «Технологические процессы».

Слой «Стратегии» охватывает два элемента («Главный технолог» и «ОГТ») и соответствует стратифицированному описанию уровня «Проекты».

Таким образом, использование трех типов иерархии для многоуровневого описания ТС дает возможность синтезировать архитектуру фрагмента «Технологическая служба» ПСИИ авиастроительного предприятия в виде, представленном на рис. 1. Приведенная на рис. 1 многоуровневая структура ПСИИ может быть дополнена горизонтальной декомпозицией на модули, каждый из которых отразит процессы формирования и принятия технологических решений в определенной подобласти предметной области (ПрО) «ТПП авиастроительного предприятия». Например, модуль «Механообработка» описывается триадой «КБМО, ТБМО» – $R_{\text{МО}}^{(2)}$ – $R_{\text{ТОК}}^{(1)}$, $R_{\text{ФРЕЗ}}^{(1)}$, $R_{\text{СВ}}^{(1)}$. Горизонтальная декомпозиция дает возможность отразить в модели ИИСППР «КВАНТ+» специализацию подсистем и позиционировать блоки принятия решений по отношению к структуре ПрО.

Рассмотренное описание ПСИИ представляет собой типичную концептуальную модель, поскольку ее элементы – решающие блоки, представлены в виде «черных ящиков». Преобразование данной модели из дескриптивной в перспективную состоит в ее последовательной конкретизации. Рассмотрим первый этап конкретизации концептуальной модели ПСИИ, состоящий в разработке структур типовых решающих блоков: «Главный технолог», «Технолог цеха», «Мастер производственного участка».

Каждый решающий блок, являясь по своей природе человекомашиной системой, включает лицо,

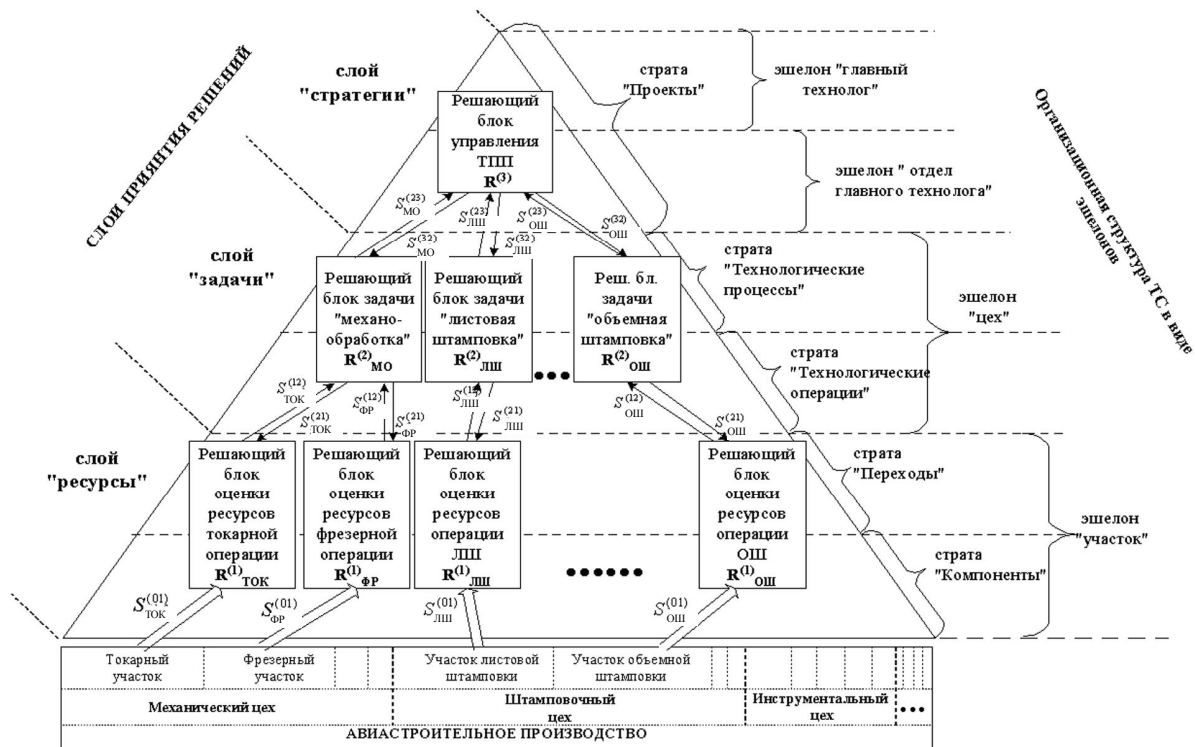


Рис. 1. Стратифицированное многослойное представление ПСИИ с вложенной эшелонной структурой для реализации ТПП авиастроительного предприятия

принимающее решения (ЛПР), информационную компоненту, интеллектуальную компоненту.

В структуре решающего блока «Главный технолог», представленной на рис. 2, информационной компонентой является автоматизированная информационная система (АИС) ОГТ. В АИС ОГТ выделены подразделения: МЦ – множительный центр; БППП – бюро планирования подготовки производства; специализированные КБ и ТБ. Указанные на рис. 2 информационные потоки отражают следующее: $S_{КД}$ – комплект конструкторской документации на изделие (например, чертежи и спецификации самолета АН-140, разработанные на АНТК «Антонов»); потоки с двойной системой индексации указывают направление потока (верхний индекс) и тип взаимодействующих элементов (нижний индекс).

На рис. 3 представлена структура типового решающего блока слоя «Задачи», для примера взята задача «Механообработка».

Структура типового решающего блока слоя принятия решений «Задачи» имеет в своем составе: ЛПР; интеллектуальную компоненту в форме ИСППР на основе квантовой модели представления

знаний; информационную компоненту (САМ-модуль); интеллектуальные агенты (ИА) двух типов – ИА «САМ», осуществляющий интеллектуальную обработку данных о производственных ресурсах, ИА «Мониторинг», предназначенный для снабжения квантовой ИСППР данными о текущем состоянии ресурсов соответствующего производственного подразделения.

Рассмотрим структуру типового решающего блока оценки ресурсов выполнения операции (слой принятия решений «Ресурсы»). Этот блок включает в себя: ЛПР, в качестве которого выступает мастер производственного участка; интеллектуальный агент, осуществляющий непосредственный сбор и интеллектуальную обработку данных о текущем состоянии производственных ресурсов. Интеллектуальная обработка данных заключается в решении задач двух типов: идентификационных, позволяющих, например, установить характер отклонений от штатных режимов ТПП и прогнозных, которые дают возможность количественно определить временные, финансовые и прочие потери в результате этих отклонений.

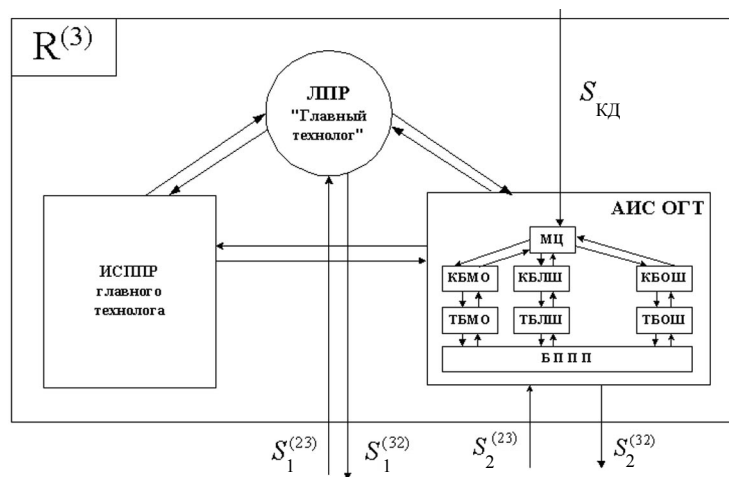


Рис. 2. Структура блока принятия решений «Главный технолог»

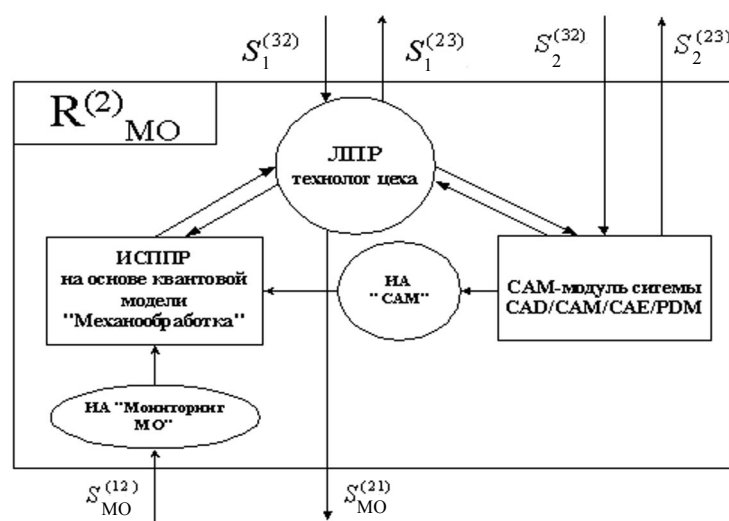


Рис. 3. Структура блока принятия решений «Механообработка»

Входные информационные потоки (рис. 4): $S_{MO}^{(01)}$ – факты о состоянии ресурсов производства и $S_{MI}^{(21)}$ – поток информации от технолога, в том числе изменения и уточнения техпроцессов; $S_{MO}^{(12)}$ – поток информации о текущем состоянии производства для ИА «Мониторинг».

Описанная структура фрагмента ПСИИ авиастроительного предприятия отражает эпистемологическую составляющую интеллектуальной технологии. Вместе с тем, процессы формирования решений в ПСИИ связаны с необходимостью учета ряда стандартов (международных, отраслевых, СТП и т.д.), инструкций, а также общепринятых технологий. Эти знания по своей природе образуют систему ограничений принятия решений, сравнительно редко

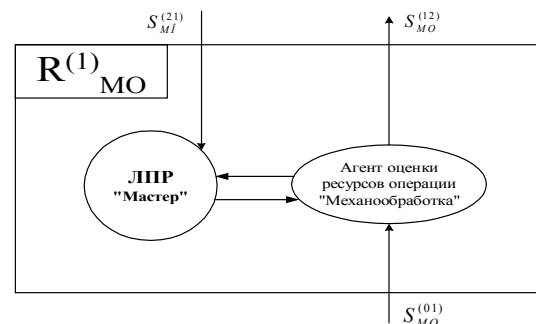


Рис. 4. Структура решающего блока оценки ресурсов операции «Механообработка» (уровень участка)

изменяются и используются многократно. Эту разновидность знаний целесообразно организовать в виде онтологической системы [10]. Онтологическая часть ПСИИ по своей структуре идентична архитектуре, рассмотренной на рис. 1, поскольку каждый решающий блок включает в себя онтологическую компоненту.

4. Фрагмент онтологии структуры управления авиастроительным предприятием на этапе ТПП

Среди перечисленных выше прикладных задач одной из наиболее важных является создание онтологии структуры управления предприятием.

Проиллюстрируем создание онтологии структуры управления на примере технологической подготовки производства авиастроительного предприятия с использованием инструментальной среды построения онтологий Protégé 2000 (рис. 5). На рис. 6 показана структура классов, описывающая базовые понятия предметной области «ТПП авиастроительного производства». Каждый класс представляется в виде фрейма, связь между различными классами реализуется записями в соответствующих слотах фрейма. Например, связь с фреймом «Участок цеха» реализуется через соответствующую запись слота «Состоит из». Классовая организация также задает определенные связи между фреймами. Так как одно понятие может иметь несколько родительских классов, то в онтологии (рис. 5) такие понятия повторяются. Так, для класса «Цех» (рис. 6) имеются конкретные подклассы: «Сборочный цех», «Цех механической обработки», «Кузнечно-прессовый цех», «Заготовительный цех», «Летно-испытательная станция».

Для базового понятия «Участок цеха» онтологии структуры управления авиастроительным предприятием на этапе ТПП может быть построена своя онтология (рис. 7).

Выводы

В итоге проведенных исследований и моделирования структуры ТС авиационного производства были выделены путем вертикальной декомпозиции слои принятия решений в структуре ТС и увязаны с организационной (эшелонирование) и дескриптивной (стратификация) формами представления управляющей системы принятыми при многоуровневом подходе [6].

Разработаны структуры типовых решающих блоков для каждого слоя принятия решений как человеко-машинных подсистем, в состав которых входят ЛПР, информационные и интеллектуальные компоненты. Интеллектуальные компоненты ре-

шающих блоков имеют в составе интеллектуальные агенты, как особые программные сущности, способные к автономному решению прикладных задач.

Разработан фрагмент онтологической системы ПСИИ авиастроительного предприятия, описывающий функционирование ТС.

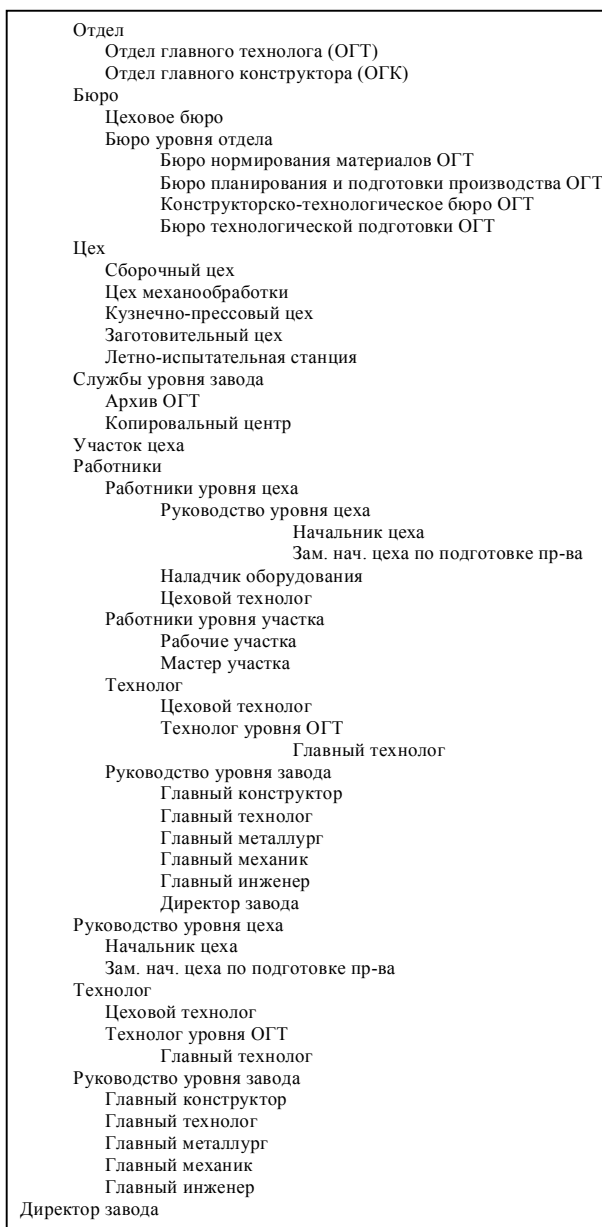


Рис. 5. Фрагмент онтологии структуры управления авиастроительным предприятием на этапе ТПП

Имя фрейма	Цех (<i>Абстрактный класс</i>)
Имя слота	Запись слота
<i>Управляется</i>	Начальник цеха
<i>Состоит из</i>	Участок цеха
<i>Содержит</i>	Бюро уровня отдела

Рис. 6. Прототип фрейма описания класса «Цех»

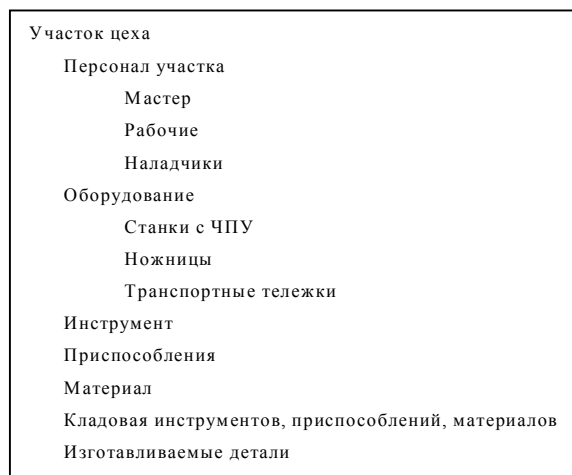


Рис. 7. Фрагмент онтологии структуры управления участком цеха авиастроительного предприятия

Блоки принятия решений и соответствующие им фрагменты онтологической системы были позиционированы путем горизонтальной декомпозиции по отношению к структуре авиастроительного производства.

На основе приведенных выше результатов можно сделать следующие выводы.

1. Построенная концептуальная модель ПСИИ на примере ТС авиастроительного предприятия характеризует данную систему как систему с распределенным интеллектом, поскольку выполнены два необходимых условия [1]: специализация центров обработки знаний (горизонтальная декомпозиция системы на модули); интеграция знаний путем их агрегирования в соответствии с многоуровневым представлением [7].

2. Наличие в системе интеллектуальных агентов дает возможность наделять решающие блоки чертами социального поведения для обеспечения внутриуровневых взаимодействий, что обуславливает в дальнейшем возможность перехода к холоническому представлению структуры системы.

3. Дополнение разработанной модели ПСИИ онтологической компонентой открывает перспективы организации хранилища прецедентов в форме Data Warehouse. На этой основе в дальнейшем предполагается создать корпоративную память ТС авиационного производства и, таким образом, реализовать основной этап технологии Knowledge Management [2, 10].

Научная новизна полученных результатов состоит в том, что впервые разработана концептуальная модель ПСИИ управления производственным предприятием на основе онтологического подхода к представлению знаний с использованием методов вертикальной декомпозиции. Данный подход позволяет на практике осуществлять синтез и анализ ПСИИ холонической структуры, адаптированных к особенностям отечественного авиастроительного производства.

Литература

1. Виттих В.А. Эволюционное управление сложными системами // Известия Самарского научного центра РАН. – 2000. – Т. 2, № 1. – С. 53 – 65.
2. Хорошевский В.Ф. Методы и средства проектирования и реализации мультиагентных систем // Материалы семинара «Проблемы искусственного интеллекта». – ИПУ РАН. – 1999.
3. Месарович М., Мако Д., Такахара И. Теория иерархических многоуровневых систем. – М.: Мир, 1973. – 345 с.
4. Виттих В.А. Управление открытыми системами на основе интеграции знаний // Автометрия. – 1998. – № 3. – С. 38 – 49.
5. Kostler A. The Ghost in the Machine. – London: Arcana books, 1989. – 445 p.
6. Месарович М., Такахара И. Общая теория систем: математические основы. – М.: Мир, 1978. – 337 с.
7. Алиев Р.А., Абдикеев Н.М., Шахназаров М.М. Производственные системы с искусственным интеллектом. – М.: Радио и связь, 1990. – 264 с.
8. Поспелов Д.А. Ситуационное управление: теория и практика. – М.: Наука, 1986. – 288 с.
9. ГОСТ 3.1109-82. «ЕСТД. Термины и определения основных понятий».
10. Гаврилова Т.А., Хорошевский В.Ф. Базы знаний интеллектуальных систем. – С.-Пб.: Питер, 2001. – 170 с.

Поступила в редакцию 17.08.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 629.735: 53.08: 658.51.4

П.О. НАУМЕНКО¹, Р.В. ВАРНАС²¹Харьковское государственное авиационное производственное предприятие, Украина²НПФ «Авиамотор», Харьков, Украина

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ КАРКАСОМ ШАБЛОНОВ СЛОЖНО-ФАСОННОЙ ПОВЕРХНОСТИ

В результате компьютерного моделирования процесса контроля поверхности производимой детали с помощью каркаса шаблонов показано, что этот контроль требует высокой квалификации контролера и имеет погрешность выше директивной.

моделирование, технологические измерения, фасонная поверхность

Важность технологических измерений для технологии самолетостроения не вызывает сомнения. Реализация процесса контроля сложно-фасонных поверхностей в случае принадлежности их к теоретическому контуру самолета при применении плазово-шаблонного метода производства требует значительных трудозатрат по созданию и содержанию шаблонного хозяйства [1]. Поэтому разработка альтернативных методов технологического контроля позволит решить насущную проблему технологии самолетостроения по снижению трудозатрат на создание и сопровождение шаблонного хозяйства предприятия.

Исследования работ [2 – 6] доказали возможность проведения технологических измерений производимых форм непосредственно на производящем оборудовании с ЧПУ. Однако анализ точности измерений и контроля форм и размеров с помощью каркаса шаблонов не производился.

Целью данной работы является анализ процесса измерений при контроле поверхности каркасом шаблонов методом компьютерного моделирования.

Для проведения компьютерного моделирования выбран кронштейн 140.00.5611.010. Производство этого кронштейна осуществляют путем двухстороннего фрезерования с применением ложементов, т.е. форма и размеры этой детали (рис. 1) получают непосредственно на станке с ЧПУ.

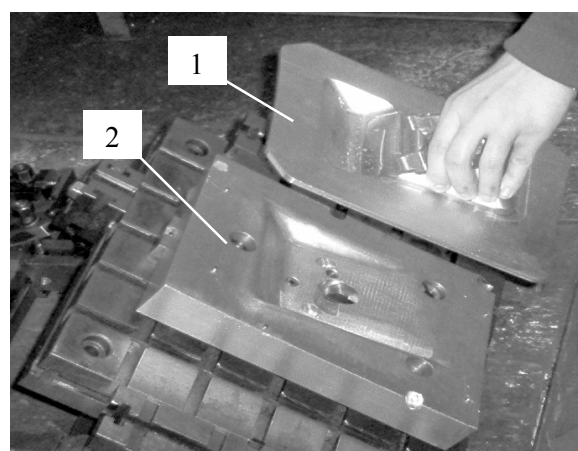


Рис. 1. Кронштейн (1) и ложемент (2)

Контроль форм и размеров кронштейна согласно технологическому процессу производится с помощью каркаса шаблонов, фото которого представлено на рис. 2.

В работе [2] изучена зависимость методической погрешности определения вертикальной координаты от локального угла наклона касательной плоскости для сферы. Шаблон контура сечения в вертикальном сечении имеет прямоугольную форму. Схема касания шаблона и контролируемой поверхности представлена на рис. 3.

Касание происходит в точке A ; b – толщина шаблона, n_A и τ_A – орты касательной плоскости к поверхности в точке A ; III – сечение шаблона, K – контролируемая точка на касательной плоскости; α – угол между границей шаблона и касательной плоскостью. В случае точного совмещения центра

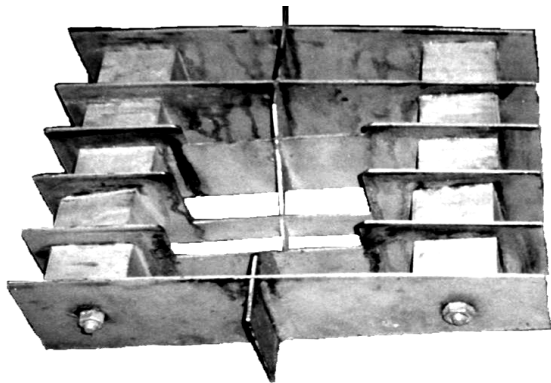


Рис. 2. Каркас шаблонов

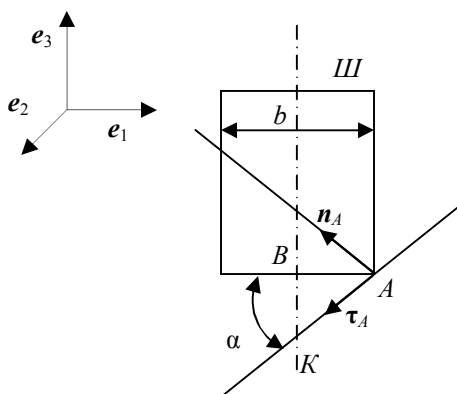


Рис. 3. Схема касания шаблона и контролируемой поверхности

шаблона с осью контролируемого сечения для зависимости погрешности от толщины шаблона будет справедливо следующее выражение:

$$\Delta(b) = \frac{b}{2} \cdot \operatorname{tg} \alpha.$$

Однако совмещение осей шаблона и сечения происходит с погрешностью δ . В этом случае величина погрешности контроля увеличивается на

$$\Delta(b, \delta) = \left(\frac{b}{2} + \delta \right) \cdot \operatorname{tg} \alpha.$$

Если погрешность установки вертикали шаблона и нормали к измеряемой поверхности – $\Delta\alpha$, то окончательно погрешность технологических измерений сечений с помощью каркаса шаблонов имеет вид

$$\Delta(b, \delta, \Delta\alpha) = \left(\frac{b}{2} + \delta \right) \cdot \operatorname{tg}(\alpha + \Delta\alpha)$$

Шаблоны контура сечения обычно выполняют из листовой стали толщиной 1,5 мм [8], и, следовательно, $b = 1,5$. Погрешность изготовления шаблона δ_u , согласно работе [8] равна 0,3 мм., а погрешность

установки нормали и вертикальной оси шаблона $\Delta\alpha$ достигает 10 градусов. В этом случае погрешность контроля размеров поверхности согласно полученному выражению будет достигать 0,185 мм, что почти в два раза больше требуемой (0,1).

Метод исследования погрешности изготовленного каркаса шаблонов и процесса технологических измерений с помощью компьютерного моделирования требует наличия аналитических эталонов (анэтов) как каркаса шаблонов, так и контролируемой сложно-фасонной поверхности.

Введем понятие аналитического портрета детали. Если анэт детали представляет собой эталон, которому должна соответствовать деталь, то ее портрет представляет собой аналитическое описание реально получившихся форм и размеров детали при ее изготовлении. Размеры портрета детали должны отличаться от размеров ее анэта не более чем на величины заданных погрешностей.

Для получения портрета каркаса рабочих шаблонов было проведено сканирование каркаса шаблонов. Для этого каркас шаблонов был установлен на стол станка. С помощью щупа со сферической тактильной головкой, описанного в работе [6], и приставки «Сканер-2» были проведены измерения шаблонов, входящих в каркас рабочих шаблонов сечений. Измерения вертикальной координаты производили как на размыкание контактов щупа ($z-p$), так и на замыкание ($z-z$). Данные измерений сложно-фасонной поверхности кронштейна представлены в табл. 1, пластин шаблонов – в табл. 2. По результатам измерения был получен портрет каркаса шаблонов. Изображения портрета и анэта каркаса шаблонов приведены на рис. 4, 5.

Для компьютерного моделирования процесса измерений необходим анэт контролируемой поверхности. Этот анэт получен при разработке программы для обработки поверхности на станке с ЧПУ [7].

При компьютерном моделировании технологических измерений был исследован процесс совме-

Таблица 1

Реальные координаты кронштейна
в контролируемых точках

x	y	$z-p$	$z-3$
-115,59	-52,27	-94,22	-93,52
-105,74	-50,71	-94,79	-94,1
-95,88	-49,18	-95,54	-94,84
-86,02	-47,67	-96,14	-95,46
-76,16	-46,19	-96,80	-96,12
-66,29	-44,73	-97,55	-96,83
-56,41	-43,30	-98,43	-97,70
-54,61	-12,24	-72,73	-72,06
-64,49	-13,68	-71,81	-71,13
-74,36	-15,16	-71,15	-70,48
-84,22	-16,65	-70,49	-69,77
-94,08	-18,17	-69,84	-69,14
-103,93	-19,71	-69,09	-68,46
-113,78	-21,27	-68,41	-67,72
-111,90	9,51	-42,39	-41,69
-102,05	11,08	-43,14	-42,49
-92,20	12,63	-43,94	-43,27
-82,35	14,16	-44,53	-43,80
-72,49	15,66	-45,28	-44,61
-106,9	49,78	-8,37	-7,67
-97,05	51,35	-8,68	-8,02
-87,20	52,90	-9,47	-8,75
-77,35	54,44	-10,32	-9,65
-67,49	55,95	-11,02	-10,35
-57,63	57,44	-11,68	-10,98
-47,76	58,91	-12,34	-11,66
-37,89	60,36	-13,02	-12,37
-28,01	61,79	-13,64	-12,92
-18,12	63,20	-14,29	-13,59
-8,24	64,59	-14,89	-14,22
1,66	65,95	-15,42	-14,70
11,55	67,30	-15,92	-15,25
21,45	68,62	-16,41	-15,71
31,36	69,91	-16,78	-16,12
41,27	71,19	-17,20	-16,55
51,18	72,44	-17,72	-17,02
61,10	73,66	-17,88	-17,20
71,02	74,86	-18,28	-17,60
80,95	76,04	-18,52	-17,82
90,88	77,19	-18,81	-18,13
100,81	78,32	-19,01	-18,36
103,93	38,53	-52,77	-52,07
93,98	37,46	-52,67	-51,95
84,05	36,36	-52,48	-51,76
74,11	35,24	-52,30	-51,64
64,18	34,09	-51,98	-51,31
52,50	1,85	-77,48	-76,78
62,43	3,00	-77,69	-76,97
72,36	4,12	-77,76	-77,04
82,3	5,211	-78,00	-77,35
92,24	6,28	-78,15	-77,48
102,18	7,31	-78,22	-77,55
100,52	-24,15	-103,27	-102,58
90,57	-25,15	-103,32	-102,62
80,62	-26,18	-103,21	-102,56
70,68	-27,24	-103,08	-102,42
60,74	-28,32	-102,89	-102,20

Таблица 2

Реальные координаты шаблонов каркаса
в контролируемых точках

x	y	z
-115,59	-52,27	-93,10
-105,74	-50,71	-93,93
-95,89	-49,18	-94,64
-86,02	-47,67	-95,36
Нет измерений		
-66,29	-44,73	-96,77
-56,41	-43,30	-97,43
Нет измерений		
-64,488	-13,684	-72,112
-74,357	-15,155	-71,464
-84,22	-16,65	-70,749
-94,078	-18,168	-70,004
-103,93	-19,708	-69,141
-113,777	-21,27	-68,279
-111,899	9,513	-42,039
-102,053	11,082	-42,826
-92,203	12,63	-43,585
-82,347	14,157	-44,333
-72,486	15,662	-45,035
-106,899	49,776	-9,08
-97,054	51,349	-10,147
-67,5	17,5	0
-77,351	54,435	-11,528
-67,492	55,948	-12,057
-57,628	57,441	-12,695
-47,759	58,913	-13,379
-37,883	60,365	-14,023
-28,008	61,794	-14,549
-18,125	63,203	-15,065
-8,237	64,59	-15,538
1,655	65,954	-16,117
11,551	67,297	-16,67
52,5	10	0
31,358	69,913	-17,707
41,267	71,187	-18,109
51,181	72,437	-18,522
61,099	73,662	-18,876
71,021	74,863	-19,153
80,947	76,04	-19,514
90,877	77,191	-19,757
100,81	78,317	-20,134
103,926	38,528	-53,375
93,985	37,459	-53,182
84,047	36,362	-52,795
74,113	35,238	-52,562
64,184	34,087	-52,16
Нет измерений		
62,426	2,998	-77,905
72,36	4,118	-78,091
82,298	5,211	-78,315
92,24	6,275	-78,41
102,185	7,31	-78,535
100,52	-24,15	-103,335
90,571	-25,148	-103,114
80,624	-26,177	-103,005
70,682	-27,235	-103,112
60,743	-28,323	-102,672

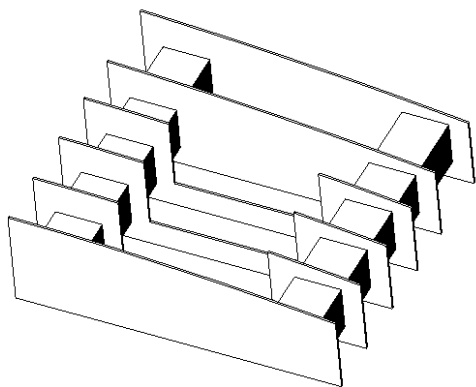


Рис. 4. Аналитический портрет каркаса шаблонов

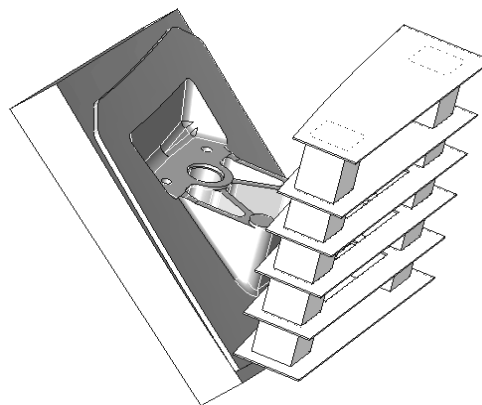


Рис. 6. Начало совмещения каркаса шаблонов и кронштейна на ложементе

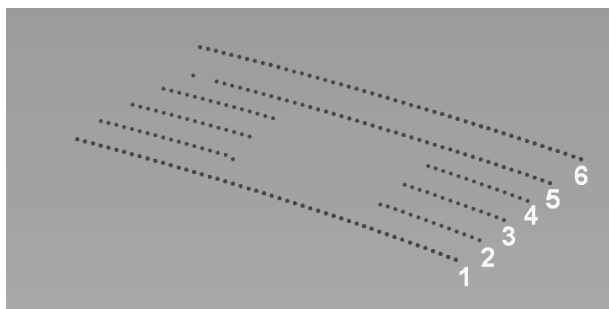


Рис. 5. Анэт контролируемых точек каркаса шаблонов

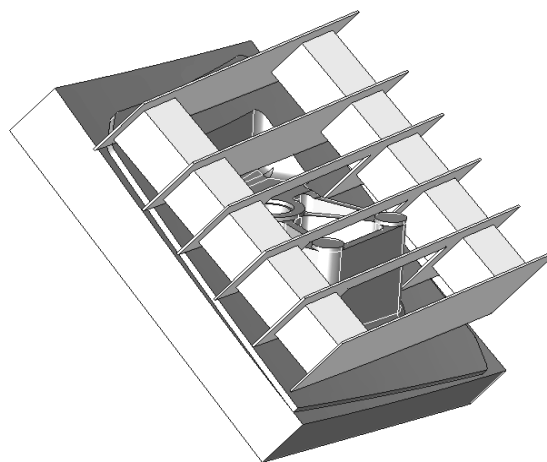


Рис. 7. Завершение совмещения каркаса шаблонов и кронштейна на ложементе

щения каркаса шаблонов и кронштейна, установленного на ложементе. Результаты начала и конца процесса совмещения приведены на рис. 6 – 7.

Для определения погрешности измерения с помощью каркаса шаблонов сложно-фасонной поверхности кронштейна, которая представляет собой часть теоретической поверхности обвода самолета, были построены контролируемые сечения этой поверхности и нормали к ним. На рис. 8 показаны в совмещенном состоянии каркас шаблонов, кронштейн, точки соприкосновения и нормали к этим точкам.

При компьютерном моделировании соприкосновения шаблонов каркаса и контролируемой поверхности проверялась правильность установки шаблонов в каркасе по нормали к проверяемому сечению (рис. 9) по совпадению плоскостей сечения и шаблона, по углу и линейному отклонению (рис. 10).

Несовпадение углов нормалей достигало 20 градусов, а углов сечений – 10 градусов. Линейные отклонения достигали 2 мм.

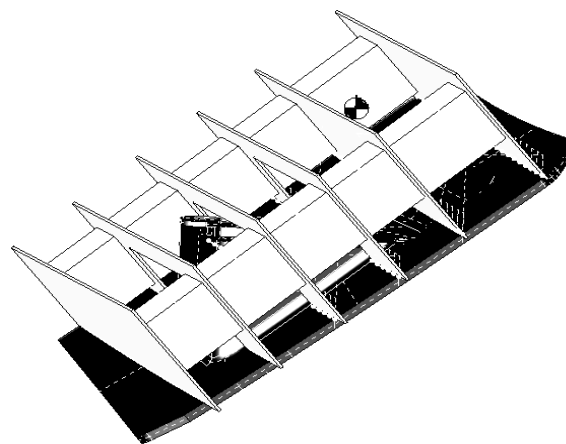


Рис. 8. Геометрия соприкосновения каркаса шаблонов и сложно-фасонной поверхности кронштейна

При такой точности воспроизведения каркасом шаблонов контролируемых точек проверить соответствие контролируемой детали директивной точности изготовления не представляется возможным.

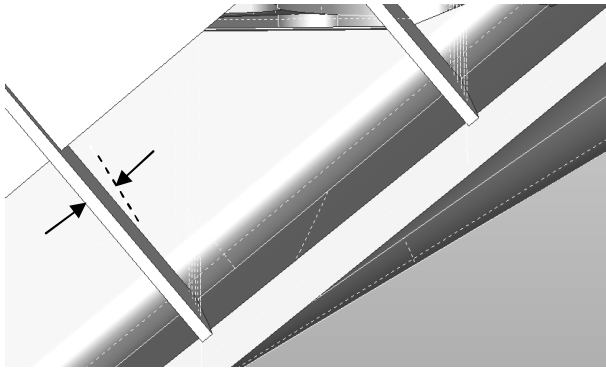


Рис. 9. Несовпадение нормали к контролируемой поверхности и вертикали плоскости шаблона

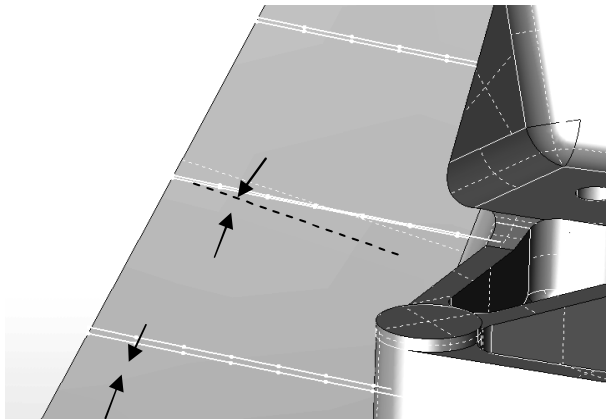


Рис. 10. Угловое и линейное отклонение от контролируемого сечения и плоскости шаблона

При компьютерном моделировании процесса технологического контроля с помощью каркаса шаблонов выявлено, что каркас шаблонов требует более высокой точности изготовления и проверки при сборке каркаса углов установки шаблонов.

Таким образом, можно констатировать, что контроль точности изготовления сложно-фасонных поверхностей, особенно принадлежащих поверхностям теоретического контура самолета, каркасом шаблонов не гарантирует директивной точности изготовления.

Литература

1. Мялица А.К., Третьяков С.А. Шаблонное хозяйство авиационного предприятия // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 1999. – Вып. 15. – С. 31 – 36.
2. Мялица А.К., Науменко П.О. Технология проведения измерений при проверке сложно-фасон-

ной оснастки // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2002. – Вып. 13. – С. 33 – 37.

3. Науменко П.О. Погрешность измерения вертикальной координаты при использовании фрезерного станка как координатно-измерительной машины // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 18. – С. 30 – 34.

4. Науменко П.О. Технологические измерения в самолетостроительном производстве и их метрологическое обеспечение // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 19. – С. 15 – 20.

5. Науменко П.О. Технологический контроль и технологическая подготовка авиационного производства // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2002. – Вып. 14. – С. 3 – 8.

6. Науменко П.О. Исследование стабильности технологических измерений приставкой "Сканер-2" на оборудовании с ЧПУ // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2004. – Вып. 22. – С. 5 – 10.

7. Науменко П.О., Варнас Р. В. Компьютерное моделирование технологических измерений // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2004. – Вып. 23. – С. 5 – 10.

8. Изготовление, применение и изменение шаблонов: ПИ-19-04. Изд. 3. – Х.: ХАЗ, 1980. – 184 с.

9. Технология технического контроля в машиностроении / Под общ. ред. В.Н. Чупырина. – М.: Изд-во стандартов, 1990. – 400 с.

Поступила в редакцию 17.08.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621. 735 : 004.94

О.В. ШИПУЛЬ, П.А. ДЫБСКИЙ, А.Н. МЕЩЕРЯКОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»***ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ МОДЕЛИ
ПРИ ФОРМОИЗМЕНЕНИИ ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ ЗАГОТОВКИ**

Разработана конечно-элементная (КЭ) модель формоизменения цилиндрической заготовки под действием статической нагрузки, которая является тестовой задачей моделирования процесса объемной штамповки. Модель учитывает физико-механические свойства материала, соответствующие сплаву 34ХН1М, находящемуся в состоянии объемного деформирования, и контактное взаимодействие заготовки со штампом. Сопоставление расчетных и экспериментальных данных тестовой задачи позволило сделать вывод о корректности построенной модели и о возможности получения с помощью метода конечных элементов не только качественной, но и количественной картины распределения деформаций и напряжений.

метод конечных элементов, конечно-элементная модель, осадка, малоотходная штамповка**Введение**

В настоящее время актуальной проблемой кузнечно-штамповочного производства является выпуск высококачественных заготовок широкой номенклатуры сложной формы с высоким коэффициентом использования материала. Решению этой задачи в части объемного деформирования в наибольшей мере отвечают различные методы малоотходной штамповки.

Для корректного проектирования операций технологического процесса штамповки, включающих в себя не только энергосиловые параметры, но и информацию о количестве переходов, форме и размера заготовок, распределении деформаций по объему заготовки необходима достоверная информация о напряженно-деформированном состоянии (н.д.с.) материала заготовки в процессе штамповки. Моделирование процессов объемной штамповки с помощью метода конечных элементов (МКЭ) позволяет с достаточной точностью определять н.д.с. материала заготовки, учитывая недостатки экспериментальных и теоретических методов исследования [1].

Для успешного применения метода конечных элементов для решения задач определения н.д.с. необходима оценка адекватности численной модели

реальным процессам деформирования образцов, чему и посвящена данная статья.

**1. Конечно-элементная модель
процесса осадки**

С целью тестирования конечно-элементной модели использованы результаты натурного эксперимента по осадке цилиндрической заготовки с размерами $D_0 = 100$ мм и $H_0 = 200$ мм. Методика постановки эксперимента подробно изложена в работе [2]. Там же приведены опытные данные по обжатию стальных цилиндрических заготовок. Материал испытываемых образцов – сталь 34ХН1М. Обжатие производилось на трехтонном молоте при температуре нагрева заготовок до 1200 °С.

Моделирование МКЭ процесса осадки цилиндрической заготовки осуществлено с помощью программного пакета ANSYS. Силовая и геометрическая симметрии послужили основанием для применения двухмерной осесимметричной постановки. Для моделирования МКЭ цилиндрической заготовки были использованы элементы типа PLANE162, допускающие решение задачи в осесимметричной постановке. На рис. 1 представлены исходная недеформированная (а) и деформированная (б) сетка

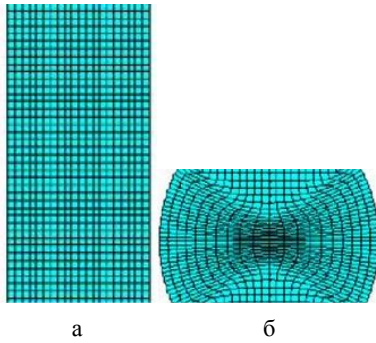


Рис. 1. КЭ-модель заготовки:
а – до деформации; б – после деформации

конечных элементов в процессе имитации обжатия на 50% цилиндрической заготовки.

Для численного описания механических свойств материала принята изотропная модель с билинейным законом деформационного упрочнения. Физические характеристики заданы значениями, соответствующими стали 34ХН1М в нагретом до 1200 °С состоянии (табл. 1).

Таблица 1

Физические характеристики материала

Материал	34ХН1М
Плотность, Кг/м ³	7800
Коэффициент Пуассона	0,32
Модуль упругости, МПа	150000
Модуль упрочнения, МПа	0,4
Предел текучести, МПа	50

Линеаризация диаграммы «напряжения – деформация» для выбранной модели производится с помощью уравнения (1):

$$\sigma = \sigma_T + E_{pl} \varepsilon_{pl}, \quad (1)$$

где σ_T – предел текучести;

$$E_{pl} = \frac{E_{\tan} E}{E - E_{\tan}} - \text{модуль пластического упроч-$$

нения;

$E, E_{\tan}$ – модуль упругости и модуль упрочнения;

ε_{pl} – пластические деформации.

Переход к зоне пластического течения осуществляется при выполнении условия пластичности Мизеса

$$\sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + 6(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)]} \geq \sigma_T.$$

Деформирование заготовки осуществляется путем задания перемещений узлам торцевых поверхностей верхней плиты штампа по вертикальной оси Z на величину, соответствующую заданной степени деформации. Перемещения узлов плиты в других двух направлениях заданы нулевыми. Движение нижней плиты ограничено во всех направлениях аналогичным способом. Деформации частей штампа в процессе осадки по сравнению с деформациями заготовки пренебрежимо малы, поэтому плиты штампа приняты жесткими телами.

Для описания взаимодействия заготовки с частями штампа применены следующие контактные условия: кинематическое условие непроникновения, условие равенства нормальных контактных усилий штампа и заготовки, и наличие касательного усилия, обусловленного трением между контактирующими телами, подчиняющегося закону Кулона.

2. Оценка адекватности КЭ-модели

Адекватность созданной КЭ-модели оценивалась по четырем признакам.

1. Как при реальном деформировании, так и в численной модели, имеются три зоны с различным характером деформации.

На рис. 2 представлены зоны деформации (а) и распределение значений деформаций вдоль линий «А – А» (б) и «В – В» (в), соответствующее конечной стадии осадки цилиндра. Первая зона, прилегающая к контактным поверхностям, зона всестороннего неравномерного сжатия, малодеформирована. Наиболее интенсивна деформация во второй зоне, причем металл течет от центра к периферии, а в областях раздела первой и второй зон как бы обтекает первую зону и стремится выйти на контактную плоскость. В третьей зоне близ свободной боковой поверхности цилиндра, зоне скольжения, деформация имеет сравнительно равномерный характер, по

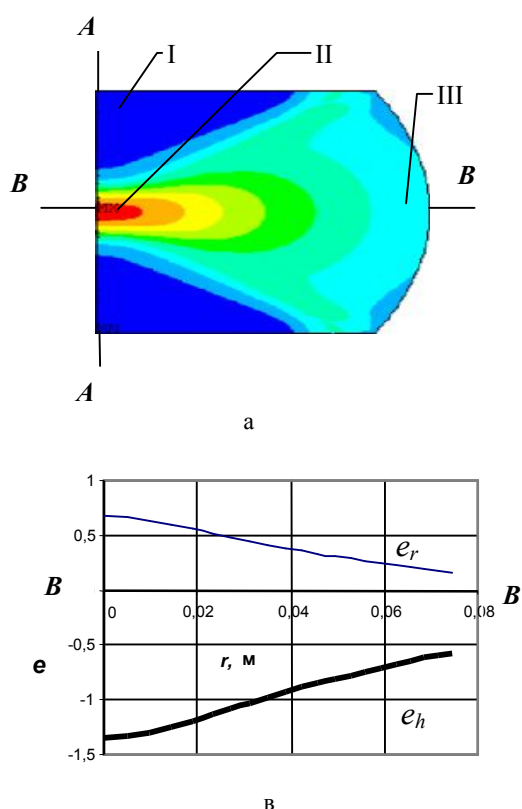


Рис. 2. Зоны деформации и их величины при осадке стального цилиндра:
 e_h , e_t , e_r – осевая, тангенциальная и радиальная деформации

величине деформации в этой зоне является промежуточной между деформацией в первой и второй зонах.

2. Сравнение расчетных значений распределения высотной деформации вдоль оси цилиндрической заготовки с экспериментальными данными (рис. 3) позволяет сделать следующие выводы:

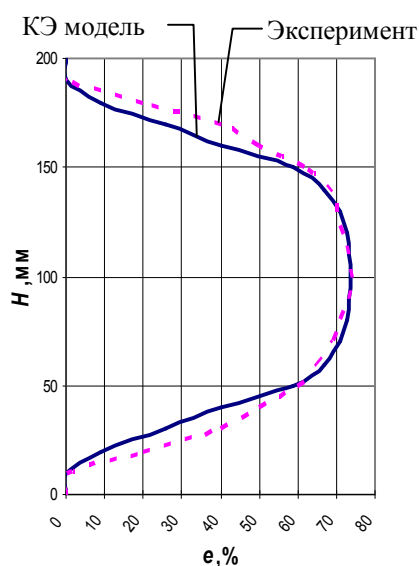


Рис. 3. Распределение высотной деформации по оси цилиндрической заготовки

а) характер экспериментальной и расчетной кривых одинаков;

б) полученные МКЭ значения в зоне пластического течения совпадают с экспериментальными данными с точностью порядка 1%;

в) максимальное отклонение данных составляет около 11%, которое объясняется недостаточно точным заданием граничных условий КЭ модели, а именно, при моделировании не учитывается влияние следующих факторов, присущих реальному процессу осадки: наличие окисных пленок и различных загрязнений на контактных поверхностях заготовок, анизотропии механической обработки, изменение температуры деформируемых образцов в процессе осадки и др.

3. Посредством МКЭ смоделировано 11 расчетных случаев разных степеней осадки стальных заготовок различной высоты аналогичных опытными данным [2].

В табл. 2 приведено сравнение экспериментальных и расчетных данных формы «бочки» при осадке цилиндров: $D_0 = 30 \text{ мм}$; $\mu = 0,5$.

Таблица 2

Экспериментальные и расчетные данные по форме «бочки» при осадке цилиндров

№ п/п	H_0 мм	H_1 мм	$\frac{\Delta H}{H_0}$ %	Диаметр после осадки, мм, по опытным данным при различных значениях z/h			Диаметр после осадки, мм, по расчетным данным модели при различных значениях z/h			Отклонения $\frac{D_p - D_{on}}{D_{on}}$, %, при различных значениях z/h		
				0	0,5	1	0	0,5	1	0	0,5	1
1	60	30,9	48,5	44,0	42,4	36,9	44,290	42,486	35,057	0,655	0,202	-5,257
2	45	33,7	25,1	35,9	35,0	32,0	36,544	34,938	31,712	1,762	-0,178	-0,908
3	45	22,0	51,1	45,3	43,3	37,7	45,350	43,370	37,930	0,110	0,161	0,606
4	30	22,6	24,6	35,7	34,9	32,1	36,456	35,122	32,382	2,074	0,632	0,871
5	30	14,8	50,6	44,8	43,4	39,0	44,390	43,110	39,739	-0,923	-0,6723	1,860
6	20	13,8	31,0	37,6	36,7	34,4	37,013	36,308	33,688	-1,586	-1,080	-2,114
7	20	10,4	48,0	43,1	42,5	40,0	42,602	42,200	38,109	-1,169	-0,711	-4,962
8	10	7,8	24,0	35,3	34,8	33,5	34,447	34,218	33,135	-2,476	-1,701	-1,102
9	10	4,8	52,0	44,0	43,0	42,0	43,800	42,700	41,700	-0,457	-0,703	-0,719
10	6,6	4,5	31,5	36,6	36,1	35,6	36,641	36,100	35,596	0,112	0,000	-0,011
11	6,6	3,1	52,5	44,0	43,5	43,0	44,200	44,000	43,300	0,453	1,136	0,693

При постановке эксперимента после осадки измерены диаметры заготовок:

- в срединных сечениях ($z/h = 0$);
- у контактной поверхности ($z/h = 1$);
- на расстоянии $0,25 H_2$ от контактной поверхности ($z/h = 0,5$).

Диаметр конечно-элементной модели деформированного образца (D_p) получен путем суммирования исходного диаметра с максимальным значением компонента перемещения U_x в радиальном направлении граничных узлов элементов, соответствующих сечениям:

$$z/h = 1; \quad z/h = 0,5; \quad z/h = 0.$$

Сравнение результатов конечно-элементного моделирования и эксперимента показало, что отличия формы в трех сечениях не превышает 5%.

4. Методом конечных элементов произведен расчет потребных усилий для осадки цилиндрических заготовок. В качестве примера рассмотрим расчетный случай, соответствующий опыту № 9

$$\left(\frac{D_0}{H_0} = 3; \frac{\Delta H}{H_0} = 52\% \right)$$

вышеописанных экспериментов.

На рис. 4 приведено распределение нормального напряжения по контактной поверхности поковки при максимальной осадке. Всплеск распределения нормального напряжения при $r \approx 0,015$ м, т.е. в зоне перехода металла с боковой поверхности на контактную, вызван вырождением углового конечного элемента.

Этот эффект становится незначительным при увеличении плотности конечно-элементной дискретизации.

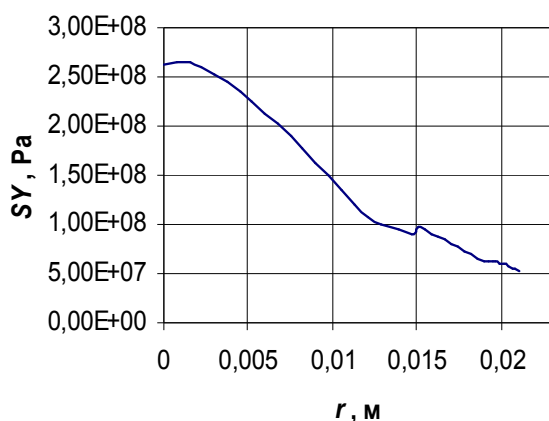


Рис. 4. Распределение нормального напряжения по контактной поверхности поковки

Полное усилие осадки определено выражением (2) и составляет 152 кН:

$$P = - \int_R^0 \sigma_y 2\pi r dr, \quad (2)$$

где σ_y – распределение нормального напряжения по поверхности контакта.

Удельное усилие, очевидно, определяется как частное от деления полного усилия на площадь контактной поверхности (3):

$$q = \frac{P}{\pi r^2} \quad (3)$$

и равно 111 МПа

Для данного случая по формуле, полученной Е.П. Унковым [3], среднее давление равняется:

$$q = \sigma_s \left(1 + \frac{\mu}{3} \cdot \frac{D}{H} \right) = 122 \text{ МПа}. \quad (4)$$

Различие полученных результатов составляет 9%.

Заключение

На основании проведенных исследований параметров МКЭ-модели можно сделать вывод о корректности ее применения при анализе процессов формоизменения осесимметричных заготовок для определения не только качественной, но и количественной картины распределения деформаций и напряжений. В частности для моделирования процесса деформирования заготовок из стали 34ХН1М может быть использована изотропная модель с билинейным законом деформационного упрочнения и следующими физико-механическими характеристиками: плотность – 7800 Кг/м³; коэффициент Пуассона – 0,32; модуль упругости – 150000 МПа; модуль упрочнения – 0,4 МПа; предел текучести – 50 МПа.

Литература

1. Зенкевич О., Морган К. Конечные элементы и аппроксимация. – М.: Мир, 1986. – 318 с.
2. Теория обработки металлов давлением / Тарновский И.Я., Поздеев А.А., Ганаго О.А., Колмагоров В.Л., Трубин В.Н. и др. – М.: Металлургиздат, 1963. – 672 с.
3. Унков Е.П. Инженерная теория пластичности. – М.: Машгиз, 1959. – 328 с.

Поступила в редакцию 20.09.2004

Рецензент: канд. физ.-мат. наук, доц. А.Н. Лукин, Харьковский национальный университет им. В.Н. Каразина, Харьков.

УДК 681.7.068.4

А.И. ФИЛИПЕНКО

Харьковский национальный университет радиоэлектроники, Украина

МЕТОД АНАЛИЗА ПРИГОДНОСТИ ТОРЦОВ ОПТИЧЕСКИХ ВОЛОКОН К ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ОПЕРАЦИИ СВАРКИ

Параметры формы торцов оптических волокон определяются оптическим телевизионным методом контроля с использованием поперечного зондирования оптического волокна широким пучком равномерной освещенности. Анализ пригодности торцов волокон к сварке основан на применении метода наименьших квадратов к оценке отклонений точек профиля торца от линии регрессии, наименее отдаленной от этих точек в среднеквадратичном смысле. Предложено использовать в качестве критериев состояния поверхности коэффициент детерминации и коэффициент наклона линии регрессии, характеризующий перпендикулярность поверхности торца к оси волокна.

1. Общая характеристика проблемы

В последнее время в авиационно-космической технике широко используется оптоэлектроника и волоконная оптика для построения датчиков, систем связи и обработки информации. В качестве примера можно отметить, что в США развивается около двух десятков совместных и индивидуальных научно-исследовательских волоконно-оптических программ в области ракетных технологий, технологий связи, управления вращением лопастей, аэрокосмической и авиационной электроники, систем C^3I (C^3I – command, control, communication @ intelligence – командование, управление, связь, интеллектуальные возможности) [1]. Из различных источников снижение веса и повышение полезной нагрузки самолетов при использовании Fly-by-Light (FBL) – систем управления полетом составляет от 150 до 800 кг [2].

Использование фотоники направлено на создание летательных аппаратов с широким использованием оптических управляющих систем – *Fly-by-Light Aircraft*. Различные военные проекты США, такие как Национальный аэрокосмический план (National AeroSpace Plane – NASP), программы по усовершенствованию тактических истребителей, бомбардировщиков, вертолетов (Advanced Tactical Fighter – ATF, Advanced Tactical Aircraft – ATA, Advanced Tactical Bomber – ATB, light helicopter expe-

perimental – LHX) широко используют различные волоконно-оптические системы [2].

Приоритетное развитие авиационно-космической отрасли в Украине требует уделения значительного внимания совершенствованию волоконно-оптических технологий. Сложившиеся условия выдвигают как одну из главных проблем создание конструкций и технологий производства широкой гаммы отечественных комплектующих.

2. Анализ исследований и публикаций, посвященных решению проблемы

Технология выполнения волоконно-оптических соединений методом сварки включает операции подготовки волокон и их позиционирование для устранения поперечного смещения и углового наклона осей [3].

Результат сварки в значительной мере определяется состоянием торцов волокон, формируемых на стадии разделки волокон. Свойства торцов волокон характеризуются углом наклона плоскости торца к оси сердцевинки волокна (перпендикулярностью) и шероховатостью поверхности. Значительная величина этих факторов является причиной возникновения угловых наклонов осей сердцевин и уменьшения диаметра шва в процессе сварки волокон, что в конечном итоге увеличивает вносимые потери оптической мощности. Несмотря на использование

прецизионных скалывателей, существует вероятность получения некачественного скола торца волокон. В этих условиях необходимым этапом операции сварки следует признать анализ качества подготовки торцов. Эта задача может быть решена либо с использованием специально созданного устройства, либо путем введения дополнительной функции в алгоритм функционирования автоматизированной установки сварки волокон. И в том и в другом случае необходимо иметь метод контроля, позволяющий дать интерпретацию состоянию торцов волокон.

Параметры состояния торцов рационально определять с помощью оптического телевизионного метода контроля с использованием поперечного зондирования оптического волокна широким пучком равномерного по освещенности светового потока [4]. Схема экспериментальной установки, реализующей данный метод, приведена на рис. 1, а ее внешний вид – на рис. 2.

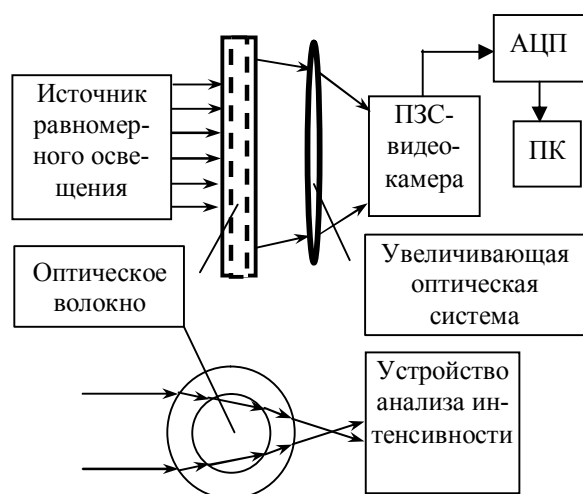


Рис. 1. Схема системы контроля позиционирования волокон при сварке

Здесь используется то свойство, что при поперечном освещении волокно представляет собой фокусирующую цилиндрическую линзу, которая создает в плоскости фотоприемника распределение оптического поля, зависящее от профиля показателя преломления волокна и позволяющее определить параметры формообразования торцов волокон [4].

3. Постановка задачи исследований

Основной сложностью при реализации метода является анализ измеренной информации и формирование заключения о состоянии торцов объектов сварки.



Рис. 2. Внешний вид экспериментальной системы контроля параметров формы торцов и позиционирования оптических волокон при сварке

Целью исследований является решение задач, связанных с разработкой методик, а также создание на их основе программ определения характеристик формы торцов волокон перед сваркой.

4. Обоснование метода идентификации формы торцов оптических волокон

В процессе измерения светового потока, преобразованного оптическими волокнами при поперечном освещении, формируется изображение области концов волокон, подлежащих сварке, пример которого представлен на рис. 3.

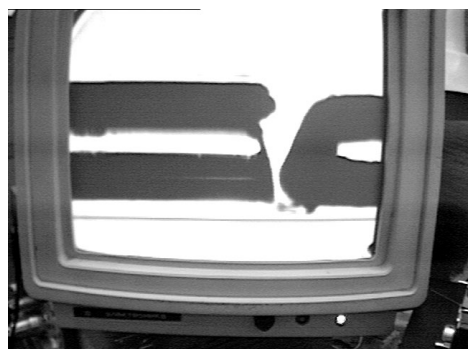


Рис. 3. Изображение оптических волокон на видеомониторе установки сварки

Полученное изображение имеет следующие характерные особенности:

- наибольшие по интенсивности оптического излучения области соответствуют свободному пространству, окружающему оптические волокна, и информационному сигналу, являющемуся результатом фокусирующего действия сердцевин. По уровню эти сигналы одинаковы и значительно превышают уровень темных областей;
- темные области соответствуют областям оболочки оптического волокна;
- некачественная подготовка торцов волокон отражается на изображении видом границы перехода оболочка – фон (при наличии продольного смещения). В этой области изображения проявляются неперпендикулярность торца к оси сердцевин, неровности торцевой поверхности, а также дефекты торца в плоскости, перпендикулярной наблюдаемой. Так, на рис. 3. изображения сердцевин не доходят до конца торцов волокон. Это вызвано некачественным сколом в смежной плоскости (перпендикулярно плоскости листа данного документа);
- геометрические ошибки позиционирования проявляются в виде смещений волокон друг относительно друга, наклоне изображений, созданных сердцевинами, наличию яркой области между волокнами;

– несмотря на значительный уровень яркости, созданный сердцевинами, имеется влияние неоднородности интенсивности, вызванной погрешностями измерительной системы и состоянием волокна (например, некачественным удалением силиконового слоя с поверхности оболочки при подготовке волокон). Эти ошибки наиболее существенны на границе светлых и темных областей, поэтому при малых величинах контролируемых параметров могут приводить к значительным погрешностям идентификации.

Исходная информация, подлежащая анализу, представляет собой матрицу кодов яркостей, соответствующих точкам изображения. Разрешающая

способность обусловлена размером и количеством элементов матрицы, а также увеличением оптической системы.

Проанализированные особенности выдвигают ряд требований к построению методики определения параметров формы торцов. На начальном этапе анализа необходимо выделить границы характерных областей. Используем для этого методику пороговой селекции границ оболочки и сердцевин. Данный подход предполагает задаться неким значением, разделяющим сигнал на два уровня. В данной работе предлагается определять значение порога по схеме, приведенной на рис. 4 и поясняемой рис. 5.

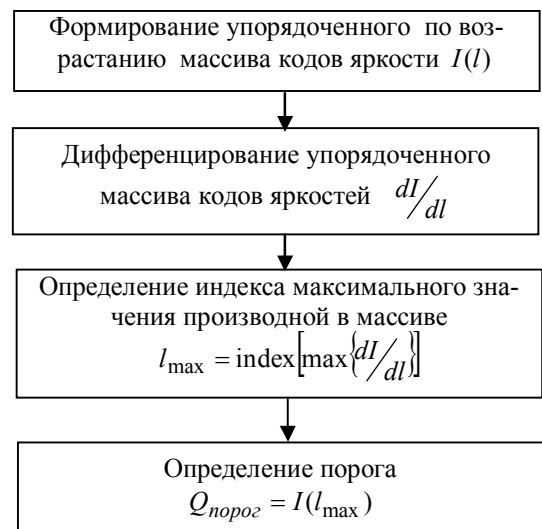


Рис. 4. Схема определения порогового значения

На первом этапе выполняется упорядочение массива измеренных яркостей по возрастанию. При этом для характерной формы сигнала имеем явно выраженный перепад значений, причем изменение уровня характеризуется значительной крутизной.

Порог предлагается определять путем выявления максимума производной

$$Q_{\text{порог}} = I(I_{\text{max}}) = I \left\{ \text{index} \left[\max \left(\frac{dI}{dI} \right) \right] \right\}, \quad (1)$$

где $\max$ определяет операцию нахождения максимального элемента массива производных, а index – процедуру нахождения индекса максимального значения производной.

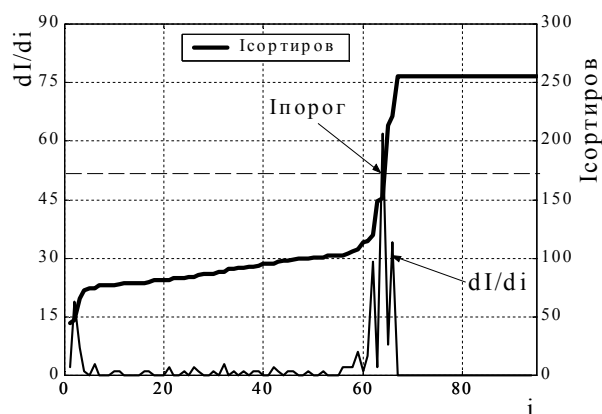


Рис. 5. Графики функции упорядоченных по возрастанию кодов яркости изображения и ее первой производной

Следующим этапом обработки является определение границ перехода яркости «свет – тень». Данная операция организуется программным способом путем последовательного анализа каждого из поперечных сечений изображения оптических волокон при перемещении прямоугольного окна размерностью $[i \times 1]$ вдоль координаты j , где i – номер строки, а j – номер сечения (столбца) матрицы яркостей. Таким образом, формируется матрица границ G размерностью $[i \times j]$:

$$G = [g_{i,j}], \quad (2)$$

в которой элементы, соответствующие границам областей, имеют значение «1», а остальные – значение «0». Размерность матрицы $(i \times j)$ определяется разрешением измерительной системы.

На рис. 6 приведено графическое представление результатов работы алгоритма определения матрицы G для исходного сигнала (рис. 2).

Очевидно, что результатом анализа каждого столбца будет наличие в каждом сечении четырех критических точек, соответствующих границам сердцевин и оболочек: $g_{об,лев}$, $g_{сер,лев}$, $g_{сер,прав}$, $g_{об,прав}$.

При обнаружении «окном» отсутствия полного набора этих точек в столбце матрицы в соответствии с критерием

$$S(j) = \sum_i^{i_{\max}} g_{i,j} \neq 4, \quad (3)$$

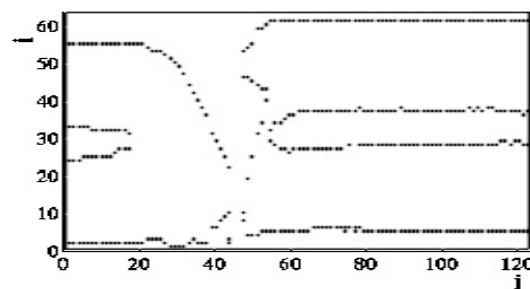


Рис. 6. Пример графического отображения значений матрицы для исходного сигнала

что может свидетельствовать либо о нахождении «окном» конца волокна, либо о том, что сердцевина не доходит до конца волокна (хотя бы одно из значений $g_{об,лев}$, $g_{сер,лев}$, $g_{сер,прав}$, $g_{об,прав}$ равно нулю) и необходимо произвести скол волокна, «окно» автоматически позиционируется на шаг (столбец) назад и если считает эту позицию окончанием волокна: J_{k1} – для первого, J_{k2} – для второго волокон.

В ходе выполнения алгоритма последовательного постолбцового анализа, после того, как сформирована матрица G , с номеров последних сечений J_{k1} и J_{k2} , соответствующих концам первого и второго волокна, начинается формирование векторов $T = [t(i)]$, описывающих профили торцов волокон. Элементами данного вектора являются номера сечений, отсчитанные от J_{k1} и J_{k2} , для которых в матрице G на пересечении с соответствующей строкой i расположена «1», соответствующая граничным точкам торца. Пример вида данного вектора:

$$T = [5 \ 4 \ 5 \ 7 \ 5 \ 6 \ 4 \ 4 \ 3 \ 2 \ 2]. \quad (4)$$

Количество элементов в векторе равно количеству строк. Данный вектор представляет собой пространственные координаты точек торца, отсчитанные от определенных координат точек окончания волокна J_{k1} и J_{k2} . Его значения позволяют выполнить анализ состояния торца волокна. В данной работе решение данной задачи предлагается выполнять аппроксимацией профиля торца линейным трендом по методу наименьших квадратов

$$\hat{j} = a_1 \cdot i + a_0, \quad (5)$$

где $\hat{j}$ – аппроксимированная точка профиля; a_1, a_0 – коэффициент и свободный член линии, аппроксимирующей профиль; i – номер элемента вектора $T = [t(i)]$ (номер строки исходной матрицы интенсивностей измеренного оптического поля).

Коэффициенты рассчитываются на основе метода наименьших квадратов по известным соотношениям [5].

Такой подход представляется наиболее правильным, так как позволяет оценить среднеквадратичный разброс точек профиля. В качестве критерия пригодности торцов к сварке предлагается использовать коэффициент детерминации R^2 , который в относительных нормированных единицах показывает степень разброса точек реального профиля торца от линии тренда (идеального профиля):

$$R^2 = \frac{\sum_{i=1}^{i_{\max}} (\hat{j}_i - \bar{j})^2}{\sum_{i=1}^{i_{\max}} (j_i - \bar{j})^2}, \quad (6)$$

где j_i – текущее сечение профиля, соответствующее строке i ; $\bar{j}$ – среднее значение.

Также не составляет труда определить среднеквадратичное отклонение точек формы торца – rms , параметр, регламентируемый международным стандартом ISO-10110-5 “Оптические приборы и устройства”:

$$rms = \sqrt{\frac{1}{m} \sum_{i=1}^m (j_i - \bar{j})^2}. \quad (7)$$

5. Результаты экспериментальных исследований

Исследования показали, что торцы пригодны к сварке для значений $R^2 > 0,7$. В этом случае отклонение точек профиля от условной линии (линии тренда) не превышает 2-х элементов дискретизации (2-х сечений матрицы интенсивности). На рис. 7 приведены результаты исследований по применению данной методики для анализа профиля торца.

Такой подход позволяет решить две задачи:

– определить характеристики неровностей профиля торца через (6);

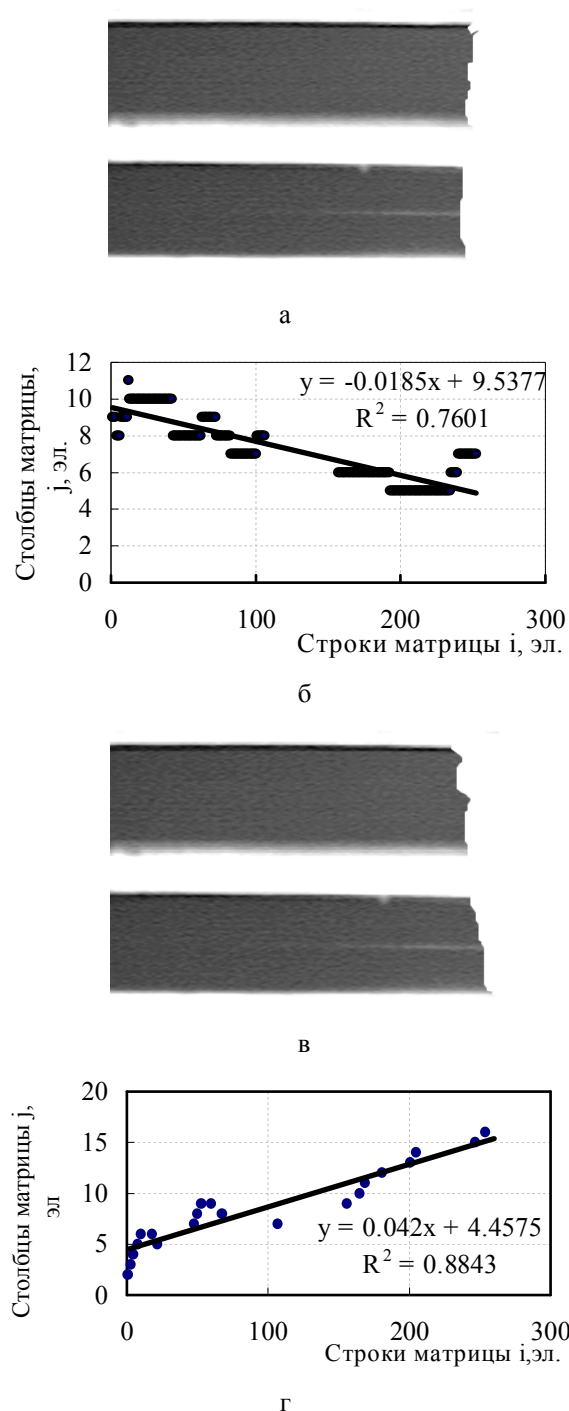


Рис. 7. Результаты экспериментальных исследований метода контроля профиля поверхности (неровностей и угла неперпендикулярности) двух образцов волокон перед сваркой (а, в – изображения, созданные волокнами и измеренные системой контроля; б, г – профиль торца и его аппроксимация линейным трендом)

– определить угол неперпендикулярности торца к оси волокна в виде

$$\alpha_{\perp} = \arctg(a_1). \quad (8)$$

Рассчитанные углы для случаев, изображенных на рис. 7, составили соответственно:

$$1,06^{\circ} (0,0185 \text{ рад}); \quad 2,41^{\circ} (0,042 \text{ рад}).$$

Известно, что угол между осям сердцевин волокон не должен превышать 1° [6]. Данный наклон после сварки может быть вызван аналогичным значением неперпендикулярности торцов. Следовательно, исследованные волокна требуют повторения операции скола торцов.

На основе предложенной и исследованной методики разработан программный модуль анализа пригодности торцов волокон к сварке. В процедуре определяется соответствие угла скола волокна и параметров шероховатости нормативным значениям. В случае отрицательного результата выдается сообщение, отражающее характер дефекта (рис. 8).

Заключение

В результате исследований получены следующие научные результаты:

- предложен алгоритм выделения границ сердцевин и оболочек волокон на основе порогового метода, в котором оригинальным является методика определения порогового значения;
- предложен метод анализа состояния поверхности торцов волокон перед сваркой, основанный на оценке отклонений точек профиля торца от линии, наименее отдаленной от этих точек в среднеквадратичном смысле. Предложено использовать в качестве критериев состояния поверхности коэффициент детерминации и коэффициент наклона линии регрессии, характеризующий неперпендикулярность поверхности торца к оси волокна.

Практическое значение результатов состоит в разработке алгоритма и программного обеспечения, реализующего предлагаемый метод контроля.

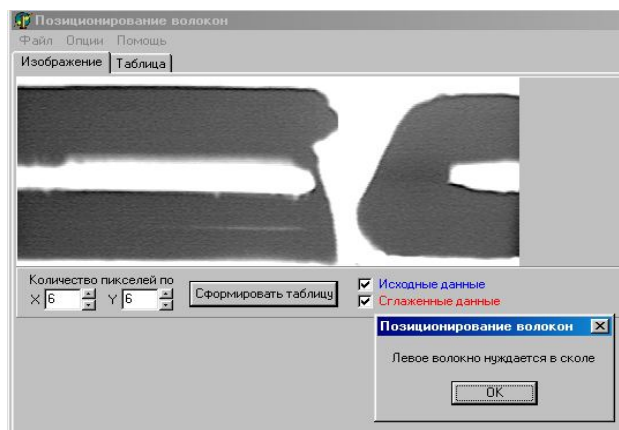


Рис. 8. Пример сообщения о необходимости повторить скол торца волокна

Литература

1. Roger Uhlhorn W. The fiber-optics high-speed data bus for a new generation of military aircraft // IEEE LCS. – February 1991. – P. 36 – 45.
2. Fiber optics for military aircraft flights systems / L. Figueroa, C.S. Hong, R.W. Huggins, G.E. Miller, A.A. Popoff, Ch.R. Porter, D.K. Smith, B.V. Deventer // IEEE LCS. – February 1991. – P. 52 – 63.
3. Красюк Б. А., Корнеев Г. И. Оптические системы связи и световодные датчики. Вопросы технологии. – М.: Радио и связь, 1985. – 192 с.
4. Филипенко А.И. Использование автосвертки распределения оптического поля для идентификации положения сердцевин оптических волокон при их соединении // Радиотехника: Всеукр. межвед. науч.-техн. сб. – 2003. – Вып. 132. – С. 109 – 114.
5. Линник Ю.В. Метод наименьших квадратов и основы теории обработки наблюдений. – М.: Физматгиз, 1962. – 352 с.
6. Справочник по волоконно-оптическим линиям связи / Под ред. С.В. Свечникова и Л.М. Андрушко. – К.: Техника, 1988. – 239 с.

Поступила в редакцию 20.05.2004

Рецензент: д-р. техн. наук, проф. В.Е. Овчаренко, Национальное аэрокосмическое агентство, ГП НИТИП, Харьков.

УДК 621.723+669.71.24.26

Г.И. КОСТЮК¹, В.И. РЕШЕТНЯКОВ²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²ПО завод им. Малышева, Украина

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ УСТАНОВОК «БУЛАТ» ДЛЯ КОМБИНИРОВАННОЙ ОБРАБОТКИ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Рассмотрены возможности управления плотностью ионного тока в режиме ионного легирования и имплантации, т.е. влияние на ее технологические параметры: ток фокусирующего магнита, напряжение на подложке, давление реакционного газа и ток дуги. Рассмотрено распределение плотности ионного тока по радиусу подложки на разных расстояниях от испарителя. Все исследования проведены для условий работы одного и двух взаимно перпендикулярно расположенных испарителей, что позволяет получить значение дозы облучения в каждой точке технологической установки и найти время работы установки для получения требуемой дозы облучения.

эффективность, покрытие, упрочнение, детали машин, коэффициент эффективности покрытия или упрочнения, коэффициент эффективности вложения в покрытие или упрочнение

Введение

В связи с трудностями получения ионов высоких энергий в работе представлены исследования, позволяющие с научных позиций подходить к проблеме создания комбинированных технологий для упрочнения деталей авиационной техники (АТ) на базе плазменно-ионных покрытий, ионной имплантации и ионного легирования на промышленных установках «Булат».

Комбинированные методы обработки на основе ионной имплантации и ионного легирования рассматривались в работах [1 – 5].

Работы проводились по программам ГКНТ Украины по фундаментальным исследованиям Миннаучи, Министерства образования и Министерства образования и науки Украины:

- «Создание поверхностных слоев с заданными свойствами»;
- «Комбинированные технологии для упрочнения деталей машиностроения и режущего инструмента»;
- «Интегрированные технологии нанесения покрытий на детали авиационной техники».

1. Исследование распределения плотности ионного тока в рабочем объеме технологической плазменно-ионной установки при различных режимах очистки, ионного азотирования, ионной имплантации и ионного легирования

Измерение плотности тока в рабочей зоне плазменно-ионной установки необходимо для решения вопроса о скорости процесса нанесения покрытия, ионного шлифования или очистки, производительности в режиме ионной имплантации и ионного легирования или интенсивного азотирования. Все это в конечном счете определяет толщину покрытия, толщину слоя удаляемого материала при ионном полировании и ионном фрезеровании. Также решается вопрос о величине дозы облучения при ионной имплантации и ионном легировании. Поэтому исследование характера распределения плотности ионного тока в рабочем объеме установки является важной задачей, позволяющей найти наиболее рациональную конструкцию технологической оснастки с целью получения покрытий рав-

ной толщины по всей поверхности детали и уменьшить разницу доз облучения, получаемых различными частями этих деталей.

Следовательно, экспериментальные исследования распределения плотности тока в рабочем объеме установки в режиме ионной имплантации являются важными и актуальными.

Исследования в этом направлении были связаны с выполнением работ по программе 625 «Плазменно-ионные технологии», «Прогрессивные технологии и РТК в машиностроении» (руководитель — академик К.С. Колесников) в СССР, развивались в программах ГКНТ Украины по фонду фундаментальных исследований проект 4616, в программах Министерства науки и образования «Создание поверхностных слоев с заданными свойствами», «Повышение эксплуатационных характеристик деталей путем создания поверхностных слоев с прогнозируемыми свойствами», а также в целой гамме хозяйственных и госбюджетных работ с Министерством промполитики, ГП ХМЗ ФЭД, ПО завод им. Малышева, НПО РОТОР, где проводилось внедрение этих результатов.

В настоящей работе приводятся результаты исследования распределения плотности тока в рабочем объеме плазменно-ионной установки в режиме ионного шлифования или очистки, ионного азотирования, ионной имплантации и ионного легирования, что важно для реализации комбинированных технологий.

2. Методы исследования и оборудование

Режим очистки или бомбардировки ионами с энергией 500 ... 2000 эВ имеет большое значение для очистки поверхностного слоя от адсорбированных на поверхности атомов, но не удаленных с поверхности за счет химической и ультразвуковой очистки. Этот режим имеет самостоятельное значение, когда используется для интенсивного ионного азотирования, ионной имплантации и ионного легирования.

В связи с тем, что измерения необходимо проводить на подложке, находящейся под значительным потенциалом, такие измерения практически не проводились, за исключением работы [5], где напряжение на подложке не превышало 800 В.

Это привело к необходимости исследования характера распределения плотности ионного тока в рабочем объеме установки, что позволит выявить вероятные места размещения деталей с незначительно отличающейся плотностью тока, т.е. тогда скорость изменения геометрии детали при очистке, а следовательно, и толщина снимаемого слоя при очистке, будут одинаковы.

Исследования проводились на установке, описанной ранее [7], в автоматическом режиме с применением развязки высоковольтной части от низковольтной.

Измерения проводились в режиме работы одного и двух источников.

3. Обсуждение результатов на основании распределения плотности ионного тока в рабочем объеме установки в высоковольтном режиме

Проводилось исследование распределения плотности тока по радиусу, проверялись закономерности изменения плотности ионного тока от тока фокусирующего магнита, напряжения на подложке, давления азота и тока дуги.

Так, распределение плотности тока по радиусу для случая работы одного источника представлено на рис. 1 для расстояний от испарителя 0,2; 0,25; 0,36 и 0,42 м. Видно, что характер распределения практически одинаков, а величина максимальной плотности тока и на всех радиусах уменьшается с ростом расстояния до испарителя. Характер распределения по радиусу симметричен относительно оси симметрии камеры, вдоль которой установлен испаритель.

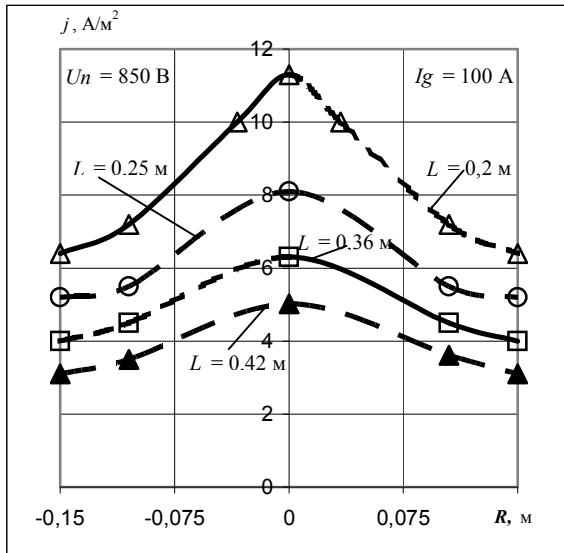


Рис. 1. Распределение плотности ионного тока при очистке по радиусу рабочей зоны на различных расстояниях до испарителя

Величины плотности тока более чем на порядок ниже, чем при режиме нанесения покрытий, максимальные и минимальные значения отличаются практически в 2 раза.

Проводилось исследование влияния тока в фокусирующем магните на максимальную плотность тока в рабочей зоне на тех же расстояния от подложки (рис. 3, а).

Видно, что на всех расстояниях от испарителя величина тока фокусирующего магнита значительно (до двух раз) изменяет плотность ионного тока, причем большие по величине значения соответствуют минимальному расстоянию до испарителя. Существенное влияние тока фокусирующего магнита на плотность ионного тока говорит о возможности управления плотностью ионного тока этим технологическим параметром.

Проведенные исследования влияния давления азота на плотность ионного тока (рис. 3, в) говорят о слабом влиянии на плотность тока (до 20%) давления азота, что позволяет этот технологический параметр не использовать для управления плотностью тока при очистке.

Результаты исследования влияния тока дуги на плотность ионного тока (рис. 3, г) говорят о незначи-

тельном (до 17%) влиянии тока дугового разряда на величину максимальной плотности ионного тока, хотя при больших токах распределение более равномерно по радиусу. Для управления плотностью тока ток дугового разряда использовать нецелесообразно.

Для случая работы одновременно двух испарителей (расположенных взаимно перпендикулярно) распределение плотности тока изменилось существенно. Так, осевой симметрии не наблюдается, на радиусах, расположенных в дальней зоне по отношению и боковому испарителю, плотность тока существенно повышается, тогда как в ближней к нему повышается незначительно. Значение максимальной плотности тока повысилось в 1,5 ... 1,8 раза (рис. 2), причем максимальная и минимальная плотность ионного тока в исследуемых плоскостях отличаются от 1,75 до 2 раз.

Исследование влияния тока фокусирующего магнита (рис. 4, а), напряжения на подложке (рис. 4, б), давления азота в камере (рис. 4, в) и тока дуги (рис. 4, г) показало, что характер кривых сохранился таким же, что и при работе одного испарителя, только значения плотности тока возросли в 1,5 ... 1,8 раза.

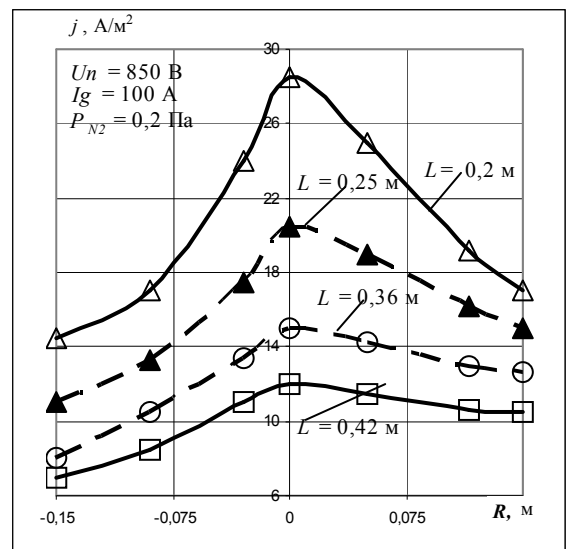
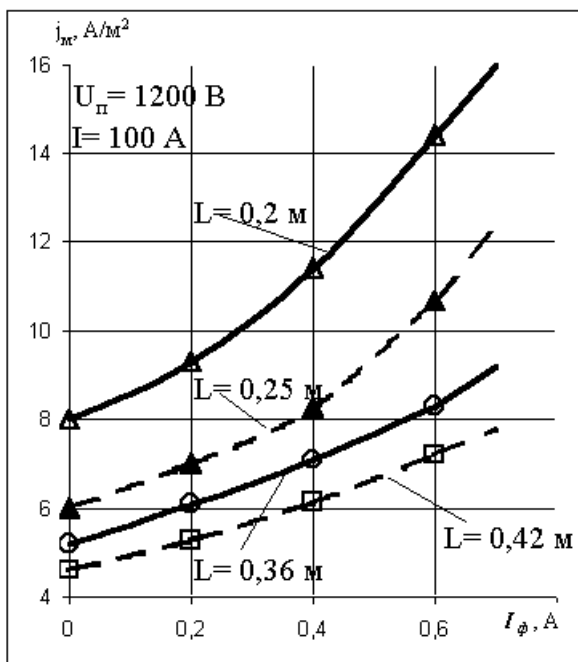
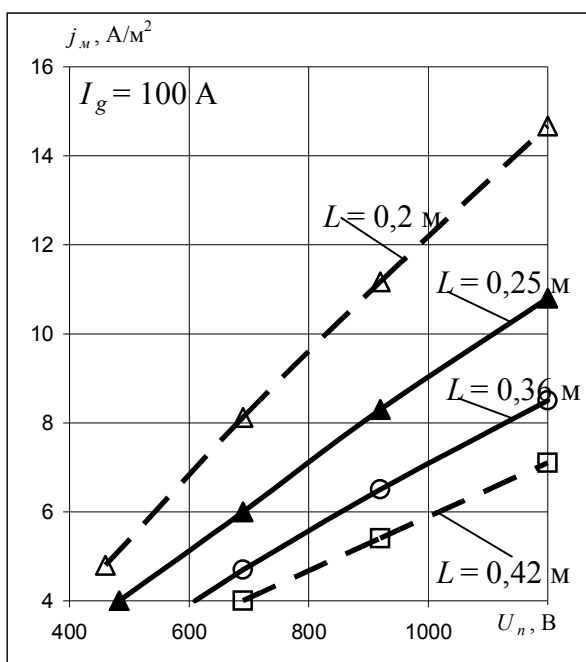


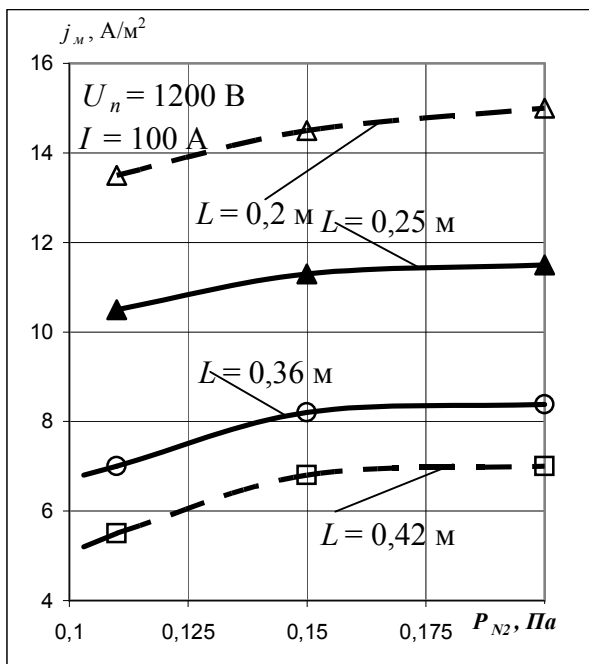
Рис. 2. Распределение плотности тока по радиусу при работе двух источников ионов в режиме очистки ($U_n = 1200$ В, $I_g = 100$ А, $P_{N_2} = 0,2$ Па)



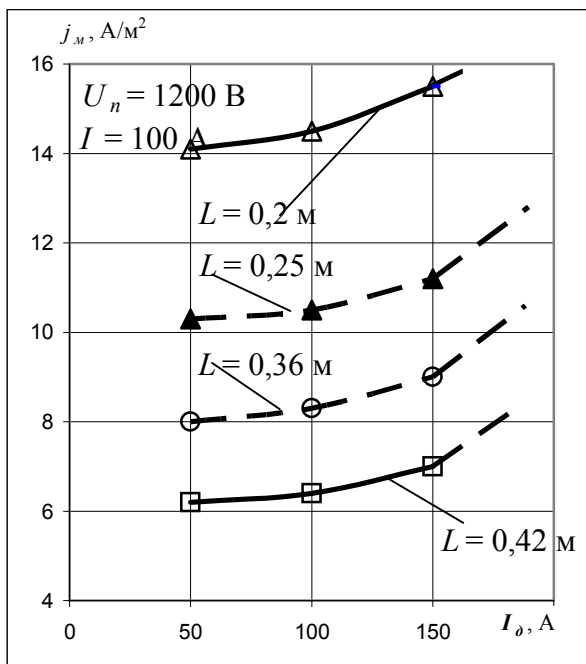
а



б



в



г

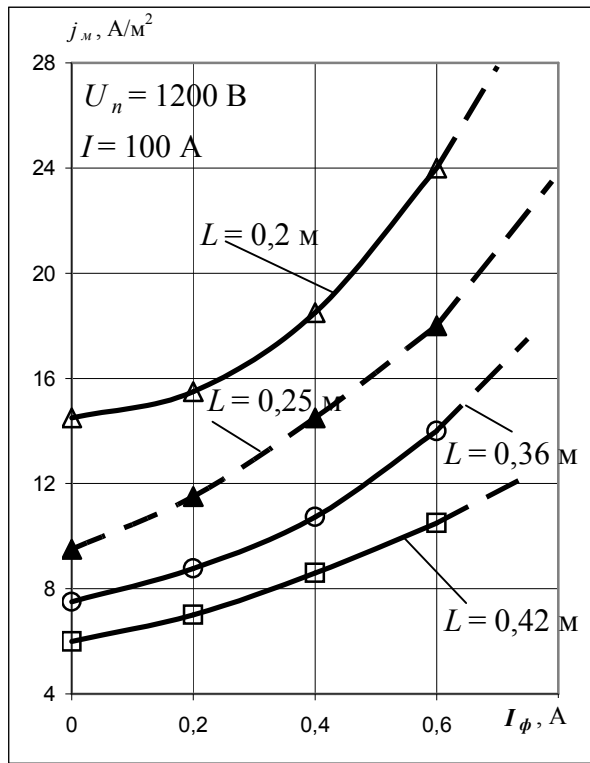
Рис. 3. Зависимость максимальной плотности ионного тока при очистке на различных расстояниях от испарителя (0,2; 0,25; 0,36; 0,42 м) при работе одного испарителя:

а – от тока фокусирующего магнита;

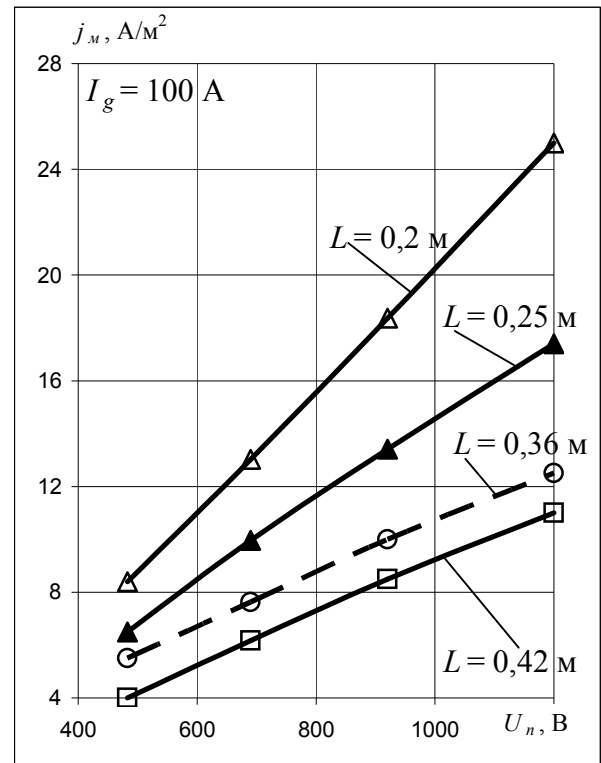
б – от напряжения на подложке;

в – от давления азота;

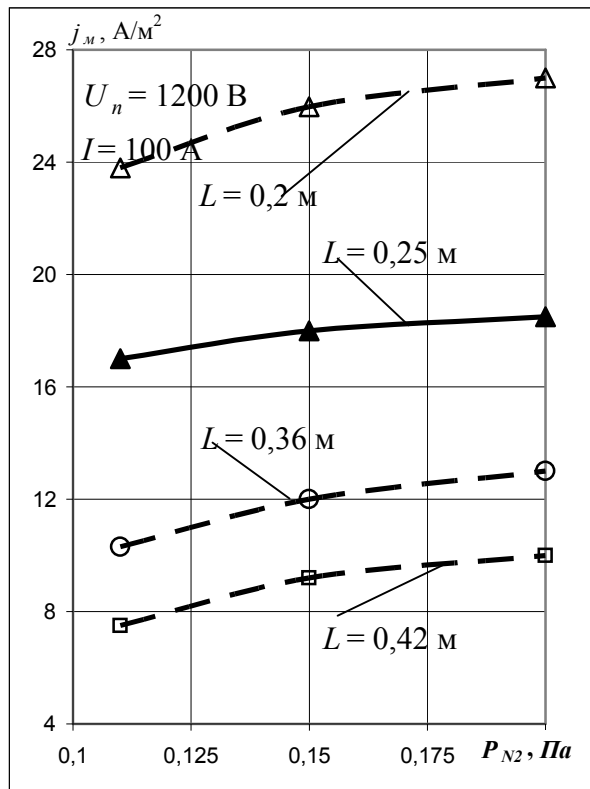
г – от тока дуги



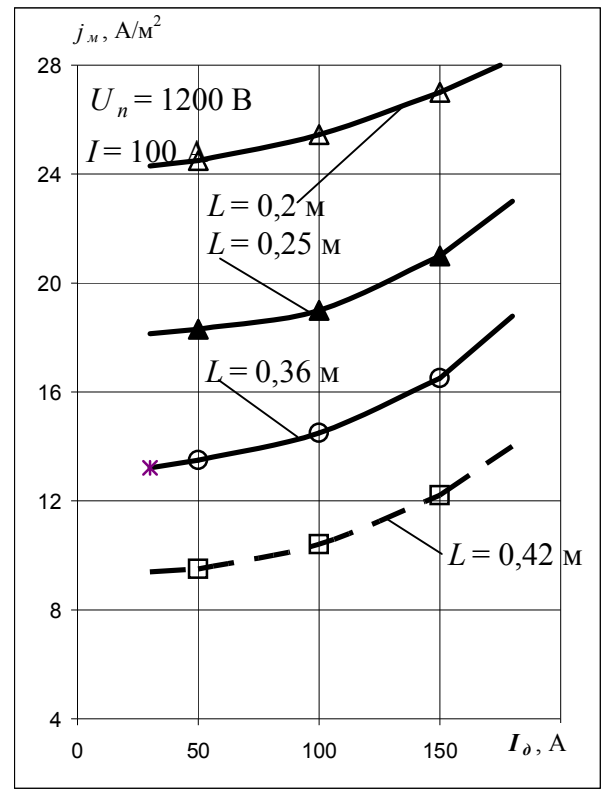
а



б

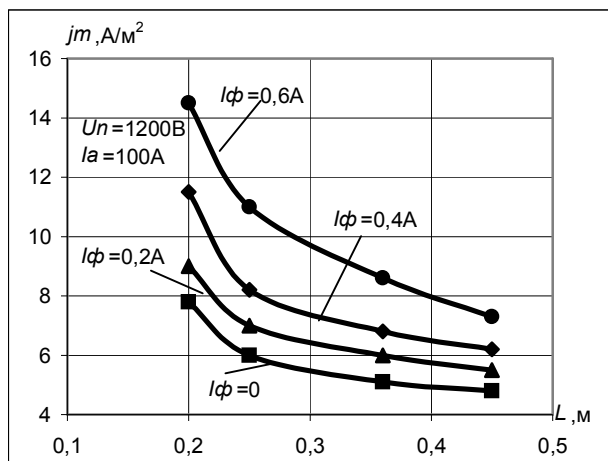


в

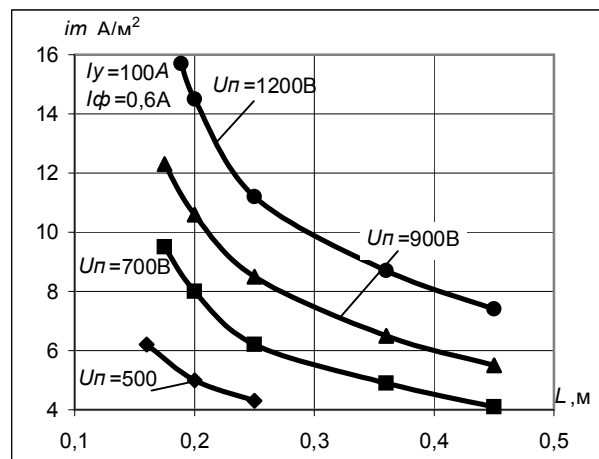


г

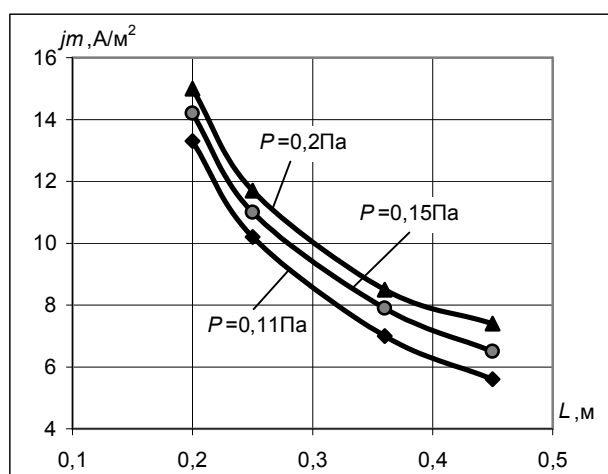
Рис. 4. Зависимость максимальной плотности ионного тока при очистке на различных расстояниях от испарителя (0,2; 0,25; 0,36; 0,42 м) при работе двух испарителей:
а – от тока фокусирующего магнита;
б – от напряжения на подложке;
в – от давления азота;
г – от тока дуги



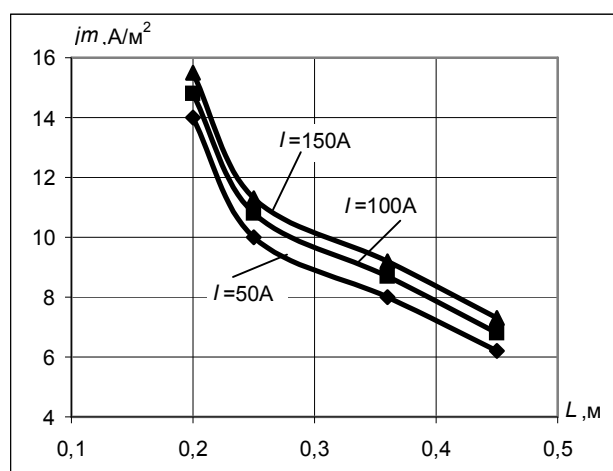
а



б



в



г

Рис. 5. Зависимости максимальной плотности тока от расстояния до испарителя при различных:

а – токах фокусирующего электрода I_ϕ ;
 б – напряжениях на подложке U_n ;
 в – давлениях реакционного газа P ;
 г – токах дуги I_y (г)
 при работе одного испарителя

Видно, что и в этом случае управление плотностью тока можно осуществлять за счет изменения напряжения на подложке и тока фокусирующего магнита, так как влияние давления азота и тока дуги незначительно и управление плотностью ионного тока за счет этих параметров нерационально.

Проведенные исследования позволяют использовать достоверные данные для расчета производительности очистки и прогнозирования профиля детали после режима ионной очистки, что совместно с проведенными исследованиями для режима напыления позволяет получить производительность всего

цикла обработки и прогнозировать геометрию детали после режима очистки и напыления.

Проводилось распределение плотности ионного тока на различных расстояниях от испарителя: 200, 250, 250 и 450 мм, которые практически сохранили характер распределения, а величина изменилась пропорционально величине максимального значения плотности тока.

На рис. 5 и 6 приведены зависимости максимальной плотности ионного тока от расстояния до испарителя в случае работы одного испарителя (рис. 5) и двух испарителей (рис. 6):

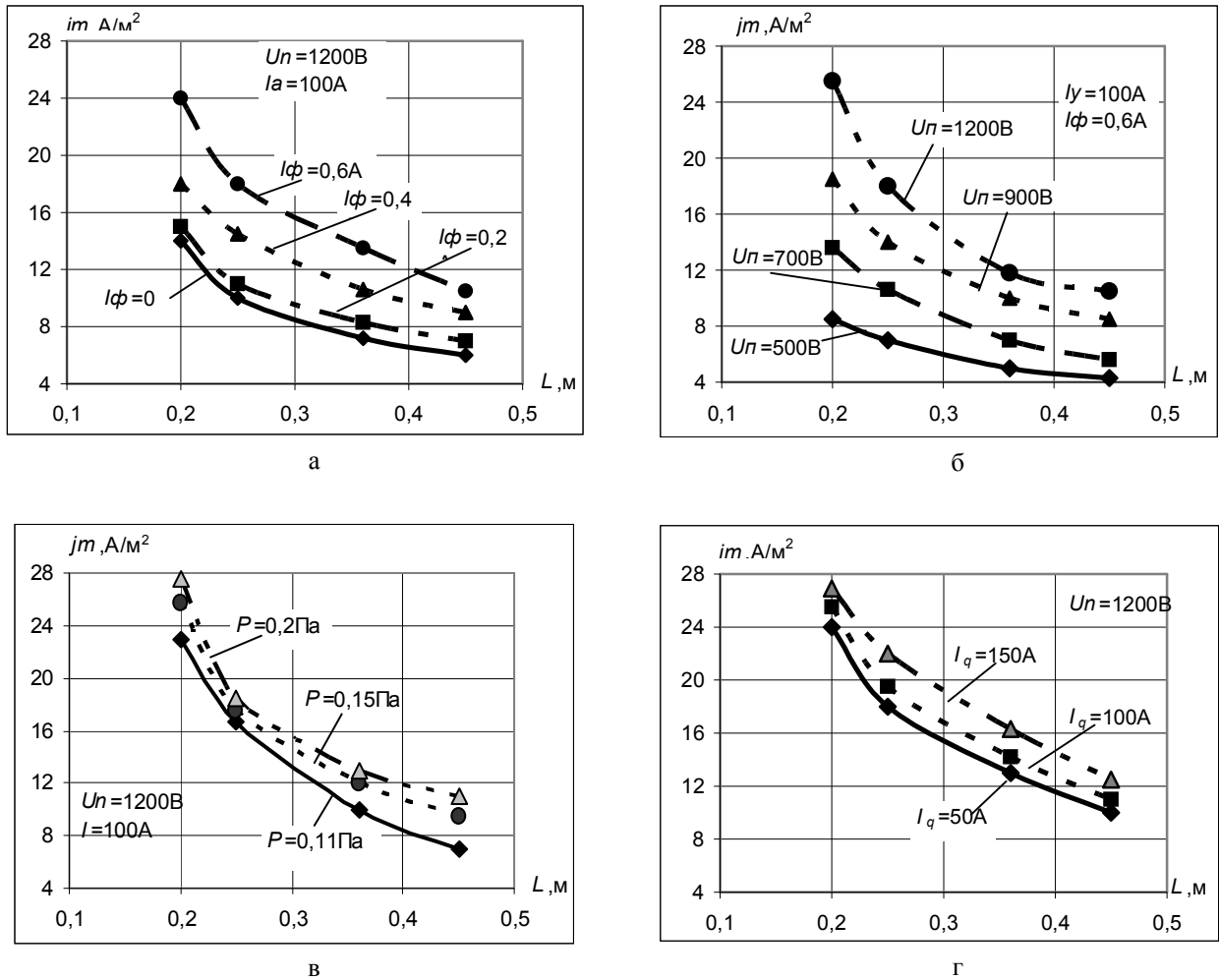


Рис. 6. Зависимости максимальной плотности тока от расстояния до испарителя при различных:
а – токах фокусирующего магнита I_ϕ (а),
б – напряжениях на подложке U_n ;
в – давлениях реакционного газа P ;
г – токах дуги I_q (г)
при работе двух взаимно перпендикулярно расположенных испарителей

- при различных токах фокусирующего магнита (рис. 5, а и 6, а);
- при различных напряжениях на подложке (рис. 5, б и 6, б);
- при различных давлениях реакционного газа (рис. 5, в и 6, в);
- при различных токах дуги газа (рис. 5, г и 6, г).

Анализ представленных зависимостей показывает:

- наибольшее влияние на максимальную плотность тока оказывает напряжение на подложке;
- ток в фокусирующем магните оказывает достаточно существенное влияние на максимальную плотность тока;

- влияние давления реакционного газа и тока дуги незначительно.

Все это говорит о том, что наибольшее влияние на величину ионного тока оказывают, в режиме имплантации и ионного легирования напряжение на подложке и ток фокусирующего магнита, правда менее существенно.

Проведенные исследования, совместно с полученными распределениями ионного тока по радиусу подложки, дают распределение плотности ионного тока в рабочем объеме установки при ионной имплантации, ионном легировании, ионном шлифовании и при очистке.

Выводы

Показана возможность управления плотностью ионного тока в рабочем объеме установки в режиме ионной имплантации и ионного легирования, ионного шлифования и очистки, а также ионного интенсивного азотирования, а следовательно, и применения для комбинированной обработки деталей авиационной техники в сочетании с плазменно-ионной обработкой, лазерной закалкой и модификацией.

Проведенные исследования позволяют определить дозу облучения ионами, которую получает деталь, расположенная в любой точке рабочей зоны установки.

Показано, что напряжение на подложке (детали) в основном определяет величину плотности ионного тока, величина тока фокусирующего магнита оказывает также существенное влияние на плотность ионного тока на подложке (детали). Все это говорит о возможности управления с помощью этих технологических параметров плотностью ионного тока, а следовательно, и дозой облучения получаемой деталью.

Литература

1. Костюк Г.И. Физико-технические основы нанесения покрытий, ионной имплантации и ионного легирования, лазерной обработки и упрочнения, комбинированных технологий. Физические процессы плазменно-ионных, ионно-лучевых, плазменных, светолучевых и комбинированных технологий. Книга 1. – Х.: АИНУ, 2002. – 587 с.

2. Костюк Г.И. Физико-технические основы нанесения покрытий, ионной имплантации и ионного легирования, лазерной обработки и упрочнения, комбинированных технологий. Справочник

для расчета основных физических и технологических параметров, оценки возможностей, выбора типа технологий и оборудования. Книга 2. – Х.: АИНУ, 2002. – 441 с.

3. Мухин В.С., Мингажев А.Р., Смыслов А.М., Абрамов В.Г. Разработки и исследование свойств жаростойких покрытий в условиях регулярной структуры // Материалы Всесоюзной НТК "Проблемы обеспечения свойств поверхности". – Уфа. – 1987. – С. 23 – 29.

4. Костюк Г.И. Эффективный режущий инструмент с покрытием и упрочненным слоем. Справочник. – К.: АИНУ, 2003. – 412 с.

5. Костюк Г.И., Аксенов И.И., Приезжев В.Г., Хороших В.М., Цыбин А.С. Плазменное напыление при производстве авиационной техники и режущего инструмента. Уч. пособие. – Х.: ХАИ, 1988. – 103 с.

6. Патлай Н.И. Низкотемпературное нанесение покрытий на детали двигателей и агрегатов летательных аппаратов в вакуумной технологической установке с радиальными потоками плазмы: Дисс. канд. техн. наук. – Х.: 1991. – 221 с.

7. Костюк Г.И., Белов Н.Л., Романенко С.А. Изучение закономерностей распределения плотности ионного тока в рабочем объеме технологической плазменно-ионной установки в различных режимах нанесения покрытия // Авиационно-космическая техника и технология. – 2003. – Вып. 38/3. – С. 29 – 41.

Поступила в редакцию 3.09.2004

Рецензенты: д-р. техн. наук, проф. С.С. Добровольский, Национальный технический университет «ХПИ», Харьков; д-р техн. наук, проф. В.М. Хороших, Национальный научный центр ХФТИ, Харьков.

УДК 629.7.02.238.001.5

Ю.А. ВОРОБЬЕВ¹, В.Г. ЧИСТЯК², В.В. ВОРОНЬКО¹¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²Харьковский национальный экономический университет, Украина

ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА И ИНСТРУМЕНТА ИМПУЛЬСНОГО ДОРНОВАНИЯ ОТВЕРСТИЙ

В статье проведен анализ существующих способов дорнования отверстий; показаны преимущества импульсного дорнования в сравнении с квазистатическим, пневмоимпульсного инструмента в сравнении с магнитно-импульсным; предложены две различные схемы пневмоимпульсных устройств дорнования отверстий.

дорнование, дорн, болтовое соединение, протяжное устройство, магнитно-импульсное устройство, пневмоимпульсное устройство

1. Постановка проблемы, анализ проведенных исследований, цель работы

Одним из наиболее важных направлений в обеспечении заданного ресурса, повышении надежности и экономической эффективности воздушного транспорта является увеличение долговечности планера. Последнюю в значительной мере определяет выносливость механических точечных соединений, среди которых основную часть (в конструкциях современных самолетов до 200 тыс. штук) составляют болтовые соединения. Для подобных соединений действенным средством повышения циклической долговечности является упрочняющая обработка отверстия под болт различными способами поверхностного пластического деформирования (ППД), среди которых дорнование обеспечивает максимальные натяг и ресурс.

В настоящее время на предприятиях отрасли процесс дорнования осуществляют преимущественно протяжными устройствами или машинами для затягивания болтов с пневмогидравлическим приводом. Основным недостатком применения подобных устройств является высокая трудоемкость выполняемого процесса дорнования, объясняемая необходимостью двухстороннего доступа к отверстию и требованиями по согласованности в работе двух исполнителей. Кроме того, к недостаткам следует отнести и наличие пневмогидравлических приводов

к устройствам (мультипликаторов), значительно затрудняющих маневренность рабочих. При этом дорнование с постоянной скоростью движения рабочего органа имеет в свою очередь также ряд существенных недостатков, проявляющихся в возникновении наплывов на торцах отверстий, искажении геометрии образующей отверстия (появление корсетности). Это требует проведения дополнительной операции – калибровки отверстия после дорнования разверткой по H7 [1], при которой срезают наиболее наклепанный поверхностный слой более прочного материала. Тем самым снижается уровень остаточных напряжений, что существенно уменьшает эффект от дорнования.

В целом ряде работ [2, 3] показана возможность применения для выполнения операций дорнования устройств, использующих магнитно-импульсный привод, который обеспечивает возвратно-поступательное движение обрабатывающего инструмента – дорна с высокой скоростью. При этом появляется возможность упрочнения отверстий с большими натягами при одностороннем доступе к ним, без искажения образующей отверстия, торцевых поверхностей, обеспечивая в районе упрочняемого отверстия напряженно-деформированное состояние, близкое к схеме всестороннего сжатия. Примером такого устройства является магнитно-импульсная установка МИУ-П1, осуществляющая дорнование со скоростью 15 м/сек. Вместе с тем, магнитно-

импульсные устройства не лишены целого ряда недостатков: значительная масса, использование дорогостоящих и громоздких накопителей энергии и, самое главное, использование тока высокого напряжения, что значительно ухудшает условия труда.

Применение пневматических импульсных устройств дорнования, использующих принцип действия пневмоимпульсных одноударных клепальных молотков, положительно зарекомендовавших себя в сфере производства, позволяет использовать общие преимущества импульсного метода упрочнения при одновременном устранении недостатков как МИУ, так и устройств с пневмогидравлическим приводом [4, 5]. Поэтому разработка таких устройств является актуальной задачей.

Целью работы является исследование процесса высокоскоростного дорнования отверстий и создание ручных пневмоимпульсных устройств дорнования, обеспечивающих повышение надежности, снижение стоимости, улучшение условий труда.

2. Особенности технологического процесса импульсного дорнования отверстий

Опыт показывает, что процесс дорнования может быть реализован по двум вариантам:

1) непосредственно инструментом-дорном при осевом перемещении относительно поверхности упрочняемого отверстия за счет радиальных деформаций, вызванных формой конструкции дорна;

2) через промежуточные элементы (например, упругие, составные, разрезные, высокоэлектропроводные обоймы и втулки), обеспечивающие радиальную раздачу упрочняемых отверстий; раздачу с помощью промежуточных элементов осуществляют жестким оправкой-дорном, магнитным полем или эластичной средой (например, полиуретаном, на который воздействуют поршнем-бойком, создавая высокие удельные давления).

Исследования технологических процессов импульсного дорнования отверстий и запрессовки бол-

тов с радиальными натягами, проведенные в Куйбышевском и Харьковском авиационных институтах и опыт внедрения этих процессов показали бесспорное преимущество импульсного способа дорнования отверстий по сравнению с квазистатическим способом. Так, дорнование со скоростью 15 ... 20 м/сек обеспечивает уровень остаточных напряжений вблизи кромок отверстий на 12 ... 18% выше, чем при квазистатическом дорновании вследствие большей локализации полей напряжений. Кроме того, импульсное дорнование уменьшает взаимное влияние двух соседних отверстий, исключает появление трещин на поверхностях отверстий, уменьшает наплывы, корсетность. При этом также повышается производительность и улучшаются условия труда рабочих, сокращается вдвое число исполнителей, повышается стабильность и качество операций.

Однако, использование массивных (до 500 кг), громоздких и дорогостоящих приводов, наличие токов высокого напряжения, необходимость надежного экранирования ручного инструмента, сложность управления, низкий КПД (до 5%), низкая надежность, ограниченная и регламентируемая цикличность сдерживают внедрение магнитно-импульсных устройств.

3. Пневмоимпульсные устройства дорнования отверстий

Как показал опыт эксплуатации ручного инструмента для сборочно-монтажных работ в условиях самолетостроительных предприятий, предпочтение необходимо отдавать импульсным устройствам, работающим от сети сжатого воздуха $0,5 \pm 0,1$ МПа. Основным преимуществом таких устройств является то, что по устройству и обслуживанию они близки к широко применяемым на предприятиях пневматическим молоткам и другому пневмоинструменту, использующему дешевый и удобный энергоноситель – сжатый воздух.

Оба приведенных выше варианта дорнования могут быть реализованы как магнитно-импульсны-

ми, так и пневмоимпульсными устройствами. Исключение составляет схема с индуктором, содержащим втулку из высокоэлектропроводного материала. В этом случае используют исключительно устройства магнитно-импульсного действия (авт. св. №1060442, СССР).

В силу указанных недостатков магнитно-импульсных устройств и, отдавая предпочтение пневмоимпульсным, дальнейший анализ схем дорнования произведем применительно к пневмоимпульсным устройствам, причем сказанное в равной степени может быть отнесено как к ручным (переносным), так и к стационарным устройствам, встроенным или дополняющим стапельную оснастку сборочных цехов.

Вариант 1. Дорнование непосредственно дорном осуществляют по схеме запрессовки (прошивки) или втягивания, или комбинированием обеих схем (прошивка с реверсным выглаживанием).

Схемы прямого и обратного дорнования (прошивки и выглаживания) требуют двухстороннего подхода к местам выполнения операций. Комбинированная же схема позволяет реализовать процесс с односторонним подходом, что является существенным ее преимуществом не только с точки зрения возможностей подходов, производительности труда, сокращения численности занятых рабочих, но и с точки зрения повышения качества обрабатываемых отверстий за счет обратного (реверсного) выглаживающего действия инструмента-дорна. Вместе с тем, если схемы прямого и обратного дорнования могут быть реализованы устройствами на базе пневмоимпульсных клепальных молотков, то комбинированная схема требует принципиально новой разработки конструкции пневмоимпульсного устройства.

Вариант 2. Дорнование через промежуточные элементы типа втулок имеет существенное преимущество, заключающееся в том, что процесс может быть реализован с применением пневмоимпульсных клепальных молотков, обеспечивающих выполнение операций с односторонним подходом к местам уп-

рочнения отверстий. Вместе с тем, дорнование, например, жестким дорном вызывает чрезмерный износ последнего и самой втулки, усложняет изготовление дорна.

Дорнование с применением эластичной среды типа полиуретана, хотя и привлекает своей простотой и универсальностью, все же не гарантирует равномерности распределения радиальной раздачи отверстия по толщине пакета из-за неравномерности раздачи промежуточной втулки вследствие трения эластичной среды о стенки втулки.

При сравнении варианты 1 и 2 выполнения процессов импульсного дорнования отверстий, очевидно, что предпочтение необходимо отдать дорнованию непосредственно дорном, т.е. варианту 1, в частности, схеме с реверсным выглаживанием.

4. Описание вариантов конструктивных схем пневмоимпульсных устройств дорнования

Используя опыт разработки пневмоимпульсных клепальных молотков, накопленный в Харьковском авиационном институте, в конструктивные схемы пневмоимпульсных устройств дорнования отверстий был заложен принцип накопления энергии сжатого воздуха в ресивере с последующим ее высвобождением для разгона бойка.

Обеспечение реверсного (выглаживающего) хода инструмента (дорна) в пневмоимпульсных устройствах реализовано в двух вариантах.

Вариант 1. Возврат (реверс) инструмента 22 с дорнодержателем 21 осуществляют с помощью штока 19 длиной, равной длине участка разгона (хода) бойка 5. При этом шток связан с дорнодержателем. При обратном ходе (реверсе) бойком наносят удары по консольной части 20 штока (рис. 1).

Вариант 2. Реверс дорна осуществляют с помощью подвижного ствола 6, по которому с конца, противоположного дорнодержателю 21, наносятся удары бойком 10 (рис. 2).

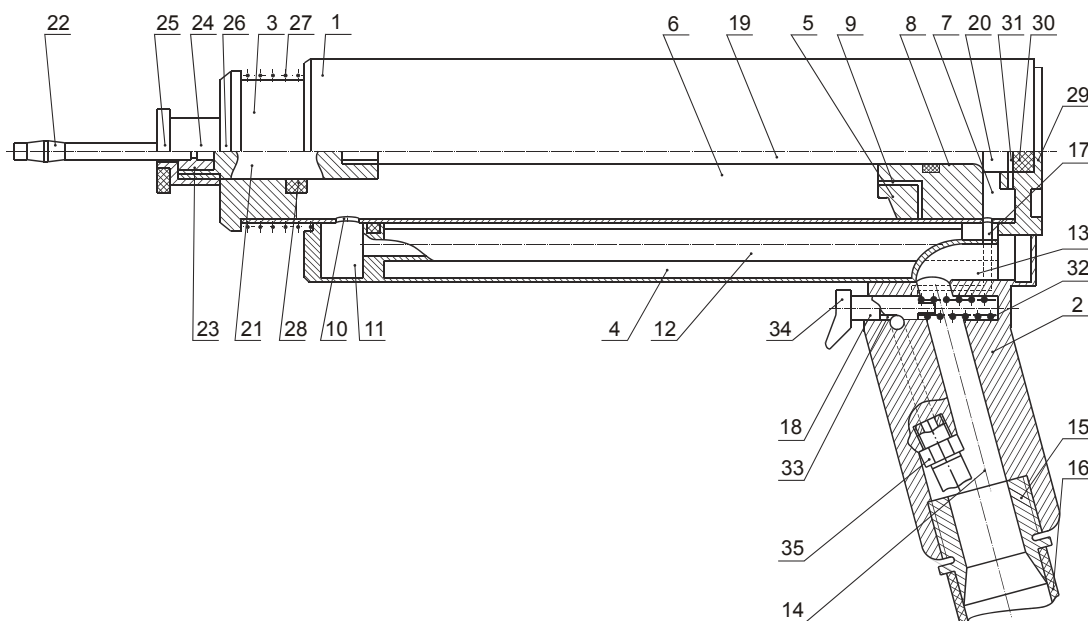


Рис. 1. Устройство дорнования отверстий со штоком: 1 – корпус; 2 – рукоятка; 3 – ствол; 4 – ресивер; 5 – боек; 6 – предбойковая полость; 7 – забойковая полость; 8 – уплотнение; 9 – дроссельное отверстие; 10 – выхлопное окно; 11 – передняя выхлопная камера; 12 – выхлопная трубка; 13 – задняя камера; 14 – выхлопной канал; 15 – выхлопной штуцер; 16 – выхлопной рукав; 17 – подводной канал; 18 – курковой золотник; 19 – шток; 20 – консольная часть штока; 21 – дорнодержатель; 22 – дорн; 23 – сухари; 24 – носовая гайка; 25 – демпфер; 26 – букса носовая; 27, 32 – пружина; 28 – передний демпфер; 29 – задняя гайка; 30 – задний демпфер; 31 – дроссельное отверстие; 33 – проточка; 34 – курок; 35 – подводной штуцер

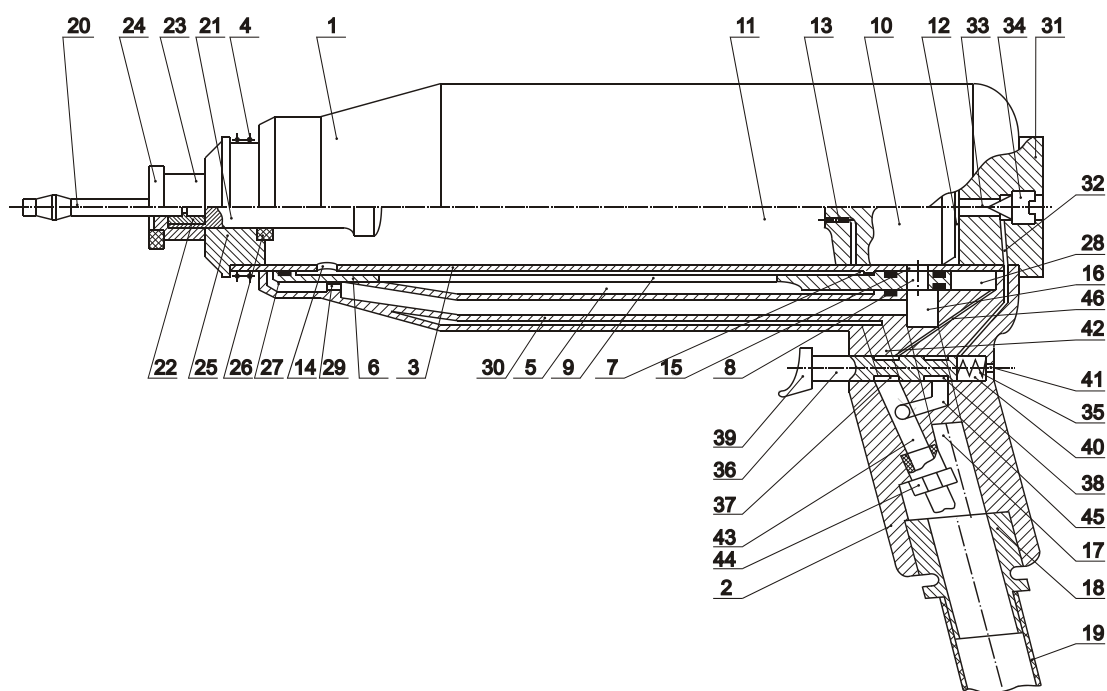


Рис. 2. Устройство дорнования отверстий без штока: 1 – корпус; 2 – рукоятка; 3 – ствол; 4 – пружина; 5 – ресивер; 6 – подвижный ствол; 7 – бург; 8 – заднее окно подвижного ствола; 9 – переднее окно подвижного ствола; 10 – боек; 11 – предбойковая полость; 12 – забойковая полость; 13 – дроссельное отверстие; 14 – переднее окно ствола; 15 – заднее окно ствола; 16 – канал; 17 – воздуховод; 18 – выхлопной штуцер; 19 – рукав; 20 – дорн; 21 – дорнодержатель; 22 – сухари; 23 – упорная гайка; 24 – демпфер; 25 – передняя крышка; 26 – демпфер; 27 – выхлопной канал; 28 – задняя полость; 29 – выхлопные окна; 30 – выхлопная камера; 31 – задняя крышка; 32 – дроссельный канал; 33 – канал; 34 – дроссель; 35 – курковая пружина; 36 – курковой золотник; 37, 38 – проточки куркового золотника; 39 – курок; 40 – задняя полость золотника; 41 – дренажное отверстие; 42, 43 – подводной канал; 44 – подводной штуцер; 45, 46 – каналы

Вариант 1 несколько сложнее в конструктивной реализации, требует четкой взаимоувязки ходов бойка и дорна с дорнодержателем и штоком. Кроме того, шток при импульсном нагружении на дорнодержатель из-за консоли большой протяженности будет подвержен усталостному разрушению в месте заделки (в месте соединения с дорнодержателем). Для устранения поперечных колебаний консоли штока необходимо обеспечить ее направляющей в задней крышке, что усложняет конструкцию устройства. Кроме того, пневмоимпульсное устройство по варианту 1 при его эксплуатации требует дополнительного приложения мышечных усилий исполнителем для его управления. Это усложняет процесс и требует дополнительных физических затрат.

Вариант 2 конструктивно проще, однако требует повышения прочности конструкции в местах соединения ствола с задней и передней крышками, так как при реверсном ходе импульсная нагрузка бойка воспринимается исключительно этими соединениями.

Заключение

1. Установлено, что наиболее эффективным является вариант дорнования непосредственно инструментом-дорном с реверсным (выглаживающим) действием.

2. Для углубленной и детальной проработки предложены две конструктивные схемы пневмоимпульсных устройств дорнования, обеспечивающие импульсное нагружение инструмента-дорна как при прямом, так и при реверсном (выглаживающем) действии.

3. При разработке конструктивных схем устройств были учтены следующие требования технических условий заказчика:

- обеспечен отвод выхлопа сжатого воздуха из рабочей зоны и зоны дыхания, исключен обдув рук рабочих, чем улучшены условия труда;

- снижена до минимума отдача за счет обеспе-

чения самоотката ствола относительно корпуса с рукояткой;

- снижены до минимума усилия нажатия на курок пускового механизма;

- обеспечены быстротъемность и надежность крепления дорна;

- улучшены условия подхода к местам упрочнения за счет эксцентриситетного расположения ствола относительно корпуса ресивера.

Литература

1. Упрочнение отверстий болтовых соединений в конструкциях из алюминиевых сплавов. Произв. инструкция ПИ-6843. Изд. 4. – 1987. – 16 с.

2. Щербатых В.В., Лысенко Ю.Д. Применение магнитно-импульсного привода для упрочняющего дорнования отверстий с односторонним доступом // *Авиационная промышленность*. – 1983. – № 7. – С. 5 – 9.

3. Щербатых В.В., Лысенко Ю.Д., Пешков Б.П. Исследование силовых и кинематических параметров процесса импульсного дорнования // *Совершенствование технологических процессов пластического деформирования при изготовлении конструкций ЛА*. – Куйбышев: КуАИ. – 1984. – С. 36 – 42.

4. Воробьев Ю.А. Разработка схем и конструкций пневмоимпульсных клепальных молотков // *Удосконалення процесів та обладнання обробки тиском в металургії і машинобудуванні*. – Краматорськ – Слов'янськ: Донбаська державна машинобудівна академія. – 2003. – С. 363 – 367.

5. Воробьев Ю.А., Воронько В.В. Перспективные устройства для реализации процессов дорнования отверстий // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – Вып. 3 (11). – С. 28 – 32.

Поступила в редакцию 04.06.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.П. Божко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 629.7:539.4

А.С. ХАМИЦАЕВ

Обнинское научно-производственное предприятие «Технология», Россия

ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ЗАВИСИМОСТЬ СВОЙСТВ КОНСТРУКЦИОННОЙ КЕРАМИКИ ОТ ТЕМПЕРАТУРЫ

Исследованы теплофизические характеристики и зависимость свойств конструкционной стеклокерамики для обтекателей радиоантенн высокоскоростных летательных аппаратов от температуры. Показано, что материал ОТМ 357 по термостойкости и стабильности диэлектрических свойств отвечает требованиям к материалам изделий рассматриваемого класса.

стеклокерамические материалы, обтекатели радиоантенн летательных аппаратов, теплофизические характеристики, температура, диэлектрические свойства

В работе [1] нами исследованы прочностные и упругие свойства стеклокерамического материала ОТМ 357, применяемого в конструкциях обтекателей радиоантенн летательных аппаратов (ЛА). Однако для конструкций этого класса не менее важными являются теплофизические характеристики материала и зависимость его свойств от температуры.

Темпы нагрева и охлаждения обтекателей радиоантенн высокоскоростных ЛА на различных участках траектории полета достигают 100 ... 150 °С/с, поэтому для материалов оболочек обтекателей одним из наиболее важных из группы теплофизических свойств является коэффициент линейного температурного расширения (КЛТР), поскольку он оказывает существенное влияние на целостность изделий при их практическом применении. КЛТР должен быть как можно меньше, чтобы свести к минимуму напряжения, возникающие в изделии из-за неравномерности температурного поля, хотя, с другой стороны, минимизация КЛТР материала оболочки обтекателя влечёт за собой проблемы обеспечения надёжного её соединения с металлическим шпангоутом.

Стеклокерамика литийалюмосиликатного состава по КЛТР может заметно отличаться от исходного стекла в зависимости от температуры термообработки. КЛТР в процессе термообработки исходной заготовки может быть больше или меньше в зависимости от КЛТР образующихся кристаллических фаз. Отмечается и более высокое значение КЛТР ситалла

АС-418 по сравнению с КЛТР стеклокерамики (рис. 1).

Для простоты и удобства широко распространенное испытание на сопротивление тепловому удару сводится к резкому охлаждению образцов, нагретых до заданной температуры в водяной ванне с проточной водой. Принято считать, что устойчивость материала к резкому охлаждению важнее устойчивости к нагреванию, так как в первом случае вероятность разрушения гораздо больше вследствие возникновения в поверхностных слоях материала растягивающих напряжений, являющихся более критичными с точки зрения сохранения целостности образца. Однако данные методы испытания на термостойкость, изложенные в ГОСТ 11103-85 и ГОСТ 473.5-81, формальны по своему подходу вследствие требований к образцу (полировка), что не соответствует реальным условиям изготовления изделий, а критерий оценки термостойкости – появление трещины в образце или другого признака разрушения – чисто субъективный фактор, непригодный для оценки работоспособности конструкций. Более того, реальные условия эксплуатации различных изделий, в том числе антенных обтекателей, предусматривают иную картину, а именно, резкое нагревание и достаточно неинтенсивное охлаждение. Поэтому для оценки работоспособности реальных материалов в обтекателях ЛА целесообразно использовать такой показатель, как деградация прочности в условиях интенсивного нагрева и интенсивного охлаждения.

Исходя из вышеизложенного, можно констатировать, что результаты исследований термостойкости, приведенные в различных источниках, носят ориентировочный характер, относящийся к конкретному методу испытаний.

На наш взгляд, в [2] приводятся наиболее достоверные результаты по термостойкости ситалла АС-418, где авторы определяли деградацию прочности образцов $120 \times 25 \times 10$ мм, которые после равномерного прогрева до заданной температуры с одной из поверхностей подвергались локальному единичному капельному термоудару. Авторы считают, что локальный капельный термоудар с последующим измерением прочности при изгибе с помещением места повреждения образца при испытаниях в зону максимальных растягивающих напряжений, наиболее полно отражает условия эксплуатации антенных обтекателей. Результаты испытаний ситалла АС-418 данным методом представлены на рис. 1.

Однако, ввиду чрезвычайной важности данного параметра целесообразно рассмотреть поведение материала в различных условиях теплового нагружения. Поэтому при проведении исследований было изучено поведение стеклокерамики в различных условиях воздействия различными методами: сбрасыванием в воду от заданной температуры; помещением образцов в разогретую печь с последующим их быстрым охлаждением; односторонним темповым нагревом и охлаждением; воздействием пламени газовой горелки. В первом случае образцы стеклокерамики $30 \times 30 \times 4$ мм подвергались испытанию по схеме $20 - T \text{ } ^\circ\text{C} - \text{вода}$, с последующим тщательным осмотром их поверхности, T – температура воды.

Следует отметить, что на поверхности образцов с полированной поверхностью следы повреждений в виде локальных микротрещин обнаружены при термоударе $20 - 1000 \text{ } ^\circ\text{C} - \text{вода}$. На поверхности образцов с шероховатостью $R_a = 0,7$ мкм (стандартная шлифовка алмазным инструментом) микротрещины обнаруживаются при термоударе $20 - 850 \text{ } ^\circ\text{C} - \text{вода}$, а такие же образцы, но подвергнутые травлению в 6% растворе плавиковой кислоты, при аналогичных условиях испытания дефектов не обнаруживают.

Данные эксперименты позволяют сделать вывод о том, что результаты испытаний на термостойкость существенным образом зависят от состояния поверхности испытываемых образцов.

На рис. 2 показано, что с увеличением степени дефектности поверхности образцов их прочность снижается. Отсюда понятно, что острые углубления в теле материала, оставшиеся от воздействия инструмента, способны существенно ослаблять и его термостойкость. Полировка же образцов, снимая верхние гребешки шероховатой поверхности, не убирает полностью микродефекты. Травление образцов, не снижая шероховатости поверхности после механической обработки, притупляет острые кромки, особенно в глубине материала, и тем самым существенно улучшает термостойкость стеклокерамики. Об этом свидетельствуют и данные работы [2], где путем травления поверхности ситалла АС-418 удалось несколько повысить его прочность и термостойкость.

Анализируя результаты исследований термостойкости стеклокерамики, основанные на методе субъективной оценки качества образцов (появились микротрещины или нет), мы пришли к выводу о необходимости количественной, объективной оценки устойчивости материала к термоудару путем определения деградации прочности. С этой целью образцы стеклокерамики размером $7 \times 7 \times 60$ мм после механической обработки ($R_a = 0,7$ мкм) подвергались термоудару по схеме $20 - T \text{ } ^\circ\text{C} - \text{вода}$ от 150 до $1200 \text{ } ^\circ\text{C}$ с интервалом через $50 \text{ } ^\circ\text{C}$ с последующим определением прочности при изгибе. Хотя условия испытаний в данном случае были существенно жестче, чем испытания ситалла АС-418 в [2], представляется достаточно интересным сравнить эти результаты (рис. 1). Оказалось, что термостойкость стеклокерамики, определенная в более жестких условиях, существенно превышает термостойкость ситалла АС-418. Хотя тенденция снижения прочности при изгибе стеклокерамики начинает проявляться при термоударе уже от $700 \text{ } ^\circ\text{C}$, падение прочности не носит катастрофического характера, как это наблюдается у ситалла АС-418. Даже после термоудара от $1200 \text{ } ^\circ\text{C}$ стеклокерамика еще имеет некоторую остаточную прочность (рис. 2).

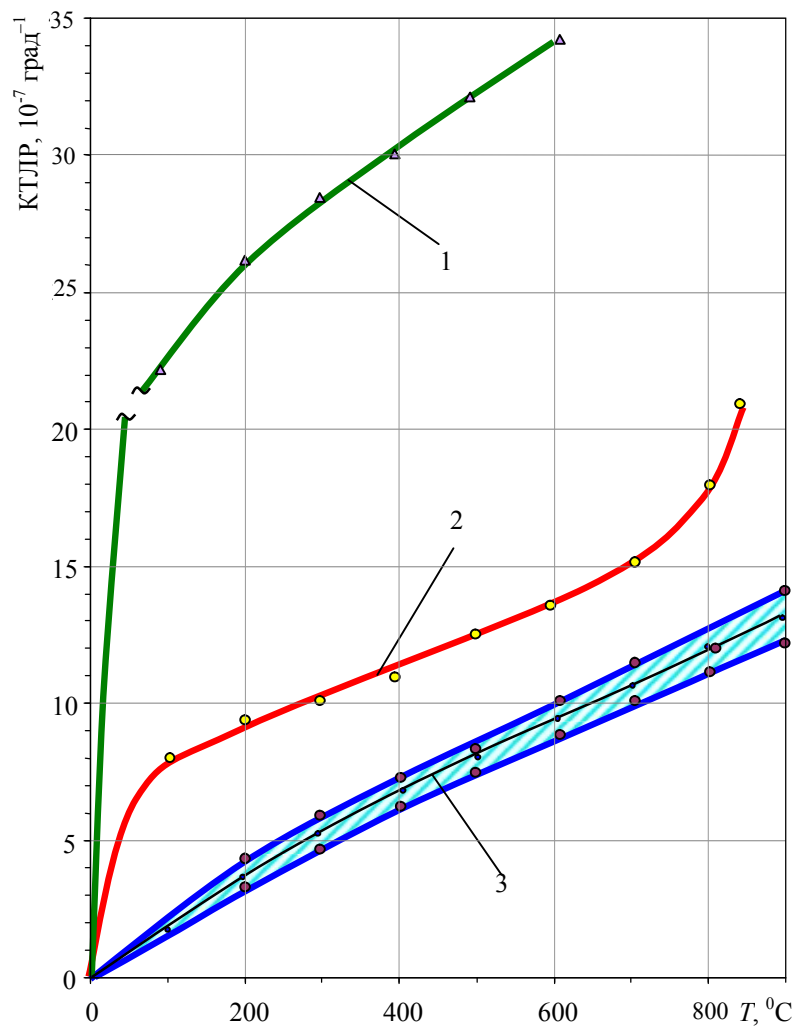


Рис. 1. Температурная зависимость КТТР литий-алюмосиликатного стекла (1), ситалла АС-418 (2) и стеклокерамики (3)

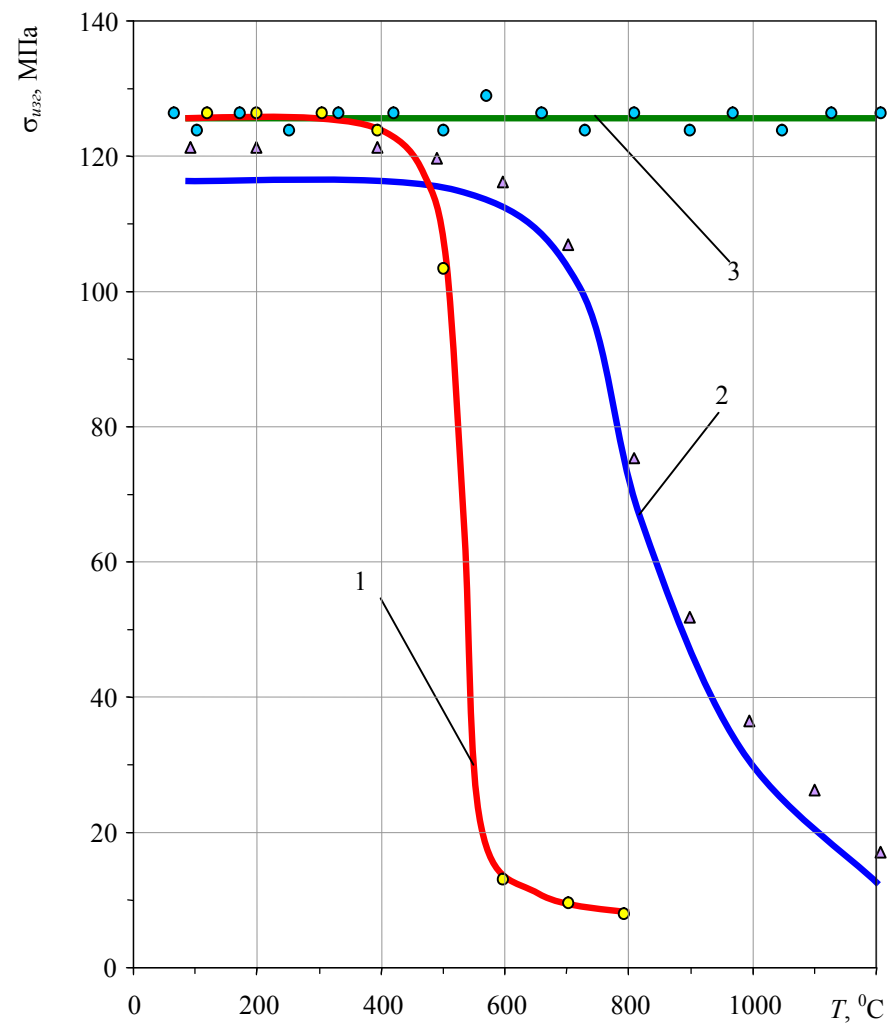


Рис. 2. Зависимость прочности при изгибе ситалла АС-418 и стеклокерамики от разности температур при термоударе: 1 – ситалл АС-418 (разовый капельный удар на разогретую поверхность образца); 2 – сбрасывание образцов стеклокерамики в воду; 3 – охлаждение образцов стеклокерамики на воздухе

Данные результаты, по-видимому, являются следствием того, что при сравнимых значениях прочности при изгибе ситалла АС-418 и стеклокерамики последняя имеет более низкие значения КЛТР и модуля упругости. Более того, стеклокерамика содержит в своем объеме до 1% закрытых пор, которые являются препятствием на пути распространения трещин. Комплекс данных показателей и обеспечивает более высокую устойчивость стеклокерамики к термоудару.

В следующем эксперименте на образцах стеклокерамики размером $7 \times 7 \times 60$ мм ($R_a = 0,7$ мкм) определялась устойчивость материала к воздействию темпового нагрева и охлаждения. С этой целью образцы мгновенно (не более чем за 1 секунду) помещались в разогретую до заданной температуры печь, выдерживались в печи в одном случае 60 секунд, в другом – 15 минут, после чего также мгновенно извлекались из печи и охлаждались на воздухе.

Было установлено, что резкий нагрев и охлаждение в неподвижной воздушной среде образцов стеклокерамики вплоть до температуры 1200°C не приводит к деградации их прочностных свойств (рис. 2).

Особый интерес представляют исследования по устойчивости стеклокерамики к темповому одностороннему нагреву и охлаждению. Эти исследования ценны и тем, что в литературе практически отсутствуют сведения об аналогичных испытаниях, хотя такие эксперименты наиболее приближены к условиям работы антенных обтекателей ЛА и способны более полно отразить возможность применения материала для их изготовления.

Методика проведения данного эксперимента включала изготовление партии образцов стеклокерамики размером $7 \times 7 \times 60$ мм ($R_a = 0,7$ мкм), определение исходных значений прочности при изгибе от подготовленной партии, установку образцов в гнездо из теплоизоляционного материала типа ТЗМК, установку в гнездо контрольного образца с приклеенными к двум противоположным поверхностям термопар, нанесение на наружную поверхность образцов светопоглощающего покрытия из суспензии Cr_2O_3 , размещение сборки образцов в центре зон нагрева

батареи кварцевых ламп. После этого по заданной программе производился односторонний нагрев и охлаждение образцов с последующим определением на них прочности при изгибе. При этом поверхность образцов, подвергавшаяся термонагрузению, располагалась в зоне растягивающих напряжений. По относительному изменению прочности образцов до и после испытаний представляется возможным судить о происходящих в материале изменениях и его использовании в конкретных объектах.

Результаты испытаний по устойчивости стеклокерамики к одностороннему темповому нагреву и охлаждению представлены в табл. 1, из которой следует, что общей тенденцией является отсутствие снижения прочности при изгибе стеклокерамики относительно исходной величины в интервале скоростей подъема от 100 до $150^\circ\text{C}/\text{с}$ и скоростей охлаждения от 20 до $320^\circ\text{C}/\text{с}$, которые достигались либо поддержанием заданного темпа охлаждения нагревателями стенда, либо обдувом сжатым воздухом поверхности образцов после выдержки при максимальной температуре. В результате данных исследований установлено, что реализованные темпы нагрева и охлаждения до максимальных температур от 850 до 1300°C не приводят к деградации прочности стеклокерамики, хотя и прослеживается некоторое снижение абсолютной величины прироста прочности от исходных значений по мере увеличения скорости охлаждения образцов от 40 до $320^\circ\text{C}/\text{с}$. Хотя эти изменения прочности лежат в поле разброса значений, тенденция просматривается достаточно убедительно. Поэтому возможное, хотя и незначительное, упрочнение материала объясняется эффектом закалки.

Полученные результаты являются принципиально важными, так как убедительно свидетельствуют о том, что температура на поверхности стеклокерамики до 1300°C не является для нее критической. Однако возможности стеклокерамики не ограничены данным интервалом температур, скоростей нагрева и охлаждения (табл. 1). Об этом свидетельствует тот факт, что материал не обнаруживает признаков разрушения (микротрещин, сколов и т.д.) даже в случаях прожигания в образцах сквозных

Относительное изменение прочности при изгибе стеклокерамики после темпового нагрева и охлаждения

Материал	$\sigma_{изг}$, МПа	Условия одностороннего темпового нагрева и охлаждения				
		$T_M=850\text{ }^{\circ}\text{C};$ $V_H=100\text{ }^{\circ}\text{C/c};$ $\tau_{MM}=80\text{ c};$ $V_{охл.}=8\text{ }^{\circ}\text{C/c};$ (850–580) $^{\circ}\text{C}$	$T_M=1170\text{ }^{\circ}\text{C};$ $V_H=150\text{ }^{\circ}\text{C/c};$ $\tau_{MM}=15\text{ c};$ $V_{охл.}=2\text{ }^{\circ}\text{C/c};$ (1170–700) $^{\circ}\text{C}$	$T_M=1300\text{ }^{\circ}\text{C};$ $V_H=160\text{ }^{\circ}\text{C/c};$ $\tau_{MM}=15\text{ c};$ $V_{охл.}=40\text{ }^{\circ}\text{C/c};$ (1300–650) $^{\circ}\text{C}$	$T_M=1300\text{ }^{\circ}\text{C};$ $V_H=150\text{ }^{\circ}\text{C/c};$ $\tau_{MM}=5\text{ c};$ $V_{охл.}=150\text{ }^{\circ}\text{C/c};$ (1300–650) $^{\circ}\text{C}$	$T_M=1300\text{ }^{\circ}\text{C};$ $V_H=150\text{ }^{\circ}\text{C/c};$ $\tau_{MM}=15\text{ c};$ $V_{охл.}=320\text{ }^{\circ}\text{C/c};$ (1300–650) $^{\circ}\text{C}$
		$\Delta\sigma_{изг.}, \%$				
Стеклокерамика ОТМ 357	103	+5,8	+14,6	+15,5	+14,6	+6,8

T_M – максимальная температура поверхности образцов; V_H – скорость подъема температуры; τ_{MM} – выдержка при максимальной температуре поверхности образца; $V_{охл.}$ – скорость охлаждения поверхности образца; (850–580) $^{\circ}\text{C}$ – интервал температур с заданной скоростью охлаждения: «+» – увеличение показателя от исходных значений.

Таблица 2

Расчетные значения термостойкости различных материалов, используемых для изготовления антенных обтекателей

Наименование материала	Уровень свойств						
	Марка, наименование материала						
	Пирокерам 9606	Пирокерам 9608	Ситалл АС 370	Ситалл АС 418	Высокоглиноземистая керамика (Al_2O_3)	Кварцевая керамика с пористостью 8...10%	Стеклокерамика ОТМ 357
Прочность при изгибе, МПа	182,0	114,0	179,0	12,0	315,0	45,0	11,0
Коэффициент теплового линейного расширения, $1/^{\circ}\text{C}$	$57 \cdot 10^{-7}$	$20 \cdot 10^{-7}$	$48 \cdot 10^{-7}$	$28,5 \cdot 10^{-7}$	$73 \cdot 10^{-7}$	$6 \cdot 10^{-7}$	$13 \cdot 10^{-7}$
Модуль упругости, МПа	$121 \cdot 10^3$	$87,5 \cdot 10^3$	$132 \cdot 10^3$	$85 \cdot 10^3$	$280 \cdot 10^3$	$45 \cdot 10^3$	$53 \cdot 10^3$
Коэффициент Пуассона	0,25	0,25	0,34	0,29	0,32	0,25	0,29
Максимальный перепад температур, $^{\circ}\text{C}$	400	980	370	700	210	2500	2260
Источник	[4]	[4]	[5]	[5]	[4]	[6]	[3]

отверстий ацетиленовой горелкой (рис. 3, 4). Нам не удалось зафиксировать в данном случае темпов нагрева и охлаждения, а также фактической температуры в зоне воздействия на образец пламени горелок, но сам факт сохранения целостности образцов и фрагмента обтекателя свидетельствует о высоких возможностях стеклокерамики. Аналогичные испытания образца, полученного из стекложготовки, обнаружили наличие в нем сквозных концентрических трещин, что свидетельствует не в пользу ситалла, получаемого по традиционной стекольной технологии, хотя химический и фазовый составы образцов идентичны.

Полученные результаты по целому ряду физико-технических свойств стеклокерамики, а также наличие литературных сведений по другим материалам, позволяют произвести расчет термостойкости и оценить различные материалы по данному параметру.

Для всех материалов при проведении расчета термостойкости исходили из условий, что напряжения на поверхности пластины, обусловленные постоянным перепадом температур, не зависят от толщины пластинки и их можно рассчитать по уравнению, предложенному в работе [3]:

$$\Delta T = \frac{2\sigma(1-\eta)}{E\alpha}, \quad (1)$$

где ΔT – перепад температур, который может выдержать материал без разрушения; σ – предел прочности при изгибе; η – коэффициент Пуассона; E – модуль упругости; α – коэффициент линейного теплового расширения.

Результаты расчета значений термостойкости сведены в табл. 2, из которой видно, что главную роль при разрушении от термоудара играют два фактора: низкие значения КЛТР и модуля упругости. Так, кварцевая керамика имеет наивысшую термостойкость из приведенных в табл. 2 материалов, хотя ее прочностные свойства существенно ниже, но при этом и ее КЛТР намного ниже, чем у других материалов. Приведенный расчет (табл. 2) показывает, что стеклокерамика по термостойкости уступает лишь кварцевой керамике, а абсолютные значения термостойкости настолько высоки, что

представляется возможным даже прожигать в образцах отверстия без их разрушения, что из всех других материалов можно сделать лишь в кварцевой керамике.

Таким образом, полученные результаты исследований по изменению прочностных свойств стеклокерамики в условиях различного вида термонагружения убедительно свидетельствуют о перспективности применения материала для обтекателей скоростных ЛА.

Важными свойствами стеклокерамики для обтекателей радиоантенн ЛА являются теплопроводность, удельная теплоемкость и температуропроводность. Ввиду достаточно благоприятного сочетания этих свойств ситаллы находят широкое применение, как в качестве проводника тепла, так и в качестве теплового изолятора. По своей теплопроводности ситаллы занимают промежуточное положение между стеклами и чисто окисными керамическими материалами [3 – 6]. Под воздействием температуры для стекол отмечается повышение теплопроводности, теплопроводность же кристаллических материалов с повышением температуры обычно снижается [7]. Поведение ситаллов своеобразное. До температур 400 ... 500 °С отмечается повышение теплопроводности, а затем с повышением температуры, теплопроводность снижается (рис. 5). Такое поведение теплопроводности характерно и для стеклокерамики β -сподуменового состава и для других ситаллов из данной группы. По всей вероятности, кривые теплопроводности некоторых материалов, приведенные на рис. 5, представляют собой следствие различных механизмов переноса тепла в различных температурных интервалах. Следует отметить, что кривая теплопроводности стеклокерамики располагается несколько ниже кривых для ситаллов АС-418 и Пирокерам 9608, для которых также характерен преимущественно β -сподуменовый фазовый состав. Некоторое снижение теплопроводности стеклокерамики вызвано наличием в материале небольшого количества мелких пор, которые способны приводить к снижению теплопроводности [7].

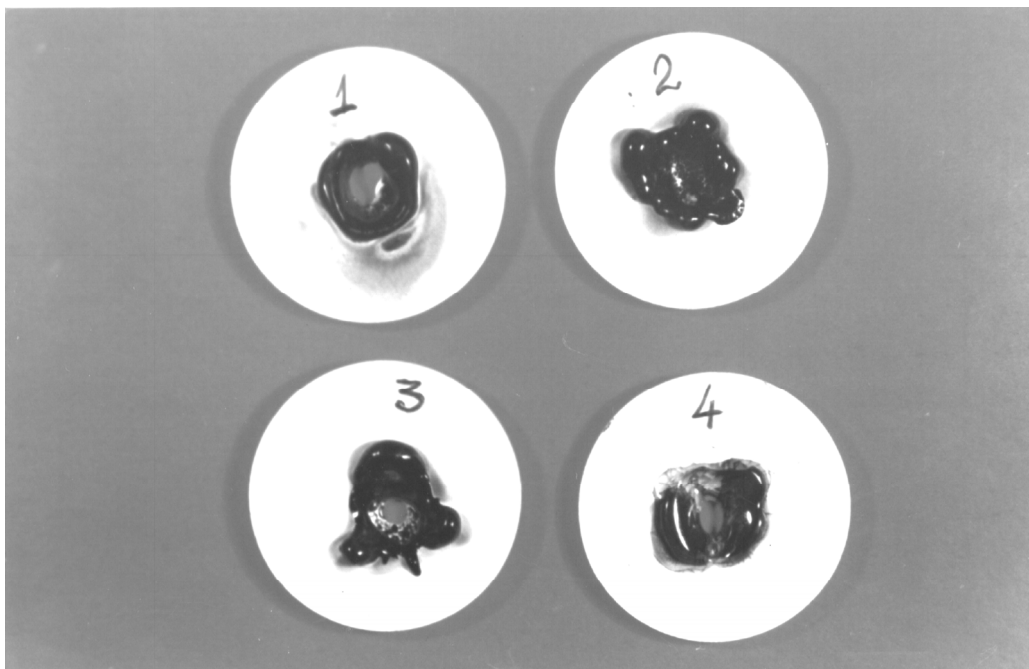


Рис. 3. Образцы из стеклокерамики (1 – 3) и закристаллизованного исходного литий-алюмосиликатного стекла (4) с отверстиями, прожженными ацетиленовой горелкой (в образце 4 сквозные concentрические трещины)

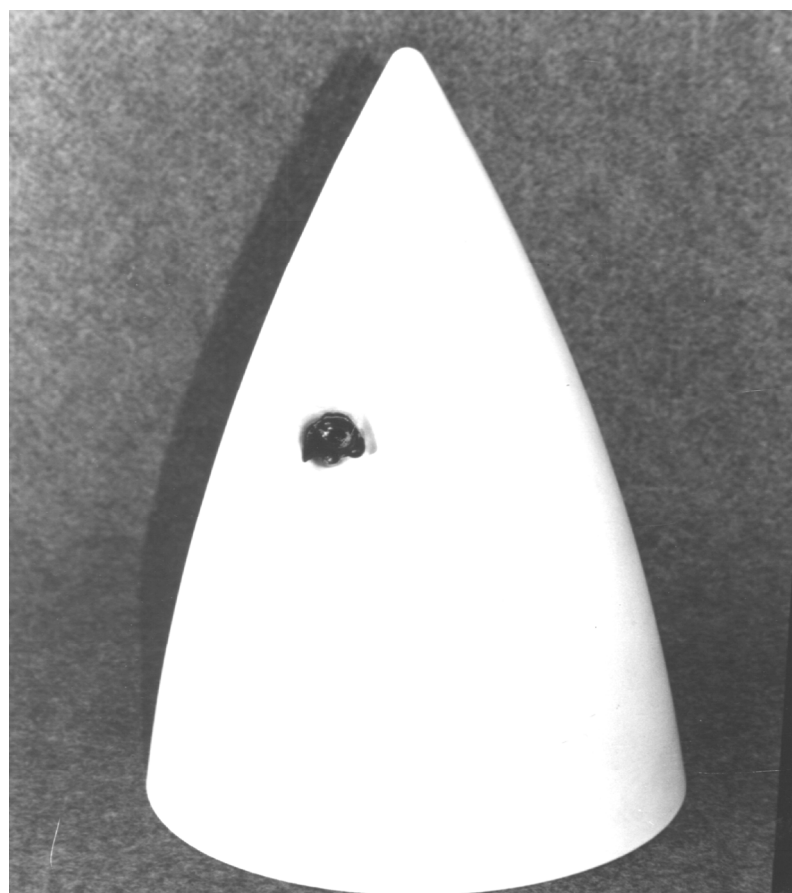


Рис. 4. Фрагмент обтекателя из стеклокерамики с отверстием,

прожженным ацетиленовой горелкой

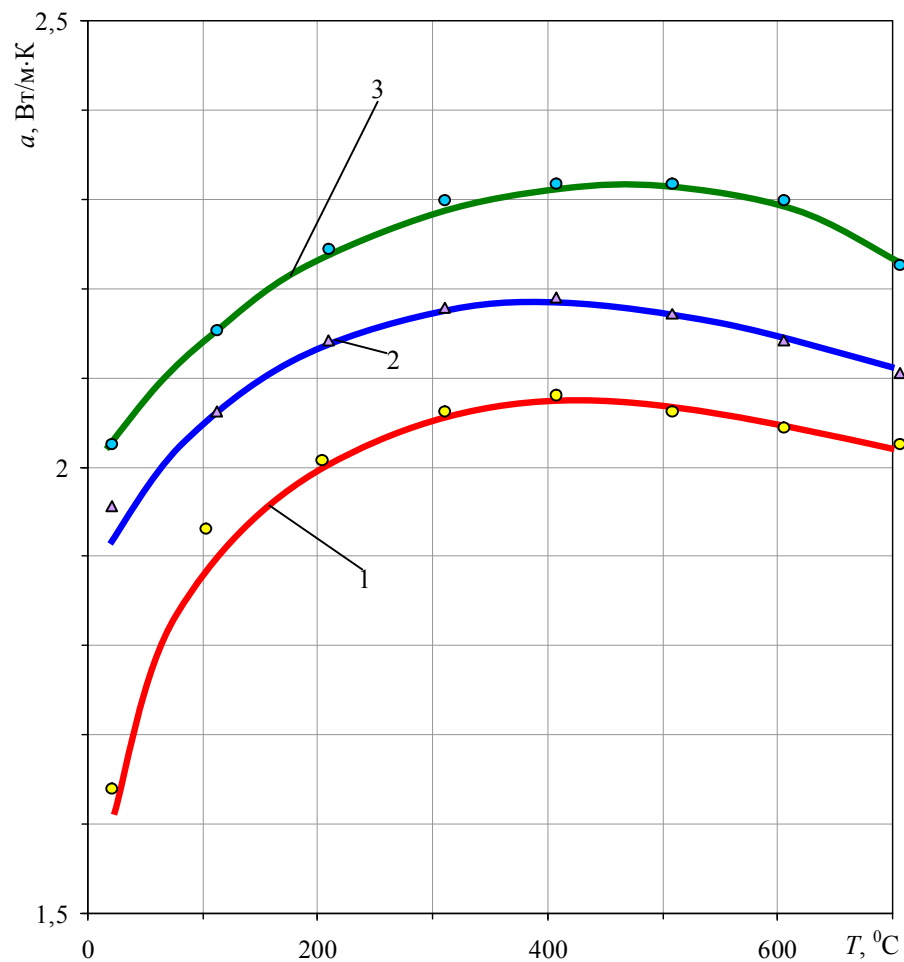


Рис. 5. Зависимость теплопроводности стеклокерамики, ситалла АС-418 и ситалла Пирокерам 9608 от температуры испытаний:
1 – стеклокерамика; 2 – ситалл АС-418; 3 – Пирокерам 9608

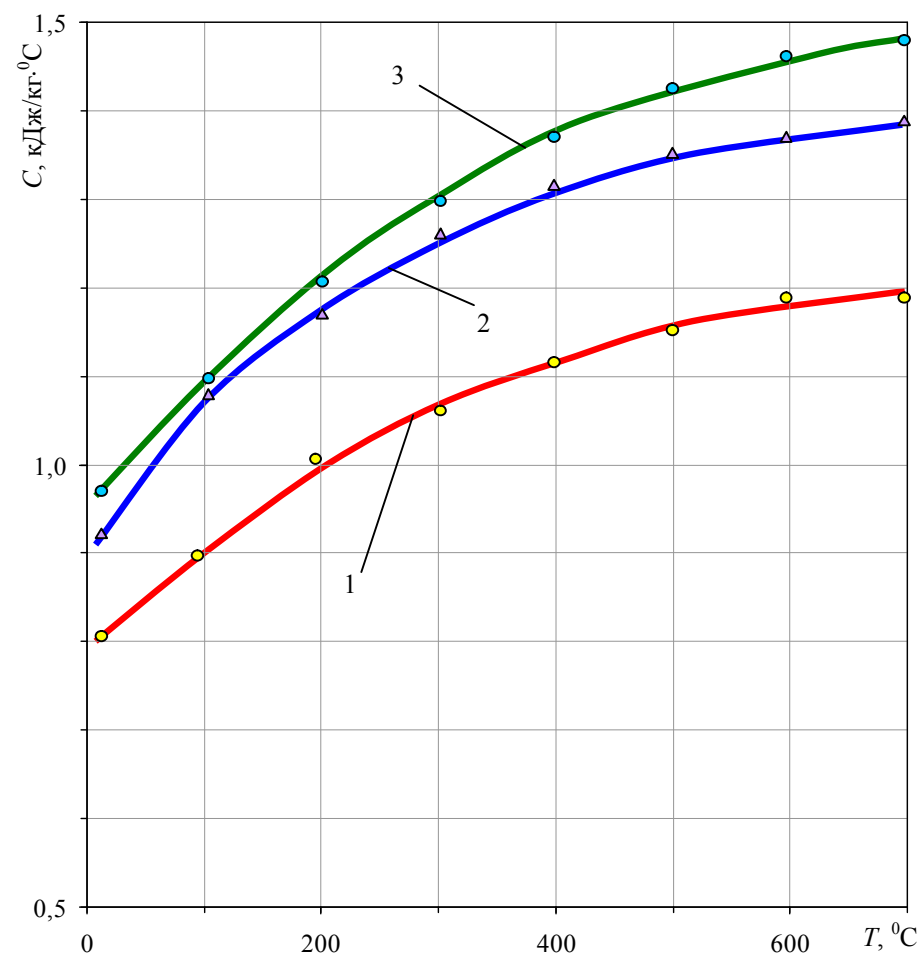


Рис. 6. Зависимость удельной теплоемкости стеклокерамики, ситалла АС-418 и ситалла Пирокерам 9608 от температуры испытаний:
1 – стеклокерамика; 2 – ситалл АС-418; 3 – Пирокерам 9608

Удельная теплоемкость ситаллов и стеклокерамики возрастает с повышением температуры (рис. 6), а характер этих изменений подобен изменениям в стеклах и других видах окисных керамических материалов.

Температуропроводность (рис. 7) является расчетной величиной [8]:

$$a = \lambda / \rho c, \quad (2)$$

где a – коэффициент температуропроводности; λ – коэффициент теплопроводности; ρ – плотность материала; c – удельная теплоемкость.

При проведении исследований установлено, что диэлектрические потери в ситалле АС-418 и стеклокерамике меньше, чем в исходном стекле, так как катионы щелочных металлов в кристаллической решетке менее подвижны, чем в структурной хаотической сетке стекла. Общей тенденцией является увеличение диэлектрических потерь в стеклах, ситаллах и стеклокерамике с повышением температуры.

Диэлектрические потери ситалла АС-418 и стеклокерамики проходят через слабо выраженный минимум, при этом у ситалла АС-418 он приходится на интервал температур 250 ... 350 °С [9], а у стеклокерамики – в интервале температур 400 ... 450 °С. Резкое увеличение диэлектрических потерь у ситалла АС-418 отмечается с повышением температуры от 400 °С, в то время как у стеклокерамики – от 550 °С. Если в интервале температур до 300 °С диэлектрические потери данных материалов сравнимы, то при температурах выше 400 °С потери в стеклокерамике в 2 – 3 раза ниже, чем у ситалла АС-418 (рис. 8, табл. 3). Это явление связано, как это было показано выше, с некоторыми отличиями в химическом и фазовом составе данных материалов. Особенно сказывается повышенное содержание оксида лития и наличие остаточной стеклофазы по границам кристаллов.

Диэлектрическая проницаемость разработанных ситаллов радиотехнического назначения находится в интервале от 5,5 до 7,5 единиц. Поэтому стеклокерамика ОТМ 357, находясь по химическому и фазовому составу в ряду β -сподуменовых ситаллов, по данному параметру не является исключением.

Точно так же, как и при кристаллизации моно-

литного исходного стекла, термообработка стеклокерамики вызывает увеличение значений диэлектрической проницаемости. Рост абсолютных значений диэлектрической проницаемости от исходного состояния вызван главным образом кристаллизацией стекла. Вклад в увеличение диэлектрической проницаемости за счет уплотнения при спекании (т.е. снижения пористости) от 13 ... 15 до 0,1% незначительный, судя по данным спекания однокомпонентных керамических материалов. Так, например, спекание кварцевой керамики от 12 ... 14% до нулевой пористости вызывает увеличение ее диэлектрической проницаемости от 3,3 до 3,7 единиц (10 – 11%). Здесь процессы кристаллизации отсутствуют, и увеличение диэлектрической проницаемости вызвано лишь снижением пористости. В стеклокерамике при тех же изменениях пористости увеличение диэлектрической проницаемости составляет 30%, т.е. 10%-ое увеличение ϵ осуществляется за счет уплотнения материала, а 20%-ое – за счет кристаллизации материала. При этом кристаллизация исходного стекла обеспечивает не только увеличение ϵ , но и существенную стабилизацию диэлектрической проницаемости в широком диапазоне температур (рис. 9, табл. 3). Так, если $\Delta\epsilon$ исходного стекла в интервале температур 20 ... 700 °С составляет 20%, то $\Delta\epsilon$ стеклокерамики в том же температурном интервале не превышает 5%, в то время как $\Delta\epsilon$ ситалла АС-418 составляет 9% [9].

Необходимо отметить, что кроме чисто количественных преимуществ в стабильности диэлектрической проницаемости стеклокерамики по сравнению с традиционно получаемым ситаллом АС-418, она выгодно отличается от последнего тем, что при одном и том же составе стекла позволяет проектировать значения диэлектрической проницаемости в широком диапазоне значений за счет введения в шликер расчетного количества добавок TiO_2 .

Выводы

1. Стеклокерамика ОТМ 357 по термостойкости и стабильности прочностных и диэлектрических свойств

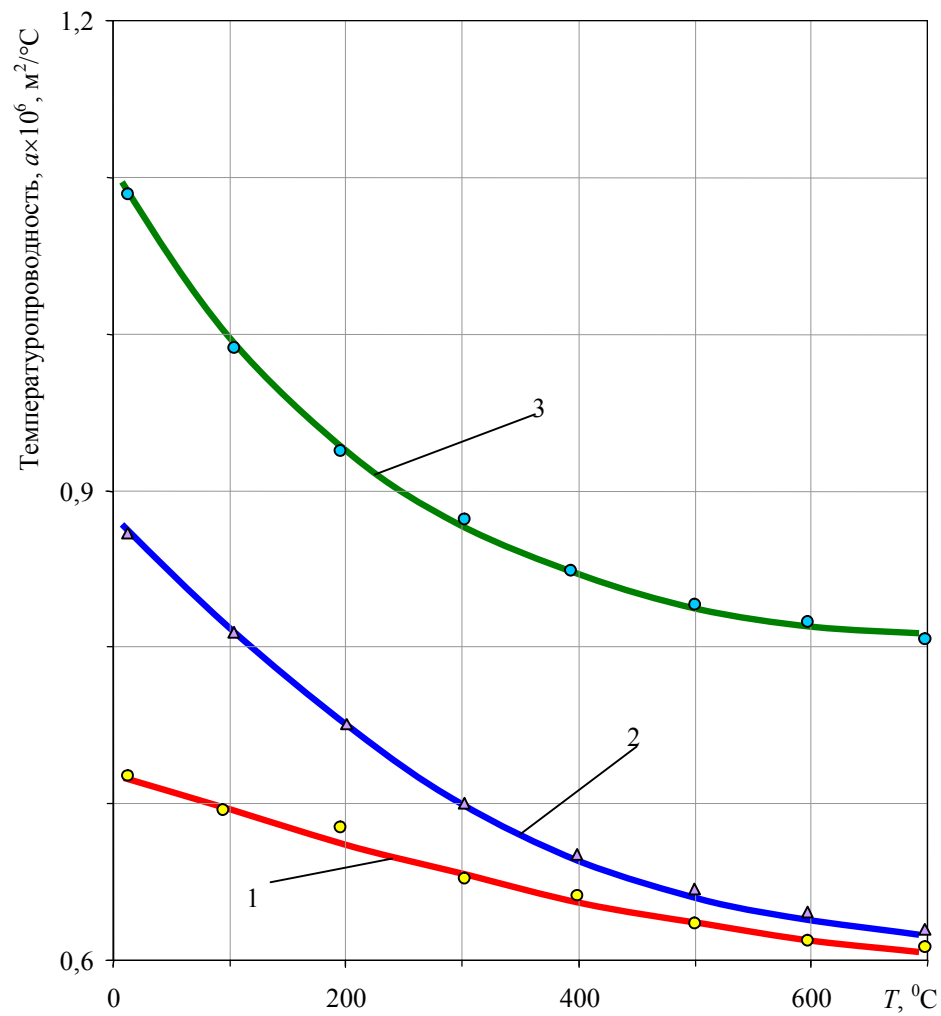


Рис. 7. Зависимость температуропроводности стеклокерамики, ситалла AC-418 и ситалла Пирокерам 9608 от температуры испытаний:
1 – стеклокерамика; 2 – ситалла AC-418;
3 – Пирокерам 9608

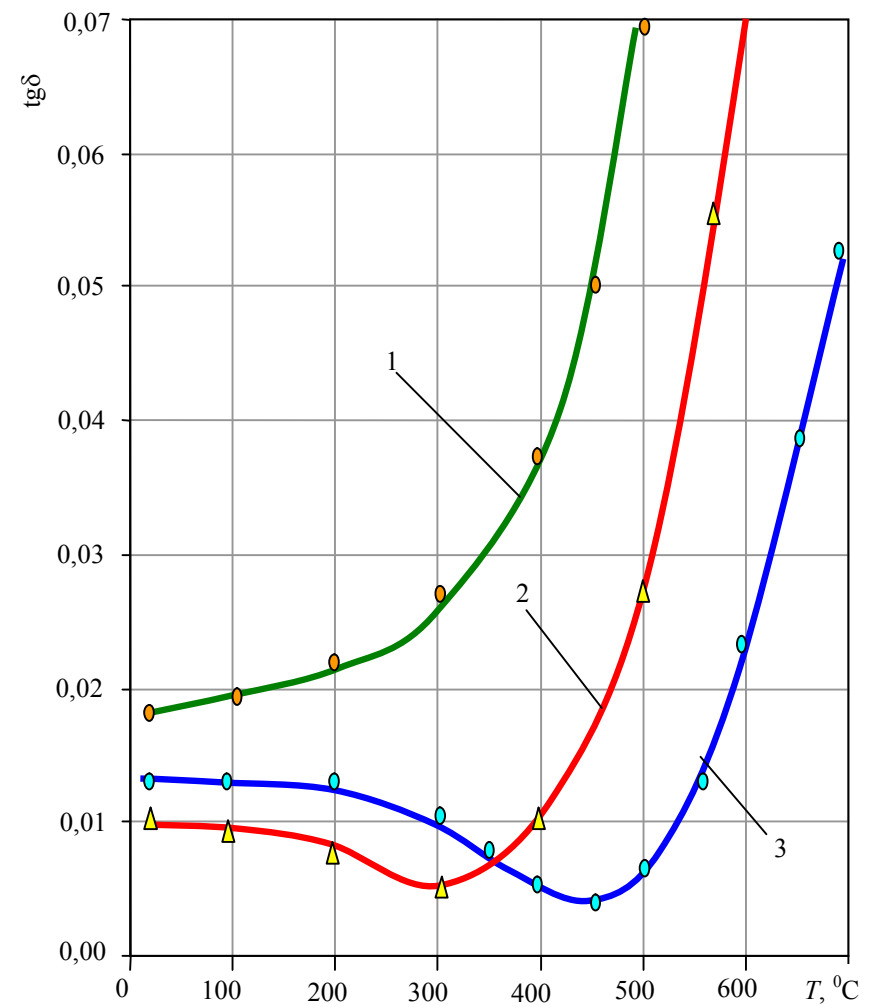


Рис. 8. Температурная зависимость тангенса угла диэлектрических потерь:
1 – литий-алюмосиликатного стекла; 2 – ситалла AC-418;
3 – стеклокерамики

Таблица 3

Относительные изменения ε и $\text{tg}\delta$ различных материалов в интервале температур 200 ... 700 °С

Температура, °С	Исходное стекло		Ситалл АС-418		Стеклокерамика ОТМ 357	
	$\Delta\varepsilon$, %	$\Delta\text{tg}\delta$, %	$\Delta\varepsilon$, %	$\Delta\text{tg}\delta$, %	$\Delta\varepsilon$, %	$\Delta\text{tg}\delta$, %
100	2,0	+16,7	0	-5,0	0	-5,2
200	4,1	+33,3	0	-16,5	0	-16,8
300	6,6	+55,6	0,4	-45,0	0	-28,0
350	7,9	+77,8	0,6	-33,3	0	-36,0
400	9,9	+105,6	1,0	+11,0	0,7	-40,8
450	10,7	+177,8	1,5	+83,0	1,2	-40,8
500	12,4	+288,0	1,9	+233,3	1,5	-28,8
550	14,0	—	2,6	+400,0	2,1	-7,2
600	16,5	—	3,9	+511,1	3,5	+8,0
650	18,2	—	6,5	+733,3	4,0	+212,8
700	19,8	—	9,0	—	4,6	+335,2

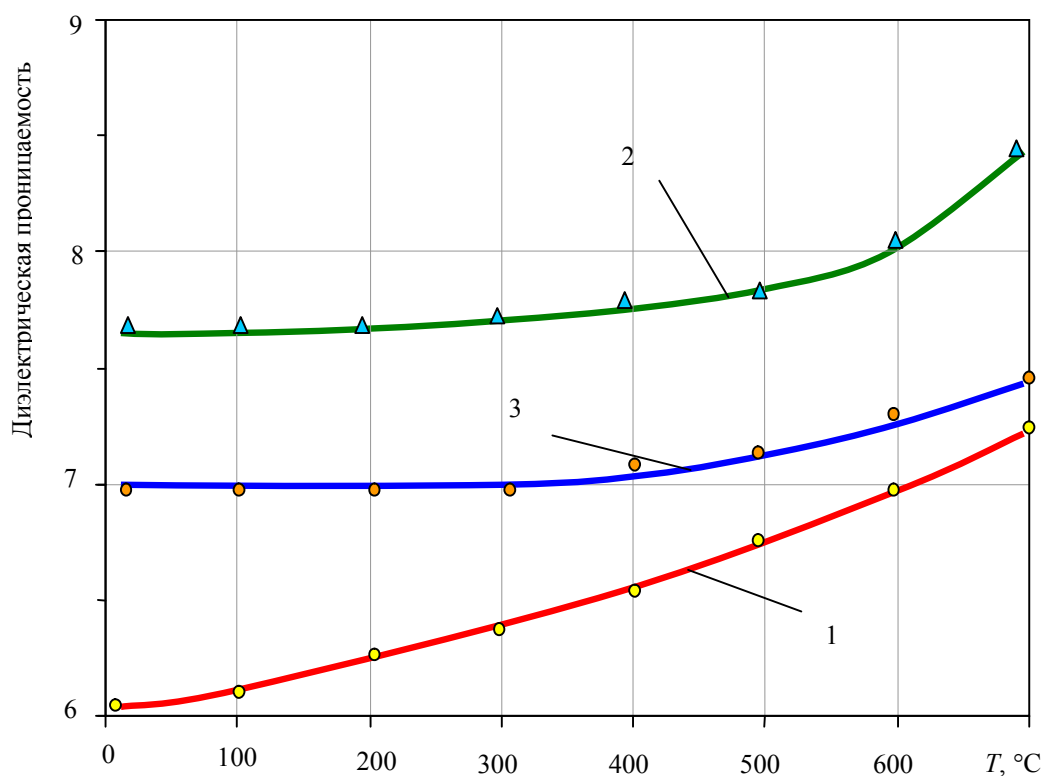


Рис. 9. Температурная зависимость диэлектрической проницаемости:

1 – литий-алюмосиликатного стекла; 2 – ситалла АС-418;

3 – стеклокерамики

в диапазоне температур от 20 до 1175 °С отвечает требованиям к материалам обтекателей радиоантенн высокоскоростных ЛА и существенно их превосходит зарубежные аналоги.

2. Установлено, что высокая термостойкость стеклокерамики обусловлена достаточно низкими значениями ее модуля упругости и КЛТР сравнимыми с уровнем аналогичных свойств лишь кварцевой керамики, а также мелкозернистой структурой и оптимально сформированным фазовым составом материала. Такое благоприятное сочетание теплофизических и упругих свойств материала связано с наличием небольшого количества закрытых пор, которые в комплексе с керамоподобной структурой являются препятствиями распространению трещин. Проведенный расчет показал, что стеклокерамика ОТМ 357 по термостойкости лишь незначительно уступает пористой кварцевой керамике. Данные расчета подтверждены экспериментом, когда материал, в отличие от образцов из закристаллизованной стеклозаготовки, не обнаруживает видимых следов разрушения при прожигании в нем отверстий ацетиленовой горелкой.

3. Установлено, что основной вклад в увеличение диэлектрической проницаемости при синтезе стеклокерамики вносит кристаллизация стекла с формированием оптимального фазового состава материала. Существенное снижение прироста диэлектрической проницаемости и диэлектрических потерь в стеклокерамике ОТМ 357 по сравнению с ситаллом АС-418 β -сподуменового состава вызвано более низким содержанием в ней остаточной стеклофазы, являющейся основным источником потерь в стеклокристаллических материалах.

4. Приведенные паспортные характеристики стеклокерамики ОТМ 357 позволяют проводить тепловые и радиотехнические расчеты при проектировании обтекателей.

антенн летательных аппаратов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т “ХАИ”. – 2004. – Вып. 23. – С. 217 – 228.

2. Полешко А.П., Горелик Е.Т. О прочности технических ситаллов и стекол при растяжении // Проблемы прочности. – 1981. – № 3. – С. 73 – 79.

3. Радиопрозрачные обтекатели летательных аппаратов: проектирование, конструкционные материалы, технология производства, испытания: Учеб. пособие / А.Г. Ромашин, В.Е. Гайдачук, Я.С. Карпов, М.Ю. Русин. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т “ХАИ”, 2003. – 239 с.

4. Экспериментальные исследования конструкции узла соединения антенного обтекателя с корпусом ракеты / А.И. Туманов, М. Ю. Русин, А.Н. Хора и др. // Синтез, технология производства и методы испытания жаропрочных неорганических материалов. – 1978. – С. 60 – 64.

5. Липовцев Ю.В. Методы расчета термонапряженного состояния конструкций типа оболочек вращения из неорганических материалов // Жаропрочные неорганические материалы. – 1977. – Вып. 5. – С. 356 – 375.

6. Седоков Л.М., Мартыненко А.Г., Симоненко Г.А. Радиальное сжатие, как метод механических испытаний // Заводская лаборатория. – 1977. – Т. 43, № 1. – С. 98 – 100.

7. Конструкционная прочность стекла и ситаллов / Г.С. Писаренко, К.К. Амелянович, Ю.И. Коцуб и др. – К.: Наук. думка, 1979. – 283 с.

8. Основы теплопередачи в авиационной и ракетной технике / В.С. Авудевский, Ю.И. Данилов, В.К. Кошкин и др. – М.: Оборонгиз, 1960. – 389 с.

9. Исследование термостойких ситаллов / В.Н. Дубовик, А.М. Райхель, В.Н. Павлова, Л.Г. Ивченко // Проблемы прочности. – 1981. – № 11. – С. 60 – 65.

Литература

1. Гайдачук В.Е., Русин М.Ю., Хамицаев А.С. Прочностные и упругие свойства стеклокерамического материала ОТМ 357 для обтекателей радио-

Поступила в редакцию 26.07.2004

Рецензент: канд. техн. наук, проф. В.В. Кириченко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ, С.А. ЯШИН, А.С. КАРТАШЕВ

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

ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА ЛЕГКИХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ МЕТОДОМ ПОДОБИЯ

Представлен анализ доминирующих факторов, принципиальным образом определяющих облик летательных аппаратов. Предложен системный подход к формированию облика высокоскоростных легких БЛА на основании теории размерности и подобия, минуя дорогостоящую стадию разработки, связанную с натурными продувками моделей в аэродинамических трубах.

беспилотный летательный аппарат, теория размерности и подобия, масштабный фактор, средняя плотность летательного аппарата, скорость летательного аппарата, масса летательного аппарата

1. Основные проблемы создания легких БЛА

Таблица 1

Основные этапы создания летательного аппарата

Любому этапу научно-технической революции свойственно гипертрофированное развитие «прорывной» отрасли на фоне относительной отсталости всех остальных. Именно с этих позиций следует рассматривать положение, сложившееся в области беспилотных авиационных комплексов (БАК) легкого класса. Господствующая «авиамоделльная» концепция, беспилотные летательные аппараты (БЛА) массой 10 – 100 кг выглядит не вполне адекватно прогрессу в области авионики и микропроцессорной техники. Доступность авиамоделльной элементной базы породило иллюзию удешевления и «демократизации» процесса НИОКР. Возникшее в последнее время бессистемное множество разнотипных БЛА данного класса с близкими ТТХ является порождением такого рода представлений [1, 2].

Тем не менее, элементарный анализ соотношения затратности этапов НИОКР и массы БЛА (табл. 1) показывает, что масштабный фактор слабо влияет на стоимость разработки БАК в целом.

Для выполнения функциональных задач БЛА малой массы, ввиду небольшой дальности полета, должен передвигаться вместе с машинами сопровождения, т.е. следует оценивать стоимости эксплуатации единицы массы комплекса, а не только БЛА.

№ п/п	Этапы НИОКР	Связь массы БЛА и затрат
1.	Разработка ТТТ, ТТХ	нет
2.1	Разработка технического предложения	нет
2.2	НИР, сопровождающие аванпроект	нет
2.3	Разработка эскизного проекта БЛА	не явная *
2.4	Разработка эскизного проекта комплекса обслуживания	нет
3.1	Разработка эскизного проекта БЛА	нет
3.2	НИР сопровождающие эскизное проектирование	нет
3.3	Разработка эскизного проекта комплекса обслуживания БЛА	нет
4.1	Разработка рабочей конструкторской документации на БЛА	есть
4.2	Разработка рабочей конструкторской документации наземного комплекса	нет
5.1	Выпуск испытательной партии БЛА	есть
5.2	Выпуск испытательной партии комплекса обслуживания БЛА	нет
6.1	Заводские испытания всего комплекса	не явная *
6.2	Выпуск доработок, исправлений	не явная *
7.1	Контрольные испытания.	не явная *

* – существует зависимость, опосредованная другими характеристиками

При массе комплекса в несколько тонн, несмотря на то, что стоимость эксплуатации наземных средств передвижения ниже авиационных, стои-

мость эксплуатации комплекса со 100 кг БЛА станет эквивалентной эксплуатации БЛА весом несколько тонн со стационарной позицией обслуживания.

Исходя из вышеизложенного, можно четко сказать, что связь между стоимостью создания БЛА малой массы и аппаратами 1 – 10 тонн нелинейна, эксплуатация и производство комплексов с БЛА массой до 100 кг позволит сократить стоимость не в десятки раз, а меньше, чем на порядок. Следовательно, средства, затрачиваемые при проектировании на 1 кг БЛА массой до 100 кг, выше в несколько раз, чем при проектировании БЛА массой 1 – 10 тонн.

Существующие двигательные установки (ДУ) для БЛА массой 10 – 100 кг часто не отвечают требованиям надежности и экономичности, что приводит к дополнительному удорожанию проектирования БЛА [3]. Бурно развивающаяся электронная составляющая ставит проектировщиков перед необходимостью обновления оборудования БАК на поздних стадиях НИОКР из-за появления новых аналогов с лучшими характеристиками.

Из-за существенно меньшего объема средств, выделяемых на разработку малоразмерных БЛА, возникла проблема достижения качества проектирования, сопоставимого с достигнутым для полноразмерных аппаратов, но при условии сокращения сроков и стоимости НИОКР.

2. Постановка задачи и цель исследований

Указанная проблема может быть решена путем создания на основе критериев подобия методики ускоренного проектирования БЛА меньшей массы (масштаба) на базе существующего прототипа с сохранением заданного набора его характеристик с использованием следующих факторов:

1) **увеличения необходимой тяги** (с сохранением максимальной скорости полета прототипа большего масштаба ценой к удорожанию единицы массы ДУ);

2) **увеличения необходимого запаса горючего** (рост соотношения: горючее + ДУ / масса аппарата при соответствующем снижении относительной массы оборудования);

3) **снижения мощности рулевых машинок** (как следствие уменьшения площадей управляющих поверхностей);

4) **мероприятий по снижению коэффициента сопротивления** (уменьшение миделя за счет устранения шасси, фонаря, узлов подвески; улучшение чистоты поверхности аппарата, снижение коэффициента трения).

Целью данной статьи является формирование облика легкого, скоростного беспилотного аппарата методом подобия.

3. Существующие подходы к подобному преобразованию летательного аппарата

Набор основных зависимостей, задающих подобные преобразования при изменении масштаба летательного аппарата, представлен ниже.

1. Потребная мощность двигателя растет пропорционально кубу скорости полета [4].

2. Скоростной напор растет пропорционально квадрату увеличения линейного размера двигателя.

3. При геометрически подобном преобразовании летательных аппаратов с аэродинамическим способом создания подъемной силы и сохранении неизменными летных характеристик взлетная масса изменяется пропорционально квадрату линейных размеров [5].

4. При геометрически подобном преобразовании плотность компоновки изменяется по линейному закону (табл. 2), что является ограничивающим условием.

Сравнивая характеристики аппаратов, приведенные в табл. 2, можно заключить, что если масса из-

менилась по квадратному закону $\sqrt{\frac{4670}{45}} = 10,187$,

Таблица 2

Характеристики БЛА

Название	Northrop Grumman ADM-160 <i>MALD</i> [6]	Vought SSM-N-8/RGM-6 <i>Regulus</i> [7]
Датировка раз-работок, г.	1999	1954
размах крыла, м	0,65	6,4
площадь м ²	0,13	
Взлетная мас-са, кг	45	4670
Скорость поле-та, м/с	272	267
Дальность по-лета, км	460	925
Тяга, Н	220	20000
Тяговоору-женность	0,489	0,366
Объем ЛА, м ³	0,043	13,8
Средняя плот-ность ЛА, кг/м ³ **	1046	338

** – плотности найдены по материалам открытой печати

то тяга тоже изменится аналогично и составит

$$20000 \cdot \left(\frac{1}{10,187^2} \right) = 193Н, \text{ что, в общем, близко к}$$

истинному значению. Далее для выяснения ха-рактера изменения геометрических размеров при наличии верхнего ограничения возрастающей при этом плотности летательного аппарата про-анализировано соотношение между геометриче-скими параметрами аппаратов, представленное в табл. 3.

Из табл. 3 видно, что при достижении макси-мально возможной плотности аппарата ее умень-шают, изменяя длину фюзеляжа по закону, отли-чающемуся от квадратного, а диаметр уменьшают по квадратному закону. Соответствующее измене-ние объема приближенно оценивается произведени-ем отношений линейных характеристик геометриче-

$$\text{ски подобных ЛА: } \frac{10,1 \cdot 1,4 \cdot 6,4}{2,38 \cdot 0,15 \cdot 0,65} = 398,985.$$

Тогда изменение плотности составит

$$\frac{m_2 \cdot v_1}{m_1 \cdot v_2} = \frac{45 \cdot 10,1 \cdot 1,4 \cdot 6,4}{4670 \cdot 2,38 \cdot 0,15 \cdot 0,65} = 3,759,$$

т.е. плотность компоновки летательных аппаратов возросла за 45 лет (табл. 2) примерно в 3,759 раз.

Таблица 3

Геометрические характеристики БЛА

Название	Northrop Grumman ADM-160 <i>MALD</i>	Vought SSM-N-8/RGM-6 <i>Regulus</i>
Длина, м	2,38	10,1
Диаметр фюзе-ляжа, м	0,15	1,4
Размах крыла, м	0,65	6,4

В первом приближении рациональное значение нагрузки на 1 м² может быть получено из рассмотре-ния подобия в зависимости от взлетного веса [8]. Действительно, площадь крыла пропорциональна квадрату линейных размеров, а взлетный вес можно уменьшать по квадратному закону в ограниченном диапазоне изменения линейных размеров.

Исходя из приведенных выше зависимостей можно сделать вывод, что использование закона квадрата-куба в чистом виде для уменьшения само-лета и получения из него БЛА не представляется возможным, в то время, как задачей исследований является получения правила масштабного уменьше-ния с сохранением ТТХ ЛА-прототипа.

4. Результаты исследований

Основными полезными функциями ЛА являют-ся: масса полезного груза, дальность полета и ско-рость полета. Заданные функциональные свойства ЛА реально могут быть обеспечены за счет достиг-нутой миниатюризации бортового оборудования (малогабаритных видеокамер, пьезо-гироскопов) примерно до 1 кг, что позволяет исключить из рас-смотрения массу полезной нагрузки, как один из доминирующих факторов.

Если в качестве целевой функции выбрать полу-чение максимальной скорости (для получения даль-ности полета, исходя из ТТХ), то дальность будет вторичной функцией скорости полета и массы лета-тельного аппарата.

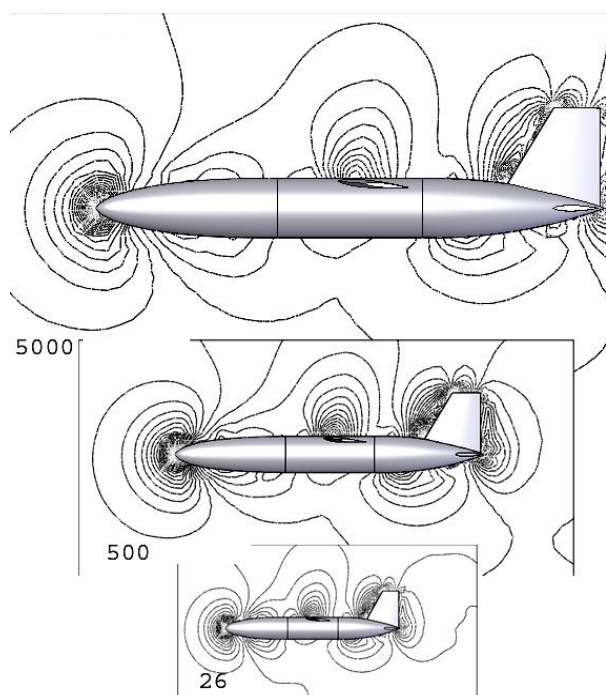


Рис. 1. Изолинии давлений

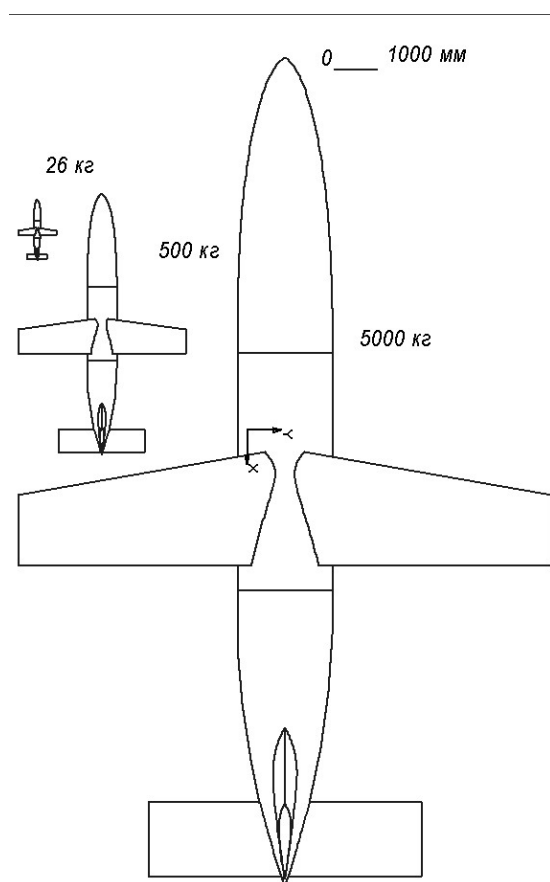


Рис. 2. Масштабные модели беспилотных аппаратов

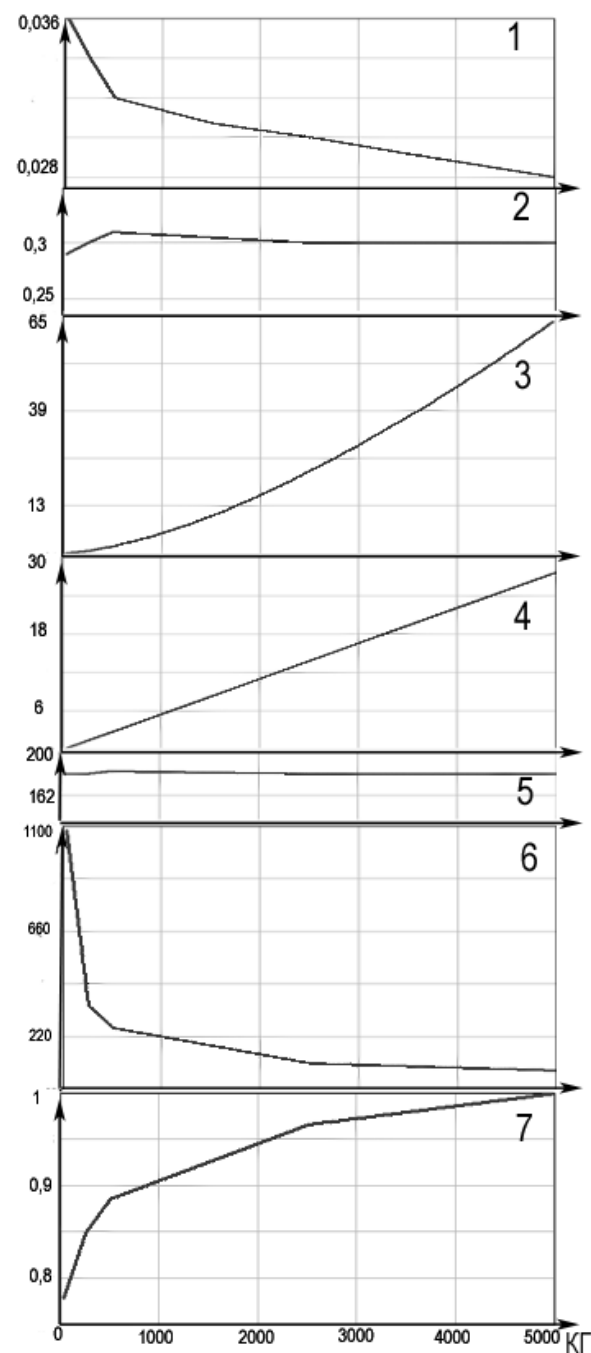


Рис. 3. Зависимость параметра от массы БЛА:

- 1 – коэффициента сопротивления;
- 2 – коэффициента подъемной силы;
- 3 – объема летательного аппарата $V \sim l^3$ $m \sim l^3$;
- 4 – площади крыла $S \sim l^2$ $m \sim l^3$;
- 5 – нагрузки на крыло;
- 6 – плотности летательного аппарата;
- 7 – дальности полета, за единицу принята дальность прототипа массой 5 тонн

При проведении исследований по закону квадрата-куба был разработан внешний облик пяти моделей летательных аппаратов массой 26, 250, 500, 2500

и 5000 кг. Изолинии давлений и масштабный рисунок исследуемых аппаратов представлены на рис. 1, 2. Расчет проведен для полета у земли со скоростью 148 м/с.

Для всех моделей был проведен аэродинамический расчет, основные результаты которого содержатся в табл. 4. На основании табл. 4 построен ряд зависимостей (рис. 3), главным образом определяющих облик летательного аппарата.

Таблица 4

Характеристики спроектированных БЛА

Масса БЛА, кг	26	250	500	2500	5000
Объем, м ³	0,024	0,716	1,949	22,63	64,27
Плотность, кг/м ³	1083	349,2	256,5	110,4	77,8
Площадь крыла, м ²	0,144	1,385	2,736	13,84	27,69
Нагрузка на крыло	180,5	180,5	182,7	180,6	180,55
Сила лобового сопротивления, Н	73,8	650,7	1247	5717	11040
Подъемная сила, угол 5° Н	595,5	5916	12084	59140	118300
C_x	0,036	0,034	0,032	0,30	0,028
C_y	0,29	0,3	0,31	0,3	0,3
Длина размер, м	1,4	4,34	6,1	13,72	19,41

Выводы

По результатам, приведенным в табл. 4, можно сделать вывод, что рост сопротивления с уменьшением размеров – не главное препятствие при создании малоразмерных БЛА. Главную проблему составляет рост средней плотности летательного аппарата. С этим ограничением связана проблема создания скоростного малоразмерного БЛА.

Для сохранения ТТХ БЛА при использовании критериев подобия сечения, перпендикулярные полету, необходимо изменять строго по квадратной

зависимости от линейного размера, исходя из изменения сопротивления, а сечения, параллельные полету, допустимо изменять по зависимости, лежащей между квадратной и кубической, соответственно заданным ТТХ. В зависимости, от того, по какой зависимости будет проводится уменьшение, можно будет создать аппарат со скоростью полета, близкой к скорости прототипа с плотностью компоновки, реально достижимой на данном этапе развития авиационной техники.

Литература

1. Данные по БЛА [электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.airwar.ru>.
2. Данные по крылатым ракетам [электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.designation-systems.net>.
3. Данные по двигателям [электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.amtjets.com>.
4. Борисенко А.И. Газовая динамика двигателей. – М.: Оборонгиз, 1962. – 140 с.
5. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций, теоретические основы // Полет. – 2000. – №1. – С. 31 – 35.
6. Kenneth Munson Jane's Unmanned Aerial Vehicles and Targets, Issue 15, Jane's, 2000.
7. Norman Friedman US Naval Weapons, Conway Maritime Press, 1983.
8. Проектирование самолетов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

Поступила в редакцию 8.09.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Н.В. Белан, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 539.3.001.24

П.Д. ДОЦЕНКО, В.Н. ДАНИЛОВ, С.В. ЛАДНИЧ

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

РАСЧЕТ НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ СФЕРИЧЕСКИХ ОБОЛОЧЕК

Предлагается расчет статики тонкостенных сферических оболочек вращения. В качестве объекта исследования взяты некоторые тестовые задачи. Для расчета авторы пользуются новым методом рекуррентных соотношений. Показаны преимущества данного подхода по сравнению с другими известными аналитическими и численными методами.

асимптотический метод, метод Ньютона–Канторовича, метод конечных элементов, метод рекуррентных соотношений, общая моментная теория, простая задача, конструкция

Введение

Математические модели напряженно-деформированного состояния (НДС) оболочек вращения в общем случае нелинейные и довольно громоздкие. В связи с этим проблема получения надежных решений для оболочек произвольной формы и достаточно общего вида нагружения до сих пор остается актуальной. Проблемы построения и сходимости численных решений усугубляются и наличием быстро возрастающих и быстро убывающих решений, что существенно влияет на точность результатов.

В статье для анализа НДС сферических оболочек в линейной постановке предлагается использовать численный метод рекуррентных соотношений, позволивший существенно повысить точность, быстродействие и надежность получения результатов. Эти и некоторые другие особенности данного подхода являются несомненным преимуществом при проектировании элементов конструкций летательных аппаратов.

1. Некоторые методы исследования задач статики сферических оболочек

Аналитический расчет статики сферической оболочки можно реализовать, например, расчленением общего НДС на безмоментное состояние и простой краевой эффект. Решение для осесимметричной и обратносимметричной деформаций сферической

оболочки этим способом можно найти, например, в работе [1]. Для интегрирования однородного дифференциального уравнения, которое в свою очередь получено методом комплексных усилий, используется асимптотический метод, согласно которому введением новой искомой функции Z однородное уравнение приводится к виду

$$\frac{d^2 Z}{d\theta^2} - \Lambda^2 Z = 0. \quad (1)$$

В уравнении (1) параметр Λ является в свою очередь сложной функцией, содержащей целый ряд слагаемых. При этом в работе [1] оговаривается, что приближенное решение ищется с точностью до слагаемых порядка $1/\Lambda$ по сравнению с единицей. Это упрощение в частности для сферических оболочек подразумевает, что

$$-\frac{1}{\sin^2 \theta} + \frac{2 + \cos^2 \theta}{4 \sin^2 \theta} = 0. \quad (2)$$

Упрощения в работе [1] продолжены и при получении конечных формул для расчета НДС. Например, в формуле (4.87) работы [1] пренебрегают рядом подчеркнутых слагаемых и т. д.

В данном случае, понятно, что подобного рода упрощения вынужденные, иначе получить аналитический расчет сферической оболочки невозможно. Тем не менее, несмотря на существенные упрощения при построении решения для сферической оболочки, в некоторых случаях оно приводит к

вполне приемлемым результатам. Сравнение этого расчета с расчетом по методу рекуррентных соотношений показано несколько ниже.

В связи с трудностями, возникающими при аналитическом решении задач подобного рода, естественным является привлечение численных методов.

Так, например, в работе [2] целый ряд комбинированных задач, в том числе содержащих и сферические элементы, решается при помощи процесса последовательных приближений на основе метода Ньютона – Канторовича. Однако, применение этого подхода нельзя считать универсальным. Изменение формы, исходных данных, граничных условий задачи требует существенных корректировок и изменений в алгоритме и программе расчета.

Наиболее общим методом решения задач статики деформируемого тела является метод конечных элементов (МКЭ). Но, как известно, предпроцессорная подготовка к расчету и сам процесс расчета по МКЭ является индивидуальным для каждой задачи, занимает продолжительное время и требует достаточно высокой подготовки пользователя, а результаты расчета не всегда оказываются адекватны.

2. Метод рекуррентных соотношений

В связи с недостатками, присущими разным методам, в работе предлагается реализация расчета относительно новым подходом – методом рекуррентных соотношений (МРС). Этот метод лишен многих недостатков, присущих другим методам, и обладает рядом существенных преимуществ. МРС позволяет в общей моментной постановке, вести расчет произвольной комбинации элементов оболочек вращения с произвольным видом распределения нагрузок и любыми сочетаниями граничных и промежуточных условий связи.

В МРС без затруднений реализуется учет жестких промежуточных или упругих вставок, фланцев, шпангоутов и т. п. Без каких-либо принципиальных перестроек и изменений алгоритма и программы

выполняется расчет как простых, так и составных оболочечных конструкций. При этом метод рекуррентных соотношений показывает высокую точность, надежность и скорость расчета.

Целью данной работы является показать на тестовых задачах работоспособность МРС при расчете тонкостенных сферических оболочек и сравнить эти результаты с результатами расчета по методам, изложенным в п.1 данной работы.

Не углубляясь в детали и особенности метода рекуррентных соотношений, с которыми можно ознакомиться в работах [3] и [4], в качестве первого примера рассмотрим сравнительно простую задачу – сферический сегмент, изображенный на рис. 1. Оболочка нагружена касательной p_1 и нормальной p_n распределенными нагрузками.

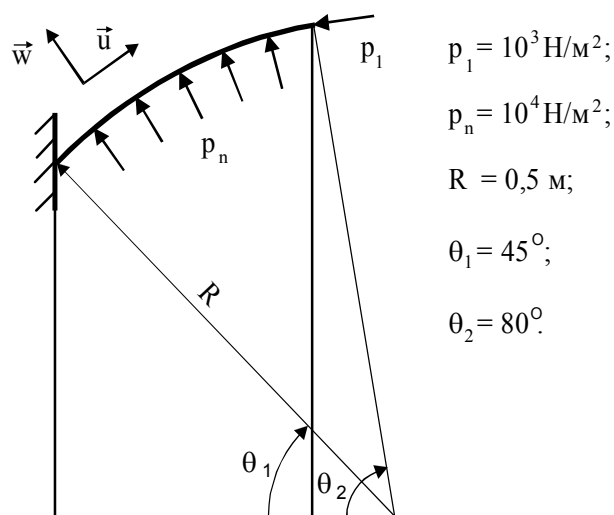


Рис. 1. Сферический сегмент

Эту задачу можно решить по приближенной методике изложенной в работе [1]. Упрощения при решении системы уравнений, о которых говорилось выше, естественно, приводят к заметным погрешностям в результатах, что и отражает более точный расчет по методу рекуррентных соотношений.

На рис. 2 приводятся расчетные кривые для угла поворота ϑ_1 , перерезывающей силы Q_1 и изгибающего момента M_1 , полученные аналитическим путем и по методу рекуррентных соотношений.

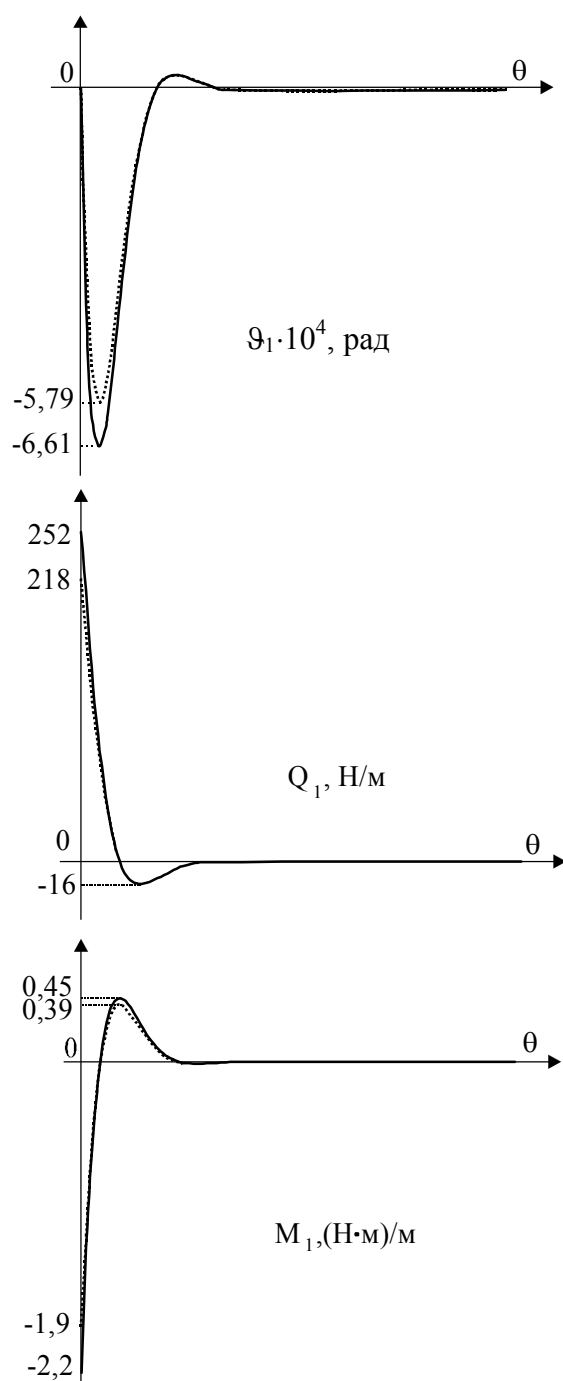


Рис. 2. Угол поворота, нормальная сила и изгибающий момент

На графиках результаты расчета по методу рекуррентных соотношений показаны сплошной линией, аналитического расчета по работе [1] – пунктирной. Для всех трех приведенных на рис. 2 параметров числа вблизи защемленного края расходятся примерно на 13%, что на наш взгляд соизмеримо с упрощениями, о которых говорилось выше.

Рассмотрим еще один пример, а именно, конструкцию, изображенную на рис. 3, аналитический расчет которой невозможен. В работе [2] предлагается численное решение этой задачи.

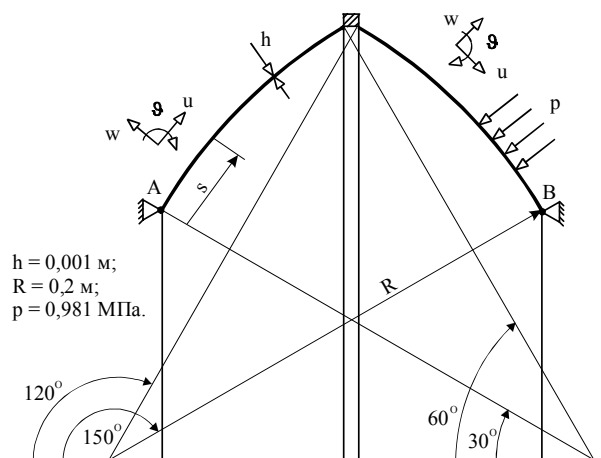


Рис. 3. Конструкция со сферическими сегментами

Численное сравнение результатов в точке А и В по работе [2] и по методу рекуррентных соотношений представлено в табл. 1.

 Таблица 1
Сравнение МРС с методом Ньютона-Канторовича по результатам расчета

	Точка	По раб. [2]	По МРС
T_1 , Н/м ²	A	-39251,09067	-45820,392001
	B	-39251,09067	-45820,392001
Q_1 , Н/м ²	A	-3711,666082	-3895,170695
	B	3711,666082	3895,170695
$\vartheta \cdot 10^2$, рад	A	1,394868924	1,283318630
	B	-1,394868922	-1,283318630

Из табл. 1 видно, что результаты несколько расходятся. Это связано с тем, что при расчете в работе [2] пользуются методом ортогонализации, точность расчета по которому зависит от оптимального разбиения на интервалы интегрирования. С одной стороны при увеличении дискретности коэффициенты матрицы уменьшаются и на отдельно взятом участке можно получить более точное решение, а с другой стороны возрастание числа участков вызывает постепенное накопление погрешностей.

Кроме того, в работе [2] предлагаются результаты только лишь в граничных точках. Это скорее всего связано с проблемами получения результатов в промежуточных точках по методу Ньютона – Канторовича. Метод рекуррентных соотношений позволяет определить любой расчетный параметр в любой расчетной точке поверхности конструкции. Это продемонстрировано на рис. 4 кривыми для меридионального напряжения σ_1 и напряжения по параллели σ_2 .

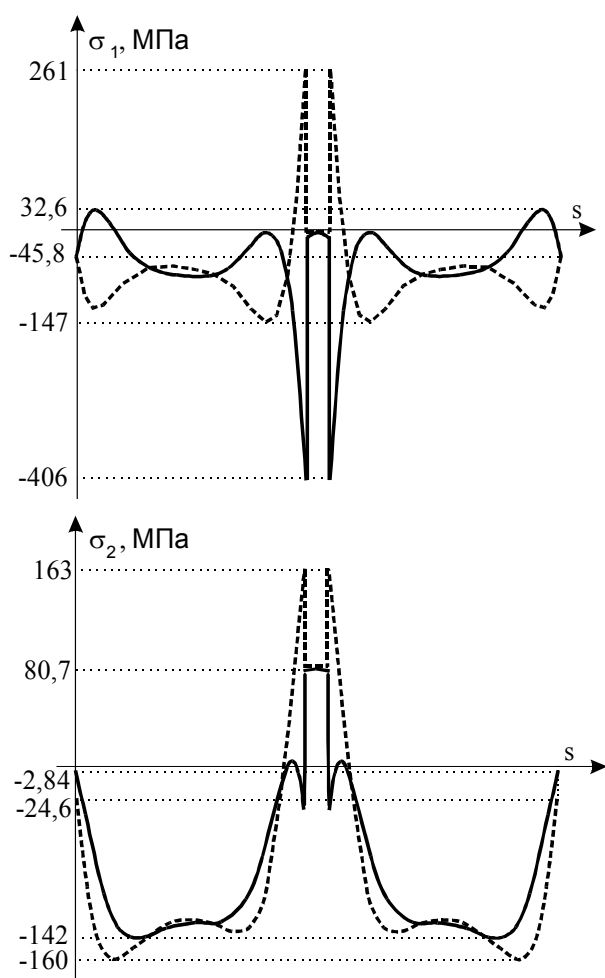


Рис. 4. Меридиональное напряжение и напряжение по параллели

На рис. 4 показаны сплошной линией графики для напряжений на внутренней поверхности конструкции, пунктирной линией напряжения на внешней поверхности конструкции. Как видно из рис. 4, максимальные напряжения превышают допу-

стимые для стали при таком виде нагружения, что не было учтено в работе [2].

Заключение

В заключение следует отметить целый ряд преимуществ, которыми обладает метод рекуррентных соотношений:

- 1) возможность решение задач в общей моментной постановке без каких-либо упрощений в системе дифференциальных уравнений;
- 2) возможность нахождения результата для расчетного параметра в любой точке поверхности исследуемого объекта;
- 3) высокая точность, надежность и скорость получения решения задачи;
- 4) возможность расчета конструкций, содержащих любые промежуточные включения, и имеющей любые граничные условия.

Литература

1. Новожилов В.В. Линейная теория тонких оболочек / В.В. Новожилов, К.Ф. Черных, Е.И. Михайловский. – Л.: Политехника, 1991. – 656 с.
2. Статика и динамика тонкостенных оболочечных конструкций / А.В. Кармишин, В.А. Лясковец, В.И. Мяченков, А.Н. Фролов – М.: Машиностроение, 1975. – 376 с.
3. Черночуб И.П. Динамика трубопроводных систем / И.П. Черночуб, А.Е. Попов, П.Д. Доценко. – Х.: Основа, 1998. – 223 с.
4. Доценко П.Д. Метод рекуррентных соотношений в статике конических оболочек // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Вып. 34 (3). – С. 74 – 81.

Поступила в редакцию 2.09.2004

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. В.С. Проценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 629.73.002:666.775

М.Ю. РУСИН¹, А.Г. РОМАШИН¹, П.И. КАМНЕВ²¹ Обнинское научно-производственное предприятие «Технология», Россия² ОКБ «Новатор», Россия

ОПЫТ РАЗРАБОТКИ ГОЛОВНЫХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Проведен анализ состояния разработки головных обтекателей летательных аппаратов в России и за рубежом. Изложен опыт разработки данного класса изделий в Обнинском научно-производственном предприятии «Технология» и ОКБ «Новатор».

головные обтекатели летательных аппаратов, характеристики керамических материалов, конструктивно-технологические решения, испытания

Введение. Постановка проблемы

Головные обтекатели являются одним из важнейших элементов конструкций летательных аппаратов (ЛА), в значительной степени определяющих аэродинамические характеристики и точность наведения на цель. К ним предъявляются типовые для ЛА требования минимальной массы при обеспечении достаточной прочности и надежности. В связи с широким применением радиолокационных систем управления, обтекатели как головные, так и расположенные на корпусе ЛА, должны обладать комплексом радиотехнических свойств, т.е. радиоволны заданного спектра частот не должны претерпевать искажений и ослабления мощности электромагнитного потока. С этим непосредственно связаны и защитные функции обтекателя в целях обеспечения работоспособности аппаратуры в условиях действующих тепловых и аэродинамических нагрузок. Кроме того, ввиду продолжительных сроков использования ЛА, качество обтекателей характеризуется стабильностью прочностных и радиотехнических свойств от начала до конца эксплуатации, что предъявляет ряд специфических требований к материалам, из которых они изготавливаются [1].

Функциональные свойства обтекателей обуславливают противоречивые требования к конструкционным материалам. Например, применение мате-

риалов с большим коэффициентом теплопроводности, обеспечивающим снижение температурных напряжений в стенке обтекателя, приводит к росту температуры во внутреннем объеме, что может вывести из строя радиотехническую аппаратуру.

Характерной особенностью условий эксплуатации обтекателя является изменение температуры на стенке головной части ракеты от высоты полета, что видно на рис. 1.

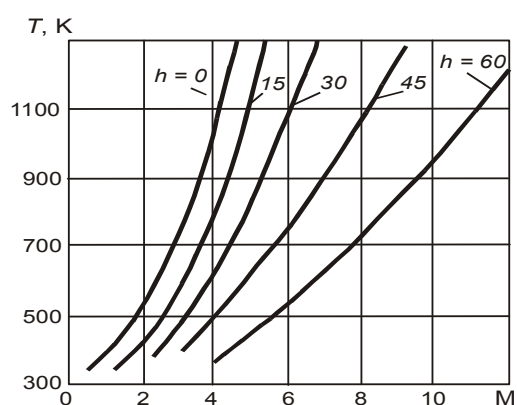


Рис. 1. Изменение температуры на стенке головной части ракеты от высоты полета (h – км)

В современных ЛА используются головные обтекатели, созданные на базе стеклопластиков, керамических материалов, ситаллов и углепластиков.

Стеклопластики заняли обширную нишу в определенном классе ЛА, но проблемы, связанные с дальнейшим их совершенствованием, для обтекателей ЛА в полной мере не решены до настоящего

времени. Несмотря на значительный прогресс в индустрии полимерных композиционных материалов, принципиального улучшения характеристик обтекателей из композиционных материалов, по сравнению с кварцевой керамикой, получить не удастся.

Пределные возможности некоторых конструкционных материалов с учетом суммарных ограничений, действующих на ЛА, приведены на рис. 2 [2 – 3].

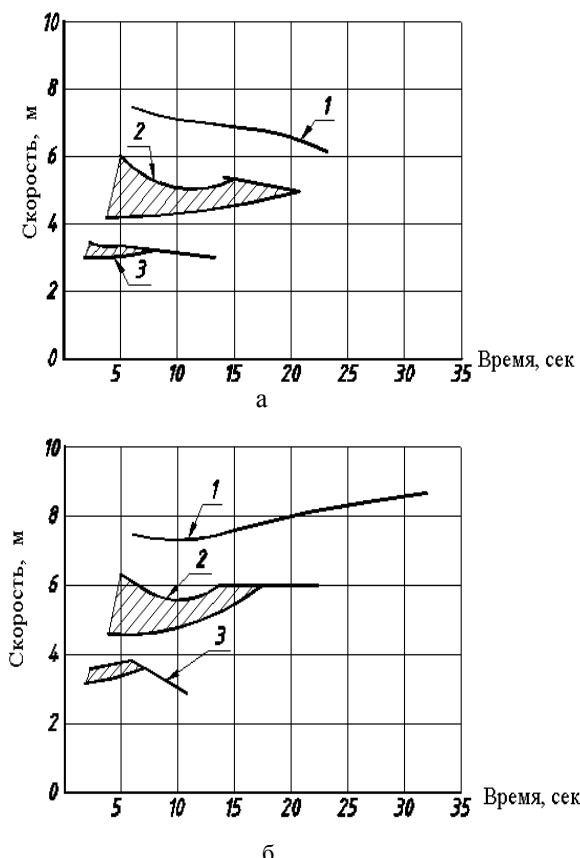


Рис. 2. Пределные возможности материалов обтекателей в зависимости от скорости полета ЛА при угле пуска 20° (а), при угле пуска 80° (б): 1 – кварцевая керамика; 2 – пирокерам 9606; 3 – алюмооксидная керамика

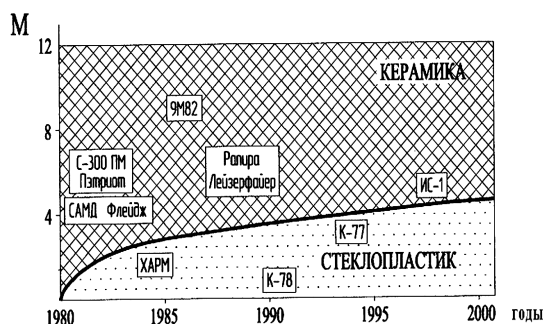


Рис. 3. Керамика и стеклопластики в обтекателях ракет

На рис. 3 показаны характерные области применения стеклопластиков и керамики в обтекателях ракет [1] за последние 20 лет.

Целью настоящей статьи является систематизация опыта разработки головных обтекателей ЛА.

Опыт создания головных обтекателей ЛА

Проблема создания головных обтекателей неразрывно связана с синтезом новых материалов, разработкой технологии их производства и проектирования оптимальных конструкций по весовым и радиотехническим параметрам.

В табл. 1 приведены свойства основных керамических материалов (диэлектриков), пригодных к применению в конструкциях обтекателей.

Кварцевая керамика в настоящее время обоснованно заняла передовое место среди материалов для радиопрозрачных обтекателей сверхскоростных ЛА. Однако сравнительно невысокая прочность и низкий коэффициент линейного температурного расширения этого материала затрудняют проектирование высоконагруженных, ответственных элементов летательных аппаратов.

Главными задачами при разработке обтекателей являются:

- изыскание возможности повышения прочности материала и конструкций;
- поиск методов, обеспечивающих технологичность сборки, надежность, долговечность конструкции;
- синтез новых материалов для конструирования антенных обтекателей, как в узком, так и в широком диапазоне волн.

Следует отметить, что в основном все известные ЛА классов «поверхность – воздух», «воздух – воздух» и «воздух – поверхность», созданные к настоящему времени у нас в стране и за рубежом, базируются на узкочастотных полуволновых обтекателях из керамики и стеклопластиков. Не являются здесь исключением исключением американский «Пэтриот» и наш «С-300».

Таблица 1

Свойства основных керамических материалов (диэлектриков)

Свойства керамики	Тип керамики							
	Оксидная керамика					Нитридная керамика		
	SiO ₂	Al ₂ O ₃	BeO	MgO	ситалл	BN	AlN	Si ₃ N ₄
Плотность, 10 ⁻³ кг/м ³	1,7...2,2	3,6...3,93	3,0	3,58	2,5...2,84	1,6...2,2	3,27	2,45...3,45
Температура плавления (размягчения), К	1980	2100	2870	3070	1680	3300	2670	2170
Прочность на изгиб (МПа) при T= 290 К T=1300 К	30...80 30...110	210...380 49...8	110...280 100...240	110...170 35...100	80...150	80...180 90...130	280	150...830 150...700
Температурный коэффициент линейного расширения 10 ⁶ , (1/К) в интервале 300 – 1300 К	0,5...0,8	8,0...8,7	8,2...10,3	12...14,5	0,9...5,7	0,3...0,85	5,6	2,5...2,8
Теплопроводность, Вт/(м К)	0,7...1,3	2,7...6,9	222	40	1,9...3,7	15...200	30	3,9...19
Теплоемкость, кДж/(кг· К)	0,65...0,75	0,7...1,1	1,26	0,98	0,7...0,9	0,8...1,2	-	0,67...0,8
Термостойкость, К	1200	180...240	1000	120...175	1000	1500	-	1100
Интегральный коэффициент черноты	0,5...0,6	0,3...0,7	0,36	0,32...0,7	0,7	-	-	-
Модуль упругости, МПа·10 ⁻⁴	2,0...7,7	22,0...28,0	32,0	24,0	6,0...12,0	2,9...12,0	35,0	7,8...30,0
Коэффициент Пуассона	0,17	0,28...0,3	0,29	0,36	0,22...0,26	0,2	-	0,2...0,27
Диэлектр. проницаемость	2,7...3,6	8,7...9,9	6,5	8,0...9,0	6,9...10,2	3,3...3,5	8,5	10±90

К настоящему времени выработана иерархия основных требований (рис. 4) к материалам и к обтекателям при их создании [1].

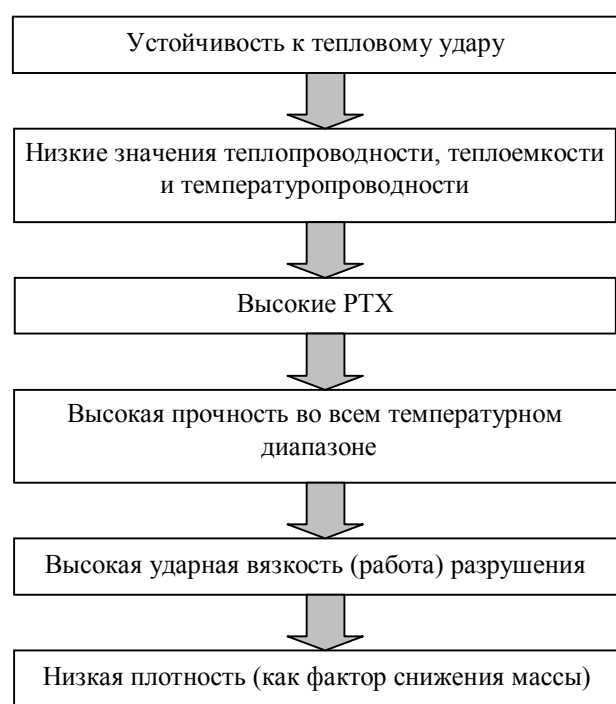


Рис. 4. Иерархическая схема требований к потребительским свойствам (характеристикам) антенных обтекателей

Анализ имеющихся результатов показывает, что наибольшие скорости полета доступны ЛА с обтека-

телями из кварцевой керамики, затем идут ситаллы (пирокерам 9606 и Рейкерам) и алюмооксидная керамика.

За последние десятилетия в проектировании и технологии производства обтекателей из диоксида кремния и ситаллов накоплен богатейший опыт, решены многие материаловедческие проблемы, что позволило найти новые по сравнению со стеклопластиковыми конструкционные решения (рис. 5).

В зависимости от применяемого материала в конструкции обтекателя и режимов его эксплуатации соединение керамической оболочки с переходными элементами производится с помощью адгезионной или адгезионно-механической связи (рис. 6, 7) [1].

Для обтекателей из алюмооксидной керамики, которая имеет высокие прочностные характеристики (предел прочности при растяжении $\sigma_s = 70 \dots 100$ МПа) и высокие значения температурного коэффициента линейного расширения, $\alpha = (80 \dots 90)10^{-7}$ град⁻¹, вопрос связи высоконагруженных теплосиловыми воздействиями элементов конструкции решается с помощью припоев и, сохраняющих высокую прочность при температурах 773 К и выше, жестких клеев горячего отверждения.

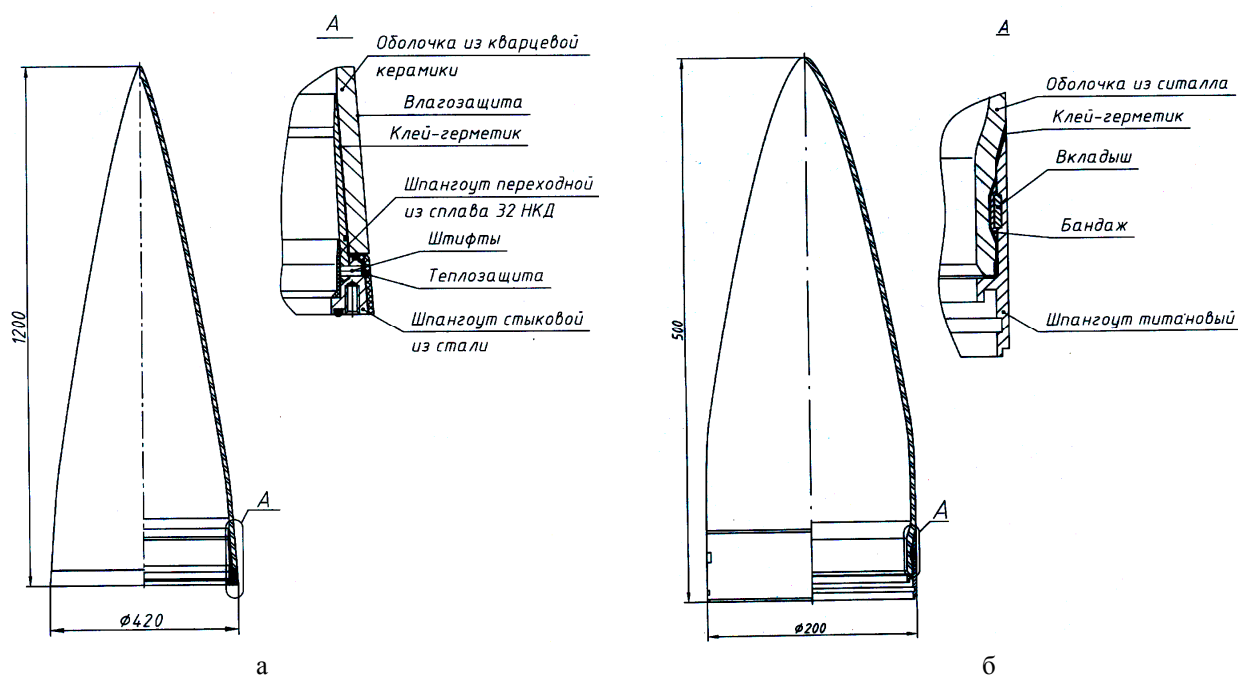


Рис. 5. Обтекатель из кварцевой керамики (а), из ситалла (б)

При этом в качестве материалов переходных соединительных элементов (шпангоутов) используются согласованные по α сплавы и композиционные материалы. Для обтекателей из пирокерама, ситалла, имеющих в 2 ... 3 раза меньшие σ_{θ} и в 3 ... 5 раз меньшие значения α , чем у алюмооксидной керамики, нашли применение соединения с использованием высокоэластичных клеев-герметиков в комбинации с механической связью при наружном или внутреннем расположении относительно поверхности стенки керамической оболочки переходных металлических или стеклопластиковых элементов.

Уровень анализа напряженно-деформированного состояния (НДС) элементов конструкции обтекателя в эскизных проектах первых разрабатываемых изделий не позволял правильно определить опасный расчетный случай. Не было представления об опасности для оболочки из пористой кварцевой керамики местных напряжений в ней от стеснения температурных деформаций жестко связанных эпоксидным клеем ВК-9 керамического элемента со стеклопластиковым. Лишь экспериментально – на образцах, а затем и на самих оболочках обтекателей, собранных с помощью жесткого клея холодного отверждения ВК-9 со стеклопластиковыми шпангоута-

ми, было зафиксировано возникновение трещин в керамическом элементе на краях клеевого шва. Корректного теоретического решения задачи о степени допустимой рассогласованности по ТКЛР соединяемых элементов в обтекателе из кварцевой керамики в тот период проектировщики обтекателей не имели.

В результате длительных исследований в качестве материала для шпангоута был выбран прецизионный сплав 32НКД, с $\alpha = 8 \cdot 10^{-7}$ град $^{-1}$, практически совпадающий с α кварцевой керамики до 373 К, но применяемый на тот момент в отечественном машиностроении лишь в приборостроении.

Использование шпангоутов из сплава 32 НКД с максимально утоненной носовой частью для снижения концентраций напряжений в керамическом элементе устранило эффект снижения несущей способности от термоциклических климатических воздействий, но стабильности по несущей способности керамического элемента соединения с применением жесткого клея ВК-9 достигнуто не было из-за локальных отрывных напряжений в керамической оболочке у носовой части шпангоута при теплосиловом воздействии.

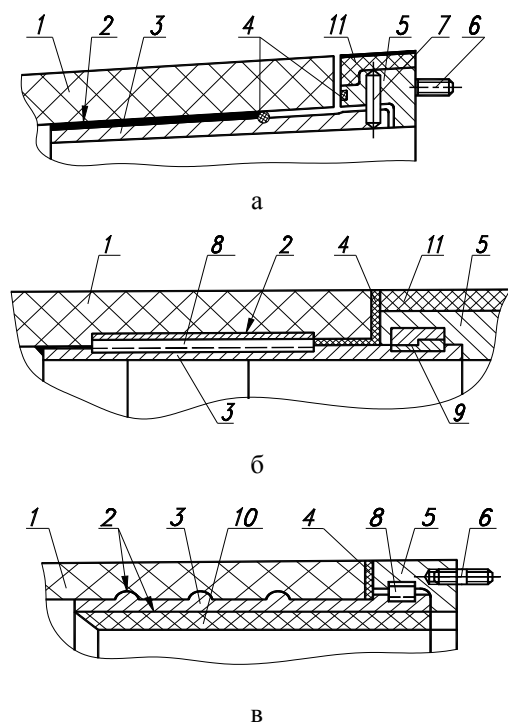


Рис. 6. Конструкции соединений обтекателя со шпангоутом:

- 1 – оболочка из керамического материала;
- 2 – адгезионный слой; 3 – переходный элемент;
- 4 – уплотнение; 5 – шпангоут; 6 – шпилька; 7 – штифт;
- 8 гофрированный металлический элемент;
- 9 – соединительный элемент (типа «байонет»);
- 10 – распорное кольцо; 11 – теплозащита

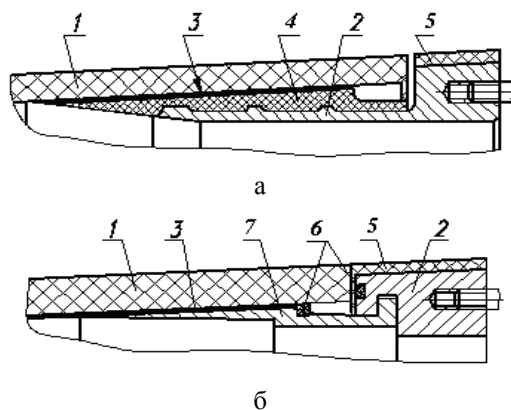


Рис. 7. Соединение обтекателя со шпангоутом:

- 1 – керамическая оболочка; 2 – шпангоут;
- 3 – адгезионный слой; 4 – промежуточное кольцо;
- 5 – теплозащита; 6 – уплотнение;
- 7 – разрезное соединительное кольцо

Лишь применение эластичного адгезива для соединения элементов обтекателя позволило успешно завершить первые отечественные разработки обтекателей из кварцевой керамики для С-300. В качестве эластичного адгезива был выбран обычный герметик У1-18НТ, применявшийся ра-

нее по своему прямому назначению (как герметик и эластичная прокладка).

Сегодня разработан и внедрен в практику создания обтекателей принципиально новый подход – комплексный, заключающийся в том, что материал, технология и конструкция рассматриваются в тесной взаимосвязи и взаимообусловленности.

Повышение тактико-технических характеристик ракет по аэродинамическим нагрузкам предъявляет повышенные требования к прочности конструкции обтекателя. Для обтекателей ракет со скоростями полета 8 – 10 М проведенный анализ теплонпряженного состояния конструкции позволил установить некоторую характерную особенность. Теоретическим путем определены основные закономерности распределения изотермических линий и линий равных растягивающих напряжений по высоте оболочек и толщине ее стенки [4].

Установлено, что характерной особенностью обтекателей всех классов ракет является увеличение растягивающих напряжений от носка к основанию и от внешней поверхности к внутренней, а рост значений температур по изолиниям наоборот – от основания к носу и от внутренней к наружной поверхности (рис. 8, 9).

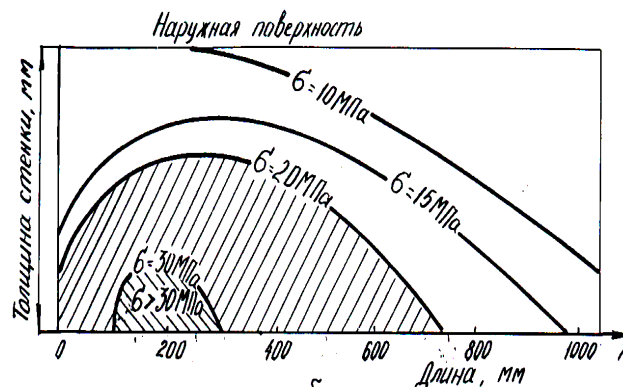


Рис. 8. Характерное распределение растягивающих напряжений в оболочке обтекателя

Разработана принципиально новая двуслойная конструктивная схема обтекателей с переменными по определенному закону толщинами слоев [5], на базе которой создан целый ряд обтекателей для ракет 9М82, ИС-1 и др. (рис. 10).

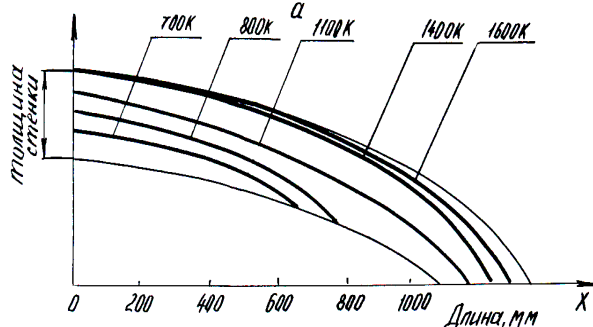


Рис. 9. Характерное распределение изотерм по толщине стенки и высоте обтекателей

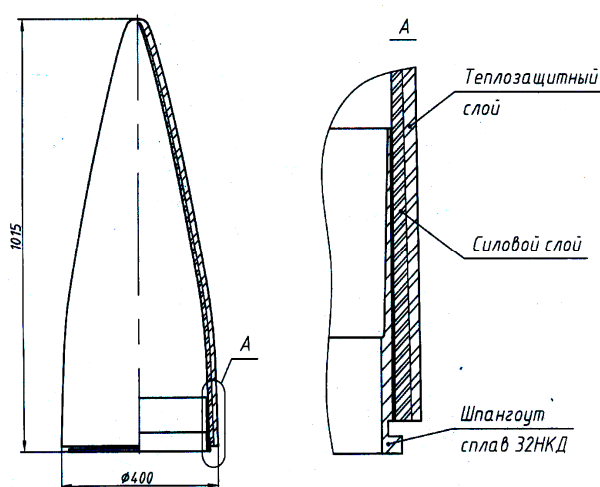


Рис. 10. Двуслойный обтекатель

Испытания создаваемых и серийно выпускаемых систем наведения с разработанными нами обтекателями показали, что комплексы наведения по точностным характеристикам, избирательности и помехозащищенности опередили аналогичные зарубежные образцы.

Тенденции в области конструирования перспективных обтекателей неразрывно связаны с развитием не только скоростей ЛА, но и с новыми направлениями в системах поиска целей и наведения ЛА на цель на конечном участке. Бурное развитие спутниковых систем контроля и целеуказания, лазерных систем наведения и наведения по топографии местности ведет к необходимости разработки новых принципов в проектировании и технологии произ-

водства оболочек, разработке новых моделей радиотехнического обеспечения конструкций в сочетании с аэродинамикой, теплозащитой и синтезом материалов.

Как уже отмечалось, огромное значение при разработке обтекателей играет подбор материалов оболочки и шпангоута по сравнимости значений ТКЛР. В связи с этим следует отметить, что наиболее перспективными материалами для шпангоутов является 32НКМБЛ и 32НКХБЛ [6] с наиболее низкими значениями ТКЛР в довольно широкой области температур от -50 до 350 °С, что видно из рис. 11.

Выводы

Дальнейшее развитие в области создания обтекателей для перспективных ракет немислимо без синтеза новых радиопрозрачных материалов с более высокими прочностными характеристиками, чем это достигнуто на сегодня в кварцевой керамике. Такими направлениями работ могут быть:

- 1) синтез материалов на основе BN, AlN, SiC и композиций на основе SiO_2 ;
- 2) дальнейшее улучшение характеристик стеклокерамики путем ионного упрочнения за счет химического насыщения кремнийорганическими полимерами спироциклического и крестообразного строения;
- 3) синтез новых материалов на основе никель-кобальт-железо.

Литература

1. Ромашин А.Г., Гайдачук В.Е., Карпов Я.С., Русин М.Ю. Радиопрозрачные обтекатели летательных аппаратов: Учебное пособие. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. — 238 с.
2. Русин М.Ю. От технического задания на разработку — к экспорту обтекателей // Наука производству. — 1999. — № 9 (22). — С. 14 — 16.

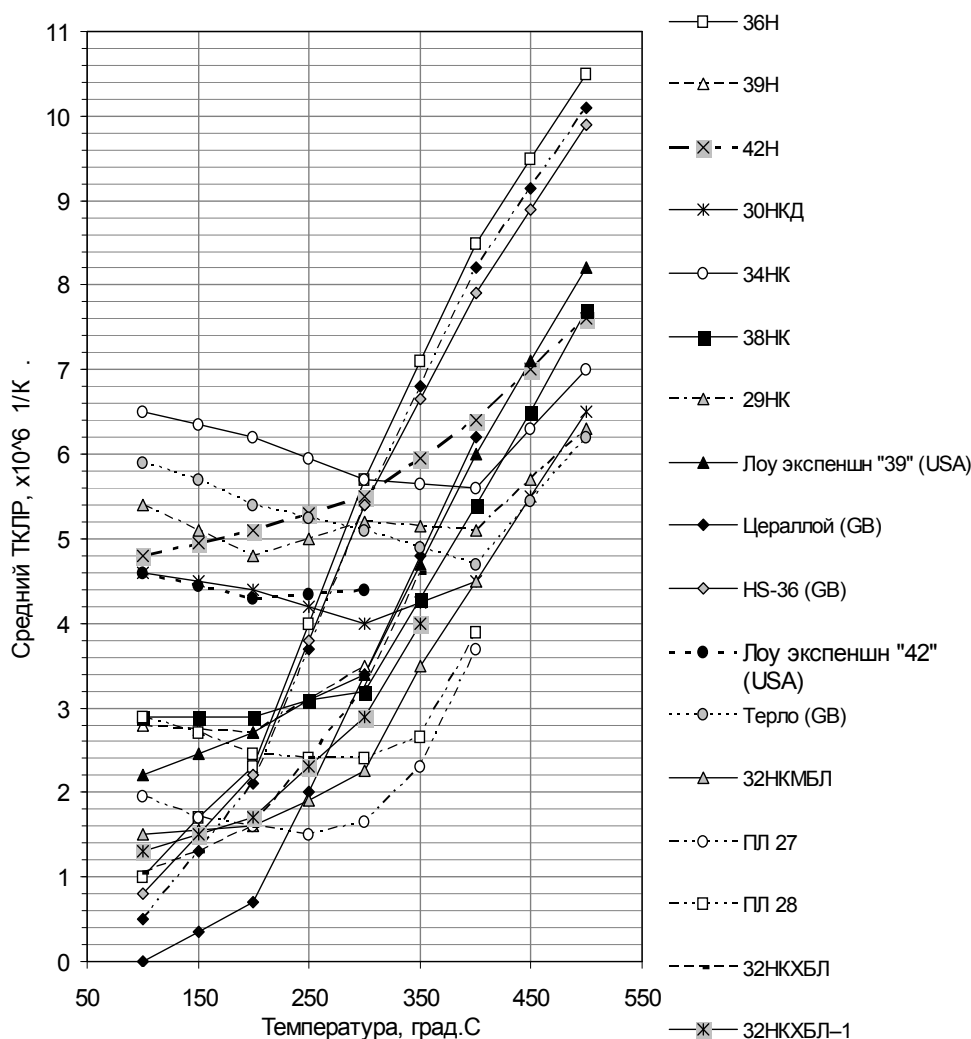


Рис. 11. Изменение ТКЛР сплавов от температуры

3. Русин М.Ю. К формированию научных основ производства радиопрозрачных обтекателей летательных аппаратов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». — 2003. — Вып. 35 (4). — С. 29 — 45.

4. Русин М.Ю. Прочность керамических конструкционных материалов // Вісник Східноукраїнського Нац. ун-ту. — Луганськ. — 2000. — № 8 (30). — С. 111 — 115.

5. Патент 2209494 Российская Федерация, МПК⁷ H 01Q 1/42. Головной антенный обтекатель ракеты / А.Г. Ромашин, М.Ю. Русин, П.И. Камнев,

Л.В. Големенцев и др.; заявл.09.04.02; опубл. 27.07.03. Бюл. № 21 // Изобретения. Полезные модели. — 2003. — № 21 III. — С. 621.

6. Патент 2183228 Российская Федерация, МПК⁷ C22C 38/52. Литейный сплав на основе железа-никеля / М.Д. Харчук, С.В. Рабинович, В.И. Черменский, Русин М.Ю.; заявл. 02.11.00; опубл. 10.06.02. Бюл. № 16 // Изобретения. Полезные модели. — 2002. — № 16 II. — С. 233.

Поступила в редакцию 22.04.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Е. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 681.51

А.В. КАЛЯКИН, В.И. КОРТУНОВ, И.Ю. ДЫБСКАЯ*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЗАДАННОГО ПОРЯДКА АСТАТИЗМА ПО ЗАДАЮЩЕМУ ВОЗДЕЙСТВИЮ КОМБИНИРОВАННЫХ СЛЕДЯЩИХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Рассмотрено применение комбинированной следящей системы управления, содержащей контуры управления по ошибке и по задающему и возмущающему воздействиям для обеспечения повышенной точности слежения за счет использования приближенных инверсных моделей в двух контурах управления на основе теории инвариантности. Представленные результаты численного моделирования показывают, что трехконтурная система позволяет повысить точность за счет уменьшения влияния возмущений и практически не чувствительна к изменениям параметров объекта.

астатизм, инвариантность, итерационно-инверсная модель, комбинированная система, контур управления, следящая система

Введение

Одна из основных проблем современной теории автоматического управления – проблема повышения точности автоматических, в том числе следящих систем управления (ССУ). Перспективным в этом отношении является класс следящих систем, т.е. систем, в которых одновременно реализованы принципы управления по отклонению и по задающему (возмущающему) воздействию. Большие возможности повышения точности воспроизведения задающего воздействия в этих системах объясняются отсутствием противоречий между условиями инвариантности и устойчивости [1].

Несмотря на большой интерес к комбинированным системам для повышения точности, многие важные вопросы остаются неразрешенными. В частности, не раскрыты возможности, которые появляются при построении комбинированных систем с приближенно инверсными номинальными моделями, недостаточно изучены вопросы учета влияния различного рода нелинейностей на точностные характеристики комбинированных систем, не решены задачи анализа при компенсации нелинейностей, являющихся препятствием на пути к достижению инвариантности, остаются открытыми вопросы ана-

лиза устойчивости комбинированных следящих систем с приближенно инверсными моделями [2].

В данной работе предлагается применение трехконтурной ССУ (контуры управления по ошибке, по задающему и возмущающему воздействию) для получения повышенной точности слежения за счет использования приближенных инверсных моделей в двух контурах управления на основе теории инвариантности.

1. Постановка задачи

Рассмотрим двухконтурную комбинированную следящую систему управления, показанную на рис. 1.

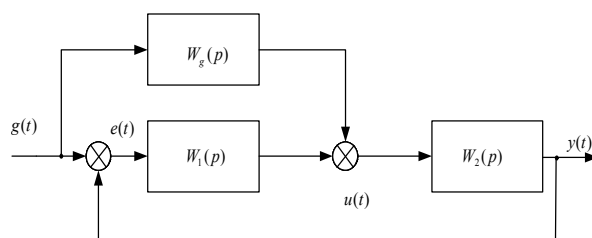


Рис. 1. Комбинированная ССУ (два контура)

Комбинированная ССУ отличается от одноконтурной (управление по отклонению) наличием связи по задающему воздействию $g(t)$ [3]. На схеме обо-

значены: $W_g(p)$ – передаточная функция (ПФ) по задающему воздействию; $W_1(p)$ – передаточная функция регулятора; $W_2(p)$ – передаточная функция объекта управления; p – оператор дифференцирования.

Данная схема обеспечивает инвариантность по задающему воздействию (нулевую ошибку слежения), если передаточная функция $W_g(p)$ содержит инверсную ПФ объекта [1], но в случае параметрических или внешних возмущающих воздействий данная схема не обеспечивает требуемой точности слежения.

Комбинированная ССУ (рис. 1) обладает следующим недостатками:

- при ее применении не учитывается влияние внешних возмущений;
- при ее применении не учитывается влияние внутренних возмущений;
- необходимо определить модель объекта с высокой точностью;
- при ее применении не учитываются нелинейности объекта управления.

Частично устранить перечисленные недостатки позволяет комбинированная ССУ, сочетающая три принципа управления: по отклонению, по задающему воздействию, по возмущению (косвенное измерение возмущения).

В работе предлагается комбинация инвариантного управления по возмущающему и задающему воздействию с приближенно инверсными моделями. Получаемая в этом случае трехконтурная ССУ позволяет повысить точность за счет уменьшения влияния возмущений.

2. Анализ инвариантности двухконтурной схемы

В соответствии со схемой ССУ (рис. 1) уравнения динамики системы в операторной форме имеют вид:

$$e_g(t) = g(t) - y(t);$$

$$u(t) = W_1(p) e_g(t) + W_g(p) g(t);$$

$$y(t) = W_2(p) u(t).$$

После исключения $y(t)$ и $u(t)$ уравнение для ошибки слежения принимает вид

$$\begin{aligned} [1 + W_1(p) W_2(p)] e_g(t) &= \\ &= [1 - W_2(p) W_g(p)] g(t). \end{aligned} \quad (1)$$

После подстановки передаточной функции дробно-рационального вида

$$W_i(p) = B_i(p) / A_i(p) \quad (i = 1, 2, g)$$

в (1), получаем следующее выражение:

$$\begin{aligned} [A_1(p)A_2(p) + B_1(p)B_2(p)] A_g(p)A_2(p)e_g(t) &= \\ = [A_2(p)A_g(p) - B_2(p)B_g(p)] A_1(p)A_2(p)g(t). \end{aligned} \quad (2)$$

Из полученного выражения (2) следует условие абсолютной инвариантности относительно задающего воздействия $g(t)$:

$$[A_2(p)A_g(p) - B_2(p)B_g(p)] A_1(p)A_2(p) = 0.$$

Если учесть, что $A_1(p) \neq 0$ и $A_2(p) \neq 0$, то условие инвариантности примет вид

$$[A_2(p)A_g(p) - B_2(p)B_g(p)] = 0. \quad (3)$$

Передаточная функция по задающему воздействию $W_g(p)$, удовлетворяющая условию абсолютной инвариантности, на основании условия (3) примет вид

$$W_g(p) = \frac{B_g(p)}{A_g(p)} = \frac{A_2(p)}{B_2(p)} = \frac{1}{W_2(p)}.$$

То обстоятельство, что передаточная функция $W_g(p)$, соответствующая абсолютной инвариантности, является физически нереализуемой, свидетельствует лишь о том, что невозможно достичь абсолютной инвариантности [1, 3]. Замена физически нереализуемой передаточной функции $W_g(p)$ на приближенную инверсную позволяет сделать систему с высокой точностью управления, в малом отличающуюся от инвариантной системы или ε -инвариантной [3]. Основным моментом реализуе-

мости инвариантности является выбор способа приближения к инверсным моделям. В [4] описаны способы представления инверсных моделей, но в данной работе анализируется система слежения с итерационно инверсными моделями [5].

3. Анализ инвариантности трехконтурной ССУ

Рассмотрим трехконтурную ССУ, показанную на рис. 2.

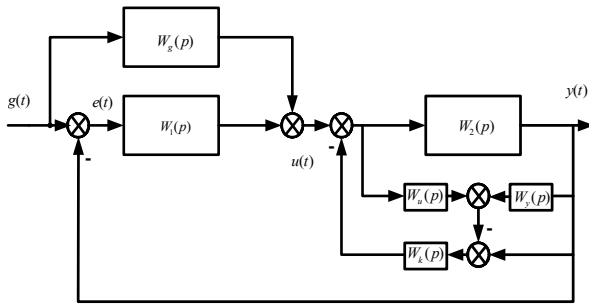


Рис. 2. Комбинированная ССУ (три контура)

Для краткости записи опустим оператор p в обозначениях передаточной функции. Передаточная функция по управлению от $u(t)$ к $y(t)$ имеет следующий вид:

$$W_{uy} = \frac{W_2}{1 + W_k W_2 - W_k W_u - W_k W_2 W_y}, \quad (4)$$

где W_u, W_y, W_k – корректирующие передаточные звенья в соответствии с рис. 2.

При выполнении условия инвариантности

$$W_k = \frac{1}{W_u} \text{ ПФ (4) примет вид}$$

$$W_{uy} = \frac{W_u}{1 - W_y}.$$

Полученное выражение показывает инвариантность системы к внутренним возмущениям, так как W_{uy} не зависит от свойств объекта. Звенья W_u, W_y могут быть представлены через ПФ наблюдателя состояния.

Следует отметить, что условие $W_k = \frac{1}{W_u}$ также

является физически не реализуемым и может быть выполнено только приближенно.

Таким образом, для реализации инвариантной системы по задающему и возмущающему воздействиям необходимо выполнить два условия:

$$W_k = \frac{1}{W_u} \quad \text{и} \quad W_g(p) = \frac{1}{W_{uy}}, \quad \text{при которых}$$

$W_g = (1 - W_y)W_k$. Оба условия требуют инверсии передаточных функций. Одним из методов получения приближенной инверсной передаточной функции является ограниченный ряд Неймана [5]:

$$W^{-1}(p) \approx (1 + (1 - W(p)K_v) + (1 - W(p)K_v)^2 + \dots + (1 - W(p)K_v)^n)K_v,$$

где $K_v = K^{-1}$; K – статический коэффициент для $W(p)$.

Поскольку общий характер исследований затруднителен, рассмотрим в качестве примера комбинированную ССУ, следующую за объектом второго порядка. Модель объекта примем в виде

$$W_2(p) = \frac{B_2(p)}{A_2(p)} = \frac{K}{p(Tp + 1)},$$

а передаточные функции наблюдателя состояния соответственно будут равны

$$W_u = \frac{B_2(p)}{A_2(p) + L(p)};$$

$$W_y = \frac{L(p)}{A_2(p) + L(p)}.$$

Полином $L(p)$ выбирается из условия желаемого расположения полюсов наблюдателя. Для объекта примем $L(p) = l_1 p + l_0$. Таким образом, передаточные функции наблюдателя состояния получаем в следующем виде:

$$W_u = \frac{K}{Tp^2 + (l_1 + 1)p + l_0};$$

$$W_y = \frac{l_1 p + l_0}{Tp^2 + (l_1 + 1)p + l_0}.$$

Передаточную функцию вида $W_k = \frac{1}{W_u}$ запишем с использованием двух членов разложения ряда Неймана

$$W_k = \frac{l_0(2Tp^2 + 2(l_1 + 1)p + l_0)}{K(Tp^2 + (l_1 + 1)p + l_0)}.$$

Тогда передаточная функция

$$W_g(p) = (1 - W_y)W_k$$

соответственно запишется как

$$W_g = \frac{l_0(2Tp^2 + 2(l_1 + 1)p + l_0) p(Tp + 1)}{K(Tp^2 + (l_1 + 1)p + l_0)^2}.$$

Примем передаточную функцию регулятора в виде $W_1 = 1$, тогда передаточную функцию ССУ по ошибке запишем как

$$W_{ge} = \frac{1 - W_g W_{uy}}{1 + W_1 W_{uy}} = \frac{p^3(T^2 p^2 + 2(l_1 + 1)Tp + 2l_1 + l_1^2)(Tp + 1)}{(Tp^2 + (l_1 + 1)p + l_0)^2(Tp^2 + p + K)}. \quad (5)$$

На основании полученного выражения (5) можно сделать следующие выводы:

- ССУ имеет астатизм третьего порядка по задающему воздействию;
- полюсы системы определяются ПФ регулятора и наблюдателя состояния;
- астатизм системы обеспечивается ПФ регулятора (один порядок) и видом дополнительной связи по задающему воздействию (два порядка), что соответствует двум членам разложения обратной модели в ряд Неймана.

Можно доказать более общее утверждение – порядок астатизма комбинированной ССУ определяется количеством членов разложения в ряд Неймана обратной модели плюс астатизм за счет регулятора.

Следует отметить, что в рассмотренном примере не учитывались различия между реальным объектом и его моделью. При учете этих различий необходимо решать ряд дополнительных задач – выбор моде-

ли объекта, анализ влияния внешних и внутренних возмущений на качество управления и устойчивости ССУ в целом.

Рассмотрим результаты численного моделирования для данного примера. Зададим следующие значения параметров модели:

- I. $K = K_o = 1$; $T = T_o = 0,1$;
- II. $K = 1$; $T = 0,1$; $K_o = 1$; $T_o = 0,08$;
- III. $K = 1$; $T = 0,1$; $K_o = 0,8$; $T_o = 0,08$.

На рис. 3 показаны ошибки ССУ, полученные в результате моделирования в пакете Simulink.

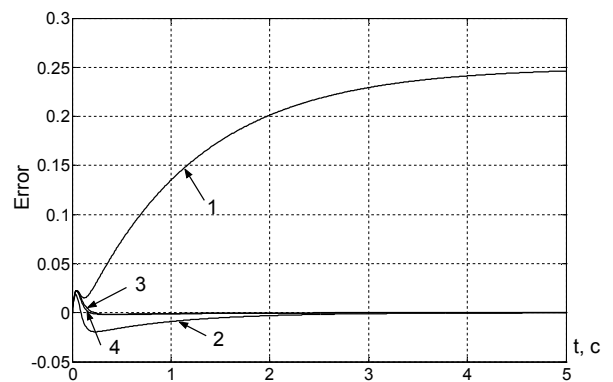


Рис. 3. Ошибки ССУ:

- 1 – двухконтурная система для варианта III;
- 2 – двухконтурная система для варианта II;
- 3 – двухконтурная система для варианта I;
- 4 – трехконтурная система для варианта III

На рис. 4 показаны ошибки ССУ в укрупненном масштабе.

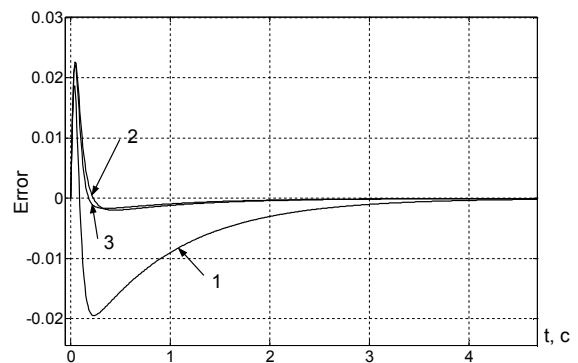


Рис. 4. Ошибки ССУ:

- 1 – двухконтурная система для варианта II;
- 2 – трехконтурная система для варианта III;
- 3 – двухконтурная система для варианта I

Из графиков ошибок видно, что наибольшую ошибку двухконтурной ССУ вызывает отличие статических коэффициентов модели и объекта.

При изменении статического коэффициента объекта на 20% максимальная ошибка увеличилась в 100 раз. Влияние изменения постоянной времени объекта на ошибку слежения также является существенным. При 20%-м изменении постоянной времени объекта максимальная ошибка увеличивается в 10 раз. Трехконтурная комбинированная следящая система управления практически нечувствительна к изменениям параметров объекта. При самом неблагоприятном варианте III, в котором изменяется на 20% и постоянная времени, и статический коэффициент модели, максимальная ошибка увеличилась только в 1,2 раза в сравнении с вариантом I.

Заключение

Предложенная трехконтурная схема инвариантного управления следящей системой на основе итерационно-инверсных номинальных моделей позволяет обеспечить требуемый порядок астатизма как по задающему, так и по возмущающему воздействиям. Порядок астатизма обеспечивается через представление передаточной функции наблюдателя состояния в ряд Неймана. Возможность задания требуемого порядка астатизма позволяет повысить точность следящей системы. Величина порядка астатизма выбирается по свойствам задающего и возмущающего воздействий.

Требования к наблюдателю состояния являются противоречивыми: с одной стороны полюсы наблюдателя должны располагаться левее полюсов замкнутой системы с регулятором с целью минимально-

го влияния на динамику ССУ, с другой стороны полюсы наблюдателя должны располагаться правее неучтенных полюсов объекта с целью обеспечения устойчивости.

Результаты численного моделирования показали, что двухконтурная схема применима для объектов, параметры которых известны с высокой точностью. Трехконтурная схема обеспечивает высокую точность управления при широком диапазоне изменения значения параметров объекта управления.

Литература

1. Зайцев Г.Ф., Стеклов В.К. Комбинированные следящие системы. – К.: Техніка, 1978. – 264 с.
2. Yao B., Tomizuka M. Adaptive robust control of nonlinear systems: effective use of information // IFAC Symp. on System Identification. – 1997. – P. 913 – 918.
3. Менский Б.М. Принцип инвариантности в автоматических системах. – М.: Машиностроение, 1972. – 248 с.
4. Клейман Е.Г. Идентификация входных сигналов в динамических системах // Автоматика и телемеханика. – 1999. – № 12. – С. 3–15.
5. Кортунов В.И. Итерационный метод восстановления возмущений в линейных стационарных динамических системах реального времени // Теория и системы управления. – 2003. – № 2. – С. 47 – 52.

Поступила в редакцию 10.09.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Н. Д. Кошевой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 658.52.011.56:656.7.022

В.А. ГРИГОРЕЦКИЙ¹, В.В. ПАВЛОВА²

¹*Харьковское региональное структурное подразделение Укрэзроруха, Украина*

²*Государственная летная академия Украины*

КОМПЛЕКСНАЯ ВЗВЕШЕННАЯ ОЦЕНКА ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ПРАКТИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ АВИАДИСПЕТЧЕРА ДЛЯ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ О ДОПУСКЕ К САМОСТОЯТЕЛЬНОЙ РАБОТЕ ПО УПРАВЛЕНИЮ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

В статье рассмотрен комплексный подход к автоматизации допусков авиадиспетчеров к самостоятельной работе по управлению воздушным движением. Предложена комплексная взвешенная оценка элементов теоретической и практической подготовки авиадиспетчеров в учебном заведении и при вводе в строй в службе движения.

управление воздушным движением, авиадиспетчер, автоматизация допусков, профессиональная подготовка, комплексная взвешенная оценка, экспертный опрос

Введение

В настоящее время в системе управления воздушным движением (УВД) идет мощный процесс автоматизации различных функций, выполняемых авиадиспетчерами, процессов УВД, а также процессов, связанных с обучением, подготовкой и переподготовкой авиаспециалистов.

Процесс допуска авиадиспетчеров к самостоятельной работе в настоящий момент является одним из наименее автоматизированных. Стажировка в службе движения, включающая как теоретическую подготовку, так и отработку навыков на тренажерах и конкретных рабочих местах, процесс оценивания стажировующихся и непосредственно само принятие решения о допуске не рассматривались до настоящего времени как единый процесс, требующий комплексного учета различных влияющих на него факторов.

Процесс практической подготовки при стажировке автоматизирован только в контексте отработки навыков с помощью тренажеров. Оценка уровня знаний происходит человеком-инструктором, что естественно предусматривает большую долю субъективности, принятие решений о допуске принимается опять-таки субъективно, без учета различного

влияния элементов знаний, навыков и умений (ЗНУ) на профессиональную деятельность.

Поэтому актуальной на данный момент является проблема комплексного подхода к автоматизации процесса допусков авиадиспетчеров к самостоятельной работе при вводе в строй на рабочих местах службы движения [1, 2].

Первоначальная подготовка специалистов по УВД – авиадиспетчеров – осуществляется в авиационных учебных заведениях, центрах переподготовки и повышения квалификации авиационного персонала и других организациях. Выпускники учебных заведений, получившие соответствующий документ об окончании, могут допускаться к стажировке с целью получения квалификационной отметки и допуска к самостоятельной работе.

План стажировки разрабатывается инструктором с учетом первоначальной теоретической и практической подготовки стажера. Стажировка состоит из теоретической и практической подготовки. Теоретическая подготовка заканчивается проверкой инструктором знаний стажера, на основе которой принимается решение о начале практической подготовки.

В целях повышения качества практической подготовки и поддержания уровня подготовки диспет-

черов УВД в соответствующих службах и подразделениях гражданской авиации широко применяются разнообразные технические средства обучения и контроля за обучением – тренажеры [3, 4]. Они способствуют решению следующих учебно-методических задач:

- первоначального обучения авиадиспетчеров в учебных заведениях;
- стажировки выпускников по прибытии в аэропорты;
- контроля и поддержания уровня подготовки авиадиспетчеров;
- тренировки авиадиспетчеров с целью привития навыков решения редко встречающихся задач УВД;
- ввода в строй диспетчерского состава после длительных перерывов в работе;
- переподготовки диспетчерского состава при переходе на новую технику или вводе новых регламентирующих документов.

Оценка готовности специалистов по УВД осуществляется по пятибалльной системе. По такой же системе оценивается выполнение отдельных элементов проверки. Таким образом, очевидно, что одной из наиболее важных задач, которые должны решаться при прохождении стажировки на рабочих местах службы движения, является автоматизированная оценка действий обучаемых, уровня их ЗНУ как теоретических, так и практических, позволяющая комплексно учесть частные оценки различных элементов подготовки. Решению этого вопроса и посвящена настоящая статья.

1. Подходы к оценке подготовки авиадиспетчера при вводе в строй на предприятиях гражданской авиации

Процесс оценки готовности и принятия решения о допуске авиадиспетчера к самостоятельной работе является многокритериальным. К основным критериям, на основании которых принимается решение о допуске авиадиспетчера к самостоятельной работе, относятся:

- наличие у авиадиспетчера соответствующего образования;
- возрастные рамки;
- ограничения по здоровью;
- уровень первоначальной подготовки в учебном заведении;
- уровень готовности авиадиспетчера по результатам стажировки в службе движения.

Наиболее существенную роль при этом играет адекватная оценка уровня подготовки авиадиспетчера. При существующей пятибалльной усредняющей оценке теоретической и практической подготовки невозможно объективно и точно оценить реальное состояние знаний, навыков и умений специалиста. Повышенные требования к безопасности в системе УВД делают такой подход к оцениванию при вводе в строй как минимум непригодным.

Для более эффективного оценивания и комплексного учета различных факторов, влияющих на процессы, происходящие в системе, обычно применяются результирующие показатели, отражающие оценки влияния частных показателей качества на результирующее качество исполнения системой ее функций. [5, 6].

Для оптимального оценивания уровня теоретической и практической подготовки авиадиспетчера при допуске к самостоятельной работе предлагается использовать комплексный аддитивный показатель, учитывающий взвешенные оценки по отдельным дисциплинам и элементам знаний, навыков и умений

$$K_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n \omega_i k_i, \quad (1)$$

где k_i – множество оценок по частным показателям; ω_i – веса частных показателей, определенные экспериментальным путем.

Для определения весов частных показателей элементов профессиональной подготовки был выбран статистический метод сбора экспертной информации в виде нестрогого ранжирования [7 – 9]. С этой целью профессиональная подготовка была

разбита на четыре смысловые составляющие:

- 1) элементы теоретической подготовки в авиационном учебном заведении;
- 2) общеобразовательные и профессионально-ориентированные элементы подготовки в авиационном учебном заведении;
- 3) элементы теоретической подготовки в службе движения;
- 4) знания и практические навыки, необходимые на конкретном рабочем месте в службе движения.

Тогда соответствующие элементы оценивания могут быть представлены следующим образом:

Для первой составляющей:

k_1 – уметь пользоваться стандартами, методическими, нормативными и другими управляющими документами и материалами по обслуживанию воздушного движения;

k_2 – знать фундаментальные и общеинженерные дисциплины в объеме, который обеспечивает владение вопросами организации и технологии обслуживания воздушного движения;

k_3 – уметь оформлять и вести производственную, техническую и отчетную документацию;

k_4 – знать организацию и технологию обслуживания воздушного движения, возможности использования оборудования, технических средств, автоматизированных систем, вычислительной техники в области обслуживания воздушного движения и т.д.

Для второй составляющей:

k_1 – авиационная метеорология;

k_2 – авиационное и пилотажно-навигационное оборудование;

k_3 – аэронавигационное обеспечение полетов;

k_4 – воздушная навигация и т.д.

Для третьей составляющей:

k_1 – правила и положения воздушного права в отношении деятельности диспетчера службы движения;

k_2 – принципы действия, возможности и ограничения оборудования и технических средств, используемых для УВД;

k_3 – общие знания принципов полета, эксплуатации и функционирования ВС, силовых установок и систем, характеристики ВС, имеющие отношение к процессу УВД;

k_4 – понимание и применение метеорологической документации и информации, понимание причин возникновения и характеристики особых явлений погоды, влияющие на выполнение полетов и их безопасность и т.д.

Для четвертой составляющей:

k_1 – генеральный план аэродрома, физические характеристики и визуальные средства;

k_2 – структура воздушного пространства;

k_3 – правила, процедуры и источники используемой информации;

k_4 – характеристики воздушного движения и потоков воздушного движения и т.д.

Элементы теоретической и практической подготовки, которые необходимо оценить, были разработаны на основе квалификационной характеристики специалиста по управлению воздушным движением, плана учебного процесса на факультете обслуживания воздушного движения Государственной летной академии Украины, должностных инструкций диспетчерских пунктов службы движения, а также дневника стажировки и допуска к работе диспетчера службы движения.

По каждой из составляющих теперь необходимо получить комплексную взвешенную оценку.

2. Результаты экспертного опроса по определению весовых коэффициентов значимости элементов подготовки

Для проведения эксперимента была разработана анкета, состоящая из четырех таблиц, соответствующих четырем составляющим профессиональной подготовки. Каждая таблица состояла из двух колонок: перечень элементов подготовки и соответствующие им ранги. Были разработаны правила ранжирования элементов.

Необходимо ознакомиться со всеми элементами, имеющимися в списке, и проранжировать их в порядке уменьшения значимости этих элементов. Вначале необходимо определить самый важный элемент в списке и в соответствующей ему колонке «Ранг элемента» поставить цифру «1». При этом некоторые элементы могут быть равноценными. Им приписываются равные ранги. После этого необходимо просмотреть список оставшихся элементов и поставить им в соответствие оставшиеся ранги.

Эксперимент был проведен на базе Харьковского регионального структурного подразделения Укр-аэроруха. В качестве экспертов выступили диспетчеры по непосредственному управлению воздушным движением 1 – 3 класса со стажем работы не менее 5 лет. Всего было опрошено 50 респондентов ($N = 50$). В результате обработки анкет была сформирована общая для всех экспертов матрица групповых предпочтений и была произведена следующая обработка результатов эксперимента.

Были рассчитаны:

– дисперсия

$$D_I = \sum_{l=1}^m (R_{ep} - R_l) / (N - 1); \quad (2)$$

– среднее квадратическое отклонение

$$\sigma_I = \sqrt{D_I}; \quad (3)$$

– коэффициент вариации

$$v_I = \frac{\sigma_I}{R_{epI}} \cdot 100\%. \quad (4)$$

Для проверки согласованности мнений по всей совокупности элементов использовался коэффициент конкордации Кендалла для нестрогого ранжирования

$$W = 12 \cdot S / \left(N^2 (n^3 - n) - N \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^{k_i} (R_{ij}^3 - R_{ij}) \right), \quad (5)$$

где $S = \sum_{i=1}^n \left(\sum_{j=1}^N R_j - \bar{R} \right)^2$; $\bar{R} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n R_i$; k_i – число групп равных рангов, введенных i -м экспертом; R_{ij} – количество равных рангов в j -й группе, введенной i -м экспертом.

Для проверки значимости ранжировки была определена статистическая достоверность коэффициента конкордации. Для этого была взята вероятность ошибки $P_{ош} = 1\%$. Предполагая, что выражение (6) имеет χ^2 -распределение с $(n - 1)$ степенью свободы, были найдены фактическое и табличное значение χ^2 [7, 9, 10] (во всех случаях $\chi_{ф}^2 \gg \chi^2$):

$$\chi_{ф}^2 = S / \left(0,5N(n+1) - \frac{1}{12(n-1)} \sum_{j=1}^N R_j \right). \quad (6)$$

Коэффициенты вариации и конкордации показали устойчивую согласованность мнений относительно элементов теоретической и практической подготовки в учебном заведении. Мнения по поводу значимости элементов подготовки в службе движения разошлись. Эксперимент показал, что практически все предлагаемые элементы подготовки в службе движения одинаково важны. Поэтому для получения однозначности ранжирования было принято решение об укрупнении отдельных элементов и сведении их до 3 – 4 рангов.

Чтобы определить весовые коэффициенты значимости элементов теоретической и практической подготовки, от рангов R_i к весовым коэффициентам ω_i переходим с помощью метода ранжировок. Метод основан на предположении о линейной зависимости между рангом и относительной ценностью показателя эффективности. Весовой коэффициент определялся по формуле

$$\omega_I = C_1 / \sum_{i=1}^n C_i, \quad (7)$$

где $C_1 = 1 - \frac{R_{ij} - 1}{n}$ – промежуточная оценка; R_{ij} – ранг i -го элемента для j -го эксперта ($R_{i, ep}$ – ранги группы); n – число элементов подготовки.

С учетом рассчитанных весов комплексная оценка элементов профессиональной подготовки авиадиспетчеров будет иметь вид:

– для элементов теоретической подготовки в авиационном учебном заведении:

$$K_{\Sigma}^{TY} = 0,1200 \cdot k_1 + 0,0933 \cdot k_2 + 0,0800 \cdot k_3 + 0,1333 \times \\ \times k_4 + 0,0933 \cdot k_5 + 0,01467 \cdot k_6 + 0,0400 \cdot k_7 + \\ + 0,0400 \cdot k_8 + 0,1067 \cdot k_9 + 0,0933 \cdot k_{10} + \\ + 0,0533 \cdot k_{11}; \quad (8)$$

– для общеобразовательных и профессионально-ориентированных элементов подготовки в авиационном учебном заведении:

$$K_{\Sigma}^{TPY} = 0,0592 \cdot k_1 + 0,0453 \cdot k_2 + 0,0488 \cdot k_3 + 0,0523 \cdot k_4 + \\ + 0,0558 \cdot k_5 + 0,0383 \cdot k_6 + 0,0488 \cdot k_7 + 0,0244 \times \\ \times k_8 + 0,0418 \cdot k_9 + 0,0383 \cdot k_{10} + 0,0244 \cdot k_{11} + \\ + 0,0314 \cdot k_{12} + 0,0279 \cdot k_{13} + 0,0732 \cdot k_{14} + 0,0767 \times \\ \times k_{15} + 0,0627 \cdot k_{16} + 0,0732 \cdot k_{17} + 0,0767 \cdot k_{18} + \\ + 0,0174 \cdot k_{19} + 0,0209 \cdot k_{20} + 0,0348 \cdot k_{21} + \\ + 0,0348 \cdot k_{22}; \quad (9)$$

– для элементов теоретической подготовки в службе движения:

$$K_{\Sigma}^{TC} = 0,5000 \cdot k_1 + 0,3333 \cdot k_2 + 0,1667 \cdot k_3; \quad (10)$$

– для элементов знаний и практических навыков, необходимых на конкретном рабочем месте в службе движения:

$$K_{\Sigma}^{PC} = 0,4 \cdot k_1 + 0,3 \cdot k_2 + 0,2 \cdot k_3 + 0,1 \cdot k_4. \quad (11)$$

Заключение

Применение комплексных взвешенных показателей позволяет решать проблему адекватной оценки уровня знаний, навыков и умений авиадиспетчеров, учитывая степень значимости для допуска к самостоятельной работе каждого элемента профессиональной подготовки.

Возможно использование этих оценок для автоматического расчета общего уровня подготовки авиадиспетчера, а также применения их в комплексе с другими показателями для автоматизированного процесса принятия решений о допуске авиадиспетчеров к самостоятельной работе по управлению воздушным движением.

Дальнейшая работа предполагает создание баз данных для хранения информации, связанной с прохождением стажировки каждого диспетчера и его личными данными, разработку моделей обучаемых при стажировке, а также базы знаний для экспертной системы принятия решений о допуске.

Литература

1. Doc. 9758-AN/966. Основные принципы учета человеческого фактора в системах организации воздушного движения. – Монреаль, Канада, 2000.
2. Автоматизация процессов управления воздушным движением / Ю.П. Дарымов, Г.А. Крыжановский, В.А. Солодухин, В.Г. Кивько, Б.А. Киров. – М.: Транспорт, 1981. – 400 с.
3. Волевач А.И., Карпушин Ю.П., Король А.Н. Разработка комплекса технических средств для автоматизированной системы обучения и тренировки диспетчеров УВД // Управление воздушным движением. – 1983. – № 2. – С. 255 – 262.
4. Мороз А.А., Сваричевский В.А. и др. Цифровой тренажер – эффективное средство обучения // Управление воздушным движением. – 1983. – № 2. – С. 248 – 254.
5. Вопросы оценки эффективности процессов управления воздушным движением: Межвузовск. темат. сб. научн. трудов / Под ред. Г.А. Крыжановского. – Л.: ОЛАГА, 1983. – 114 с.
6. Шибанов Г.П. Количественная оценка деятельности человека в системах человек-техника. – М.: Машиностроение, 1983. – 263 с.
7. Бешелев С.Д., Гурвич Ф.Г. Математико-статистические методы экспертных оценок. – М.: Статистика, 1980. – 263 с.
8. Евланов Л.Г., Кутузов В.А. Экспертные оценки в управлении. – М.: Экономика, 1978. – 133 с.
9. Макаров И.М., Виноградская Т.М. и др. Теория выбора и принятия решений. – М.: Наука, 1982. – 328 с.
10. Гмурман В.Е. Теория вероятностей и математическая статистика. – М.: Высш. шк., 2000. – 479 с.

Поступила в редакцию 26.08.2004

Рецензент: д-р пед. наук, проф. Р.Н. Макаров, президент Международной академии проблем человека в авиации и космонавтике, Москва.

УДК 581.50

В.А. ПОПОВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***КОМБИНАТОРНО-ГРУППОВОЙ АНАЛИЗ ТИПОВЫХ СТРУКТУР СИСТЕМ**

Проведен комбинаторно-групповой анализ структур (древовидных, итеративных, радиально-кольцевых), являющихся моделями сложных систем на макро- или микроуровне. Получены цикловые индексы соответствующих групп графов, на основе которых можно найти число и перечень классов эквивалентности в виде перечисляющего многочлена, что является базой построения каталогов и выбора рациональных структур в альтернативном проектировании аэрокосмических комплексов.

структуры системы, группа подстановок, композиция группы, классы эквивалентности, перечисляемый многочлен

1. Постановка задачи

Проблема анализа и аналитического проектирования сложных аэрокосмических комплексов тесно связана с необходимостью изучения структур процессов и реализующих их средств. Одним из подходов для решения указанных задач является использование методов альтернативного проектирования и создания каталогов типовых структур. На основе такого подхода можно находить оптимальных представителей по некоторым заданным критериям, оценивающим их качество, что требует построения процедур генерации таких представителей каталога. В связи с этим в данной работе разрабатываются комбинаторно-групповые модели для ряда типовых графовых структур, с помощью которых можно находить число классов эквивалентности и соответствующие перечисляющие многочлены, что дает возможность построить каталоги представителей соответствующих структур.

Каждая структура имеет соответствующий граф $G(N, L)$ и группу графа H_G , которая является группой постановок и изображается в общем случае с применением некоторой композиции групп [1].

Так, например, особенности построения древовидной структуры могут быть выражены с помощью целого ряда пояснений (структура бинарная, симметричная, несимметричная, без петель и контуров,

иерархическая, многоуровневая и т.д.). Существенное значение имеет группа графа H_G , которая подчиняет между собой элементы множества – вершины графа $G(N, L)$ [2 – 3].

Пусть $H_G = S_m$ (симметричная группа), $m = N$. Тогда получаем задачу анализа отображения $S_m \rightarrow H_R$, где H_R – это E_n , S_n или их композиции. В этом случае вершины графа имеют как бы «отношения безразличия» между собой. В случае $H_G = E_m$ получаем противоположную картину, где вершины графа имеют строго выраженную индивидуальность, самостоятельность. Следующим шагом при усложнении задачи может быть использование композиции групп S и E , формализующих отношения вершин графа $G(N, L)$. Подобным образом можно проводить рассуждения и для элементов множества R , отношения между которыми также можно представить с помощью некоторой группы подстановок или композиции групп $H_R(E, S)$.

Таким образом, в общем виде можно сформулировать цель данной работы как задачу комбинаторно-группового анализа структуры системы: при заданном графе $G(N, L)$ структуры системы и соответствующей композиции групп $H_G(E, S)$ на этом графе, а также композиции групп на множестве R в виде $H_R(E, S)$, найти классы эквивалентности ото-

бражения $H_G \rightarrow H_R$ с помощью определения их числа $K_{KЭ}$ и перечня $\Pi_{KЭ}$, на основе которых можно построить каталог структур, имеющий практическую пользу.

Сложность решения такой задачи зависит от мощностей множеств D и R и особенностей композиции групп H_G и H_R , которые выражают с некоторой адекватностью специфику структуры системы и способ ее построения из заданной номенклатуры элементов с определенными на них ограничениями. Так, в случае однозначных отображений, где используется первая и четвертая модель перечисления [1, 2], элементы из множества R для построения структуры системы могут использоваться без ограничений на их количество при заданной номенклатуре. В случае же применения второй и третьей моделей перечисления, когда используются взаимно однозначные отображения, число элементов множества R является ограниченным.

Пусть H – группа, элементами которой являются подстановки множеств D или R , причем групповой операцией является операция обобщенного умножения. Тогда цикловой индекс группы – многочлен от x_i , $i = \overline{1, m}$ для H_G (или $j = \overline{1, n}$, для H_R):

$$Z(x_i) = |H_G|^{-1} \sum_{h \in H_G} \prod x_i^{c_i},$$

где c_i – число циклов длины i .

Данное выражение представляет собой цикловой индекс группы H , который имеет ровно столько одночленов, сколько элементов имеет группа подстановок H (т.е. порядок группы – $|H|$). Так, например, для симметрической группы S_n степени n порядок группы $|S_n| = n!$. Для тождественной группы E_n степени n порядок группы равен 1, так как существует только одна тождественная подстановка, дающая цикловой индекс x_1^n , что означает n циклов единичной длины.

Теперь рассмотрим некоторые примеры комбинаторно-группового анализа типовых структур сложных систем.

2. Древоподобная иерархическая структура

Рассмотрим обобщенную древоподобную иерархическую структуру сложной системы (рис. 1).

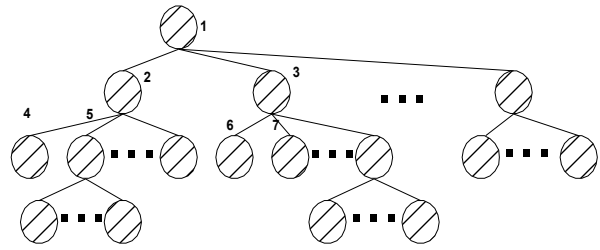


Рис. 1. Обобщенная иерархическая структура системы

Конкретные структуры будут различаться соответствующими подграфами графа G , а задачи комбинаторно-группового анализа – множествами D , R и группами H_G и H_R подстановок соответственно на подграфе G и множестве R .

1. Группа графа

$$H_G = S_1(1) + S_1(2) + S_1(3) + S_1(6) + S_2(4, 5).$$

В этом случае на рис. 1 берутся во внимание только вершины 1 – 6, а остальные не учитываются. Для указанной группы графа H_G , которая представляется в виде композиции групп S_1 и S_2 , относящихся к соответствующим вершинам, запишем цикловой индекс

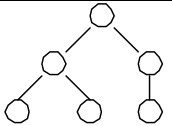
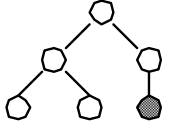
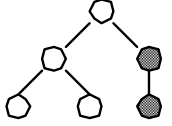
$$Z(H_G) = x_1(1)x_1(2)x_1(3)x_1(6)\frac{1}{2}(x_1^2(4, 5) + x_2(4, 5)).$$

Принимаем равнозначными переменные x_i для вершин 1, 2, 3, 6 с группами S_1 , что дает цикловой индекс

$$\begin{aligned} Z(H_G) &= x_1(1)x_1(2)x_1(3)x_1(6)\frac{1}{2}(x_1^2(4, 5) + x_2(4, 5)) = \\ &= x_1^4\frac{1}{2}(x_1^2 + x_2) = \frac{1}{2}(x_1^6 + x_1^4x_2). \end{aligned}$$

Таблица 1

Каталог структур

Ранг структуры	Число классов эквивалентности	Графическое изображение представителей классов эквивалентности	Аналитическая запись одночленов	Количество представителей данного класса	Количество всех представителей данного ранга
0	1		$x^6 \cdot y^0$	1	1
1	5		$5x^5y$	1	6
				1	
				1	
				1	
				2	
2	11		$11x^4y^2$	1	15
				1	
				1	
				1	
				1	
				1	
				1	
				2	
				2	
				2	
				2	
				2	

В рассматриваемом отображении $D \rightarrow R$ имеем $|D| = 6$ (рис. 1) и полагаем $|R| = 2$. Тогда число классов эквивалентности однозначных отображений $K_{KЭ}$ в соответствии с первой моделью равно

$$K_{KЭ} = Z(H_G, x_i = |R|) = \frac{1}{2}(2^4 + 2^4 \cdot 2) = 48.$$

Всего отображений в данном случае будет

$$|R^D| = |R|^{|D|} = 2^6 = 64.$$

Для получения перечня классов эквивалентности построим перечисляющий многочлен $\Pi_{KЭ}$ при условии $R = (x, y)$:

$$\Pi_{KЭ} = Z(H_G, x_i = x^i + y^i) = \frac{1}{2}[(x+y)^6 + (x+y)^4(x^2+y^2)],$$

что дает после соответствующих преобразований

$$\Pi_{KЭ} = x^6 + 5x^5y + 11x^4y^2 + 14x^3y^3 + 11x^2y^4 + 5xy^5 + y^6.$$

В случае $|R| = 2$ удобно ввести запись многочлена в виде

$$\Pi_{KЭ} = \sum_{i=0}^6 K_i x^{6-i} y^i,$$

где $\sum_{i=0}^6 K_i = K_{KЭ} = 48$, K_i – коэффициент при y^i .

Для подобных случаев можно записать общую формулу многочлена

$$\Pi_{KЭ} = \sum_{i=0}^m K_i x^{m-i} y^i,$$

где $m = |D|$.

На основе полученного перечисляющего многочлена $\Pi_{KЭ}$ можно построить каталоги структур с указанием ранга, равного степени при символе y^i , числа классов заданного ранга, графического изображения, аналитической записи одночленов $\Pi_{KЭ}$, числа представителей данного ранга для конкретного класса эквивалентности (табл. 1).

Для подсчета количества представителей всех классов j -го ранга K_i можно использовать следующие формулы:

$$K_0 = C_6^0 = \binom{6}{0} = 1; K_1 = \binom{6}{1} = 6; K_2 = \binom{6}{2} = 15; \\ K_3 = \binom{6}{3} = 20; K_4 = K_2 = 15; K_5 = K_1 = 6; K_6 = K_0 = 1;$$

Сумма представителей всех рангов для всех классов $\sum_{j=0}^6 K_j = 64$.

В общем случае при $|R| = 2$ можно использовать формулу

$$\sum_{j=0}^m K_j = \sum_{i=0}^m \binom{m}{i} = 2^m,$$

что дает при $m = 6$ результат 2^6 , который можно получить прямым суммированием всех k_j .

2. Группа графа

$$H_G = S_1(1) + S_1(2) + S_1(3) + S_2(4, 5) + S_2(6, 7).$$

В данном случае используется уже 7 вершин (рис. 1). Цикловой индекс группы графа

$$Z(H_G) = x_1 x_1 x_1 \frac{1}{2} (x_1^2 + x_2) \frac{1}{2} (x_1^2 + x_2) = \\ = \frac{1}{4} (x_1^7 + 2x_1^5 x_2 + x_1^3 x_2^2).$$

Как и в предыдущем случае принимаем $|R| = 2$, $R = (x, y)$ и для однозначных отображений с применением первой модели перечисления получим:

$$K_{KЭ} = Z(H_G, x_i = |R| = 2) = \frac{1}{4} (2^7 + 2 \cdot 2^5 \cdot 2 + 2^5 \cdot 2^2) = 72.$$

Всего отображений в данном случае будет $|R^D| = |R|^{|D|} = 2^7 = 128$. Разобьем 128 отображений на

72 класса эквивалентности, для чего построим перечисляемый многочлен

$$\Pi_{KЭ} = Z(H_G, x_i = x^i + y^i) = \\ = \frac{1}{4} ((x + y)^7 + 2(x + y)^5 \cdot (x^2 + y^2) + (x + y)^3 \cdot (x^2 + y^2)),$$

что после преобразований дает

$$\Pi_{KЭ} = x^7 + 5x^6 y + 12x^5 y^2 + 18x^4 y^3 + 18x^3 y^4 + 12x^2 y^5 + 5x y^6 + x^7.$$

Так как $\Pi_{KЭ} = \sum_{i=0}^m K_i x^{m-i} y^i$, то при $m = 7$ получаем

$$\Pi_{KЭ} = \sum_{i=1}^7 K_i x^{7-i} y^i.$$

Сумма представителей всех рангов и классов

$\sum_{i=0}^m \binom{m}{i} = \sum_{i=0}^7 \binom{7}{i} = 2^m = 128$, где $\binom{7}{i}$ – число представителей i -го ранга.

Число классов эквивалентности $K_{KЭ}$ равно сумме коэффициентов K_i , т.е. $K_{KЭ} = \sum_{i=0}^7 K_i = 72$.

Аналогично предыдущему можно построить каталог представителей структур, соответствующих группе графа

$$H_G = S_1(1) + S_1(2) + S_1(3) + S_2(4, 5) + S_2(6, 7),$$

являющегося подграфом графа обобщенной иерархической структуры (рис. 1). Подобным образом можно проводить расчеты и каталоги для других разновидностей (фрагментов обобщенной структуры) иерархической структуры (рис. 1).

3. Итеративная структура

Рассмотрим итеративную структуру (рис. 2).

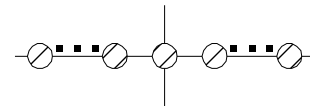


Рис. 2. Обобщенная итеративная структура системы

Здесь группа графа $H_G = E_1 + S_2[R(S, E)]$, где $K(S, E)$ – композиция групп S и E , отражающая особенности взаимосвязи элементов правой (левой)

ветви системы. Пусть $R = (x, y, z)$, $|R| = 3$, В целях получения циклового индекса H_G используем группу Кранца, что требует замены переменной $x_i = y_1$ в выражении для $Z(S_2) = \frac{1}{2}(x_1^2 + x_2)$, после чего получим $Z(S_2) = \frac{1}{2}(y_1^2 + y_2)$. Теперь вместо y_1, y_2 подставим цикловой индекс $Z(E_3) = x_1^3$, что дает $H_G = \frac{1}{2}(x_1^6 + x_2^3)$. Заметим, что в данном случае задача эквивалентна следующей: найти число классовой эквивалентности отображения вида $H_G \rightarrow E_n$ для однозначных отображений с применением четвертой модели перечисления. На самом деле

$$K_{K\Omega} = \frac{1}{|H_R|} \cdot \sum_{h \in H_R} Z(H_G, c_1, c_1 + 2c_2, c_1 + 3c_3, c_1 + 2c_2 + 4c_4, \dots),$$

где единственная подстановка

$$h = (c_1 = n, c_2 = 0, c_3 = 0, c_4 = 0, \dots).$$

Но так как переменные циклового индекса $Z(H_G)$ принимают значения $x_i = c_1 + \Delta c_i$, где $\Delta c_i = 0$, то получаем $K_{K\Omega} = Z(H_G, x_i = |R| = n) = 378$.

При получении перечисляющего многочлена $\Pi_{K\Omega} = Z(H_G, x_i = x^i + y^i + z^i + \dots)$ возникают трудности в силу большого числа одночленов в данном многочлене. Для контроля и проверки правильности выводов конечных выражений $\Pi_{K\Omega}$ можно использовать комбинаторные свойства разложения целых чисел на сумму целых слагаемых. Так, например, при $|R| = n = 3$ многочлен $\Pi_{K\Omega}$ должен в своем составе иметь одночлены x^6, y^6, z^6 , которые являются единственным представлением числа 6 с помощью одного слагаемого.

Представление числа 6 из двух слагаемых дает три разложения: 5,1; 4,2; 3,3. Первое разложение дает 6 разных одночленов вида:

$$x^5y; x^5z; xy^5; yz^5; zy^5.$$

Второе разложение дает также 6 одночленов вида

$$x^4y^2; x^4z^2; y^4x^2; y^4z^2; z^4x^2; z^4y^2.$$

Третье разложение дает 3 одночлена:

$$x^3y^3; x^3z^3; y^3z^3.$$

Представление числа 6 из трех слагаемых дает три разложения: 4, 1, 1; 3, 2, 1; 2, 2, 2.

Первое разложение дает три одночлена:

$$x^4yz; xy^4z; xyz^4.$$

Второе разложение дает шесть одночленов:

$$x^3y^2z; x^3yz^2; x^2y^3z; xy^3z^2; xy^2z^3.$$

Третье разложение дает единственный одночлен

$$x^2y^2z^2.$$

Всего в данном примере получаем 28 слагаемых (одночленов) в перечисляющем многочлене

$$\Pi_{K\Omega} = \sum_{i,j,k} K_{ijk} \cdot x^i y^j z^k,$$

где $i, j, k = \overline{0, 6}, i + j + k = 6$; K_{ijk} – коэффициент при соответствующем одночлене. Заметим, что $\sum_{i,j,k} K_{ijk} = K_{K\Omega}$, т.е. для вышеизложенного примера

$$K_{K\Omega} = Z(H_G, x_i = |R| = n = 3) = 378.$$

Зная коэффициенты K_{ijk} при соответствующих одночленах $x^i y^j z^k$, можно построить каталог итеративных структур с учетом следующих параметров:

- ранга структуры (например, ранг может быть равен 0, 1, 2, 3 для одного элемента из трех в рассматриваемом примере, подобно можно ввести ранги структуры для двух других типов элементов из R);
- числа классов структуры заданного ранга, что определяется коэффициентами K_{ijk} ;
- числа представителей данного класса эквивалентности;
- числа всех представителей структур заданного ранга, которые включают в себя сумму представителей всех классов эквивалентности данного ранга.

В последнем случае расчет можно проводить по формуле числа сочетаний из заданного множества.

В нашем примере получаем следующие расчетные выражения и результаты:

$$C_6^i, i = \overline{1,6}; C_6^0 = 1; C_6^1 = 6; C_6^2 = 15; C_6^3 = 20.$$

4. Радиально-кольцевые структуры

Радиально-кольцевая структура системы представляет собой геометрическую фигуру с центром (или без центра) с m ветвями ($m \geq 2$), в каждой ветви несколько элементов ($n \geq 2$). Для фигуры с центром (или несколькими центрами) группа соответствующего графа $G(N, L)$ может быть представлена следующим образом:

$$H_G = E_g + S_m[H(S, E)],$$

где $H(S, E)$ – композиция из групп S и E ; S_m – символ симметрической группы степени m и порядка $m!$; g – число центров.

Сложность комбинаторно-группового анализа таких структур зависит не только от g , m и композиции $H(S, E)$, но и от мощности множества R в отображении $D \rightarrow R$, где D – множество вершин графа. Так как число всевозможных однозначных отображений $K = |R|^{|D|}$ быстро растет, то создаются большие трудности вычислительного характера, особенно при генерации представителей структур. Рассмотрим ряд примеров радиальных кольцевых структур.

1. *Группа графа* $H_G = E_1 + S_4[E_2]; R = (x, y)$.

Так как

$$\begin{aligned} Z(E_1) &= x_1, Z(E_2) = x_1^2, Z(S_4) = \\ &= \frac{1}{4!}(x_1^4 + 6x_1^2x_2 + 8x_1x_3 + 3x_2^2 + 6x_4), \end{aligned}$$

то после использования группы Кранца получим

$$\begin{aligned} Z(H_G) &= x_1 Z(S_4, y_i = x_1^2) = \\ &= \frac{1}{4!}(x^9 + 6x_1^5x_2^2 + 8x_1^3x_3^2 + 3x_1x_2^4 + 6x_1x_4^2), \end{aligned}$$

что дает в условиях первой модели перечисления

$$K_{K\mathcal{E}} = Z(H_G, x_i = |R| = 2) = 70.$$

Перечисляющий многочлен

$$\begin{aligned} \Pi_{K\mathcal{E}} &= Z(H_G, x_i = x^i + y^i) = x^9 + 3x^8y + 6x^7y^2 + 10x^6y^3 + \\ &+ 15x^5y^4 + 15x^4y^5 + 10x^3y^6 + 6x^2y^7 + 3xy^8 + y^9 = \\ &= \sum_{i=0}^9 K_i x^{9-i} y^i, \end{aligned}$$

$$\text{где } \sum_{i=0}^9 K_i = 70 = K_{K\mathcal{E}}; \quad \sum_{i=0}^9 \binom{9}{i} = 2^9 = 512; \quad \binom{9}{i} -$$

число всех представителей структур i -го ранга (последнее означает количество в структуре элементов типа “ y ”).

Для применения второй, третьей и четвертой моделей необходимо ввести группу на множестве R .

Пусть $H_R = E_n$, тогда при использовании четвертой модели имеем только единственную подстановку $n = (c_1 = n, c_i = 0, i > 1)$, что дает

$$K_{K\mathcal{E}}^4 = Z(H_G, x_i = n) = K_{K\mathcal{E}}^1.$$

Применение третьей модели приводит к следующему результату при $n = 9$:

$$K_{K\mathcal{E}}^3 = -K_{K\mathcal{E}}^2 = \frac{\partial^9}{\partial_1^9}(Z_1^9) = 9!,$$

или в общем случае по второй модели

$$\frac{\partial^9}{\partial z_1^9}(1 + z_1)^n; n = 9; K_{K\mathcal{E}}^2 = \frac{n!}{(n-9)!}$$

Очевидно, что число классов эквивалентности $K_{K\mathcal{E}}^2, K_{K\mathcal{E}}^3$ оказываются весьма большой величиной из-за того, что $|R| = n$ существенно больше 2.

2. *Группа графа* $H_G = S_3[S_1 + S_2]; R = (x, y)$.

Применяя и раскрывая группу Кранца, получим цикловой индекс и перечисляющий многочлен:

$$\begin{aligned} Z(H_G) &= \frac{1}{48}(x_1^9 + 3x_1^7x_2 + 3x_1^5x_2^2 + x_1^3x_2^3 + 6x_1^3x_2^3 + x_1^3x_2x_4 + \\ &+ 6x_1x_2^4 + 6x_1x_2^2x_4 + 8x_3^3 + 8x_3x_6); \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Pi_{K\mathcal{E}} &= Z(H_G, x_i = x^i + y^i) = x^9 + 2x^8y + 5x^7y^2 + 9x^6y^3 + \\ &+ 11x^5y^4 + 11x^4y^5 + 9x^3y^6 + 5x^2y^7 + 2xy^8 + y^9; \end{aligned}$$

$$K_{K\mathcal{E}}^1 = Z(H_G, x_i = |R| = 2) = 56;$$

$$\Pi_{K\mathcal{E}} = \sum_{i=0}^9 K_i \cdot x^{9-i} y^i, \quad \sum_{i=0}^9 K_i = 56 = K_{K\mathcal{E}}^1.$$

Заметим, что все одночлены двухбуквенные с соответствующими степенями и коэффициентами, сумма степеней равна 9 ($x^{9-i}, y^i, 9-i+i=9$). Полученный многочлен $\Pi_{K\mathcal{C}}$ дает возможность построить каталог представителей всех классов по всем рангам. В последнем случае следует учитывать специфику группы графа H_G для генерации всех представителей классов эквивалентности. Полезным при построении каталога оказывается вычисление всех представителей заданного ранга, что позволяет в данном случае найти общее число всех представителей структур систем, равное

$$\sum_{i=0}^9 \binom{9}{i} = 2^9 = 512.$$

Если $R = (x, y, z); |R| = 3$, то $Z(H_r)$ будет таким же, как и при $R = (x, y)$, но

$$K_{K\mathcal{C}}^1 = Z(H_r, x_i = |R| = 3) = 1140,$$

$$|R|^{|D|} = 3^9 = 1968.$$

Перечисляющий многочлен

$$\Pi_{K\mathcal{C}} = Z(H_G, x_i = x^i + y^i + z^i) = \sum_{i,j,k} k_{ijk} \cdot x^i y^j z^k, \\ i + j + k = 9.$$

Для проверки правильности полученного многочлена следует использовать разложение числа 9 на целые части различными способами, что дает возможность получить все суммы вида

$$i + j + k = 9, \quad i, j, k = \overline{0, 9}.$$

Построение каталога существенно усложняется, так как при построении структуры используется три различных элемента из множества $R = (x, y, z)$. Здесь полезно ввести понятие типа структуры, обобщающего понятия класса. Так, для ранга, равного нулю, число классов будет равно 1 (т.е. равно коэффициенту при максимальной степени переменной, например, $1 \cdot x^9$). Но подобно получается цепочка $1 \cdot y^9, 1 \cdot z^9$, поэтому можно говорить о типе нулевого ранга, включающем три класса: x^9, y^9, z^9 .

Применение второй модели дает при $|D| < |R|$ $n = 10 (m < n)$, $H_R = E_{10}$ следующий результат:

$$K_{K\mathcal{C}}^2 = \frac{1}{48} \frac{\partial^9}{\partial z_1^9} (1 + z_1)^{10} = \frac{10!}{(n-m)! \cdot 48} = \frac{10!}{48} \text{ при } z_z = 0.$$

При условии $n > m$ получим

$$\frac{1}{48} \frac{\partial^9}{\partial z_1^9} (1 + z_1)^n = \frac{n!}{(n-9)! \cdot 48}.$$

В данном случае можно построить эквивалентную задачу отыскания числа классов эквивалентности вида $E_m \rightarrow E_n$, так как существует только одна тождественная подстановка x_1^m , а остальные имеют вид $x_1^{c_1} x_j^{p_j} \dots$, где $c_1 < m$ или $x_i^g x_e^p$, где $i, e \neq 1$. Поэтому от этих одночленов дифференцирующие операторы будут давать нулевые результаты. Применение третьей модели дает

$$(m = n) \frac{1}{48} \frac{\partial^9}{\partial z_1^9} (Z_1)^9 = \frac{96}{48} = 7560.$$

Четвертая модель при $H_R = E_n$ дает единственную подстановку

$$n = (c_1 = n, c_j = 0, i > 1),$$

поэтому $K_{K\mathcal{C}}^4 = K_{K\mathcal{C}}^1 = Z(H_r, x_i = |R| = n)$.

При $n = 2$ ($H_R = E_2$) получим $Z(H_r, x_i = 2) = 56$.

3. *Группа графа* $H_G = E_1 + S_2[E_1 + S_2]; R = (x, y, z)$.

Применяя группу Кранца, получим

$$Z(H_G) = \frac{1}{8} (x_1^7 + 2x_1^5 x_2 + x_1^3 x_2^2 + 2x_1 x_2^3 + 2x_1 x_2 x_4);$$

$$K_{K\mathcal{C}}^1 = Z(H_G, x_i = |R| = 3) = 513;$$

$$\Pi_{K\mathcal{C}} = \sum_{i,j,k} K_{i,j,k} x^i y^j z^k, i + j + k = 7, i, j, k = \overline{0, 7}.$$

Индексы (i, j, k) получаются как элементы разложения числа 7 на три целые части. На основе $\Pi_{K\mathcal{C}}$ можно построить каталог представителей структур, представляемый графом и его группой H_G .

Существенно проще анализ при $R(x, y)$, где $Z(H_G)$ остается прежним:

$$\begin{aligned}
\Pi_{K\Theta} &= Z(H_G, x_i = x^i + y^i) = x^7 + 3x^6y + 7x^5y^2 + 10x^4y^3 + \\
&+ 10x^3y^4 + 7x^2y^5 + 3xy^6 + y^7 = \sum_{i=0}^7 K_i x^{7-i} y^i; \\
\sum_{i=0}^7 K_i &= 42; \quad K_{K\Theta} = Z(H_G, x_i = 2).
\end{aligned}$$

Число представителей всех рангов равно

$$|R|^{|D|} = 2^7 = \sum_{i=0}^7 \binom{7}{i} = 128.$$

В этом случае каталог структур можно построить намного проще, чем при $|R| = 3$. Пусть

$$H_G = E_1 + S_6[E_1].$$

Тогда при $R = (x, y)$:

$$Z(H_G) = x_1 Z(S_6);$$

$$K_{K\Theta}^1 = Z(H_G, x_i = 2) = 128.$$

Получаем простейший каталог, так как

$$\Pi_{K\Theta} = Z(H_G, x_i = x^i + y^i) = x^7 + 7x^6y + 21x^5y^2 + 35x^4y^3 + 35x^3y^4 + 21x^2y^5 + 7xy^6 + y^7,$$

т.е. $\sum_{i=0}^7 K_i = 128$ (каждый класс состоит из одного

представителя). Данная задача эквивалентна случайному отображению вида $E_7 \rightarrow E_2$, где

$$\begin{aligned}
K_{K\Theta}^1 &= 2^7 = 128, \quad \Pi_{K\Theta} = Z(H_G, x_i = x^i + y^i) = (x + y)^7 = \\
&= \sum_{i=0}^7 x^{7-i} y^i K_i, \quad K_i = \binom{7}{i}.
\end{aligned}$$

4. Группа графа $H_G = E_1 + S_2 + S_2$; $R = (x, y)$.

Цикловой индекс равен

$$\begin{aligned}
Z(H_G) &= \frac{x^2}{4} (x_1^4 + 2x_1^2 x_2 + x_2^2), \quad K_{K\Theta}^1 = Z(H_G, x_i = |R| = \\
&= 21 = 36; \quad |R|^{|D|} = 2^6 = 64.
\end{aligned}$$

Перечисляющий многочлен равен

$$\Pi_{K\Theta} = Z(H_G, x_i = x^i + y^i) = x^6 + 4x^5y + 8x^4y^2 + 10x^3y^3 + 8x^2y^4 + 4xy^5 + y^6 = \sum_{i=0}^6 K_i x^{6-i} y^i, \quad K_i = \binom{6}{i}.$$

$$K_{K\Theta}^1 = \sum_{i=0}^6 K_i = \sum_{i=0}^6 \binom{6}{i} = 36.$$

При $|R| = 3$ $K_{K\Theta}^1 = Z(H_G, x_i = 3) = 324$ $|R|^{|D|} = 3^6 = 729$.

Для построения каталога следует построить

$$\begin{aligned}
\Pi_{K\Theta} &= Z(H_G, x_i = x^i + y^i + z^i) = \\
&= \sum_{i,j,k} K_{ijk} x^i y^j z^k, \quad i + j + k = 6,
\end{aligned}$$

$$i, j, k = \overline{0, 6}; \quad \sum_{i,j,k} K_{ijk} = 234.$$

В данном случае для контроля правильности коэффициентов k_{ijk} необходимо использовать разложение числа 6 на целые слагаемые.

Заключение

Проведенный комбинаторно-групповой анализ позволяет сделать некоторые выводы относительно возможности построения каталогов представителей для типовых структур систем. При малой мощности множеств $|R| = 2$ и $|D| \leq 10$ возможно получение числовых данных, дающих полезную информацию для основных параметров каталога. Однако при увеличении $|R|$ и $|D|$ получаемые цикловые индексы $Z(H_G)$ и перечисляющие многочлены $\Pi_{K\Theta}$ имеют громоздкую форму, которую следует проверять другими методами комбинаторики. Использование разработанных компьютерных программ позволяет пользователю сократить сроки получения технических решений с применением созданного каталога, что позволяет ему по запросу анализировать только определенные ранги и классы структур систем, удовлетворяющие заданным техническим требованиям и условиям.

Литература

1. Де Брейн Н. Дж. Теория перечисления Пойа // Прикладная комбинаторная математика / Под ред. Э. Беккенбаха. – М.: Мир, 1968. – С. 61 – 106.
2. Харари Ф., Пальмер Э. Перечисление графов. – М.: Мир, 1977. – 387 с.
3. Попов В.А. Модели структур сложных систем и их комбинаторно-групповой анализ // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 43. – С. 149 – 153.

Поступила в редакцию 17.03.2004

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

УДК 681.322:629.7

Е.С. ЯШИНА, А.А. БАШКИРЦЕВА

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

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ОБЪЕКТОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

Данная работа посвящена прогнозированию технико-экономических параметров проектов авиационной техники по данным о технических характеристиках проектируемых летательных аппаратов (ЛА). С использованием аппарата искусственных нейронных сетей построена модель, связывающая технические и технико-экономические параметры ЛА. Проведены расчеты стоимости и эффективности самолетов. Проанализированы перспективы использования ассоциативных нейронных сетей для прогнозирования характеристик сложных технических объектов.

проект, технико-экономический анализ, прогнозирование, стоимость, эффективность, искусственные нейронные сети

Введение

Современные проекты и программы в области авиастроения характеризуются высокой стоимостью и высоким риском, обусловленным острой конкуренцией на рынке авиационной техники. Поэтому при разработке новых летательных аппаратов (ЛА) на самых ранних этапах проектирования проводится тщательный технико-экономический анализ проекта. При этом большое значение приобретает прогнозирование перспективных технико-экономических показателей (ТЭП) проекта.

Требования к тактико-техническим характеристикам (ТТХ) оказывают существенное влияние на ТЭП проекта. Кроме того, некоторые ТТХ оказывают влияние друг на друга. Существующие методы прогнозирования не в полной мере учитывают это влияние, что может приводить к существенным погрешностям в оценках ТЭП. Поэтому актуальной является задача разработки моделей и методов прогнозирования, наиболее полно учитывающих взаимосвязь между ТТХ и ТЭП проекта. Поскольку точных математических моделей такой взаимосвязи нет, данная задача относится к слабо формализованым и её целесообразно решать с применением методов искусственного интеллекта, в частности, искусственных нейронных сетей.

1. Постановка задачи

На начальных этапах проектирования самолёта требуется решить задачу выбора его летно-технических характеристик. При этом производится комплексный технико-экономический анализ по критерию «стоимость – эффективность». В результате формулируются требования к ЛА, выполнение которых гарантирует высокую эффективность ЛА при приемлемых затратах на его проектирование и производство [1, 2]. При этом должны применяться методы прогнозирования, позволяющие оценить стоимость и эффективность ЛА по неполным и неточным исходным данным, имеющимся на начальных этапах разработки. Как правило, для этого применяют приближённые методы оценивания, учитывающие лишь наиболее важные факторы.

Для приближённой оценки стоимости ЛА обычно используют соотношения между наиболее важными характеристиками. Чаще всего стоимость ЛА относят к их весу или мощности силовой установки. Для расчета стоимости аппаратов, выпускаемых крупными сериями, используется следующее выражение [2]:

$$C = 1000 G_{\text{нуст}} + 1200 P N^{0,33}, \quad (1)$$

где C – средняя стоимость аппарата (в долларах США по курсу 1974 года) из партии в количестве

N экземпляров; $G_{пуст}$ – вес пустого аппарата (без топлива и перевозимой или боевой нагрузки), тс; P – мощность силовой установки, л.с.

Стоимость аппаратов с высокой энерговооруженностью, выпускаемых малыми сериями, прямо пропорциональна мощности силовой установки. Для её оценки используется следующее выражение:

$$C = 1200 P N^{0.33}. \quad (2)$$

Приведенные выражения не учитывают многих факторов и могут применяться только для приближенных оценок. Отклонения стоимости отдельных образцов военной техники от расчетных данных могут достигать до 100% [2]. Таким образом, рассмотренная зависимость стоимости ЛА от одной или двух наиболее важных характеристик не является достаточной. Для получения более точных оценок необходимо учесть влияние множества ТТХ ЛА.

Выбрать характеристики так, чтобы можно было наиболее точно выполнить прогнозирование, довольно сложно. Как указано в [3, 4], наибольшее влияние на стоимость и эффективность ЛА оказывают такие характеристики как угловая скорость установившегося виража, дальность обнаружения цели радаром, максимальная дальность ракетного вооружения, практическая дальность полета без подвесного топливного бака (ПТБ), тяговооруженность, потребная длина взлетно-посадочной полосы (ВПП), угол целеуказания головки целенаведения (ГЦН) ракет, вероятность попадания в цель.

Таким образом, постановка задачи прогнозирования может быть сформулирована следующим образом. Пусть задан (определён в ТЗ на проектирование) вектор ТТХ системы $\vec{X} = (X_1, \dots, X_n)$. Требуется оценить значения ТЭП $\vec{Y} = (Y_1, \dots, Y_m)$. При этом следует учитывать, что характер влияния отдельных компонент вектора ТТХ на оцениваемые ТЭП может быть различным и для некоторых характеристик заранее не известен. Будем предполагать, что имеется информация об изделиях-аналогах.

2. Выбор метода прогнозирования

В настоящее время насчитывается более ста различных методов научно-технического прогнозирования. Каждый из методов имеет свои особенности в зависимости от цели его использования и уровня проводимых исследований [5].

Большинство традиционных методов прогнозирования основаны на экстраполяции временных тенденций с использованием достаточно простых зависимостей (линейной, полиномиальной, экспоненциальной и других). Применение такого подхода в данном случае приводит к существенному искажению результатов, так как влияние разных факторов на стоимость ЛА носит различный характер и не может быть описано одними и теми же зависимостями. Кроме того, многие факторы оказывают влияние друг на друга. Это влияние носит существенно нелинейный характер и не может быть описано традиционными методами регрессионного и корреляционного анализа.

Обзор существующих методов показал, что наиболее широкими возможностями обладает прогнозирование с использованием искусственных нейронных сетей (ИНС). Этот аппарат позволяет решать слабо формализованные задачи с учетом множества факторов. Преимущества данного метода обусловлены наличием в структуре сети нелинейных элементов и очень большого количества связей, благодаря чему ИНС способна достаточно точно аппроксимировать самые разные виды зависимостей. Кроме того, в процессе обучения осуществляется весьма гибкая настройка сети, что позволяет успешно использовать ИНС даже в тех случаях, когда отсутствует строгая математическая модель, описывающая зависимость между исследуемыми характеристиками [6]. Это особенно важно для рассматриваемой задачи, так как построить точную математическую модель влияния каждой из ТТХ на ТЭП очень сложно.

3. Построение модели

С использованием аппарата ИНС решена задача прогнозирования характеристик ЛА на примере самолётов военного назначения. Для прогнозирования используется ИНС, полученная путём сопряжения двух многослойных сетей прямого распространения (рис. 1).

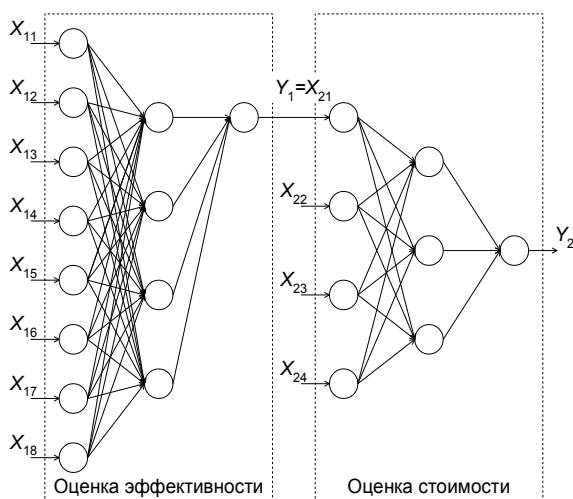


Рис. 1. Структура нейронной сети

Первая сеть используется для оценки эффективности. Входной слой включает восемь элементов: X_{11} – угловая скорость; X_{12} – дальность обнаружения цели; X_{13} – максимальная дальность вооружения; X_{14} – практическая дальность полета; X_{15} – тяговооруженность; X_{16} – потребная длина взлетно-посадочной полосы; X_{17} – угол целеуказания головки наведения ракет; X_{18} – вероятность попадания в цель. Скрытый слой состоит из четырех элементов. Выходной слой имеет один элемент – эффективность Y_1 .

Вторая сеть используется для оценки стоимости ЛА. Ее входной слой состоит из четырех элементов: X_{21} – эффективность; X_{22} – масса пустого ЛА; X_{23} – показатель совершенства бортового оборудования; X_{24} – тяговооруженность. Входным значением эффективности является выход первой сети $X_{21}=Y_1$. Скрытый слой состоит из трех элементов. Выходной слой состоит из одного элемента, который дает оценку стоимости самолета Y_2 .

В качестве функции активности всех узлов сети (кроме входных) использовалась логистическая функция

$$f(net_j) = \frac{1}{1 + e^{-net_j}}, \quad (3)$$

где net_j – входной сигнал j -го элемента.

Полученная сеть обучается по методу обратного распространения ошибки [6]. При формировании обучающей выборки используются данные об изделиях-аналогах.

4. Результаты расчётов

Данная модель была реализована программно. С использованием разработанного программного обеспечения была проведена оценка характеристик самолетов. Для прогнозирования использованы ретроспективные данные о характеристиках истребителей, опубликованные в открытой печати [7]. В табл. 1 приведены результаты прогнозирования и данные о действительном значении оцениваемых величин.

Таблица 1
Сравнение результатов

Характеристика	Прогноз	Действительное значение	Отклонение
Эффективность	0,65	0,75	0,10
Стоимость, млн. грн.	0,33	0,35	0,02

Сравнение результатов прогнозирования с действительными значениями показало, что расхождение не превышает 10%. Достаточно хорошее согласование между результатами расчётов и реальными данными говорит о целесообразности использования ИНС при прогнозировании характеристик сложных технических объектов.

Особо следует отметить, что при построении модели нам не пришлось делать никаких предположений относительно математической формы зависимости между ТТХ и ТЭП. В ходе обучения настройка на нужный вид зависимости происходит автоматически.

5. Перспективы дальнейших исследований

Несмотря на большие преимущества, предоставляемые аппаратом искусственных нейронных сетей, их использование связано с рядом проблем. Наибольшую сложность представляет собой формирование обучающей выборки. ЛА представляют собой уникальные технические объекты и наличие большого количества близких аналогов для них маловероятно. А увеличение объёма обучающей выборки за счёт недостаточно близких аналогов приводит к существенным искажениям. При использовании в качестве аналогов ЛА иностранного производства ситуация осложняется тем, что в разных странах могут применяться разные методы оценки технических характеристик, а по некоторым характеристикам информация может отсутствовать.

Таким образом, задача прогнозирования характеристик объектов авиационной техники часто выполняется в условиях неполных или искажённых исходных данных. Обычные сети прямого распространения в таких условиях не очень эффективны. В то же время известно, что ассоциативные ИНС типа сети Хопфилда и сети Хэмминга способны корректно работать даже в условиях неполной, искажённой и неточной информации. Кроме того, ассоциативные сети могут применяться для выполнения кластеризации, что позволит улучшить качество обучающей выборки, исключив из неё объекты, не являющиеся аналогами исследуемого [6].

Таким образом, использование ассоциативных ИНС позволит расширить возможности методов прогнозирования характеристик уникальных технических объектов.

Заключение

В данной работе исследована зависимость между техническими характеристиками и технико-эконо-

мическими параметрами ЛА. Проведен анализ методов прогнозирования ТЭП ЛА. Построена математическая модель влияния ТТХ на ТЭП ЛА в форме многослойной ИНС прямого распространения. Проведены расчеты стоимости и эффективности самолетов. Результаты расчётов подтверждают целесообразность применения ИНС для прогнозирования характеристик объектов авиационной техники. Проанализированы перспективы использования ассоциативных ИНС для прогнозирования характеристик сложных технических объектов.

Построенная модель может применяться на ранних этапах проектирования ЛА при выполнении технико-экономического анализа проекта.

Литература

1. Ильичёв А.В. Эффективность проектируемой техники: Основы анализа. – М.: Машиностроение, 1991. – 336 с.
2. Гличев А.В. Экономическая эффективность технических систем. – М.: Экономика, 1971 – 140 с.
3. Анцелиович Л.Н. Надёжность, безопасность и живучесть самолёта. – М.: Машиностроение, 1985. – 296 с.
4. Базазянц С.И., Меднов А.Н. Боевая живучесть летательных аппаратов. – М.: Воениздат, 1983. – 248 с.
5. Пшеничная Л.Э., Рылова Т.Н., Шрамко Л.М. Принципы и методика научно-технического прогнозирования. – К.: Эконом. институт, 1977. – 93 с.
6. Роберт Калан. Основные концепции нейронных сетей. – М.: Вильямс, 2001. – 288 с.
7. Современная военная авиация. – Смоленск: Русич, 2000. – 128 с.

Поступила в редакцию 14.04.2004

Рецензент: канд. техн. наук И.В. Калужин, Межотраслевой научно-исследовательский институт проблем физического моделирования режимов полёта самолётов, Харьков.

АННОТАЦИИ

УДК 681.5.001.57 + 621

Кривцов В.С., Зайцев В.С., Шостак І.В., Топал А.С., Устинова О.М. **Проблеми створення інтелектуальної системи управління технологічною підготовкою виробництва авіаційного підприємства** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 5 (13). – С. 5 – 12.

Розглянуті проблеми впровадження інформаційних технологій в сучасне авіаційне виробництво та задачі, які потребують вирішення при перекладі авіаційних підприємств на шлях комплексної автоматизації. Запропоновано рішення задач технологічної підготовки виробництва на підставі інформаційних знанняорієнтованих технологій.

Іл. 7. Бібліогр.: 10 назв

УДК 629.735: 53.08: 658.51.4

Науменко П.О., Варнас Р.В. **Комп'ютерне моделювання технологічних вимірювань каркасом шаблонів складно-фасонної поверхні** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 5 (13). – С. 13 – 17.

В результаті комп'ютерного моделювання процесу контролю поверхні вироблюваної деталі за допомогою каркаса шаблонів показано, що цей контроль потребує високої кваліфікації контролера та має похибку, яка вища за директивну.

Табл. 2. Іл. 10. Бібліогр.: 9 назв

УДК 621. 735: 004.94

Шипуль О.В., Дибський П.О., Мещеряков О.М. **Дослідження параметрів кінцево-елементної моделі при формоутворенні вісисиметричної заготовки** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 5 (13). – С. 18 – 22.

Створена кінцево-елементна модель формоутворення циліндричної заготовки під дією статичного навантаження, яка є тестовою задачею моделювання процесу об'ємного штампування. Модель враховує фізико-механічні властивості матеріалу, які відповідають сплаву 34XH1M, що знаходиться в стані об'ємного деформування, та контактну взаємодію заготовки із штампом. Зіставлення розрахункових та експериментальних даних тестової задачі дозволило зробити висновок про коректність побудованої моделі та про можливість отримання за допомогою метода кінцевих елементів не тільки якісної, але й кількісної картини розподілу деформацій та напружень.

UDC 681.5.001.57 + 621

Krivtsov V., Zaytsev V., Shostak I., Topal A., Ustinova A.N. **Problems of intellectual control system creation of aviation plant manufacturing** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 5 (13). – P. 5 – 12.

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. 7. Ref.: 10 items

UDC 629.735: 53.08: 658.51.4

Naumenko P., Varnas R. **Computer modeling of technological measurements by template framework of complex-shaped surface** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 5 (13). – P. 13 – 17.

As the result of computer modeling the surface control process of detail under manufacturing we have shown that this control requires the highly-qualified controller and has the error that is higher than directive.

Tabl. 2. Fig. 10. Ref.: 9 items

UDC 621. 735: 004.94

Shypul O., Dybskiy P., Meshcheryakov A. **Study of parameters of the finite-element model of axisymmetric specimen under deformation** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 5 (13). – P. 18 – 22.

The finite-element model of deforming cylindrical specimen under static loading, which is a test problem of modeling of die forging processes, was developed. The model takes into consideration the physical and mechanical properties of 34XH1M steel in the die forging condition, and of contact interaction of the specimen and die. The finite-element model was validated by comparing numerical and experimental data. Accuracy of numerical model was estimated.

Tabl. 2. Fig. 4. Ref.: 3 items

Табл. 2. Іл. 4. Бібліогр.: 3 назви

УДК 681.7.068.4

Филипенко О.І. **Метод аналізу придатності торців оптичних волокон до технологічної операції зварювання** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 5 (13). – С. 23 – 28.

Параметри форми торців оптичних волокон визначаються оптичним телевізійним методом контролю з використанням поперечного зондування оптичного волокна широким пучком рівномірної освітленості. Аналіз придатності торців волокон до зварювання заснований на застосуванні методу найменших квадратів до оцінки відхилень точок профілю торця від лінії регресії, найменш віддаленої від цих точок у середньоквадратичному змісті. Запропоновано використовувати в якості критеріїв стану поверхні коефіцієнт детермінації і коефіцієнт нахилу лінії регресії, що характеризує неперпендикулярність поверхні торця до осі волокна.

Іл. 8. Бібліогр.: 6 назв

УДК 621.723+669.71.24.26

Костюк Г.І., Решетняков В.І. **Перспективи застосування установок «Булат» для комбінованої обробки деталей авіаційної техніки** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 5 (13). – С. 29 – 36.

Розглянуто можливості керування щільністю іонного струму в режимі іонного легування й імплантації, тобто вплив на її технологічні параметри: струм фокусуєчого магніту, напруга на підкладці, тиск реакційного газу і струм дуги. Розглянуто розподіл щільності іонного струму по радіусу підкладки на різних відстанях від випарника. Усі дослідження проведені для умов роботи одного і двох взаємно перпендикулярно розташованих випарників, що дозволяє отримати значення дози опромінення в кожній точці технологічної установки і знайти час роботи установки для одержання необхідної дози опромінення.

Іл. 6. Бібліогр.: 7 назв

УДК 621.723+669.71.24.26

Воробйов Ю.А., Чистяк В.Г., Воронько В.В. **Особливості технологічного процесу та інструмента імпульсного дорнування отворів** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2004. – № 5 (13). – С. 37 – 41.

В статті проведений аналіз існуючих способів дорнування отворів, показані переваги імпульсного

UDC 681.7.068.4

Filipenko A. **Method of analysis of fiber end faces for splicing** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 5 (13). – P. 23 – 28.

Optical fiber end face form parameters are determinates by optical television control technique with use of optical fibers cross sounding by wide beam of uniform intensity. Analysis of fiber end face suitability for splicing is based on use of last mean square method for evaluation of end face profile points deviation from regression line, that least removal from this point in mean square sense. It's proposed to use as surface condition criterion the determination coefficient and the coefficient of regression line declination, that characterize of and face surface nonperpendicularity to fiber axis.

Fig. 8. Ref.: 6 items

UDC 621.723+669.71.24.26

Kostyuk G., Reshetnyakov V. **Perspectives of adaptation of “Булат” plants for combined processing of aircraft details** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 5 (13). – P. 29 – 36.

Abilities of control of ion current density in ion alloying and implantation mode i.e. influence on their technological parameters such as focusing magnet current, substrate voltage, pressure of reaction gas and arc current are considered. Distribution of ion current density on substrate radius at different distances to evaporator is considered. All investigations are carried out for two conditions: one is for one evaporator and the second is for two perpendicular evaporators. This allows to obtain the value of radiation dose in each point of technological plant and to obtain the duration of processing for required radiation dose.

Fig. 6. Ref.: 7 items

UDC 621.723+669.71.24.26

Vorobyov Yu., Tchistyak V., Voronko V. **Features of technological process and the tool pulse mandrelling apertures** // *Aerospace technic and technology*. – 2004. – № 5 (13). – P. 37 – 41.

In article the of existing ways mandrelling of holes analysed; advantages of a pulse way mandrelling with qua-

дорнування в порівнянні із квазістатичним, пневмо-імпульсного інструменту в порівнянні з магнітно-імпульсним. Запропоновані дві різні схеми пневмо-імпульсних пристроїв дорнування отворів.

Іл. 2. Бібліогр.: 5 назв

УДК 629.7: 539.4

Хаміцаєв А.С. **Теплофізичні характеристики і залежність властивостей конструкційної кераміки від температури** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 5 (13). – С. 42 – 53.

Досліджено теплофізичні характеристики і залежність властивостей конструкційної склокераміки для обтічників радіоантен високошвидкісних літальних апаратів від температури. Показано, що матеріал ОТМ 357 за термостійкістю і стабільністю діелектричних властивостей відповідає вимогам до матеріалів виробів розглядаємого класу.

Табл. 3. Іл. 9. Бібліогр. 9 назв.

УДК 629.735.33

Амброжевич О.В., Яшин С.А., Карташев А.С. **Формування вигляду легких безпілотних апаратів, методом подоби** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 5 (13). – С. 54 – 58.

Представлено аналіз домінуючих факторів, які принциповим складом визначають вигляд літальних апаратів (ЛА). Запропоновано системний підхід до формування вигляду високошвидкісних легких безпілотних ЛА (БЛА) Виявлені обмеження при створенні легких БЛА на основі теорії розмірності і подоби, що мінає стадію розробки, пов'язану з натурними продувками моделей в аеродинамічних трубах, яка дорого коштує.

Табл. 4. Іл. 3. Бібліогр.: 8 назв

УДК 539.3.001.24

Доценко П.Д., Данилов В.Н., Ладніш С.В. **Розрахунок напруженого стану тонкостінних сферичних оболонок** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 5 (13). – С. 59 – 62.

У статті пропонується розрахунок статички тонкостінних сферичних оболонок обертання. Як об'єкт дослідження взяті деякі тестові задачі. Для розрахунку автори користуються новим методом рекурентних співвідношень. Показано переваги даного підходу в порівнянні з іншими відомими аналітичними і чисельними методами.

Табл. 1. Іл. 4. Бібліогр.: 4 назви

sistatic way mandrelling and pneumopulse devices with magnetopulse devices are shown; two various circuits of pneumopulse devices mandrelling apertures are offered.

Fig. 2. Ref.: 5 items

UDC 629.7: 539.4

Hamitsaev A. **Thermophysical properties and the relation of structural ceramic glass properties upon temperature** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 5 (13). – P. 42 – 53.

Studied thermophysical properties and the relation of structural ceramic glass properties of radio antenna fairings of fast aircrafts upon temperature. Shown that material OTM 357 responds the requirements to materials of the article class by thermal resistance and stability of dielectric properties.

Tabl. 3. Fig. 9. Ref.: 9 items

UDC 629.735.33

Ambrogeovich A., Yashyn S., Kartashov A. **Design of image light unmanned aircraft vehicles, to use the similarity method** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 5 (13). – P. 54 – 58.

The analysis of dominating factors, is submitted by principled image of flight vehicles determining shape. The system approach to formation of shape high-speed light UAV is offered on the basis of the theory of dimension and similarity, by-passing the expensive stage of development connected to full-scale purgings of models in wind tunnels.

Tabl. 4. Fig. 3. Ref.: 8 items

UDC 539.3.001.24

Doschenko P., Danilov V., Ladnishes S. **Calculation of a state of stress of thin-walled shells** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 5 (13). – P. 59 – 62.

In the article the calculation of a statics of thin-walled spherical shells of rotation is offered. As object of research some test problems are taken. For calculation the authors use a new method of recurrent ratio. The advantages of the given approach as contrasted to by others known analytical and numerical methods are shown.

Tabl. 1. Fig. 4. Ref.: 4 items

УДК 629.73.002:666.775

Русин М.Ю., Ромашин О.Г., П.І. Камнев **Досвід розробки головних обтічників літальних апаратів** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 5 (13). – С. 63 – 69.

Проведено аналіз стану розробки головних обтічників літальних апаратів в Росії та за кордоном. Наведено досвід розробки даного класу виробів в Обнинському науково-промисловому підприємстві „Технологія” і ДКБ „Новатор”.

Табл. 1. Іл. 11. Бібліогр.: 6 назв

УДК 681.51

Калякін О.В., Кортунів В.І., Дибська І.Ю. **Забезпечення заданого порядку астатизму за задавальною дією комбінованих слідкуючих систем управління** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 5 (13). – С. 70 – 74.

Розглянуто застосування комбінованої слідкуючої системи управління, що містить контури управління за похибкою, за задавальною та збуреною діями для забезпечення підвищеної точності слідкування шляхом використання наближених інверсних моделей у двох контурах управління на основі теорії інваріантності. Наведені результати чисельного моделювання доводять, що трьохконтурна система дозволяє підвищити точність шляхом зменшення впливу збурень та є практично нечутливою до змінювання параметрів об'єкта.

Іл. 4. Бібліогр.: 5 назв

УДК 658.52.011.56:656.7.022

Григорєвський В.О., Павлова В.В. **Комплексна зважена оцінка теоретичної та практичної підготовки авіадиспетчера для автоматизації прийняття рішень про допуск до самостійної роботи з управління повітряним рухом** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 5 (13). – С. 75 – 79.

У статті розглянуто комплексний підхід до автоматизації допусків авіадиспетчерів до самостійної роботи з управління повітряним рухом. Запропонована комплексна зважена оцінка елементів теоретичної та практичної підготовки авіадиспетчерів у навчальному закладі та при вводі до строю в службі руху.

Бібліогр.: 10 назв

UDC 629.73.002:666.775

Rusyn M., Romashin A., Kamnev P. **Development experience of main aircraft fairings** // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 5 (13). – P. 63 – 69.

Performed development state analysis of fairings in Russia and abroad. Stated experience of development for given product class in Obninsk research-and-production plant «Технологія» and MDB "Новатор".

Tabl. 1. Fig. 11. Ref.: 6 items

UDC 681.51

Kaliakin A., Kortunov V., Dybska I. **Desired order of astaticism on setting action assurance for combined servo systems** // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 5 (13). – P. 70 – 74.

Application of combined servo control system, including control loops on error, on setting and disturbance actions for improved tracking accuracy assurance by using approximate inverse models in two loops on the base of invariance theory is considered. Presented results of computational modeling demonstrate, that the system with three loops allows to improve the accuracy by decrease of disturbance influence. The system is practically insensitive to variations of object parameters.

Fig. 4. Ref.: 5 items

UDC 658.52.011.56:656.7.022

Grigoretskiy V., Pavlova V. **The integrated weighted estimation of theoretical and practical training of air traffic controller for automatization of decision making about admission to self-maintained work** // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 5 (13). – P. 75 – 79.

The complex approach to automatization of admissions to self-maintained work of air traffic controllers is considered in this article. The integrated weighted estimation of components of air traffic controllers' theoretical and practical training in an educational institution and in a traffic service is proposed

Ref.: 10 items

УДК 581.50

Попов В.О. **Комбінаторно-груповий аналіз типових структур систем** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 5 (13). – С. 80 – 87.

Проведений комбінаторно-груповий аналіз структур (деревоподібних, ітеративних, радіально-кільцевих), які є моделями складних систем на макро- або мікрорівні. Отримано циклові індекси відповідних груп графів, на основі яких можна знайти число і перелік класів еквівалентності у вигляді перелічуючого многочлена, що є базою побудови каталогів і вибору раціональних структур в альтернативному проектуванні аерокосмічних комплексів.

Іл. 2. Бібліогр.: 3 назви

УДК 681.322:629.7

Яшина О.С., Башкірцева А.А. **Прогнозування характеристик об'єктів авіаційної техніки з використанням штучних нейронних мереж** // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 5 (13). – С. 88 – 91.

У статті розглянуті питання прогнозування техніко-економічних параметрів проектів авіаційної техніки за даними про технічні характеристики літальних апаратів (ЛА), що проектуються. З використанням апарата штучних нейронних мереж побудована модель, що пов'язує технічні і техніко-економічні параметри ЛА. Проведено розрахунки вартості та ефективності літаків. Проаналізовано перспективи використання асоціативних нейронних мереж для прогнозування характеристик складних технічних об'єктів.

Табл. 1. Іл. 1. Бібліогр.: 7 назв

UDC 581.50

Popov V. **The combinatory group analysis of typical structures of systems** // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 5 (13). – P. 80 – 87.

The combinatory group analysis of structures (treelike, iterative, radial-ring), difficult systems being models on macro or a micro level is carried out. Cyclic indexes of corresponding groups of the column on the basis of which it is possible to find number and the list of classes of equivalence as a listing multinomial that is base of construction of catalogues and a choice of rational structures in alternative designing, radio-electronic complexes are received.

Fig. 2. Ref.: 3 items

UDC 681.322:629.7

Yashina Y., Bashkirtseva A. **Forecasting of aviation techniques objects characteristics by using of artificial neurons networks** // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 5 (13). – P. 88 – 91.

This article is dedicated to forecasting of aeronautical engineering projects technical and economical parameters by information on projecting aircrafts technical characteristics. By means of artificial neurons networks apparatus the model of relation between the technical and economical parameters of aircraft is constructed. The calculation of airplane cost and effectiveness is implemented. The perspectives of associative artificial neurons networks using for complex technical objects characteristics forecasting is analyzed.

Tabl. 1. Fig. 1. Ref.: 7 items

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

АМБРОЖЕВИЧ
Александр Владимирович

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
старший научный сотрудник, доктор технических наук,
профессор

БАШКИРЦЕВА
Анна Анатольевна

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
аспирант

ВАРНАС
Руслан Владимирович

Научно-производственная фирма «Авиамотор»,
директор

ВОРОБЬЕВ
Юрий Анатольевич

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
кандидат технических наук, доцент

ВОРОНЬКО
Виталий Владимирович

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
ассистент

ГРИГОРЕЦКИЙ
Владимир Алексеевич

Харьковское региональное структурное подразделение
Укрээроруха, директор

ДАНИЛОВ
Виталий Николаевич

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
аспирант

ДОЦЕНКО
Павел Данилович

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
доктор технических наук, профессор

ДЫБСКАЯ
Ирина Юрьевна

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
кандидат технических наук, ассистент

ДЫБСКИЙ
Павел Александрович

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
кандидат технических наук, старший научный сотрудник

ЗАЙЦЕВ
Виталий Егорович

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
кандидат технических наук, доцент

КАЛЯКИН
Александр Владимирович

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
аспирант

КАМНЕВ
Павел Иванович

ОКБ «Новатор», Екатеринбург, Российская Федерация,
доктор технических наук, генеральный конструктор

КАРТАШЕВ
Андрей Сергеевич

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
младший научный сотрудник

КОРТУНОВ
Вячеслав Иванович

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
старший научный сотрудник, доктор технических наук,
профессор

КОСТЮК
Геннадий Игоревич

Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт",
профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой

КРИВЦОВ

Национальный аэрокосмический университет

Владимир Станиславович	им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", профессор, доктор технических наук, ректор
ЛАДНИЧ Сергей Викторович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
МЕЩЕРЯКОВ Александр Николаевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
НАУМЕНКО Павел Олегович	Харьковское государственное авиационное производственное предприятие, кандидат технических наук, генеральный директор
ПАВЛОВА Вероника Валериевна	Государственная летная академия Украины, преподаватель
ПОПОВ Вячеслав Алексеевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", доцент, кандидат технических наук, профессор
РЕШЕТНЯКОВ Виталий Иванович	Производственное объединение завод им. Малышева, начальник сектора отдела главного технолога
РОМАШИН Александр Гаврилович	Обнинское научно-производственное предприятие «Технология», Российская Федерация, профессор, доктор технических наук, генеральный директор
РУСИН Михаил Юрьевич	Обнинское научно-производственное предприятие «Технология», Российская Федерация, профессор, доктор технических наук, начальник отделения
ТОПАЛ Алексей Сергеевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
УСТИНОВА Александра Николаевна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
ФИЛИПЕНКО Александр Иванович	Харьковский национальный университет радиоэлектроники, докторант, кандидат технических наук, доцент
ХАМИЦАЕВ Анатолий Степанович	Обнинское научно-производственное предприятие «Технология», заместитель начальника отделения
ЧИСТЯК Владимир Григорьевич	Харьковский национальный экономический университет, кандидат технических наук, доцент
ШИПУЛЬ Ольга Владимировна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", младший научный сотрудник
ШОСТАК Игорь Владимирович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
ЯШИН Сергей Анатольевич	Научно-исследовательский институт проблем физического моделирования «Харьковский авиационный институт», главный конструктор
ЯШИНА Елена Сергеевна	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, ассистент

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Ф.И.О.	стр.
Амброжевич А.В.	54
Башкирцева А.А.	88
Варнас Р.В.	13
Воробьев Ю.А.	37
Воронько В.В.	37
Григорецкий В.А.	75
Данилов В.Н.	59
Доценко П.Д.	59
Дыбская И.Ю.	70
Дыбский П.А.	18
Зайцев В.Е.	5
Калякин А.В.	70
Камнев П.И.	63
Карташев А.С.	54
Кортунов В.И.	70
Костюк Г.И.	29
Кривцов В.С.	5
Ладнич С.В.	59
Мещеряков А.Н.	18
Науменко П.О.	13
Павлова. В.В.	75
Попов В.А.	80
Решетняков В.И.	29
Ромашин А.Г.	63
Русин М.Ю.	63
Топал А.С.	5
Устинова А.Н.	5
Филипенко А.И.	23
Хамицаев А.С.	42
Чистяк В.Г.	37
Шипуль О.В.	18
Шостак И.В.	5
Яшин С.А.	54
Яшина Е.С.	88