На правах рукописи
905-002-037
КОНФИДЕНЦИАЛЬНО
Экземпляр № 36
УДК 629. 735. 33. 01

ЕВЧЕНКО
КОНСТАНТИН ГЕОРГИЕВИЧ

ФОРМИРОВАНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО ОБЛИКА СВЕРХЗВУКОВОГО МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Специальность 05.01.01 - Прикладная геометрия и инженерная графика

Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук

Москва - 2000 г.

Работа выполнена в
Московском Государственном авиационном институте (техническом университете)

Научный руководитель:	Заслуженный деятель науки и техники Российской Федерации, Доктор технических наук, профессор, **В.И. Якунин**
Научный консультант:	Кандидат технических наук, доцент, **М.Ю. Куприков**
Официальные оппоненты:	Доктор технических наук, профессор, **А.Д.Тузов**
	Кандидат технических наук, **В.А.Зубков**
Ведущее предприятие:	Научно - Исследовательский Центр Автоматизированных Систем Конструирования (НИЦ АСК)

Защита диссертации состоится «23» мая 2000 г. в 12[30] часов на заседании диссертационного Совета Д.063.51.07 по специальности 05.01.01 "Прикладная геометрия и инженерная графика" при Московском Государственном университете пищевых производств (МГУПП) по адресу: Москва, Волоколамское шоссе, д.11, МГУПП. корп. «А», ауд. 504.

Отзыв на автореферат диссертации. заверенный гербовой печатью организации, просим направлять в двух экземплярах по адресу: 125080, Москва, Волоколамское шоссе, д.11, МГУПП, отдел Ученого секретаря.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГУПП .

Автореферат разослан «13» апреля 2000 г.

Ученый секретарь диссертационного Совета Д.063.51.07, д.п.н., профессор **И.Н. Акимова**

А2000
7074

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность проблемы. Стремительное развитие вычислительной техники и систем математического моделирования объектов, процессов и явлений приводит к тому, что появляются качественно новые пути решения задач проектирования, конструирования и изготовления летательных аппаратов (ЛА). При этом меняются как средства, так и методы решения известных задач.

Одним из наиболее сложных объектов авиационной техники является сверхзвуковой маневренный (СМ) самолет вертикального взлета и посадки (СВВП), воплощающий в конструкции многочисленные противоречивые требования и ограничения. Особенности компоновки и базирования данного класса ЛА, предъявляют к облику СВВП ряд специфических требований и ограничений, которые могут быть выражены в виде многокритериальной системы уравнений и неравенств. Система требований и ограничений, выраженная в техническом задании (ТЗ), диктует необходимость разработки нетривиального подхода к формированию геометрического облика СВВП. Традиционные методы проектирования приводят к многоитерационности и, следовательно, к значительным временным и материальным затратам. Сложное пространственное расположение агрегатов и их геометрическая форма вынуждают конструктора переходить от компоновки в проекциях к компоновке агрегатов в виртуальном пространстве.

Современные системы геометрического моделирования (CAD) позволяют гибко и динамично реализовать процесс проектирования ЛА. Аналитическое описание поверхностей и параметризация геометрических моделей позволяют заменить натурное макетирование виртуальным моделированием и замкнуть процесс проектирования в единый проектно-конструкторско-технологический цикл, осуществляя над ним эффективное управление. Полученные геометрические модели могут использоваться при прочностных, аэродинамических, термодинамических и других видах расчетов методами математического моделирования.

Актуальность проблемы и ее недостаточная для современного уровня разработанность, обусловили выбор ***темы*** исследования. Объективно существующие противоречия позволили сформулировать ***проблему*** данного исследования, заключающуюся в поиске путей, методов и средств повышения качества проектно-конструкторских работ и сокращения сроков проектирования.

Целью диссертационного исследования ***является создание процедур, методов и алгоритмов формирования геометрического облика самолета вертикального взлета и посадки на основе имеющихся современных программно-аппаратных CAD/CAM/CAE комплексов.*** Создание новых методов, алгоритмов и процедур обеспечит повышение качества проектно-конструкторских работ на этапе предварительного проектирования, снижение материальных и временных затрат за счет широкого использования современных систем геометрического моделирования. Аналитическое задание и сквозная параметризация геометрических моделей позволят использовать их для решения прикладных задач методами математического моделирования на всех этапах проектирования самолета. Это приведет к качественному изменению методов, средств и динамичности процесса создания летательных аппаратов.

Объектом исследования являются методы автоматизации процесса проектирования сверхзвукового маневренного СВВП.

БИБЛИОТЕКА
С.-Петербург
акт 283

Предметом исследования является процесс формирования геометрического облика самолета вертикального взлета и посадки с использованием CAD/CAM/CAE систем.

В соответствии с проблемой и целью были определены ***задачи исследования***, основными из которых являлись:

– анализ накопленного опыта в области методов проектирования самолетов и способов аналитического описания сложных поверхностей;

– изучение возможностей современных CAD/CAM/CAE систем;

– формирование геометрического облика СМ СВВП на основе внутренней компоновки с учетом инфраструктурных требований и ограничений;

– формирование геометрических форм поверхности носовой части фюзеляжа самолета, исходя из условий соблюдения требуемых углов обзора из кабины пилота;

– исследование влияния геометрических параметров воздухозаборника, применяемого на СМ СВВП, на обзор из кабины пилота;

– исследование влияния геометрических особенностей сверхзвукового воздухозаборника на аэродинамические характеристики самолета при сверхзвуковой скорости.

Решение поставленных задач способствует достижению цели данного диссертационного исследования. заключающейся в создании процедур и методик, интегрирующих накопленный опыт в области методов проектирования ЛА и способов аналитического описания поверхностей.

Методологической и теоретической основой исследования являются труды, посвященные вопросам автоматизированного формирования облика самолета. К ним относятся работы. проведенные в МАИ на кафедре "Конструирование и проектирование самолетов" под руководством С.М.Егера, О.С.Самойловича, В.В.Мальчевского, Н.К.Лисейцева. В.С.Брусова, А.Н.Арепьева. В.З.Максимовича. М.Ю.Куприкова и других. Аналогичные работы проводились в ЦАГИ под руководством Л.М.Шкадова, в Канзасском университете (США) под руководством Ж.Роскама и Берлинском техническом университете (ФРГ) под руководством Х.Хаберланда.

Решению поставленной проблемы содействовало изучение и анализ следующих научных и инженерно-исследовательских работ:

– фундаментальные труды по проблемам описания обводов и поверхностей ведущих специалистов в области прикладной геометрии: И.И.Котова, С.А.Фролова, Н.Н.Рыжова, А.В.Павлова, В.А.Осипова, Ю.С.Завьялова, Г.С.Иванова, К.М.Наджарова, А.Д.Тузова, В.И.Якунина и других;

– основополагающие работы по теории и практике проектирования сложных технических обводов и поверхностей ЛА ученых и инженеров авиационной промышленности: А.Н.Бакумского, В.И.Быкова, Ф.П.Некрасова. Ю.В.Давыдова, Ю.М.Дивида, Э.В.Егорова, В.А.Зубкова, Е.Б.Рабинского, В.А.Надолинного, В.А.Скороспелова, В.И.Макутова, В.К.Исаева и других.

Проведенный анализ работ убеждает в необходимости проведения исследований по дальнейшему совершенствованию качества проектно-конструкторских работ в авиационной промышленности.

Методика исследования заключается в разработке математических моделей, создании методик и процедур, декомпозиции задач и построении алгоритмов. Методика исследования базируется на применении следующих принципов:

– исторического анализа тенденций развития средств и методов формирования геометрического облика самолета:

– применения формально-эвристических процедур при разрешении возникающих противоречий;

– математического моделирования объектов, процессов и явлений;

– использования современных средств и методов задания обводов и поверхностей летательного аппарата.

Таким образом, в основе исследования лежат принципы системного и комплексного подхода на основе декомпозиции и структуризации задач проектирования.

На защиту выносятся:

– методы и процедуры формирования геометрического облика носовой части фюзеляжа СМ СВВП из условия удовлетворения заданным в ТЗ требованиям по обзору из кабины пилота;

– методика формирования параметрической модели омываемой поверхности СМ СВВП на основе объемно-весовой, конструктивно-силовой и аэродинамической компоновки в едином пространстве геометрической модели;

– методика автоматизированного построения виртуальных видов из кабины пилота при помощи современных систем геометрического моделирования;

– процедура автоматизированного построения диаграмм обзора из кабины пилота. основанная на построении в пространстве геометрической модели координатной сферы;

– методы исследования влияния геометрического облика СМ СВВП на его аэродинамические характеристики средствами математического моделирования, основанные на решении полных уравнений Навье-Стокса с учетом вязкости и теплопроводности.

Научная новизна и теоретическая значимость диссертационной работы заключается в разработке методов и алгоритмов формирования геометрического облика СМ СВВП на основе современных вычислительных комплексов.

Применение новых средств проектирования и анализа позволило разработать новые методы решения традиционных задач проектирования, а именно:

1. Разработаны процедуры формирования геометрического облика носовой части фюзеляжа из условия удовлетворения заданным требованиям по обзору из кабины пилота;

2. Разработана методика формирования параметрической модели омываемой поверхности самолета на основе объемно-весовой и конструктивно-силовой компоновки в едином пространстве геометрической модели, благодаря чему достигается высокий порядок гладкости аэродинамической поверхности;

3. Разработана методика автоматизированного построения диаграмм обзора из кабины пилота при помощи построения виртуальных видов обзора.

Применение современных систем геометрического моделирования позволило в едином пространстве модели сформировать геометрический облик самолета вертикального взлета и посадки с учетом предъявляемого к данному классу ЛА комплекса требований и ограничений, включающего в себя объемно-весовую, конструктивно-силовую и аэродинамическую компоновку.

Разработанные процедуры получения виртуальных видов обзора средствами CAD систем с использованием математической модели омываемой поверхности самолета и координатной сферы меридионального типа. позволяют построить диаграммы обзора из кабины пилота без создания натурного макета.

Апробация работы. Основные результаты исследований были изложены и обсуждены на ряде научно-технических конференций и в организациях:

Год	Организация	Наименование конференции, семинара и т д
1995	Уфимский государственный авиационный технический университет	"Информационные и кибернетические системы управления и их элементы". Всероссийская молодежная научно-техническая конференция.
1995	Санкт-Петербургский государственный технический университет аэрокосмического приборостроения	Всероссийский молодежный научный Форум "Интеллектуальный потенциал России – в XXI век".
1996	Казанский государственный технический университет	"Актуальные проблемы авиастроения". VII-е Всероссийские Туполевские чтения
1997	Московский государственный институт электроники и математики	"Новые информационные технологии" V-я Международная студенческая школа–семинар.
1997	Ташкентский государственный авиационный институт	"Передовые технологии и методы создания и эксплуатации авиакосмической техники". 2-я Республиканская научно-техническая конференция.
1997	Самарский государственный аэрокосмический университет	"Королевские чтения". Всероссийская студенческая научная конференция.
1997	Московский государственный авиационный технологический университет	"XXIII Гагаринские чтения". Всероссийская молодежная научная конференция.
1998	Военно-воздушная инженерная академия им. Н.Е.Жуковского	Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е.Жуковского
1998	Международный и Российский Союзы научных и инженерных объединений	Научный доклад на Международной конференции "Передовые технологии на пороге XXI века", посвященной 145-летию со дня рождения В.Г.Шухова
1998	Нижегородский технический университет	VIII-я Всероссийская научно–практическая конференция по графическим информационным технологиям "Кограф'98".
1999	Московский государственный авиационный институт	Научный доклад на кафедре №904 "Инженерная графика"

О ***перспективности темы исследования*** свидетельствуют I-й Грант Всероссийского молодежного научного Форума "Интеллектуальный потенциал России - в XXI век!" и диплом лауреата конкурсной программы "Молодые дарования" в области фундаментальных и прикладных наук, полученные соискателем в составе авторского коллектива. Актуальность работы подтверждена в процессе апробации на научно-технических конференциях [1-12].

Публикации. Полученные в диссертационном исследовании научные результаты опубликованы в 12-ти тезисах докладов на научно-технических конференциях, форумах и семинарах Всероссийского и Международного уровня.

Внедрение результатов работы. Результаты диссертационного исследования внедрены в ОАО «ОКБ им. А.С.Яковлева».

Практическая ценность диссертационной работы заключается в том, что на базе разработанных и примененных процедур и методик формирования геометрического облика СМ СВВП возможно создание современной системы автоматизированного проектирования, которая позволит значительно (в 5...10 раз) снизить временные и финансовые затраты на этапе предварительного проектирования.

Автоматизация процесса формирования геометрического облика самолета позволяет рассмотреть большее количество альтернативных вариантов, тем самым, улучшив качество проектных изысканий. Разработанные процедуры и методики позволяют осуществлять объемно-весовую и конструктивно-силовую компоновку самолета в едином информационном поле геометрической модели, что снижает вероятность возникновения ошибок при передаче данных. Проведенное параметрическое задание омываемой поверхности самолета в формате *Parasolid* позволяет использовать единую геометрическую модель для проведения аэродинамических, прочностных и других специализированных расчетов, что сокращает время проектирования.

Замена натурных аэродинамических продувок математическим моделированием процесса обтекания жидкости и газа позволяет в десятки раз снизить стоимость проектных работ, и уже на этапе предварительного проектирования исключить заведомо неэффективные варианты, что значительно ускоряет сроки создания новой техники.

Разработанные методики формирования геометрического облика самолета, при помощи современных систем геометрического моделирования, позволяют отказаться от создания натурного макета самолета, что на порядок снижает трудозатраты.

Личный вклад соискателя. Все основные положения работы по постановке задачи исследования. разработке параметрической модели омываемой поверхности самолета, исследованию влияния геометрического облика носовой части на зоны видимости из кабины пилота и проведению аэродинамических расчетов при помощи систем математического моделирования процесса обтекания жидкостью и газом разработаны автором.

Автором проведен анализ возможностей систем геометрического моделирования и специализированных программных пакетов, а также методов и процедур работы с ними. Разработаны и отлажены процедуры взаимодействия CAD системы *SolidWorks'99* при помощи API интерфейса на языке программирования *C++* с системой математического моделирования процесса обтекания жидкости и газов *AeroShape 3D.*

Структура и объем диссертационной работы. Диссертационная работа состоит из введения, трех глав. заключения. библиографического списка и приложения. Объем работы составляет 158 страниц. В диссертационной работе содержится 58 рисунков и 13 таблиц. Список литературы содержит 144 наименования.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении ***обоснован выбор проблемы исследования, сформулированы задачи и методы исследований, раскрывается их научная новизна.***

Рассмотрен комплекс требований и ограничений, предъявляемых к геометрическому облику СВВП, а также исследованы пути решения задач, возникающих при формировании геометрического облика самолета.

При проектировании технических объектов со сложной внутренней структурой возникает задача выполнения предъявляемого к ним комплекса взаимосвязанных требований: геометрических, функциональных, эксплуатационных, технологических и других.

Основными геометрическими требованиями к омываемой поверхности летательного аппарата являются: обеспечение компоновочных и конструктивных решений на базе функциональных и эксплуатационных требований; обеспечение требуемого порядка гладкости омываемой поверхностей ЛА.

Специфика рассматриваемого типа самолетов диктует необходимость при формировании их облика решать комплексную многокритериальную компромиссную геометрическую задачу:

- по увязке объемно–весовой, конструктивно–силовой и аэродинамической компоновок с учетом предъявляемых требований и ограничений;
- по созданию внешних аэродинамических форм, обеспечивающих сверхзвуковые режимы полета;
- по обеспечению необходимых углов обзора из кабины пилота;
- по обеспечению минимальных моментов инерции самолета из условия обеспечения управляемости и минимизации энергетических затрат на режимах вертикального взлета и посадки (ВВП);
- по обеспечению габаритов самолета, удовлетворяющих инфраструктурным требованиям базирования.

На сегодняшний день решение задач, возникающих при формировании геометрического облика самолета, возможно средствами современных систем геометрического моделирования среднего и высокого уровня, позволяющих создавать параметризованные геометрические модели с аналитическим заданием поверхностей (так называемых систем “твердотельного” моделирования).

Современные CAD/CAM системы высокого уровня аккумулировали весь накопленный многолетний опыт в области математического описания поверхностей. Средства CAD/CAM систем позволяют автоматизировать процесс формирования геометрического облика ЛА в едином информационном поле, включающем в себя комплекс предъявляемых требований и ограничений.

Первая глава ***посвящена анализу средств и методов автоматизации процесса формирования геометрического облика самолета***. Решение задач формирования геометрического облика при помощи современных информационных технологий требует всестороннего анализа возможностей существующих программно-аппаратных комплексов. *Глава состоит из двух разделов*

В первом разделе ***проведен анализ средств и методов автоматизации процесса формирования геометрического облика самолета.*** Многообразие компоновочных и аэродинамических схем самолетов приводит к появлению большого количества вариантов облика самолета, что затрудняет исследование всей области реализуемых схемных решений без применения современных вычислительных комплексов.

Сложность объекта проектирования и недостаточный уровень развития систем геометрического моделирования позволяли, до настоящего времени, рассматривать вопросы автоматизированного формирования облика самолета только на уровне концепций построения систем проектирования.

Ограниченные возможности применяемых разработчиками систем геометрического моделирования не позволяли им завершить процесс формирования геометрического облика самолета созданием аналитически описанной омываемой поверхности ЛА, которая могла бы применяться для изготовления технологической оснастки и проведения специализированных аэродинамических и прочностных расчетов.

Одним из основных недостатков существующих систем автоматизированного формирования облика самолета является то, что аэродинамические характеристики ЛА рассчитываются ими по усредненным эмпирико-статистическим зависимостям.

Для получения характеристик ЛА, описание свойств которых при помощи эмпирико-статистических методик приводит к некорректным результатам, используют натурное моделирование или специализированное программное обеспечение. Вышесказанное особенно касается определения аэродинамических характеристик ЛА с принципиально новой аэродинамической схемой, либо когда один из параметров аэродинамической компоновки выходит за рамки диапазона корректности имеющихся статистических зависимостей. Натурное моделирование дорого, что затрудняет его применение на этапе предварительного проектирования и снижает мобильность исследовательских работ.

Стремительное развитие аппаратных средств вычислительной техники и теоретических основ численных методов позволило создать на базе персональных компьютеров программно–аппаратные комплексы, способные решать полные уравнения Навье–Стокса с учетом вязкости и теплопроводности.

Расчет аэродинамических характеристик ЛА возможен специализированными программно-аппаратными комплексами моделирования течения жидкости и газа типа *AFX 4.1, FloWorks, AeroShape 3D,* или *Flow 3D* схожими по функциональным возможностям и применяемым алгоритмам расчета.

В рамках сотрудничества с фирмой *CASYS,* разработан пользовательский интерфейс расширенной версии программного комплекса *AeroShape 3D,* работающего под управлением *Windows NT4.0.* При помощи функций *API,* на языке программирования *Visual C++ 6.0,* разработан и применен механизм взаимодействия специализированного программного комплекса *AeroShape 3D* с системой геометрического моделирования среднего уровня *SolidWorks'99.* Это позволило, в частности, устанавливать граничные условия задачи непосредственно в среде системы геометрического моделирования, что значительно (в 2...5 раз) сокращает время подготовки расчетной модели. Решены вопросы взаимодействия CAD/CAE комплекса с базой данных *Microsoft Access* и электронными таблицами *Microsoft Excel.*

Разработанные процедуры взаимодействия системы геометрического моделирования *SolidWorks'99* с прикладными программами должны стать основой при создании универсальной системы автоматизированного проектирования самолета.

Современные системы геометрического моделирования, такие как *Unigrapfics V15, CATIA V5, CADDS 5, SolidWorks'99* и другие, позволяют осуществить качественный переход проектных работ на новый уровень.

Сквозная параметризация математических моделей позволяет полностью автоматизировать процесс предварительного проектирования, что на порядок улучшит качество, сроки, точность и снизит стоимость проводимых работ.

Во втором разделе *показаны место и роль поставленной задачи исследования в рамках процесса формирования геометрического облика самолета.*

Формирование геометрического облика самолета – это задача этапа предварительного проектирования по взаимной увязке аэродинамической, конструктивно–силовой и объемно–весовой компоновок. На этом этапе, на основе предъявляемых требований и ограничений, формируется омываемая поверхность самолета.

К СВВП предъявляется ряд специфических требований, присущих только этому классу ЛА. Метод формирования геометрического облика СВВП основан на решении "обратной" задачи проектирования, суть которого заключается в преобразовании приоритетных требований ТЗ в требования к объемно–весовой компоновке, геометрическому облику самолета и т.д.

Для определения места и роли формирования геометрического облика самолета необходимо представить процесс проектирования в виде процедурной декомпозиции задачи на последовательные элементарные этапы. Процедурная декомпозиция процесса проектирования представлена на рис. 1.

На третьем уровне (рис. 1) проводится объемно–весовая компоновка самолета, заключающаяся в осуществлении взаимной пространственной увязки основных компонуемых элементов самолета. Объемно–весовая компоновка определяет массово–объемно–инерционные характеристики СВВП. Третий уровень является определяющим, т.к. на основе объемно–весовой компоновки создается конструктивно–силовая компоновка, которые, в свою очередь, формируют обводы омываемой (аэродинамической) поверхности самолета.

При сверхзвуковых скоростях полета значительную роль в создании сопротивления играют скачки уплотнения. При этом, основным компонентом лобового сопротивления является волновое сопротивление, обусловленное формой омываемого объема и определяемое, в значительной степени, распределением площадей поперечных сечений ЛА по его длине. Взаимодействие скачков уплотнения, возникающих на аэродинамических поверхностях сложной пространственной компоновки, может оказать существенное влияние на аэродинамические характеристики самолета.

В диссертационном исследовании рассмотрен случай, когда сравниваются различные варианты аэродинамических компоновок самолета с одинаковым распределением площадей поперечных сечений. Рассматриваемые варианты различаются типами применяемых на СМ СВВП боковых воздухозаборников. Учесть влияние подобных геометрических особенностей омываемой поверхности на аэродинамические характеристики при помощи эмпирико-статистических методик невозможно. Между тем, аэродинамическое качество установившегося горизонтального полета, характеризующее совершенство геометрических форм самолета, при сверхзвуковой скорости может отличаться более чем на 30…50 % только за счет различной формы поверхностей торможения потока воздухозаборников. Столь большое отличие аэродинамического качества объясняется сложной картиной взаимодействия скачков уплотнения при сверхзвуковых скоростях.

Оптимизация формы тела для полета на заданной сверхзвуковой скорости проводится обычно при помощи серии натурных аэродинамических продувок. Альтернативным универсальным методом определения аэродинамических харак-

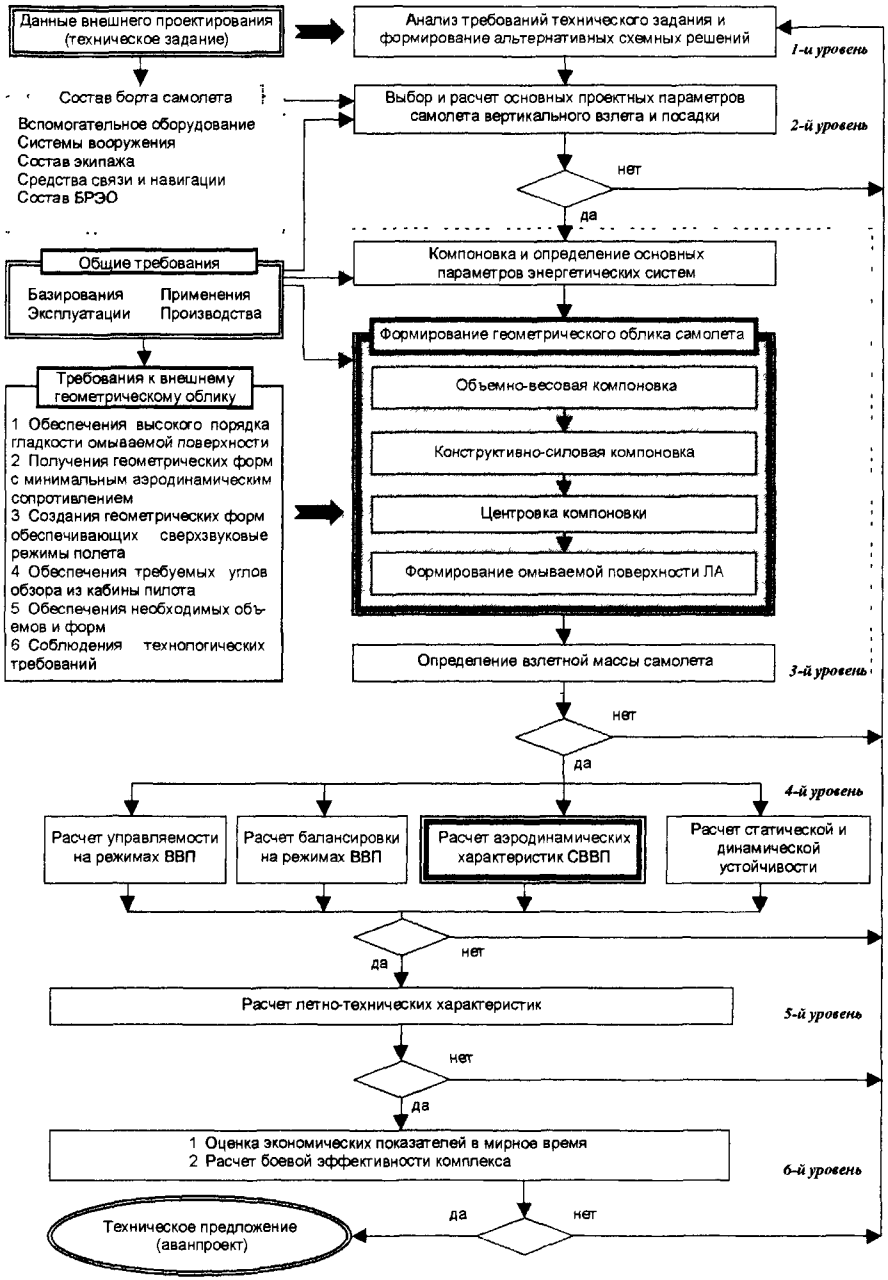


Рис. 1. Процедурная декомпозиция процесса проектирования.

теристик ЛА является математическое моделирование. основанное на решении полной системы уравнений Навье–Стокса с учетом вязкости и теплопроводности.

Формирование геометрического облика самолета является основной задачей общего проектирования, т.к. геометрические параметры омываемой поверхности полностью определяют аэродинамические характеристики ЛА. В свою очередь, геометрия омываемой поверхности непосредственно зависит от компоновки агрегатов и конструктивно-силовой схемы самолета.

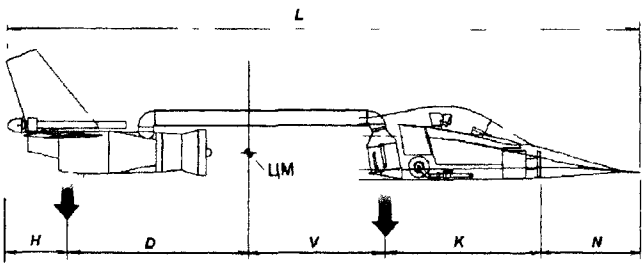
Суммарные затраты труда на начальных стадиях проектирования составляют всего 5...10 % от затрат на разработку всего проекта, но на этапе предварительного проектирования принимается до 70...80 % концептуальных решений, обеспечивающих в дальнейшем эффективную эксплуатацию авиационного комплекса. Поэтому, именно на стадии формирования геометрического облика самолета требуется всесторонний тщательный анализ принимаемых компоновочных и конструктивных решений, способных обеспечить выполнение заявленных летно-технических характеристик. Особое внимание уделяется влиянию компоновочных решений на аэродинамические характеристики летательного аппарата.

Вторая глава ***посвящена процедурам и методам формирования геометрического облика самолета вертикального взлета и посадки.*** Процесс формирования геометрического облика рассмотрен на примере СМ СВВП, у которых геометрические требования по обеспечению требуемых углов обзора из кабины пилота вступают в противоречие с инфраструктурными ограничениями и требованиями к геометрическим обводам носовой части сверхзвукового ЛА.

Тип и параметры силовой установки (СУ) непосредственно влияют на геометрический облик СВВП. В диссертационном исследовании рассмотрена единая СУ с подъемно-маршевым двигателем (ПМД) и выносной форсажной камерой (ВФК), соединенных между собой мягкими каналами-воздуховодами.

Требования по обзору из кабины пилота приводят к необходимости согласования расположения кабины пилота и сверхзвуковых воздухозаборников. Удовлетворение этого требования возможно, в основном, за счет увеличения длины фюзеляжа. Длину фюзеляжа определяют несколько факторов: длина носовой части, длина закабинного отсека оборудования. длина каналов воздухозаборника ПМД, длина внутреннего отсека под целевую нагрузку и т.д.

Охарактеризовать влияние перечисленных факторов на длину фюзеляжа можно параметром $B_{отн}$ относительной базы СУ (1), предложенного В.З.Максимовичем и М.Ю.Куприковым. Его величина равна отношению расстояния между векторами тяги ПМД и ВФК к длине самолета (рис. 2) при вертикальном взлете.



$$B_{отн} = (D+V)/L; \quad (1)$$

Рис. 2. Определение относительной базы СУ.

Требование обеспечения сверхзвуковой скорости полета накладывает на компоновку СВВП ряд дополнительных требований и ограничений: к геометрическому облику. к форме носовой части. к типам применяемых воздухо-

заборников, к длине каналов воздухозаборника, характеристикам СУ и т.д.

Одним из путей снижения лобового сопротивления при транс– и сверхзвуковых скоростях полета, является применение при формировании геометрического облика самолета "правила площадей".

Вторая глава состоит из семи разделов.

В первом разделе *рассмотрены методы снижения волнового сопротивления на сверхзвуковой скорости полета при формировании геометрического облика самолета.*

Для уменьшения волнового сопротивления самолета при транс– и сверхзвуковых скоростях полета. компоновка ЛА производится с учетом "правила площадей", согласно которому. распределение площадей поперечных сечений ЛА вдоль его продольной оси должно совпадать с таковым у тела минимального волнового сопротивления (для данной скорости полета).

Телом минимального волнового сопротивления при трансзвуковой скорости полета является оживало Кармана, оканчивающееся донной частью (рис. 3) или обоюдоострое тело Сирса-Хаака (рис. 4). Уравнение оживала Кармана записывается в виде (2). а тела Сирса-Хаака - в виде (3).

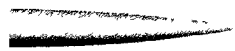


Рис. 3 Оживало Кармана.

Рис 4 Тело Сирса-Хаака

$$Y = \sqrt{\frac{S(l)}{\pi}\left\{\pi - \arccos\left(\frac{2X}{l} - 1\right) + \frac{1}{2}\sin\left[2\arccos\left(\frac{2X}{l} - 1\right)\right]\right\}}; \qquad (2)$$

$$Y = \sqrt{\frac{4 \cdot V}{\pi^2 \cdot l}\left\{\sin\left[\arccos\left(\frac{2X}{l} - 1\right)\right] - \frac{1}{3}\sin\left[3\arccos\left(\frac{2X}{l} - 1\right)\right]\right\}}; \qquad (3)$$

где: $S(l)$ – площадь поперечного сечения при $X=l$;
$X \in [0 \ldots l]$; l – длина тела; V – объем тела.

Компоновка, оптимизированная на сверхзвуковую скорость полета, соответствующая числу $M = 1{,}2$, позволяет снизить лобовое сопротивление на 10…15 % в диапазоне чисел $M = 0{,}95 \ldots 1{,}2$ по сравнению с неоптимизированной, причем выигрыш сохраняется до чисел $M = 1{,}4 \ldots 1{,}5$.

Теоретическое значение коэффициента волнового сопротивления определяется для оживала Кармана соотношением (4), а тела Сирса–Хаака соотношением (5).

$$C_{ха\ вл} = 4S(l)/\pi\, l^2; \qquad (4) \qquad\qquad C_{ха\ вл} = 24V/l^3; \qquad (5)$$

Из уравнений (4) и (5) следует. что для минимизации волнового сопротивления отношение длины к объему аэродинамической компоновки (l/V) необходимо максимально увеличить. Максимальная длина самолета жестко ограничена требованиями базирования, поэтому основным методом является уменьшение объема V компоновки, что может быть достигнуто увеличением плотности компоновки при помощи рационального размещения в компоновочном пространстве агрегатов и элементов конструктивно-силовой схемы. Эта задача может быть решена современными системами геометрического моделирования.

Особое внимание при формировании геометрического облика СМ СВВП

уделено формированию поверхности носовой части фюзеляжа , т.к. она создает (при $M > 1$) систему скачков уплотнения, которые оказывают влияние на картину обтекания всех поверхностей самолета. Следовательно, параметры поверхности носовой части фюзеляжа влияют на аэродинамические характеристики ЛА в целом.

Во втором разделе *проведено исследование влияния требований по обзору из кабины пилота на геометрические параметры носовой части самолета и рассмотрены методы обеспечения требуемых углов обзора.*

На СМ самолетах принимают специальные меры, увеличивающие зону обзора "вперед–вниз". но, как правило, ухудшающие аэродинамическое качество полета. Так, если носовая часть образована телом вращения, ее ось наклоняют вниз на 1...7°, как это сделано на самолетах *F–14B* и *Су–27*. В большинстве случаев ограничиваются заданием специальной формы носовой части, средняя линия которой отклонена вниз на 1...3°, как у *МиГ-27*. Применяются также комбинированные способы обеспечения обзора на основе перечисленных (рис. 5).

Рис. 5. Методы обеспечения требуемых углов обзора.

Таким образом, требования по обзору из кабины пилота СМ СВВП оказывают непосредственное влияние на форму поверхности носовой части фюзеляжа.

В третьем разделе *рассмотрены методы задания обводов носовой части летательного аппарата* и показано, что форма носовой части сверхзвукового ЛА может быть задана тремя способами:

1. Телом вращения минимального волнового сопротивления. Достоинством метода является хорошая теоретическая и экспериментальная проработанность методов определения аэродинамических характеристик и технологии изготовления.
2. Задана с учетом компоновочных требований. Недостатком метода является снижение аэродинамического качества компоновки, по сравнению с альтернативно возможным качеством.
3. Образована путем преобразования исходной формы, полученной предыдущими способами с целью оптимизации аэродинамических характеристик ЛА, являющихся функцией от параметров формы поверхности носовой части. Метод требует многочисленных аэродинамических продувок, больших временных и материальных затрат.

Формированию облика носовой части СМ СВВП предшествует компоновка кабины пилота.

В четвертом разделе *описаны процедуры формирования поверхности носовой части сверхзвукового маневренного самолета.*

Заданные в ТЗ для маневренного самолета пропорции и размеры тела пилота. а также эргономические условия его размещения определяют тип и параметры систем жизнеобеспечения и средств аварийного спасения. которые, в свою очередь, определяют форму кабины пилота.

Рис 6

Рис. 7

Анализ подвижности кинематической модели организма человека (рис. 6) показывает. что зона

возможных точек обзора представляет собой некоторую сплошную область (рис. 7), на поверхности которой можно построить кривую предельных положений (рис. 8). На основе заданной в ТЗ диаграммы обзора и кривой предельных положений формируется граничная поверхность (рис. 9), ограничивающая требуемую зону обзора "вперед-вниз".

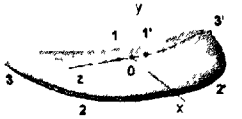


Рис. 8. Кривая предельных положений обзора.

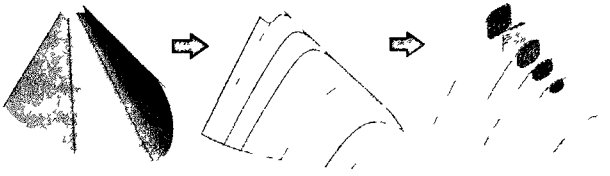


Рис. 9. Линейчатая поверхность, ограничивающая зону обзора вниз.

Параметрическая модель носовой части СМ СВВП (рис. 10) позволяет сформировать, на основании граничной поверхности и оптимального закона распределения поперечных сечений, ее геометрический облик (рис 11)

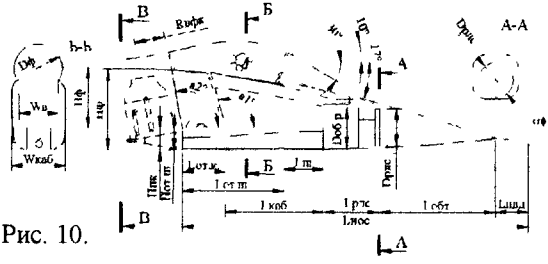


Рис. 10.

Рис. 11. Носовая часть СМ СВВП.

В пятом разделе ***даны результаты анализа и классификации типов воздухозаборников, удовлетворяющих геометрическому облику СМ СВВП.***

На СМ СВВП применяются регулируемые воздухозаборники с внешним или смешанным сжатием сверхзвукового потока. Проведенный анализ показывает, что из всех типов воздухозаборников геометрическому облику СМ СВВП удовлетворяют только четыре из них:

1. Плоские боковые с горизонтальным расположением клина торможения;
2. Плоские боковые с вертикальным расположением клина торможения;
3. Боковые полукруглые с конической поверхностью конуса торможения;
4. Подфюзеляжный воздухозаборник, расположенный в носовой части.

В диссертационном исследовании рассматриваются три первых типа воздухозаборников, допускающих использование одинаковых компоновочных процедур, приводящих к схожим аэродинамическим и конструктивно–силовым схемам. Это позволило рассматривать варианты СМ СВВП с различными типами воздухозаборников и корректно сравнивать результаты аэродинамических расчетов для похожих аэродинамических схем.

В шестом разделе ***рассмотрены особенности влияния компоновки силовой установки и сверхзвуковых воздухозаборников на геометрический облик СВВП.***

На компоновку СМ СВВП налагается ряд специфических требований и ограничений, основным из которых является ограничение стояночной длины вследствие требования базирования на палубе авианесущего крейсера.

Компоновка СУ является первостепенным фактором, определяющим геометрический облик СМ СВВП. Параметры СУ определяют положение ЦМ самолета из условия обеспечения балансировки на режиме висения. Вектор равнодействующей тяги СУ должен проходить через ЦМ самолета, в противном случае, появится нескомпенсированный момент (рис. 2).

Из условия балансировки параметры D и V (рис. 2) связаны отношением:

$$\frac{D}{V} = \frac{\overline{P}_{ВФК}}{\overline{P}_{ПМД}}; \quad (6)$$

где: $\overline{P}_{ВФК}$ – вертикальная составляющая тяги ВФК;

$\overline{P}_{ПМД}$ – вертикальная составляющая тяги ПМД.

Параметры, определяющие длину фюзеляжа связаны уравнением

$$L_C = N+K+V+D+H; \quad (7)$$

где L_C – длина самолета.

В силу известности параметров N, K и H можно однозначно определить отношение плеч D и V (рис. 2), а следовательно, положение ЦМ самолета.

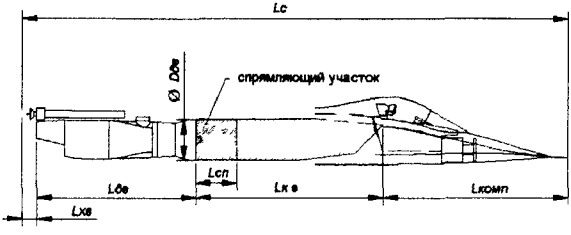


Рис 12 Увязка длины фюзеляжа СМ СВВП

В принятой размерности самолета, обусловленной требованиями базирования, входные устройства воздухозаборников размещаются непосредственно за кабиной пилота (рис. 12). Они оказывают доминирующее влияние на границы зоны видимости.

В седьмом разделе *проведено исследование влияния объемно-весовой и конструктивно-силовой компоновки на формирование омываемой поверхности СМ СВВП.* В качестве объекта исследования выбран одноместный однодвигательный СМ СВВП с единой СУ со взлетной массой порядка 15000...21000 кг.

Поперечное сечение фюзеляжа в районе ЦМ принимается близким к прямоугольному, что позволяет скомпоновать на нем три различных типа воздухозаборника. При задании площадей поперечных сечений компоновки за основу берется распределение площадей тела минимального волнового сопротивления.

После формирования поперечных сечений в районе ЦМ производится объемно–весовая компоновка основных агрегатов самолета с учетом функциональных, конструктивных и эксплуатационных требований (рис. 13). При этом, ЦМ компоновки должен соответствовать положению центра тяг СУ. Задача решается в два этапа: компоновки пустого самолета и размещения полезной нагрузки (топливных баков и внутреннего отсека вооружения).

Положение ЦМ компоновки однозначно определяет положение крыла и горизонтального оперения из условия получения требуемого запаса продольной статической устойчивости (рис. 14).

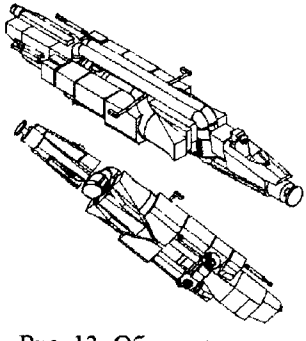


Рис. 13. Объемно-весовая компоновка.

На основе объемно-весовой и аэродинамической компоновок формируется конструктивно-силовая компоновка (рис. 15). а на их основе воссоздается омываемая поверхность самолета (рис. 16).

Для задания криволинейных обводов омываемой поверхности ЛА применяются непериодические кубические сплайн-функции, которые записываются в виде:

Рис 14. Увязка аэродинамической схемы СМ СВВП.

$S_\Delta(x_j) = y_j$, $(j = 0, 1, \ldots, N)$; Приняв, что: $M_j = S_\Delta^{II}(x_j)$, получим:

$$S_\Delta(x) = M_{j-1}\frac{(x_j - x)^3}{6h_j} + M_j\frac{(x - x_{j-1})^3}{6h_j} + \left(y_{j-1} - \frac{M_{j-1}h_j^2}{6}\right)\frac{x_j - x}{h_j} + \left(y_j - \frac{M_j h_j^2}{6}\right)\frac{x - x_{j-1}}{h_j};$$

Искомые значения коэф-тов M_j определяются из системы уравнений:

$$\begin{bmatrix} 2 & \lambda_0 & 0 & . & 0 & 0 & 0 \\ \mu_1 & 2 & \lambda_1 & . & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \mu_2 & 2 & . & 0 & 0 & 0 \\ . & . & . & . & . & . & . \\ 0 & 0 & 0 & . & 2 & \lambda_{N-2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & . & \mu_{N-1} & 2 & \lambda_{N-1} \\ 0 & 0 & 0 & . & 0 & \mu_N & 2 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} M_0 \\ M_1 \\ M_2 \\ . \\ M_{N-2} \\ M_{N-1} \\ M_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d_0 \\ d_1 \\ d_2 \\ . \\ d_{N-2} \\ d_{N-1} \\ d_N \end{bmatrix};$$

$$h_j = x_j - x_{j-1}; \quad \lambda_j = \frac{h_{j+1}}{h_j + h_{j+1}};$$

$$\mu_j = 1 - \lambda_j;$$

$$d_j = 6\frac{(y_{j+1} - y_j)/h_{j+1}}{h_j + h_{j+1}} - 6\frac{(y_j - y_{j-1})/h_j}{h_j + h_{j+1}};$$

В рамках принятых ограничений, единственной схемной вариацией геометричекого облика СМ СВВП является применение различных типов регулируемых воздухозаборников. одинаково включенных в конструктивно–силовую схему. Это позволяет считать, в первом приближении, весовое совершенство компоновок одинаковым.

В работе показано, что основная проблема выбора типа воздухозаборника для СМ СВВП заключается в нахождении компромисса между требованиями по обзору, аэродинамическими и весовыми характеристиками. а также компоновочными решениями, обеспечивающими нормальную работу СУ на всех режимах полета.

Рис. 15. Конструктивно-силовая компоновка.

Рис. 16 Омываемая поверхность самолета

В третьей главе ***дан анализ влияния геометрических параметров и типа применяемого воздухозаборника на характеристики СМ СВВП.***

Классические эмпирико-статистические теории, основанные на анализе статистических данных, применяемые при проектировании ЛА, не могут в полной мере учесть влияние всех особенностей геометрических форм СМ самолета. На сегодняшний день. для некоторого класса задач проектирования вообще не существует статистических зависимостей, что может быть вызвано новизной объекта проектирования, сложностью проведения эксперимента (измерений), или комплексной взаимозависимостью исследуемых параметров.

Такими задачами, в частности, являются задачи по определению влияния параметров омываемой поверхности на аэродинамические характеристики ЛА при сверхзвуковой скорости полета , а также задачи определения границ зоны видимости из кабины пилота СМ СВВП. Эти задачи могут решаться современными CAD/CAM/CAE системами при помощи, полученного во второй главе, параметризированного геометрического облика СМ СВВП с аналитическим описанием поверхностей.

Решение задач диссертационного исследования показано на примере трех вариантов (рис. 17) геометрического облика СМ СВВП с различными типами применяемых воздухозаборников.

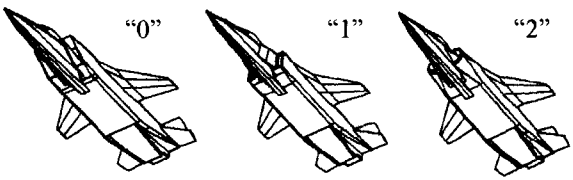


Рис. 17. Исследуемые варианты СМ СВВП.

Третья глава состоит из двух разделов.

В первом разделе ***проведено исследование влияния типа воздухозаборника на обзор из кабины пилота СВВП.*** У СВВП на границы зоны видимости влияют не только геометрические обводы, образующие носовую часть самолета, но и агрегаты, расположенные в задней видимой полусфере, в частности, воздухозаборники.

Традиционный метод построения диаграмм обзора из кабины пилота заключается в проведении геометрических вычислений по нескольким контрольным точкам, а кривые границ обзора получаются путем интерполяции. В ряде случаев прибегают к созданию одного или нескольких натурных макетов кабины пилота. что требует производственной базы и больших капиталовложений.

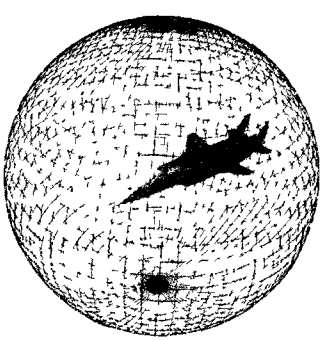


Рис. 18 Координатная сфера

В основе предложенного метода построения диаграмм обзора лежит создание в декартовом пространстве модели сферической координатной сетки меридионального типа (рис. 18), с ее последующим центральным проецированием на плоскость. Центр координатной сферы должен соответствовать положениям возможных точек обзора (рис. 8). определенных при анализе подвижности кинематической модели пилота. Каждому возможному положению точки обзора соответствует характерное направление взгляда пилота. Средства современных визуализаторов позволяют получить виртуальные виды обзора, идентичные полученным на натурном макете.

Для получения виртуальных видов обзора из кабины пилота, геометрические модели СМ СВВП с различными типами применяемых воздухозаборников (рис. 17) импортируются в визуализатор *3DS MAX*, в среде которого строится координатная сфера (рис. 18), размещаются в требуемых положениях визуализационные камеры, определяются свойства материалов сцены и задаются характеристики освещения.

На рис. 19 представлен полученный виртуальный вид обзора, соответствующий взгляду вперед при нормальном положении головы пилота. На нем показано перекрытие зон обзора для левого и правого глаза пилота.

На рис. 20 показан максимально возможный обзор в заднюю полусферу, на котором проиллюстрировано, как "геометрия" воздухозаборника влияет на положение границы зоны видимости.

На рис. 21 показана максимально возможная зона обзора в нижнюю полусферу, особенно важная для СВВП.

Анализ полученных видов обзора показывает, что вариант "0" (рис. 17) является предпочтительным с точки зрения обзора.

На основании видов обзора строятся требуемые диаграммы обзора, представляющие собой эквилонгальные цилиндрические проекции виртуальных видов обзора (рис. 22).

Рис. 19. Вид обзора вперед.

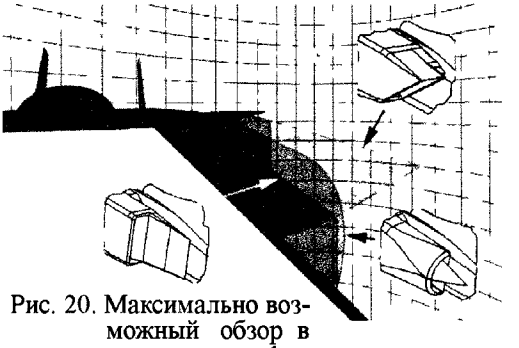


Рис. 20. Максимально возможный обзор в заднюю полусферу.

Рис. 21. Максимально возможная зона обзора вниз.

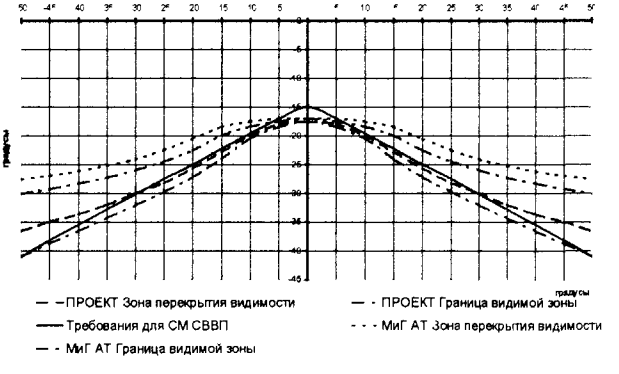


Рис. 22. Соответствие носовой части СМ СВВП предъявляемым требованиям по обзору.

Во втором разделе *проведено исследование влияния типа воздухозаборника на аэродинамические характеристики СМ СВВП.* Задачей данного раздела диссертационного исследования является получение сравнительных аэродинамических характеристик для трех различных вариантов СМ СВВП с различными типами воздухозаборника (рис. 17).

Критерием аэродинамического совершенства омываемой поверхности ЛА является аэродинамическое качество установившегося горизонтального полета. Особенности аэродинамических обводов СВВП требуют проведения дорогостоящих сверхзвуковых аэродинамических продувок для получения достоверных аэродинамических характеристик при сверхзвуковой скорости.

Для расчета аэродинамических характеристик используется программный комплекс *"AeroShape 3D"*, разработанный фирмой *CASYS*. Алгоритм расчета базируется на численном решении уравнений Навье–Стокса с учетом вязкости и теплопроводности, дающих наиболее достоверную информацию о состоянии среды. Результатом расчетов программы являются характеристики установившегося поля течения, в каждой точке которого можно указать все параметры среды. Зная распределение давления по омываемой поверхности ЛА, можно получить безразмерные коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления, из которых, в свою очередь, определяется аэродинамическое качество полета самолета. На рис. 23 показано распределение давления в установившемся поле течения.

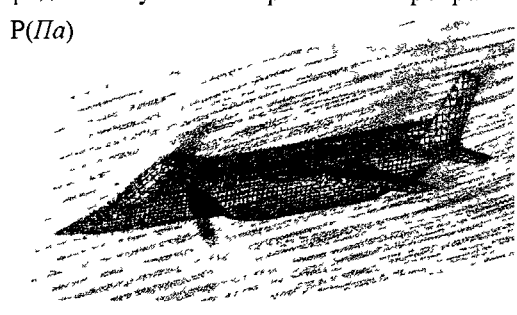


Рис. 23. Представление результатов расчета.

Для подтверждения адекватности расчетного метода проведен ряд сравнительных расчетов. На рис. 24 показано образование скачков уплотнения при сверхзвуковом обтекании плоского клина. Сравнение параметров потока с их теоретическими значениями показывает, что погрешность вычислений *"AeroShape 3D"* составляет не более 3.2 %. Сравнение аэродинамических продувок острого конуса с результатами расчетов показывает отличие давления менее чем на 4.0 %.

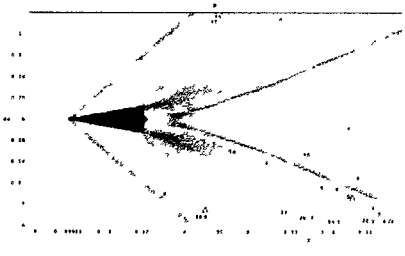


Рис. 24. Сверхзвуковое обтекание плоского клина (H=11км, M=2.0).

Сравнение с существующими эмпирико-статистическими методиками проведено на примере дозвукового обтекания СМ СВВП при различных углах атаки. Анализ полученных результатов показывает, что отличие коэффициента подъемной силы, рассчитанного по классической методике (разработанной Ж.Роскамом в Канзасском университете) и полученного программой *"AeroShape 3D"*, составляет при установившемся полете не более 5.2 %.

Расчеты аэродинамических характеристик трех вариантов СМ СВВП проведены для сверхзвуковых скоростей, соответствующих числам M = 1.2, 1.7 и 2.2 на режимах, близких к горизонтальному установившемуся полету.

Анализ распределения давления при различных скоростях полета по омываемой поверхности показывает, что наиболее ярко отличия геометрического облика вариантов СМ СВВП проявляются при большой (M = 2.2) сверхзвуковой скорости (рис. 25). Коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления находятся как частные интегралы распределения давления по омываемой поверхности ЛА.

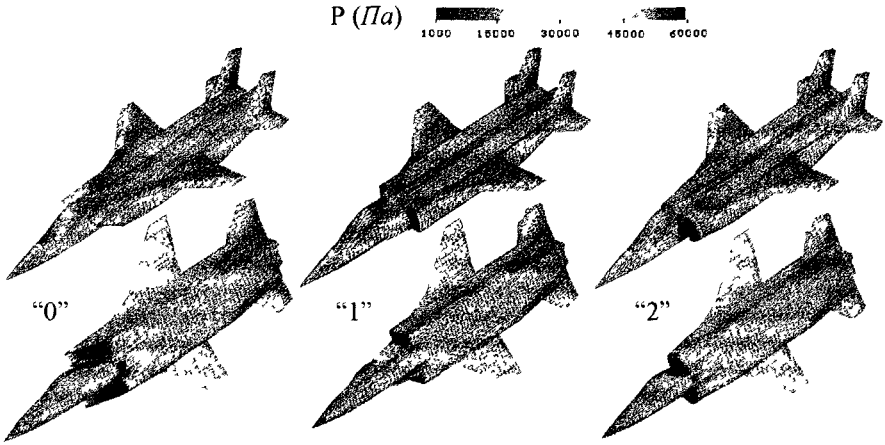


Рис 25 Распределение давления по омываемой поверхности самолета при сверхзвуковой скорости полета (М=2.2, Н=11000м, угол атаки 3.52°).

На рис. 26 представлено аэродинамическое качество горизонтального установившегося полета рассматриваемых вариантов облика СМ СВВП на различных скоростях полета. Анализ показывает, что вариант "0" обладает преимуществом на всех скоростях полета, что обусловлено горизонтальным расположением клина торможения потока

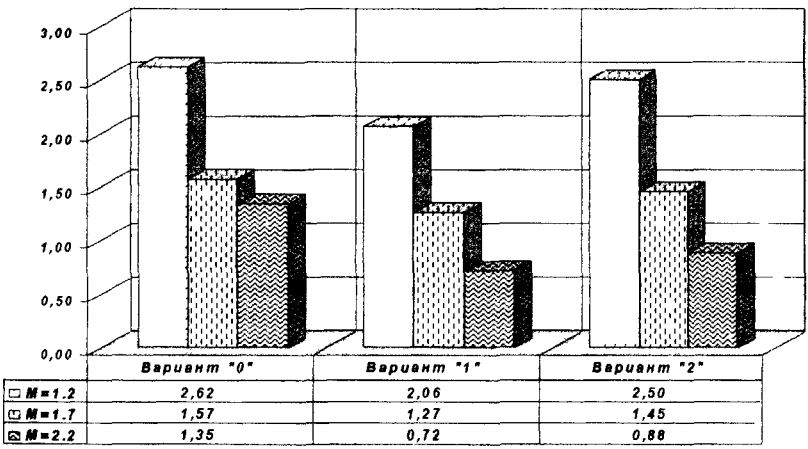


Рис 26 Аэродинамическое качество полета вариантов СМ СВВП

Приложение к диссертационной работе включает материалы, использованные в процессе исследования и иллюстрирующие результаты, не включенные в текст диссертационной работы из-за значительных объемов. Даны результаты расчетов аэродинамических характеристик рассматриваемых вариантов геометрического облика СМ СВВП, а также, тестовые, сравнительные и проектировочные расчеты.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ И ОБЩИЕ ВЫВОДЫ

Основной задачей этапа предварительного проектирования самолета является формирование его геометрического облика. Геометрический облик самолета должен не только удовлетворять предъявляемому комплексу требований и ограничений, но и обеспечивать наилучшие показатели эффективности. Для достижения оптимальных показателей эффективности необходимо исследовать всю область реализуемых параметров геометрического облика самолета.

Решение задач, возникающих на этапе предварительного проектирования самолетов V-го поколения, невозможно без использования современных научных достижений и методов прикладной геометрии и ее смежных разделов. Решение многих задач реализуется средствами современных CAD/CAM/CAE систем.

Мировой опыт применения современных систем геометрического моделирования показывает, что их использование позволяет получить недостижимую ранее гибкость и мобильность процесса проектирования за счет параметрического задания геометрических характеристик объекта. Параметризация геометрических моделей позволяет производить возврат для редактирования параметров на любую стадию процесса моделирования, с последующей перестройкой модели на основе существующих связей. Современные информационные технологии позволяют интегрировать процесс формирования геометрического облика самолета в единую проектно-конструкторско-технологическую итерационную последовательность.

Анализ существующих систем автоматизированного проектирования различных типов самолетов показывает, что все они специализированы для решения узкого класса задач, возникающих при создании конкретного типа ЛА. Между тем, возможности и средства современных систем геометрического моделирования среднего и высокого уровня позволяют на их основе создавать системы автоматизированного проектирования самолета. Благодаря этому становится возможной автоматизация процесса формирования геометрического облика самолета, включающего в себя задачи объемно- весовой, конструктивно–силовой и аэродинамической компоновки в едином пространстве математической модели.

Интеграция среды и объекта проектирования в единое информационное поле, при помощи программно–аппаратных комплексов, позволяет качественно изменить стиль, методы и сроки проектирования аэрокосмической техники.

Стремительное развитие численных методов математического моделирования и аппаратной базы вычислительной техники позволяет, частично или полностью, заменить натурные исследования математическим моделированием, что значительно ускоряет темпы работ и снижает стоимость изысканий.

Проведенные теоретические и прикладные исследования позволили решить поставленные задачи и получить следующие результаты:

1. На примере задачи формирования геометрического облика сверхзвукового маневренного (СМ) самолета вертикального взлета и посадки (СВВП) на этапе предварительного проектирования, представлены новые

средства и методы решения геометрических задач по увязке объемно–весовой, конструктивно–силовой и аэродинамической компоновки. Показано, как на основе объемно-весовой и конструктивно-силовой компоновки СМ СВВП формируется его омываемая поверхность.

2. Создать методики и алгоритмы формирования обводов и поверхности носовой части самолета, гарантированно обеспечивающих требуемые углы обзора. Разработанные методики и процедуры базируются на основе созданной параметрической модели носовой части СМ СВВП. Реализация нового метода стала возможной благодаря целенаправленному применению системы геометрического моделирования среднего уровня *SolidWorks'99*.

3. Разработать методику построения виртуальных видов обзора из кабины пилота на основе геометрической модели, полученной в процессе формирования геометрического облика СМ СВВП. Использование методики позволяет отказаться от создания натурного макета носовой части самолета, что значительно экономит временные, финансовые и производственные затраты.

4. Создать процедуру автоматизированного построения диаграмм обзора из кабины пилота, основанную на построении в пространстве геометрической модели координатной сферы. Применение разработанной процедуры позволяет в 2..5 раз снизить трудозатраты и избежать возможных ошибок.

5. Исследовать влияние геометрического облика СМ СВВП на его аэродинамические характеристики средствами математического моделирования, основанными на решении уравнений Навье-Стокса с учетом вязкости и теплопроводности, что позволило отказаться от проведения серии дорогостоящих натурных аэродинамических продувок.

6. Проанализировать влияние формы обводов омываемой поверхности СМ СВВП на его аэродинамические характеристики при сверхзвуковой скорости полета. Выбор в качестве критерия совершенства омываемой поверхности аэродинамического качества при установившемся горизонтальном полете позволил сделать вывод, что воздухозаборники с верхнерасположенным горизонтальным клином торможения сверхзвукового потока (рис. 17, вариант "0") имеют преимущество по сравнению с остальными типами во всем исследуемом диапазоне скоростей полета.

Совокупность проведенных теоретических и прикладных исследований позволила разработать новые методы, процедуры и алгоритмы формирования геометрического облика СМ СВВП. Их применение на этапе предварительного проектирования позволяет качественно изменить стиль, средства и методы процесса автоматизированного проектирования самолетов V-го поколения.

Основные результаты диссертационного исследования опубликованы в следующих работах:

1. **Евченко К.Г., Аведьян А.Б., Неганов И.А., Покровский И.В., Продан А.В.** "Использование ракетодинамического способа взлета для самолетов". Всероссийский научный форум "Интеллектуальный потенциал России - в XXI век!" – Санкт-Петербург. 1995. Тезисы докладов, стр. 9-10.
2. **Евченко К.Г.** "Возможности использования систем автоматизированного геометрического моделирования на ранних стадиях проектирования самолетов вертикального взлета и посадки" Всероссийская научно–техническая конференция "Информационные и кибернетические системы управления и их элементы". – Уфа. 1995. Тезисы докладов, стр. 33-34.

Н2000
7074

3. **Евченко К.Г.** "Использование систем трехмерного твердотельного пространственного проектирования на ранних стадиях проектно-конструкторских работ" VII-е Всероссийские Туполевские чтения "Актуальные проблемы авиастроения". – Казань. 1996. Тезисы докладов, стр. 27.
4. **Евченко К.Г.** "Анализ использования CAD/CAM систем при оптимизации компоновки самолета" V-я Международная студенческая школа–семинар "Новые информационные технологии". – Судак. 1997. Тезисы докладов, стр. 168-169.
5. **Евченко К.Г., Аведьян А.Б., Неганов И.А.** "Маневренный самолет вертикального взлета и посадки" Тезисы докладов и аннотации работ Первого Всероссийского открытого конкурса дипломных проектов по специальности "Проектирование авиационной техники": "Будущее авиации 97". – М.: МАИ. 1997. стр. 76-79 с иллюстрациями.
6. **Евченко К.Г.** "Компоновка самолетов вертикального взлета и посадки с использованием систем трехмерного твердотельного геометрического моделирования" Всероссийская студенческая научная конференция "Королевские чтения". – Самара. 1997. Тезисы докладов, стр. 7.
7. **Евченко К.Г.** "Компоновка летательных аппаратов с использованием CAD/CAM/CAE систем" 2-я Республиканская научно-техническая конференция "Передовые технологии и методы создания и эксплуатации авиакосмической техники". – Ташкент. 1997. Сборник докладов и тезисов, стр. 22.
8. **Евченко К.Г.** "Оптимизация компоновки самолетов вертикального взлета и посадки с использованием CAD/CAM/CAE систем" XXIII Гагаринские чтения. Всероссийская молодежная научная конференция. – М.: 1997. Сборник тезисов докладов научной конференции, часть 7, стр.13.
9. **Евченко К.Г.** "Концепция тяжелого маневренного сверхзвукового истребителя вертикального взлета и посадки" Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е.Жуковского. – М.: ВВИА им. Н.Е.Жуковского. 1998. Сборник тезисов докладов научной конференции, стр. 85.
10. **Евченко К.Г., Куприков М.Ю.** "Формирование облика самолета при ограничениях компоновочного поля" Материалы VIII Всероссийской научно–практической конференции по графическим информационным технологиям "Кограф'98". – Нижний Новгород, 1998. стр. 44.
11. **Евченко К.Г., Куприков М.Ю.** "Формирование внешнего облика самолета по результатам внутренней компоновки" Международная конференция "Передовые технологии на пороге XXI века". – М.: 1998. Тезисы докладов, стр. 465-467.
12. **Евченко К.Г.** "Проектирование летательных аппаратов при помощи комплексных решений CAD/CAM/CAE." VI-я Международная студенческая школа–семинар "Новые информационные технологии". – Судак. 1998. Тезисы докладов, стр. 23-24.

Соискатель: Евченко **/ К.Г.Евченко /**

С соискателем можно связаться по e-mail: evtchenko@mail.ru
Тираж: 60 экз. Заказ № 013.