

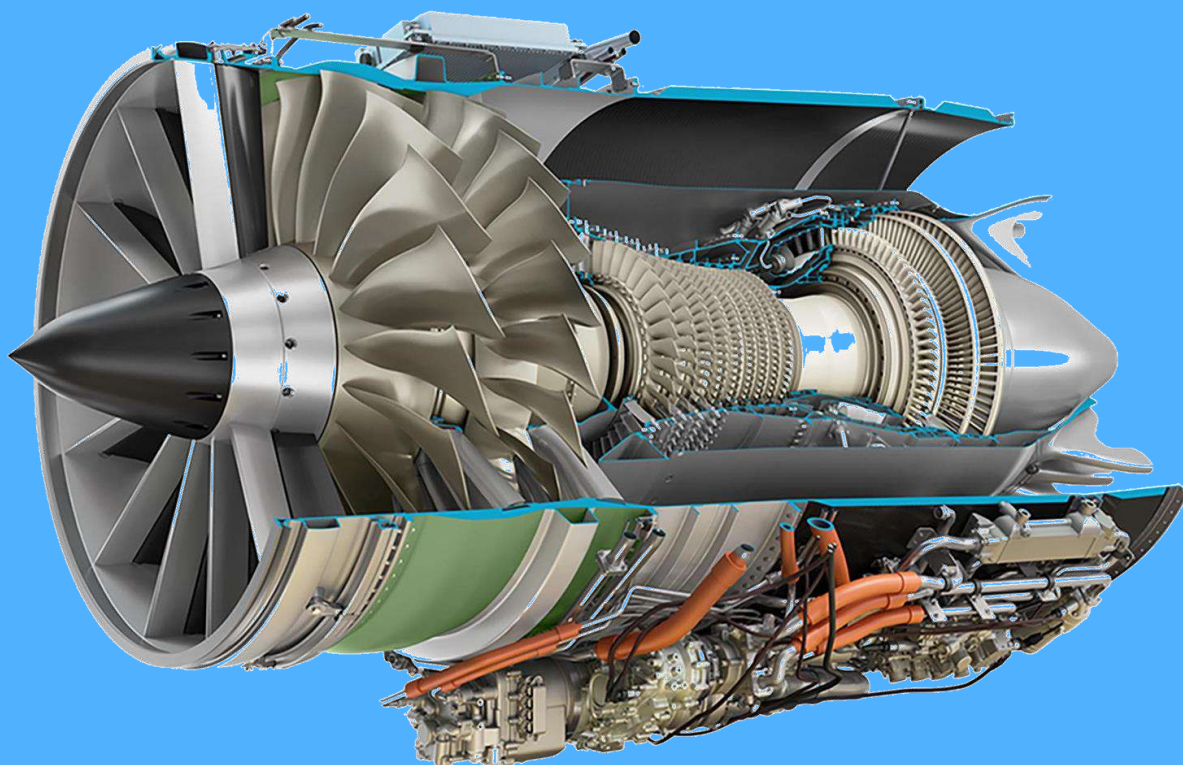


МИНИСТЕРСТВО ПРОМЫШЛЕННОСТИ И ТОРГОВЛИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ
«НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЦЕНТР ОБОРОННОГО КОМПЛЕКСА «КОМПАС»

АНАЛИТИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ

РАЗРАБОТКА В США
ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ,
ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ
ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК
ГЗЛА И ИХ КОМБИНИРОВАННЫХ
СИЛОВЫХ УСТАНОВОК НА БАЗЕ
ГПВРД И ГТД



МОСКВА

СОДЕРЖАНИЕ

ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ	8
Введение.....	10
2 Исследования по построению расчетных сеток элементов комбинированных силовых установок на базе ГПВРД и ГТД	13
2.1 История вопроса.....	13
2.2 Метод последовательных слоев.....	16
2.3 Метод последовательных шагов.....	19
2.3.1 Построение поверхностной сетки	20
2.3.2 Блочная экструзия пограничного слоя	20
2.3.3 Инициализация базовых блоков	20
2.3.4 Сглаживание многоблочных сеток	20
3 Разработка инструментов проектирования	24
3.1 Блок-схема	24
3.1.1 Разработка графического интерфейса пользователя.....	24
для инструмента проектирования Eso	24
3.1.2 Разработка интерфейсной программы	26
3.1.3 Разработка поверхности неравномерного рационального	26
би-сплайна.....	26
3.1.4 Использование и проверка программного кода.....	27
3.1.5 Возможности инструмента проектирования Eso.....	27
3.2 Инструментарий проектирования и оценки характеристик компонентов ГЗЛА	28
3.2.1 ГПВРД.....	29
3.2.1.1 Проектирование входного устройства.....	29
3.2.1.1.1 Общая теория линий тока	29
3.2.1.1.2 Получение доступа к инструментам проектирования и анализа	30
входного устройства	30
3.2.1.1.3 Сохранение / загрузка конфигураций входного устройства.....	30
3.2.1.1.4 Вкладка Geometry (Геометрия)	30
3.2.1.1.5 Вкладка Inlet Lip (Губа входного устройства).....	32
3.2.1.1.6 Вкладка Twin Inlet (Сдвоенное входное устройство)	33

3.2.1.1.7 Вкладка Leading Edge (Передняя кромка).....	35
3.2.1.1.8 Вкладка Parametric (Параметрический метод).....	35
3.2.1.1.9 Анализ	37
3.2.1.1.9.1 Импорт данных файла характеристик	38
3.2.1.1.9.2 Решение методом Эйлера с помощью инструмента Cart3D	38
3.2.1.2 Проектирование изолятора/инжектора/каверны/камеры сгорания	39
3.2.1.2.1 Анализ	41
3.2.1.3 Выходное устройство	41
3.2.1.3.1 Проектирование	41
3.2.1.3.2 Оптимизация	45
3.2.1.3.3 Анализ	46
3.2.2 Фюзеляж.....	48
3.2.2.1 Проектирование.....	48
3.2.2.1.1 Корпус фюзеляжа.....	48
3.2.2.1.2 Внешний контур входного устройства КСУ.....	50
3.2.2.1.3 Стрингеры фюзеляжа и их площадь	52
3.2.2.1.4 Задняя часть фюзеляжа ГЗЛА (только для компоновок с двумя ГПВРД)	56
3.2.2.2 Анализ	57
3.2.2.2.1 Перечень групп компонентов	58
3.2.2.2.2 Опции общего анализа	59
3.2.2.2.3 Опции анализа, соответствующие компоновке ГЗЛА и его скорости.....	60
3.2.2.2.3.1 Методы анализа невязкого течения вокруг ударных поверхностей с помощью программы S/НАВР	60
3.2.2.2.3.2 Методы анализа невязкого течения вокруг затеняемых поверхностей ГЗЛА с помощью программы S/НАВР	60
3.2.2.2.3.3 Методы анализа вязкого взаимодействия с помощью программы S/НАВР	61
3.2.2.2.3.4 Методы анализа температуры стенки / поверхностного трения потока с помощью программы S/НАВР.....	61
3.2.3 Крылья и хвостовая часть ГЗЛА	61
3.2.3.1 Проектирование.....	61

3.2.3.2 Анализ	64
3.2.4 Анализ траектории полета ГЗЛА	65
3.2.4.1 Управление траекторией	65
3.2.4.2 Вкладка меню «Траектория»	66
3.2.4.2.1 Продольное наведение	68
3.2.4.2.2 Горизонтальное наведение.....	68
3.2.4.2.3 Вертикальное наведение	68
3.2.4.2.4 Изменяемые величины для расчета маневра	69
3.2.5 Массовые параметры ГЗЛА	69
3.2.5.1 Входные данные геометрии	69
3.2.5.2 Входные данные о материалах поверхностей.....	70
3.2.5.3 Входные данные о системе термозащиты	71
3.2.5.4 Входные данные для элементов конструкции ГЗЛА	72
3.2.5.5 Методология исследований	73
3.2.5.5.1 Формирование геометрии поверхности ГЗЛА	73
3.2.5.5.2 Расчет площади поверхности ГЗЛА, его центра масс и нормальных векторов	74
3.2.5.5.3 Расчет масс, объемов и центров тяжести поверхностей ГЗЛА.....	75
3.2.5.5.4 Расчет внутреннего объема ГЗЛА.....	76
3.2.5.5.5 Учет дополнительных элементов конструкции ГЗЛА.....	77
3.2.5.5.6 Расчет моментов инерции поверхностей и ГЗЛА	77
3.2.6 Многоступенчатые ракеты.....	78
3.2.6.1 Начало работы	79
3.2.6.1.1 Вход в инструмент проектирования многоступенчатой ракеты.....	79
3.2.6.1.2 Сохранение / загрузка конфигураций.....	79
3.2.6.2 Вкладка General (Общие положения)	79
3.2.6.2.1 Вкладка General (Общие положения) → General Parameters (Общие параметры).....	80
3.2.6.2.2 Вкладка General (Общие положения) → Shroud Definition. (Формирование обтекателя).....	80
3.2.6.3 Вкладка DOF36 Controls (средства управления подпрограммы DOF36).....	82

3.2.6.3.1 Вкладка DOF36 Controls (Средства управления подпрограммы	82
DOF36) → Initialization (Инициализация)	82
3.2.6.4 Вкладка Flight Conditions (Условия полета).....	83
3.2.6.5 Вкладка Stage X (Ступень X).....	84
3.2.6.5.1 Вкладка Stage X (Ступень X) → раздел Stage X Definition . (Определение ступени X).....	85
3.2.6.5.2 Вкладка Stage X (Ступень X) → Propulsion (Силовая установка)	86
3.2.6.5.3 Вкладка Stage X (Ступень X) → Fins and Protuberances (Рули управления и выступы).....	88
3.2.6.5.4 Вкладка Stage X (Ступень X) → Protuberances (Выступы).....	88
3.2.6.5.5 Вкладка Stage X (Ступень X) → Fins (Рули управления)	90
3.2.6.6 Расчет траектории полета.....	91
3.2.6.7 Просмотр результатов расчетов	91
3.2.7 Подпрограмма MINIVER	91
3.2.7.1 Начало работы	91
3.2.7.1.1 Вход в подпрограмму MINIVER.....	91
3.2.7.1.2 Сохранение / загрузка конфигураций.....	92
3.2.7.2 Вкладка Aero Heating (Аэродинамический нагрев).....	92
3.2.7.2.1 Вкладка Aero Heating (Аэродинамический нагрев) → Body Point Selection (Выбор точек на корпусе)	92
3.2.7.2.2 Вкладка Aero Heating (Аэродинамический нагрев) → Flow Parameters (Параметры потока).....	93
3.2.7.2.3 Вкладка Aero Heating (Аэродинамический нагрев) → Heat Transfer Parameters (Параметры теплопередачи)	94
3.2.7.2.4 Вкладка Aero Heating (Аэродинамический нагрев)→Boundary Layer Transition Parameters (Параметры перехода пограничного слоя).....	94
3.2.7.3 Вкладка Engine Conditions (состояние двигателя).....	95
3.2.7.3.1 Вкладка Engine Conditions → Thermal Parameters (Термические параметры)	95
3.2.7.3.2 Вкладка Engine Conditions → Initial Conditions (Начальные условия).....	96

3.2.7.3.3 Вкладка Engine Conditions → Final Conditions (Конечные.. условия).....	96
3.2.7.4 Вкладка Material Properties (Свойства материалов)	96
3.2.7.4.1 Вкладка Material Properties (Свойства материалов) → Material	97
and Thickness (Материалы и толщины)	97
3.2.7.4.2 Вкладка Material Properties (Свойства материалов) Approximate.....	97
Emissivity (Приблизительный коэффициент излучения).....	97
3.2.7.4.3 Вкладка Material Properties (Свойства материалов) Temperatures (Температуры)	98
3.2.7.5 Вкладка Control Parameters (Параметры управления).....	98
3.2.7.5.1 Вкладка Control Parameters (Параметры управления) → Gas	98
Model (Модель газа)	98
3.2.7.5.2 Вкладка Control Parameters (Параметры управления) → Output.....	99
Parameters (Выходные параметры).....	99
3.2.7.5.3 Вкладка Control Parameters (Параметры управления) (MINIVER → Control Parameters).....	99
3.2.7.6 Вкладка Results (Результаты).....	100
3.2.7.7 Запуск подпрограммы MINIVER.....	100
3.2.8 Построение диаграмм и визуализация.....	101
4 инструмент построения расчетных сеток	104
4.1 Подпрограмма IGRID	104
4.2 Разработка сглаживателей сеток	107
4.2.1 Обзор	107
4.2.2 Система уравнений	108
4.2.3 Уравнения объема	111
4.2.4 Уравнения поверхностей.....	112
4.2.5 Разработки и испытания	112
4.3 Демонстрация оптимизации входных устройств КСУ	116
5 Графический интерфейс пользователя для.....	121
построения расчетных сеток ГЗВУ КСУ	121
5.1 Выбор набора инструментов.....	121
5.2 Совместимость наборов инструментов.....	122

5.3 Интеграция языков С++ и Фортран.....	122
5.4 Архитектура Модель / Изображение	123
5.5 Топология модуля построения сеток	126
5.6 Расширение режимов взаимодействия пользователя с набором	128
инструментов визуализации VTK	128
5.7 Программа ввода данных сетки в подпрограмму US3D	129
в формате HDF5.....	129
6 Заключение	131
Приложение 1	136
ЛИТЕРАТУРА	137

ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

AFRL	— Исследовательская лаборатория BBC США (Air Force Research Laboratory)
API	— интерфейс прикладного программирования (Application Programming Interface)
CAD	— система автоматизированного проектирования (Computer-Aided Design)
CFD	— вычислительная гидродинамика (Computational Fluid Dynamics)
DARPA	— Управление перспективных исследований и разработок МО США (Defense Advanced Research Projects Agency)
DAKOTA	— программное обеспечение для осуществления оптимизации терафлопсных вычислений (Design and Analysis Kit for Optimization and Tera-scale Applications)
DOF36	— программа расчета параметров траектории (Trajectory Analysis Program)
GHI	— компания GHI (GoHypersonic Incorporated)
GridPro	— программное обеспечение GridPro для построения расчетных сеток
Gridgen	— программное обеспечение Gridgen для построения расчетных сеток
GUI	— графический интерфейс пользователя (Graphical User Interface)
HIFEX	— Международная программа гиперзвуковых летных экспериментов (Hypersonic International Flight Experiment)
HIFiRE	— Международная экспериментальная программа исследования гиперзвуковых полетов (Hypersonic International Flight Research Experimentation Program)
HTV2	— Программа 2 испытаний гиперзвуковых летательных аппаратов, проводимая Управлением перспективных исследований и разработок МО США (DARPA) (DARPA Hypersonic Test Vehicle 2)
IML	— внутренний обвод корпуса (Inner Mold Line)
ISR	— разведка, наблюдение и рекогносцировка (Intelligence, Surveillance and Reconnaissance)
LE	— передняя кромка (Leading Edge)
LOP	— коэффициент асимметрии (Lopsidedness Ratio)
M	— число M (Mach Number)
MDA	— Агентство противоракетной обороны США (Missile Defense Agency)
MINIVER	— программа расчета теплового воздействия (Thermal solver)
MPI	— интерфейс передачи сообщений (Message Passing Interface)
NURBS	— неравномерный рациональный Би-сплайн (Non-Uniform Rational B-Spline)
OML	— внешний обвод корпуса (Outer Mold Line)

3DMOC	— метод трехмерных характеристических кривых (3D Method of Characteristics Analysis)
US3D	— программное средство вычислительной гидродинамики (CFD Software)
MVA	— структура модели и ее представления (Model/View Architecture)
SBIR	— Программа исследования инноваций, осуществляемая предприятиями малого бизнеса (Small Business Innovation Research)
SHABP	— программа расчета характеристик сверхзвуковых и гиперзвуковых тел произвольной формы (Supersonic-Hypersonic Arbitrary Body Program)
TAP	— программа анализа параметров траектории (Trajectory Analysis Program)
TBCC	— комбинированная силовая установка на основе газотурбинного двигателя (Turbine-Based Combined-Cycle engine)
TE	— задняя кромка (Trailing Edge)
TFI	— трансфинитная интерполяция (Trans-Finite Interpolation)
TSTO	— двухступенчатая ракета-носитель для вывода на орбиту полезной нагрузки (Two-Stage To Orbit)
VTK	— набор инструментов визуализации (Visualization Toolkit)

ВВЕДЕНИЕ

В данной работе описываются результаты исследований, проводимых компанией GoHypersonic Inc. (GHI) в рамках стадии II программы исследования инноваций, финансируемых на уровне программ, выполняемых организациями малого бизнеса (SBIR — Small Business Innovation Research). Исполнителями работа была разбита на два отдельных этапа.

Первый этап включал разработку инструментов построения расчетных сеток для каналов входного и выходного устройств комбинированных силовых установок (КСУ) на основе газотурбинного (ГТД) и гиперзвукового воздушно-реактивного (ГПВРД) двигателей, предназначенных для оснащения соответствующих гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЗЛА). Цель этапа состояла в том, чтобы разработать инструменты, уменьшающие длительность цикла создания геометрии, построения расчетной сетки и проведения анализа характеристик сложных конфигураций КСУ вышеуказанного типа. Результатом исследований стало создание нового программного продукта, имеющего в своем составе более эффективную подпрограмму сглаживания многоблочных сеток, обусловленных сложной составной топологией КСУ, предполагаемых к использованию на будущих многофункциональных ГЗЛА. Имевшиеся до настоящего времени в распоряжении исследователей сеточные сглаживатели, такие как GRAPE3D/AL, GridPro и Gridgen/Pointwise, являлись неудобными при использовании и неудовлетворительно масштабировали расчетные сетки моделируемых поверхностей по реальным размерам ГЗЛА и их силовых установок. По утверждению исследователей, программный инструмент сеточного сглаживателя, описываемый в данной работе, намного проще устанавливается, хорошо решает задачу масштабирования расчетных сеток и демонстрирует хорошую эффективность при выполнении соответствующих расчетов. Успех этой разработки и желание использовать этот новый сеточный сглаживатель в качестве автономного инструмента при проектировании ГЗЛА привели к дополнительному финансированию исследований, проводимых в рассматриваемой области компанией GHI, и появлению новой (более совершенной) версии инструмента проектирования, названного Eso.

В рамках второго этапа работ специалисты компании-разработчика предложили обновить вышеуказанную платформу проектирования для использования в среде Linux/Windows. Это позволило моделировать наиболее сложные элементы сопряжений поверхностей летательных аппаратов (ЛА) и их силовых установок за счет применения в используемом расчетном алгоритме технологии неравномерных рациональных би-сплайнов и достаточно эффективно комбинировать точность геометрического представления моделируемых поверхностей с уровнями точности аэротермодинамического анализа [1-11].

Получившийся в результате инструмент проектирования Eso версии 3.0 позволяет разрабатывать ГЗЛА с одним или двумя ГПВРД и проводить анализ рабочих характеристик ГЗЛА и его КСУ с различными уровнями точности как для невязкой, так и вязкой трехмерной вычислительной гидродинамики. Инструмент проектирования Eso 3.0 также позволяет выполнять весовой и термический анализ конструкции аппарата в зависимости от особенностей его траектории полета. К концу программы компания GHI успешно продемонстрировала автоматизированное построение расчетных сеток и моделирование входных устройств, камер сгорания (без форсунок) и выходных устройств ГПВРД, а также создала предварительную версию автономного графического интерфейса пользователя для разработки топологии ГПВРД, инициализации и сглаживания сеток.

До настоящего времени инструмент проектирования Eso 3.0 использовался компанией GHI в ряде других программ разработки конфигураций ГЗЛА и их силовых установок. Эти программы включали в себя этап IIa программы «Gryphon» Научно-исследовательской лаборатории ВВС США, в ходе которой изучались экспериментальные принципы высокоскоростного полета; этап II программы SBIR, не связанной с предыдущей программой, проводимой Дирекцией по силовым установкам Исследовательской лаборатории ВВС США; Международную программу экспериментальных исследований гиперзвуковых полетов (HIFiRE) (летательный аппарат был заново создан с помощью инструмента проектирования Eso 3.0), проводимую Дирекцией по летательным аппаратам Исследовательской лаборатории ВВС США, а также Международную программу проведения

экспериментальных исследовательских полетов (HIFEX), проводимую Дирекцией по летательным аппаратам Исследовательской лаборатории ВВС США. В рамках вышеуказанных программ и конфигурация ГЗЛА и компоненты их силовых установок пройдут экспериментальные испытания, что позволит на практике более полно оценить возможности предлагаемого инструмента проектирования в том числе и по достоверности расчета летно-технических характеристик (ЛТХ) ГЗЛА.

Далее, сеточный сглаживатель, разработанный по программе SBIR, планируется использовать в ходе дополнительных работ по исследованию аэродинамических и тактико-технических характеристик (ТТХ) планирующих ГЗЛА в рамках программы HTV-2, осуществляемой Управлением перспективных исследований и разработок МО США (DARPA) по двум отдельным контрактам: в двух этапах I по программам SBIR, осуществляемых Дирекцией по летательным аппаратам Исследовательской лаборатории ВВС США и Агентством противоракетной обороны МО США, а также в этапе II программы SBIR с Агентством противоракетной обороны МО США.

В главе 2 настоящей работы подробно описаны исследования, связанные с оптимизацией расчетных сеток для КСУ на базе ГПВРД и ГТД, в главе 3 - разработка инструмента проектирования Есо 3.0, в главе 4 – графическая подпрограмма сглаживателя сеток, в главе 5 - графический интерфейс пользователя.

2 ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ПОСТРОЕНИЮ РАСЧЕТНЫХ СЕТОК ЭЛЕМЕНТОВ КОМБИНИРОВАННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК НА БАЗЕ ГПВРД И ГТД

2.1 История вопроса

Исследования в начале этапа II программы SBIR, прежде всего, сосредоточивались на моделировании проточных частей отдельно взятых элементов КСУ на основе ГТД и интеграции силовых установок данного типа в компоновку соответствующих ГЗЛА. Типичные проточные части таких КСУ являются довольно сложными в конструктивном плане по причине необходимости интеграции низкоскоростных входных устройств (ВУ) ГТД и высокоскоростных ВУ двухрежимных ПВРД (ГПВРД).

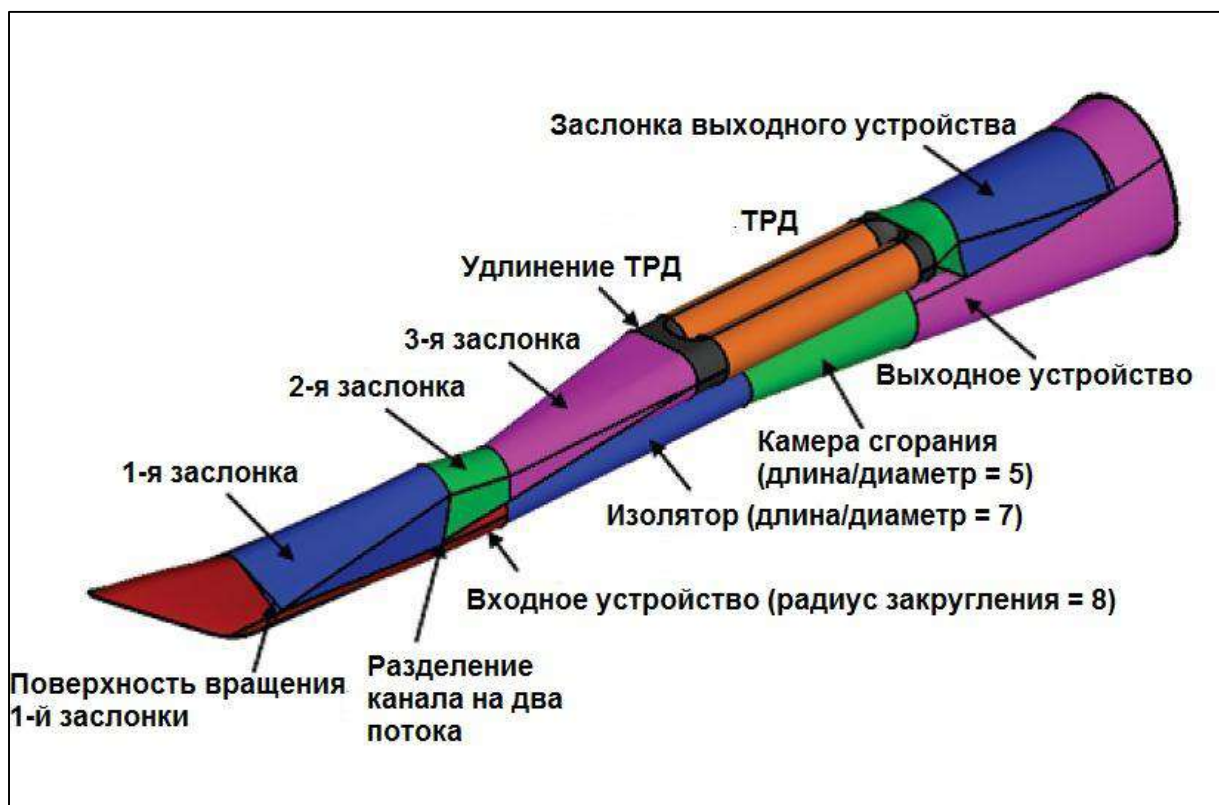


Рисунок 1 — Детализация проточной части КСУ на базе ГПВРД и ГТД

Большая часть этих сложностей связана с наличием системы подвижных заслонок, необходимой для предварительной подготовки потока воздуха перед его входом в соответствующую (низкоскоростную или высокоскоростную) проточные части КСУ. Кроме того, во время выполнения типового полета эти заслонки должны работать в широком диапазоне условий эксплуатации. Они включают в себя

дозвуковые скорости во время начальных этапов полета, дозвуковые и сверхзвуковые скорости во время участка разгона (с совместной работой ТРД и ГПВРД), а также гиперзвуковые скорости (с работой только ГПВРД) на участке крейсерского полета и/или участке подлета к цели для разведки, наблюдения и рекогносцировки и/или нанесения удара. Сложности еще более нарастают в компоновках входных устройств КСУ с разнообразными проточными частями ГПВРД и ГТД.

В прошлом десятилетии проектирование и разработка ГПВРД определенно выигрывали от использования усовершенствованных инструментов построения расчетных сеток и программных средств решения задач вычислительной гидродинамики. По мнению разработчиков, в настоящее время имеет смысл применять эти же инструменты к проектированию КСУ на основе ГПВРД и ГТД. Однако их использование для сложных геометрий силовых установок подобного типа является не простой задачей. Во время выполнения этапа I программы SBIR компания GHI обнаружила, что имеющиеся на тот момент программные инструменты чрезвычайно громоздки для моделирования геометрии сложных интегральных элементов проточных частей ГПВРД и ГТД КСУ. На рисунке 2 приведен пример такой геометрии.

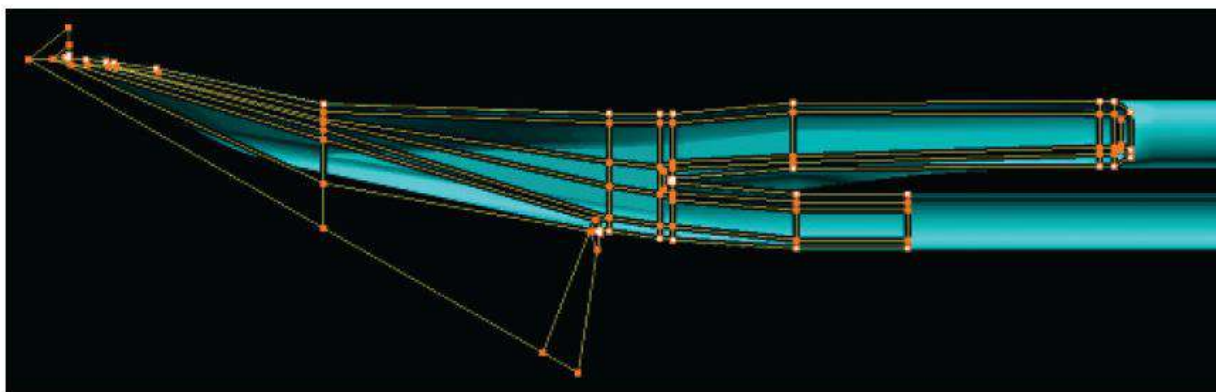


Рисунок 2 — Пример построения расчетной сетки входного устройства КСУ на базе ГПВРД и ГТД, созданный с помощью программного средства GridPro

Топология построения этой сетки была создана с помощью программного средства GridPro. На первый взгляд сетки, показанные на рисунках 3 и 4, выглядят вполне приемлемыми.

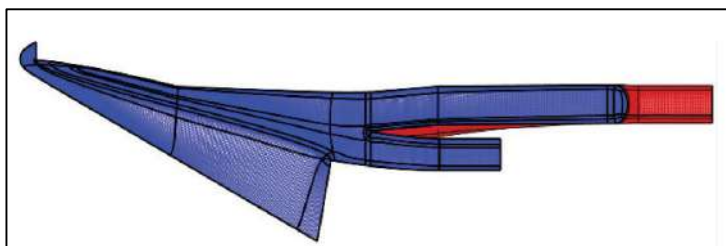


Рисунок 3 — Пример построения расчетной сетки входного устройства КСУ на базе ГПВРД и ГТД, созданный с помощью программного средства GridPro

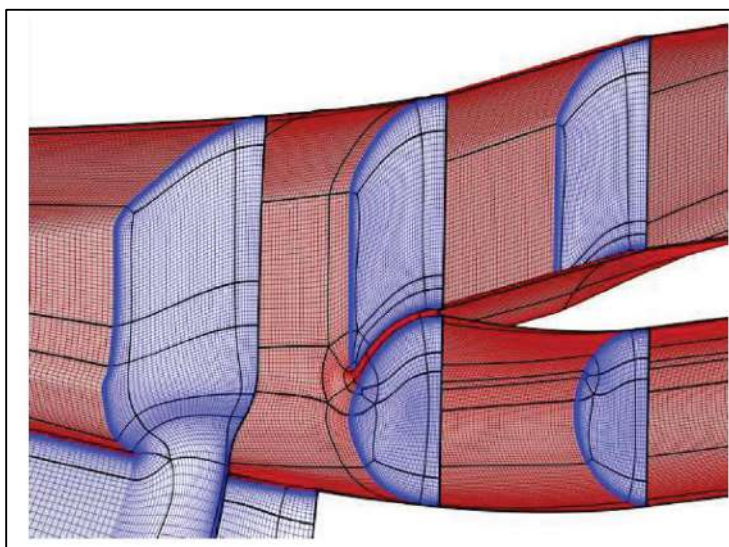


Рисунок 4 — Расчетные сетки в месте сопряжения проточных частей ГПВРД и ГТД КСУ

Однако для их построения потребовалось несколько недель пользовательского времени. Кроме того, для возможности построения этой расчетной сетки потребовались многочисленные геометрические изменения. Эти геометрические изменения добавили поверхности с радиусом закругления к выступу разделения на два потока, обходному каналу, к соединениям заслонок и сторонам полости заслонок. Последующие изменения положений заслонок требовали повторения всего процесса от начала до конца. Таким образом, каждая уникальная конфигурация требовала для своего создания несколько недель. При этом следует отметить, что в то время был необходим продвинутый эксперт по построению расчетных сеток.

2.2 Метод последовательных слоев

После исследований I-го этапа программы SBIR компания GHI начала разрабатывать инструменты, уменьшающие общее время производственного цикла для создания геометрий, построения расчетных сеток и анализа сложных конфигураций комбинированных силовых установок с ГТД. В течение первых нескольких месяцев II-го этапа программы SBIR эта работа сосредоточивалась на разработке автоматического средства построения расчетной сетки на основе языка программирования Фортран для поверхностей входных и выходных устройств, а также общего канала. Начальный инструмент построения сетки был сильно упрощенным и опирался на О-образную топологию, примененную к общему каналу сетки. Этот инструмент построения сетки объединял подпрограммы поверхностей Безье с подпрограммами кривых Безье для распространения поверхностной сетки в трех измерениях. Генератор сеток строился по следующему принципу: из внешнего источника выстраивалась замкнутая трехмерная кривая в виде обруча вместе с рядом плавно меняющихся нормалей к поверхности. Генератор сеток считывал параметры кривой, а также нормали к поверхности из файла (или создавал их из поверхности). После этого генератор сеток последовательно поднимал листы сетки. Затем, чтобы сгладить отдельные листы сетки, сохраняя ортогональность, применялся двумерный сглаживатель эллиптической сетки. Этот процесс повторялся последовательно для каждого листа сетки на поверхности входного, выходного устройства или канала, пока не была построена полная объемная сетка.

Инструмент построения сетки методом последовательных слоев был разработан и испытан на типовом гиперзвуковом входном устройстве (ГЗВУ), которое показано на рисунке 5.

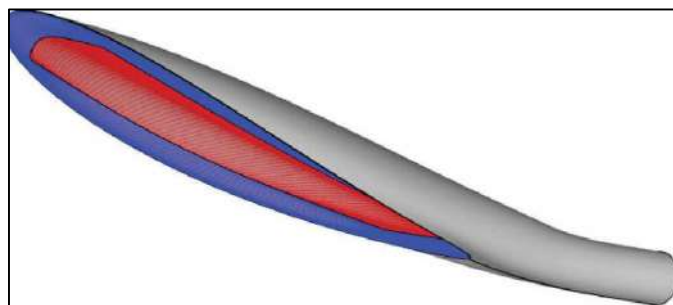


Рисунок 5 — Сетка входного устройства, построенная с помощью инструмента построения сеток методом последовательных слоев

На рисунках 6 и 7 показаны дополнительные характеристики объемной сетки, созданной с помощью этого инструмента.

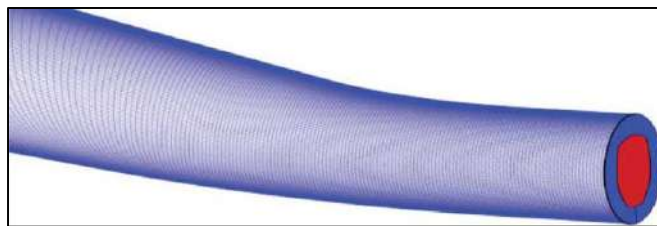


Рисунок 6 — Вид сбоку-сзади на расчетную сетку ГЗВУ

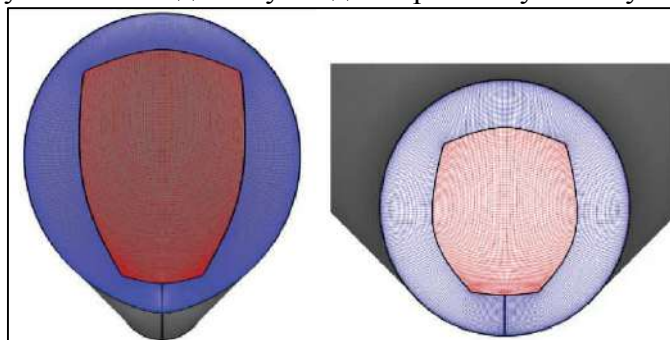


Рисунок 7 — Вид спереди на объемную сетку ГЗВУ, показывающий гладкость и разбивку линий сетки

На этих рисунках гладкость и ортогональность сетки кажется довольно хорошей. Кроме того, линии сетки кажутся очень гладкими и непрерывными в ядре сетки и в областях около трехблочных особых точек. Для построения этой расчетной сетки на однопроцессорном компьютере потребовалось менее 2 минут. Последующие испытания инструмента построения сеток методом последовательных слоев выполнялись на проточной части КСУ с ГТД. Результаты испытаний показаны на рисунках 8—11.

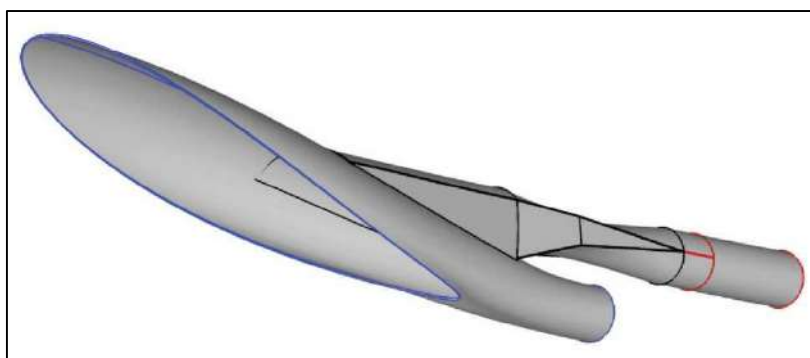


Рисунок 8 — Интеграция канала ВУ ГТД с каналом ГЗВУ ГПВРД комбинированной силовой установки

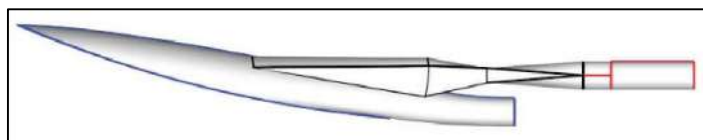


Рисунок 9 — Интеграция канала ВУ ГТД с каналом ГЗВУ (вид сбоку)

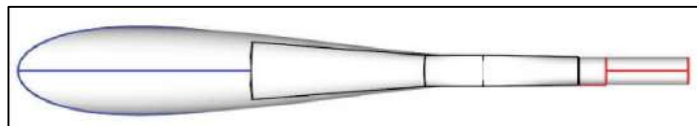


Рисунок 10 — Интеграция канала ВУ ГТД с каналом ГЗВУ

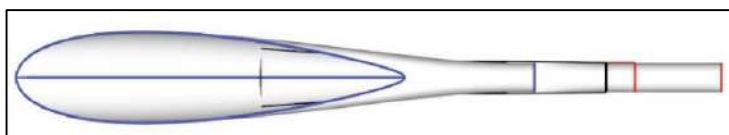


Рисунок 11 — Интеграция канала ВУ ГТД с каналом ГЗВУ

Вид сбоку варианта результирующей сетки, объединяющей два вышеуказанных типа каналов проточных частей (ГТД и ГПВРД) показан на рисунках 12—14.

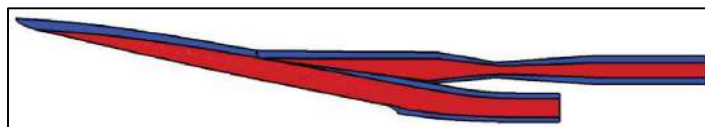


Рисунок 12 — Сетка канала ГЗВУ и канала ВУ ГТД, построенная с помощью метода последовательных слоев

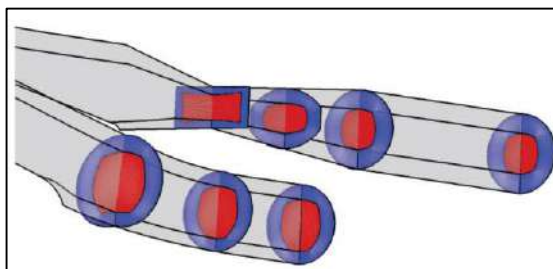


Рисунок 13 — Поперечные сечения сетки входного устройства и перепускного канала в выбранных местах вдоль оси

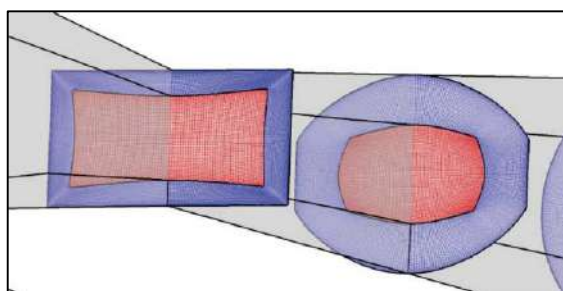


Рисунок 14 — Вид в увеличенном масштабе горла перепускного канала, показывающий переход формы канала

На этих рисунках видно, что применяемый инструмент способен обрабатывать переход формы от прямоугольного горла до округлого канала, при этом поддерживая хорошее качество сетки.

Дальнейшее развитие инструмента построения сеток методом последовательных слоев было приостановлено по нескольким причинам. Во-первых, метод построения расчетной сетки, используемый в этом инструменте, был узкоспециализированным и применялся только к ряду очень специфических конфигураций. Таким образом, этот инструмент был неспособен обрабатывать более сложные конфигурации составных проточных частей КСУ, существенно отклоняющиеся от базовой топологии. Во-вторых, этот инструмент требовал, чтобы из внешнего источника предоставлялись высококачественные параметры поверхностной сетки. Это требование устанавливало необоснованные ограничения на внешний инструмент. Кроме того, поверхностная сетка непосредственно влияла на качество объемной сетки и не могла непосредственно управляться пользователем. Это ограничение мешало пользователю непосредственно контролировать разрешение и качество окончательной сетки. Наконец, шаги, требуемые для объединения сопрягаемых каналов проточных частей, становились чрезмерно сложными для программирования. После завершения этого исследования преимущества и недостатки данного подхода использовались для формирования и улучшения последующих методов.

2.3 Метод последовательных шагов

После начального исследования методов построения расчетных сеток для проточных частей комбинированных силовых установок с ГТД компания GHI начала разрабатывать улучшенные методы автоматического построения расчетных сеток для их входных и выходных устройств, а также сложных внутренних проточных частей. База знаний для этой разработки была получена из опыта компании GHI по использованию коммерческого программного обеспечения построения сеток Gridgen и GridPro. Основной подход состоял из серии шагов, использующих алгебраические методы инициализации, гиперболические методы

экструзии и эллиптические методы сглаживания. Получающийся подход к построению расчетных сеток состоит из шагов, приведенных ниже.

2.3.1 Построение поверхностной сетки

Во время выполнения этого шага поверхностная сетка строится с использованием параметрических методов. К заостренным элементам, таким как передняя и задняя кромки, добавляются поверхности с радиусом кривизны. Подпрограммы построения поверхностной сетки управляют разрешением и качеством сетки. Во время выполнения этого шага возникает база данных высококачественных ограниченных поверхностных сеток.

2.3.2 Блочная экструзия пограничного слоя

Во время выполнения этого шага поверхностная сетка, полученная на первом шаге, вытесняется в направлении, перпендикулярном к стенке. Для управления разрешением пограничного слоя и образованием кластеров используются интервал вблизи стенки и геометрические параметры скорости роста. Для улучшения качества сетки при необходимости могут выполняться дополнительные сглаживающие манипуляции, приводящие к появлению дополнительных ячеек сетки, уточняющих геометрию моделируемой поверхности.

2.3.3 Инициализация базовых блоков

Вслед за вторым шагом инициализируются базовые блоки сетки, используя алгебраические методы построения, такие как трансфинитная интерполяция. Чтобы улучшить начальное качество сетки и уменьшить потребность в сглаживании объемной сетки, ее ортогональность слабо усиливается вблизи границ блоков.

2.3.4 Сглаживание многоблочных сеток

На последнем шаге, чтобы улучшить общее качество объемной сетки, используется многоблочный сглаживатель сеток. Он разработан для улучшения гладкости, распределения и ортогональности сетки, устраняя негативные (складчатые) ячейки.

Основная цель этого подхода состоит в том, чтобы создать надежный комплект средств построения расчетных сеток для как можно более широкого семейства внутренних конфигураций проточных частей КСУ с ГТД, типовая форма которых показана на рисунке 8.

Для выполнения этого шага, компания GHI ввела изменения в существующие подпрограммы построения поверхностных сеток, работающих в этом контексте в рамках инструмента проектирования Eso. Данные изменения включали в себя изменения методов перераспределения точек и инструментов развертки поверхностей. После реализации этих изменений инструменты построения поверхностных сеток были испытаны на различных семействах входных устройств КСУ рассматриваемого типа.

После выполнения первого шага поверхностная сетка передается подпрограмме вытеснения по нормали. Эта подпрограмма вычисляет нормали ко всем точкам на поверхности и последовательно сдвигает сетку вдоль нормалей. На каждом уровне сетки k может выполняться ряд разверток сглаживания по нормальным векторам, интервалу сетки и узловым точкам сетки. Было выявлено, что метод вытеснения (экструзии) по нормали работал приемлемо в областях со слабым искривлением. В областях сильного искривления, таких как желобок входного устройства, метод экструзии по нормали менее надежен и часто производит отрицательные ячейки сетки. Положительными сторонами этого метода являются его вычислительная эффективность, ортогональность вблизи стенок и точное управление распределением узловых точек сетки через блок пограничного слоя.

Третьим шагом этого процесса является инициализация базовых блоков с помощью алгебраического метода построения сеток. Для выполнения этого шага компания GHI реализовала измененный метод эрмитовой трансфинитной интерполяции. Этот метод основывается на стандартном методе трансфинитной интерполяции с наложением траекторий линий сетки на границы блоков. Этот метод использует три отдельные одномерные интерполяции в каждом из трех координатных направлений. Финальная сетка строится как смешанный составной

объект из трех одномерных интерполянтов. На более сложных многоблочных конфигурациях, таких как составной канал проточной части КСУ с ГТД, базовая сетка должна разбиваться на многочисленные блоки для упрощения процесса инициализации сетки.

Заключительный шаг метода последовательных шагов построения сеток заключается в сглаживании сетки, используя трехмерный многоблочный сглаживатель сеток. Во время проведения этого исследования компания GHI разработала многоблочный двумерный сглаживатель для листов сеток, но не разработала трехмерный многоблочный сглаживатель сеток. Внимание в это время было обращено на трехмерный сглаживатель эллиптических сеток 3D-GRAPE/AL разработки агентства NASA. Однако после начальных испытаний выяснилось, что программа 3D-GRAPE/AL слишком сложна для установки и не способна обеспечить требуемое качество сетки на испытываемых конфигурациях КСУ на основе ГПВРД и ГТД. Начальные испытания метода последовательных шагов построения сетки показаны на рисунках 15—18.

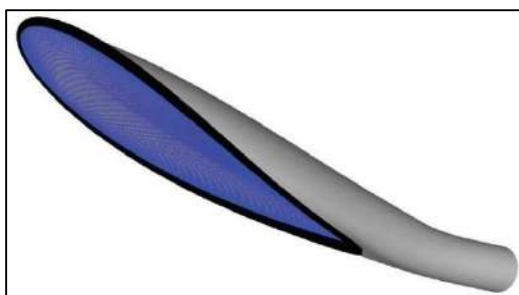


Рисунок 15 — Объемная сетка ГЗВУ, сформированная автоматически с помощью метода последовательных шагов



Рисунок 16 — Вид спереди на сетку входного устройства, показывающий виток пограничного слоя и базовую сетку

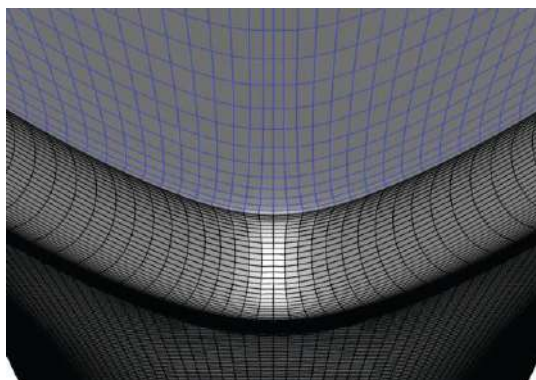


Рисунок 17 — Увеличенный в масштабе вид в области желобка

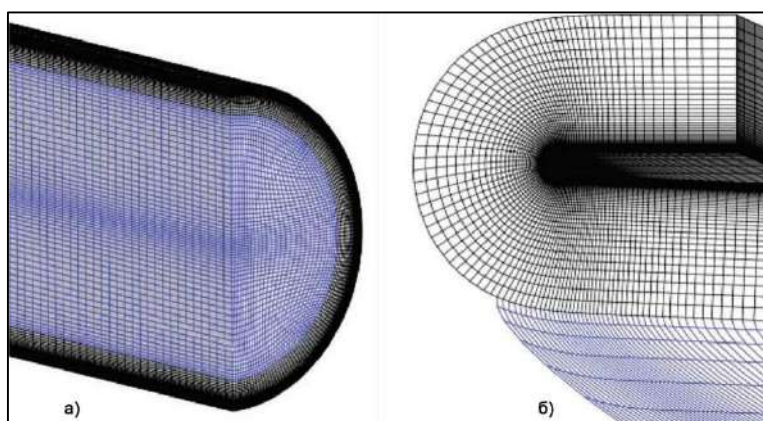


Рисунок 18 (а, б) — Детализация сетки вблизи критического сечения изолятора (а) и передней кромки входного устройства (б) ГПВРД

На этих рисунках видно, что этот инструмент в состоянии инициализировать высококачественную объемную сетку. Однако используемая здесь топология очень специфична и с трудом адаптируется к другим более сложным конфигурациям входных устройств. Кроме того, при использовании этого метода область рассыпания сетки не была завершена вследствие трудностей, с которыми пришлось столкнуться.

3 РАЗРАБОТКА ИНСТРУМЕНТОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

3.1 Блок-схема

Инструмент проектирования Есо является структурой, объединяющей разнообразные элементы, необходимые для концептуального проектирования гиперзвукового летательного аппарата. Эта структура включает в себя формирование параметрической геометрии, внутренний и внешний аэродинамический, траекторный и термический анализы. Она также поддерживает анализ нескольких уровней точности от программирования методом панелей до полных решений уравнений Навье-Стокса. Инструмент проектирования Есо имеет графический пользовательский интерфейс, управляющий внутренними вычислениями.

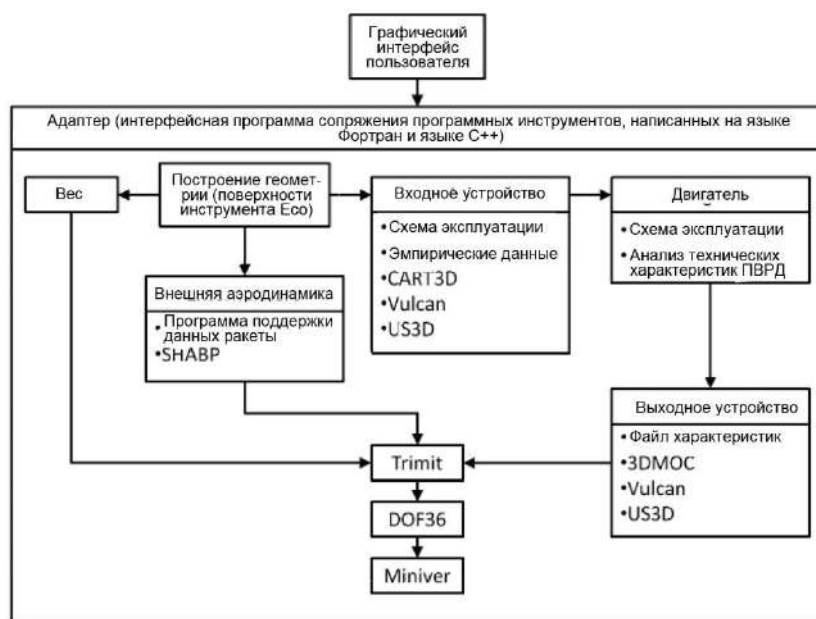


Рисунок 19 — Высокоуровневая блок-схема инструмента проектирования Есо

3.1.1 Разработка графического интерфейса пользователя для инструмента проектирования Есо

Инструмент проектирования Есо был разработан, учитывая межплатформенную совместимость. В этой связи для разработки внешнего интерфейса данного средства проектирования использовались платформы с открытым исходным кодом. Для основного пользовательского интерфейса был

выбран набор инструментов Qt. Этот набор инструментов является межплатформенным приложением и концептуальной основой интерфейса пользователя с программными интерфейсами приложения для программирования на языке C++ и создания пользовательского интерфейса. Библиотеки набора инструментов Qt легко доступны и широко используются в настольных компьютерах с операционной системой Linux в качестве части графического пользовательского интерфейса фирмы Corel и настольной сетевой среды моделирования объектов для операционной системы GNU (GNOME) с пакетами, доступными также для настольных компьютеров с системами Microsoft Windows и Mac OS X.

Набор инструментов визуализации VTK был выбран для воспроизведения точек, поверхностей и топологии ЛА, а также данных траектории. Набор инструментов визуализации VTK является свободно доступным комплексом программ с открытым исходным кодом для трехмерной компьютерной графики, обработки изображений и визуализации. Набор инструментов визуализации VTK интегрируется с набором инструментов графического интерфейса пользователя Qt и совместим с операционными системами Linux/Windows/Mac.

Для этой программы основные инструменты анализа были написаны на языке Фортран, в то время как компоненты графического интерфейса пользователя на основе набора инструментов Qt и набора инструментов визуализации VTK были написаны на языке программирования C++. Для того чтобы соединить два языка программирования, была написана интерфейсная программа на языке Фортран, которая обсуждается в последующих разделах. Информация из выходных данных этой интерфейсной программы передается компонентам графического интерфейса пользователя, создавая плавный интерфейс между внешним интерфейсом инструмента проектирования Eso и инструментами анализа.

3.1.2 Разработка интерфейсной программы

Как показано на рисунке 19, вся структура инструмента проектирования Есо управляется этой интерфейсной программой, которая действует в качестве управляющей для всех компьютерных программ в наборе инструментов Есо. Интерфейсная программа выступает в качестве общего планировщика между графическим интерфейсом пользователя и различными компьютерными программами. Причина этого разделения состоит в возможности использования оптимизирующей программы (например, проектный и аналитический набор для приложений оптимизации и терафлопсных вычислений или центр построения моделей), чтобы просто запустить интерфейсную программу и обойти графический интерфейс пользователя. Эта возможность будет показана в следующем разделе настоящего отчета. Графический интерфейс может оставаться пользовательским интерфейсом при реализации этой стратегии оптимизации. Графический интерфейс пользователя и интерфейсная программа совместно используют основной формат входного файла инструмента проектирования Есо. Этот входной файл является эффективным интерфейсом между двумя компьютерными программами и содержит всю информацию, имеющую отношение к любому инструменту внутри пакета. Структура входного файла разделяет разную информацию между инструментами на блоки. Эта структура делает входной файл модульным в том смысле, что отдельным инструментам не нужен полный входной файл для выполнения различных подзадач внутри инструмента проектирования Есо (т.е. при моделировании входного устройства). Эта интерфейсная программа была разработана на языке Fortran 95 и была скомпилирована с использованием компилятора Lahey-Fujitsu и G95.

3.1.3 Разработка поверхности неравномерного рационального би-сплайна

Вся геометрия поверхностей в инструменте проектирования Есо создается в параметрическом виде и представляется с помощью неравномерного рационального би-сплайна. Создание этих поверхностей и манипулирование ими

осуществляется с помощью алгоритмов, разработанных собственными силами в дополнение к алгоритмам, разработанным и испытанным авторами Пиегл и Тиллер (Piegl L., Tiller W.) [1]. В результате построенная геометрия очень хорошо сочетается с системами автоматизированного проектирования (CAD), так как многие CAD платформы изначально используют неравномерные рациональные би-сплайны. В настоящее время построенная геометрия всего ЛА имеет выходной формат стандарта IGES (initial graphic exchange specification — исходный стандарт обмена графическими данными). После незначительной правки выходные данные могут использоваться для анализов вычислительной гидродинамики или для механического проектирования.

3.1.4 Использование и проверка программного кода

Инструмент проектирования Eso широко использовался Исследовательской лабораторией BBC США для ряда контрактов, включая программы исследований HIFiRE 6, HIFEX, а также этап II программы SBIR. Для программы исследований HIFiRE 6 инструмент проектирования Eso применялся при проектировании входных устройств, для выполнения итераций внешнего обвода корпуса, включая многочисленные изменения формы фюзеляжа, а также при проектировании крыла и подборе размеров хвостовой части ЛА. Для программы исследований HIFEX инструмент проектирования Eso использовался для создания концептуальных ЛА многочисленных размеров и конфигураций, включая конструкции ЛА с двумя двигателями. Во время этапа II программы SBIR инструмент проектирования Eso использовался для создания линий потока во входном устройстве, облегчая изготовление полноразмерного прототипа.

3.1.5 Возможности инструмента проектирования Eso

По признанию разработчиков, в настоящее время инструмент проектирования Eso поддерживает процесс проектирования и создания двух различных компоновок гиперзвуковых летательных аппаратов. Первая из них представляет собой ГЗЛА с одним гиперзвуковым

прямоточным воздушно-реактивным двигателем, интегрированным в центральную часть корпуса аппарата, как показано на рисунке 20.

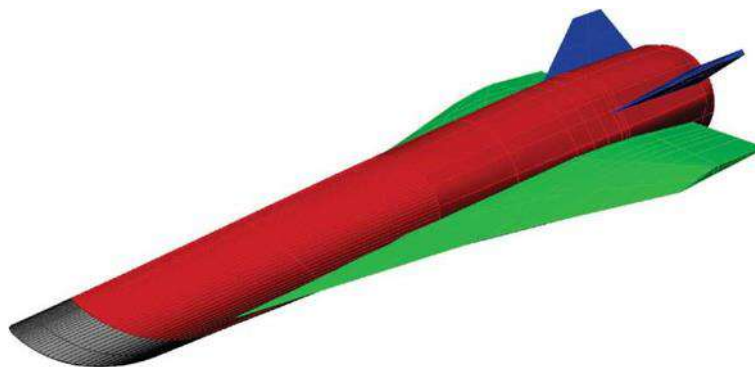


Рисунок 20 — Компоновка ГЗЛА с одним ГПВРД

Компоновка с двумя гиперзвуковыми двигателями показана на рисунке 21. Как и в случае с ГЗЛА с одним двигателем, вышеуказанный программный инструмент поддерживает возможность матмоделирования надфюзеляжные килей, подфюзеляжных стабилизаторов, поверхности фюзеляжа в области задней части аппарата между двумя выходными устройствами ГПВРД и т.д.



Рисунок 21 — Компоновка ГЗЛА с двумя ГПВРД

3.2 Инструментарий проектирования и оценки характеристик компонентов ГЗЛА

Инструментарий проектирования и оценки характеристик компонентов ГЗЛА позволяет моделировать геометрию и характеристики (прочностные, массовые, тепловые и др.) его различных конструктивных элементов, а также входных и выходных устройств КСУ (ГПВРД+ГТД) и их интеграцию в фюзеляж ГЗЛА.

3.2.1 ГПВРД

3.2.1.1 Проектирование входного устройства

3.2.1.1.1 Общая теория линий тока

Инструмент проектирования Есо 3.0 имеет возможность создавать осесимметричные поля течений во входном устройстве с одинарным и двойным сжатием воздуха. Автомодельные линии тока поля течения одинарного сжатия, показанные на рисунке 22, созданы с помощью уравнений потока Тейлора-МакКолла для получения усеченного входного устройства Буземана [2-3]. Поле течения потока двойного сжатия, показанное на рисунке 23, основано на уравнениях конического потока [4] и смещает входящее первично сжатое автомодельное поле течения от центральной оси вращения, использует вторичную автомодельную область сжатия для дальнейшего сжимания и поворота потока, пока он не станет параллельным центральной оси. Рассмотрение плоских входных устройств сейчас невозможно, хотя приближенное моделирование и расчет могут быть сделаны при помощи радиальных сдвигов вершин потока методом двойного сжатия.

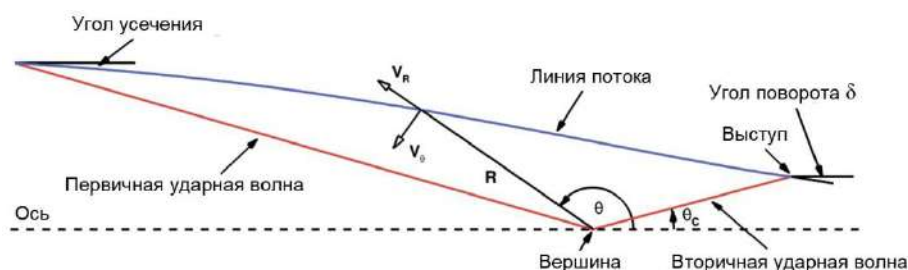


Рисунок 22 — Осесимметричное поле течения с одинарным сжатием потока воздуха (входное устройство Буземана)

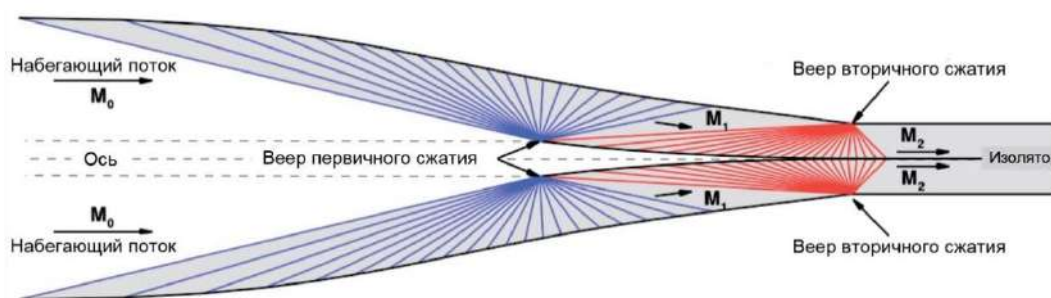


Рисунок 23 — Осесимметричное поле течения с двойным сжатием

3.2.1.1.2 Получение доступа к инструментам проектирования и анализа входного устройства

Чтобы получить доступ из программы Eso к инструментам проектирования и анализа входного устройства, необходимо перейти к вкладке Inlet (входное устройство) (Components —> Inlet). Этот инструмент разбивается на шесть отдельных вкладок:

- геометрия;
- губа входного устройства (в настоящее время в главном окне, затем этот раздел будет перемещен на вкладку Inlet (входное устройство));
- двойное входное устройство;
- параметрический метод;
- передняя кромка;
- анализ.

3.2.1.1.3 Сохранение / загрузка конфигураций входного устройства

Чтобы в первый раз ввести текущую конфигурацию конструкции входного устройства и настройку опций анализа, следует открыть файл входной данных Single_Engine.eso (Приложение 1), активировав опцию Save As (File- > Save As). Если конфигурация уже была сохранена в файле, необходимо кликнуть мышкой Save (File- > Save). Чтобы загрузить предыдущую конфигурацию из сохраненного файла, следует щелкнуть мышкой Open (File- > Open).

3.2.1.1.4 Вкладка Geometry (Геометрия)

Вкладка Geometry (геометрия), показанная на рисунке 24, включает основные исходные данные, связанные с построением различных типов входных устройств. В этой вкладке пользователь может выбрать тип входного устройства и указать использование фронтальной проекции или проекции в плане для прослеживания линий потока. В настоящее время могут быть выбраны входные устройства Буземана с параметрическим одинарным и двойным сжатием. Необходимо обратить внимание, что входные устройства с одинарным сжатием могут быть спроектированы с близким соответствием полю потока Буземана. Аналогично, параметрические входные устройства с двойным сжатием могут близко соответствовать коническому полю потока. Параметрические входные устройства генерируют файлы с наименьшими размерами (по сравнению с входным устройством типа Буземана), потому что они требуют наименьшего количества контрольных точек для представления каждой линии потока.

Исходные данные распределения точек во входном файле используются для представления того, как распределяются точки вокруг губы входного устройства. Чтобы изменить распределение точек вокруг губы входного устройства могут использоваться выпадающие меню для верхней и нижней ее частей. На этой вкладке можно задать точки вдоль каждой линии потока входного устройства. Также задается число контрольных точек «на кривой» 3-го порядка неравномерного рационального би-сплайна. Для группировки интервалов точек около окончания кривых линий губы входного устройства при выборе «Hyperbolic Arc Length» (Длина гиперболической дуги) используется параметр пограничной группы.

Следует обратить внимание, что к проекту входного устройства может при необходимости добавляться изолятор с постоянной площадью. Больше количество опций для изолятора представлено в пункте 3.2.1.2. Также обращаем внимание на то, что исходные данные параметров смещения желобка в настоящее время работают только с входным устройством типа Буземана. Кроме того, гиперэллиптические формы критического сечения с переменным относительным удлинением могут указываться в разделе параметров критического сечения входного устройства.

Рисунок 24 — Вкладка Inlet Geometry (геометрия входного устройства)

3.2.1.1.5 Вкладка Inlet Lip (Губа входного устройства)

Вкладка Inlet Lip, показанная на рисунке 25, используется для определения формы губы входных устройств с единственной плоскостью симметрии, а также применяется в качестве двух из трех исходных параметров для кривой линии губы входного устройства асимметричного двойного двигателя (3.2.1.1.6). Чтобы определить входное устройство, нужно сначала установить угол стреловидности формы входного устройства в плане и коэффициент асимметрии ($LOP = L1/L2$ - только для одиночного симметричного двигателя). Описания этих параметров, дополнительно к исходным данным определения кривой линии, показаны на рисунке 26. Используются кривые линии с проекцией в плане (X-Z) или фронтальными проекциями (Y-Z) в зависимости от выбора типа входного устройства на вкладке Geometry (геометрия). Действующие опции типов кривых линий следующие:

- кривая линия 1-го типа: степенной закон;
- кривая линия 2-го типа: кубический полином;
- кривая линия 3-го типа: линейный закон;
- кривая линия 4-го типа: эллипс (только для верхней кривой).

В зависимости от типа кривой в конце каждой кривой линии могут определяться углы и радиусы. Чтобы создать кривые линии без радиусов, обнулите требуемые значения.

The screenshot shows the 'Inlet Lip' configuration window with the following sections and parameters:

- Общие положения**
 - Основные параметры губы входного устройства
 - Угол стреловидности проекции в плане (градус): 55
 - Коэффициент асимметрии (L_1/L_2): 1.181
- Губа входного устройства**
 - Параметры проекции в плане кривой верхней части губы входного устройства
 - Кривая 2-го типа
 - Начальный угол кривой (градус): 30
 - Конечный угол кривой (градус): 70
 - Радиус закругления кромки (R/R_{BUSE}): 0.2
 - Внешний радиус (R/R_{BUSE}): 0.2
 - Параметры проекции в плане кривой нижней части губы входного устройства
 - Кривая 1-го типа
 - Начальный угол кривой (градус): 80
 - Конечный угол кривой (градус): 75
 - Радиус разветвления (R/R_{BUSE}): 0.05
 - Внешний радиус (R/R_{BUSE}): 0.3
 - Параметры фронтальной проекции кривой верхней части губы входного устройства
 - Кривая 4-го типа
 - Начальный угол кривой (градус): 0
 - Конечный угол кривой (градус): 52.5
 - Радиус закругления кромки (R/R_{BUSE}): 0.2
 - Внешний радиус (R/R_{BUSE}): 0.2
 - Параметры фронтальной проекции кривой нижней части губы входного устройства
 - Кривая 1-го типа
 - Начальный угол кривой (градус): 60
 - Конечный угол кривой (градус): 60
 - Радиус разветвления (R/R_{BUSE}): 0.35
 - Внешний радиус (R/R_{BUSE}): 0.2

Рисунок 25 — Вкладка Inlet Lip (Губа входного устройства)

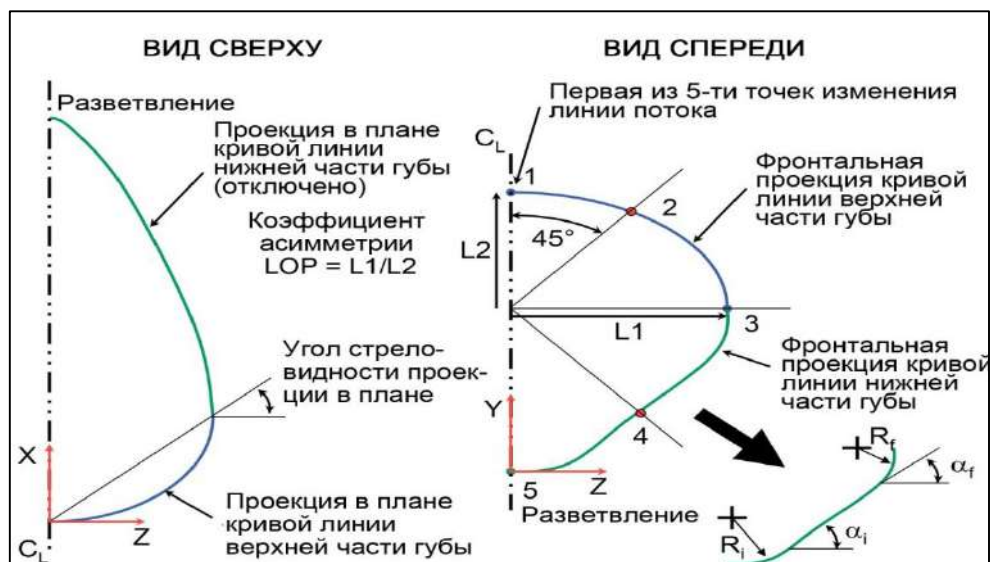


Рисунок 26 — Кривые линии губы входного устройства одиночного симметричного двигателя

3.2.1.1.6 Вкладка Twin Inlet (Сдвоенное входное устройство)

Вкладка Twin Inlet (Сдвоенное входное устройство), показанная на рисунке 27, включает в себя дополнительные входные параметры, необходимые для проектирования асимметричных входных устройств при конфигурации ГЗЛА с двумя ГПВРД.

Рисунок 27 — Вкладка Twin Inlet (Сдвоенное входное устройство)

На рисунке 28 графически представлены геометрические входные данные.

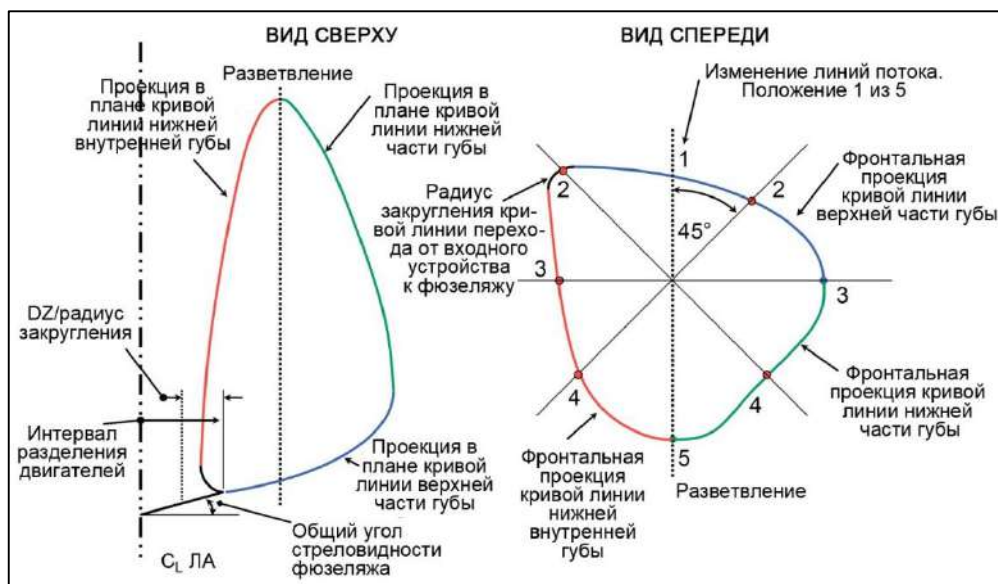


Рисунок 28 — Кривые линии губы входного устройства для сдвоенного асимметричного двигателя

Следует обратить внимание, что длина верхнего входного устройства и коэффициент смещения желобка заменяют коэффициент асимметрии LOP и используются для определения базового относительного удлинения губы входного устройства и положения критического сечения входного устройства относительно его губы. Параметр поворота желобка позволяет поворачивать входное устройство вокруг осевой линии двигателя. Эта функция полезна для объединенной конфигурации из двух двигателей. В настоящее время эта функция находится на стадии разработки и не действует.

Параметры внутренней губы входного устройства устанавливаются аналогичным образом, как показано на вкладке Inlet Lip (Губа входного устройства). Обратите внимание, что радиус желобка установлен равным внешней величине. Параметры сопряжения входного устройства с фюзеляжем, определенные здесь, включают интервал смещения двигателя от средней линии ЛА, концевой радиус сопряжения входного устройства с фюзеляжем и длину сопряжения входного устройства и фюзеляжа, а также угол нижнего клина от средней линии фюзеляжа. Обратите внимание, что в это время параметры интервала смещения двигателя и параметры кривой линии верхней прямой секции губы отключены. Другие параметры внутри секций смещения сопряжения входного устройства и фюзеляжа, а также двигателя графически представлены на рисунке 28.

3.2.1.1.7 Вкладка Leading Edge (Передняя кромка)

Вкладка Leading Edge (Передняя кромка), показанная на рисунке 29, используется для установки радиусов передней кромки входного устройства и двойных секций фюзеляжа. На этапе ранних разработок некоторые экспериментальные работы проводились с использованием переменных углов передней кромки. В действующей версии эти функциональные возможности были отключены. Потребуется некоторый объем работ по программированию, чтобы повторно включить эту функцию для нового параметрического входного устройства, формируемого на основе неравномерного рационального би-сплайна. Основные исходные данные для этой вкладки следующие: радиус скругления передней кромки (прямоугольник, показанный оранжевым цветом), а также число точек по периметру передней кромки (точки на передней кромке).

Параметр	Значение
Прилежащий угол передней кромки (град.)	8
Использовать переменный радиус передней кромки	<input type="checkbox"/>
Радиус скругления передней кромки (дюймы)	0.05
Угол крайней области передней кромки (град.)	70
Радиус передней кромки развертки (дюймы)	0.05
Угол области развертки (град.)	45
Радиус передней кромки разветвления (дюймы)	0.05
Угол области разветвления (град.)	70
Точки на передней кромке	11

Рисунок 29 — Вкладка Leading Edge (Передняя кромка)

3.2.1.1.8 Вкладка Parametric (Параметрический метод)

Вкладка Parametric Inlet Design (Параметрическое проектирование входного устройства), показанная на рисунке 30, используется для определения базовых параметров линий потока для полей течения с одинарным и двойным сжатием. Основная функция этой вкладки состоит в установлении углов линий потока и мест расположения контрольных точек, графически изображенных на

рисунках 31 и 32. Следует обратить внимание, чтобы отклонить форму линий потока от основных входных параметров по периметру входного устройства, используются приращения углов и коэффициенты мест размещения, как изображено на рисунках 26 и 28, указанием мест изменения расположения линий потока. Эти величины меняются линейно между местами изменения расположения линий потока. Для одиночных симметричных двигателей может также использоваться программа сглаживания поверхности для расчистки поверхности вблизи желобка и особой точки.

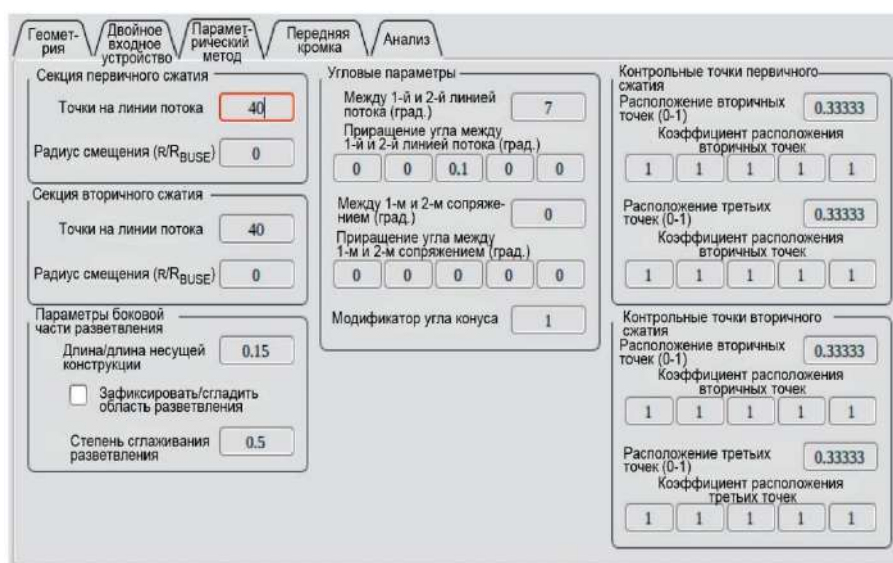


Рисунок 30 — Вкладка Parametric Inlet (Параметрическое входное устройство)

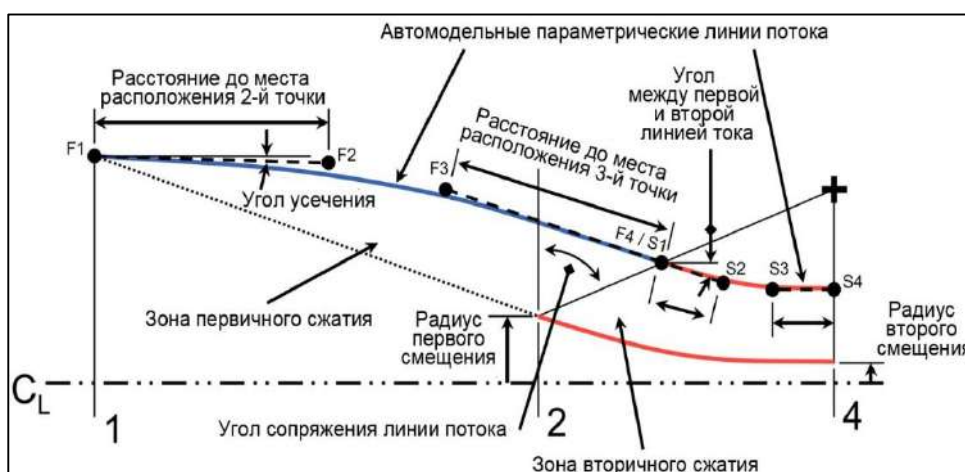


Рисунок 31 — Исходные данные параметрического поля течения с двойным сжатием

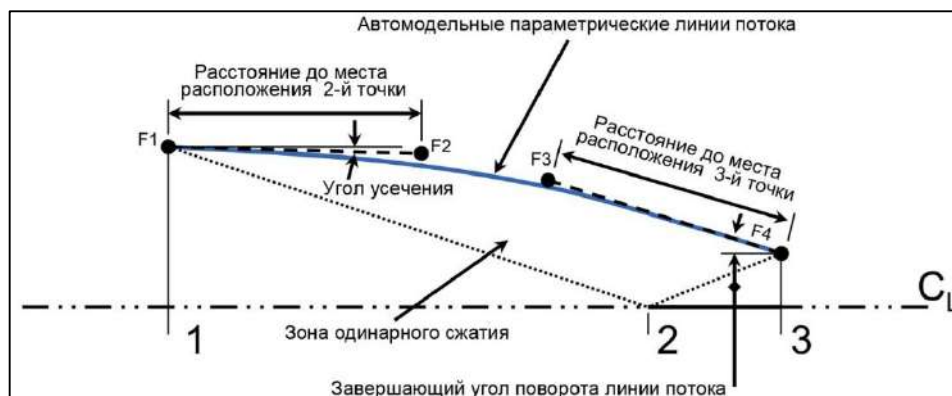


Рисунок 32 — Исходные данные для параметрического метода Буземана

3.2.1.1.9 Анализ

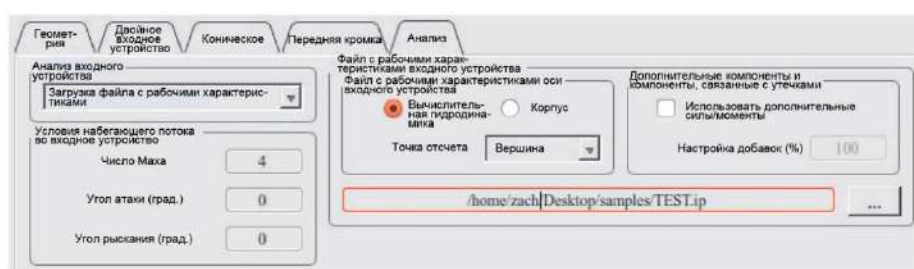


Рисунок 33 — Вкладка Inlet Analysis (Анализ входного устройства)

Вкладка Analysis (Анализ) содержит дополнительные спецификации, требуемые для выполнения высокоскоростного и низкоскоростного аэродинамического анализа указанной геометрии ГЗЛА. В настоящее время могут использоваться две опции инструментария для анализа:

- импорт внешнего файла с рабочими характеристиками;
- решение методом Эйлера с помощью инструмента Cart3D.

Для всех вариантов, отличных от импорта файла с рабочими характеристиками, анализ входного устройства будет выполняться для всех случаев в матрице рабочих характеристик, определенных ограничениями углов альфа и бета, чисел Маха, динамического давления и коэффициента избытка воздуха, указанных на вкладке Flight Conditions (Условия полета) главного окна инструмента проектирования Eso. Более подробную информацию по этим величинам, а также результирующую карту характеристик можно найти в пункте 3.2.1.1.9.1. Дополнительно для всех вариантов, отличных от импорта файла характеристик, должна указываться информация о кластерах на вкладке Cluster

(Кластер) главного окна инструмента проектирования Есо, если одновременно должен проводиться анализ многочисленных характеристик. Более подробную информацию о кластерах и параллельной обработке можно найти на рисунке 36.

3.2.1.1.9.1 Импорт данных файла характеристик



Рисунок 34 — Входные данные импортируемого файла характеристик

3.2.1.1.9.2 Решение методом Эйлера с помощью инструмента Cart3D

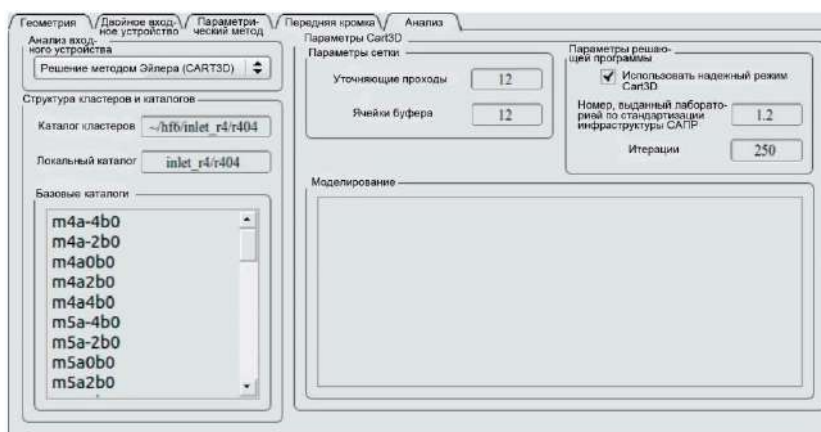


Рисунок 35 — Исходные данные для инструмента Cart3D

Цель и функция анализа входного устройства с помощью инструмента Cart3D состоит во введении в действие более точного варианта невязкого аэродинамического анализа в противоположность анализу S/HABP с меньшей точностью. Процедура инструмента проектирования Есо использует геометрию входного устройства, обеспечивает построение сеток и наличие информации о параметрах анализируемого случая и передает процесс расчета удаленному серверу, который сконфигурирован для запуска инструмента Cart3D. Эта процедура позволяет пользователю применять геометрию, сформированную инструментом проектирования Есо, для формирования условий и передачи их удаленному серверу, делая более точный анализ доступным для тех, кто мало знаком с инструментом Cart3D. Инструмент проектирования Есо использует информацию на сервере, найденную на вкладке Cluster (Кластер) главного окна

Есо, представленного на рисунке 36. Процесс обработки с помощью инструмента Cart3D инициируется для каждого варианта значений числа Маха, углов альфа и бета в карте характеристик двигателя, которая определяется на вкладке Flight Conditions (Условия полета) главного окна программы Есо. Когда введена вся информация, определяющая процессы инструмента Cart3D, сетка обрабатывается один раз, а затем варианты с различными параметрами распределяются по выбранным физическим или виртуальным компьютерам, состоящим из восьми процессоров каждый, в зависимости от выбранных на вкладках параметров кластеров. Как только завершается решение для какого-либо случая, оно немедленно проходит последующую обработку, а результаты передаются на локальный сервер в файл Single_Engine.ip (Приложение 1), чтобы пользователь мог просмотреть их, пока обрабатываются другие варианты.

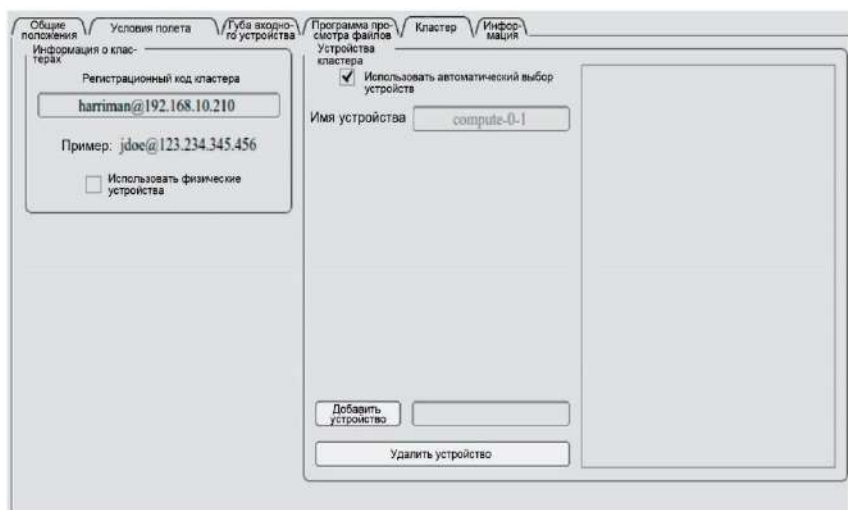


Рисунок 36 — Информация о кластерах

3.2.1.2 Проектирование изолятора/инжектора/каверны/камеры сгорания

Проточная часть двигателя включает в себя секции изолятора, инжектора, каверны (скачкообразного расширения канала проточной части) и камеры сгорания, как показано на рисунке 37.



Рисунок 37 — Типовая схема средней части ГПВРД

Эти секции в качестве компонент двигателя управляются параметрами, расположенными на вкладке Geometry (Геометрия) и показаны на рисунке 38. Изолятор определяется двумя (2) безразмерными величинами, приведенными ниже:

- соотношением площадей изолятора (отношением выходной площади к входной);
- отношением длины изолятора к входному диаметру.

Помимо соотношения площадей, входное устройство может также определяться отношением диаметров. Эта опция доступна в выпадающем меню выбора типа перехода. Входной диаметр изолятора зависит от выходного диаметра входного устройства и обновляется автоматически. Секция инжектора определяется аналогично секции изолятора, а ее входной диаметр регулируется выходным диаметром изолятора.

The screenshot shows the 'Geometry' tab with the following sections:

- Parameters of the isolator section:** Includes checkboxes for 'Include isolator' and 'Include injector'. It has dropdowns for 'Transition type' (Linear area, Linear diameter) and input fields for 'Number of non-uniform rational bi-spline points on the isolator axis' (8), 'Ratio of areas' (1.2), and 'Length of the isolator (L/D_{ci})' (8.9).
- Parameters of the cavity:** Includes a checkbox for 'Include cavity'. It has dropdowns for 'Transition type' (Linear-Diameter) and input fields for 'Number of non-uniform rational bi-spline points on the cavity axis' (3), 'Ratio of areas' (1.5733), 'Cavity elongation (L/D_{ci})' (1.2263), 'Cavity height (inches)' (0.77883), and 'Backward cavity surface angle (degrees)' (35).
- Parameters of the first combustion chamber section:** Includes a checkbox for 'Include combustion chamber 1'. It has dropdowns for 'Transition type' (Linear-Area) and input fields for 'Number of non-uniform rational bi-spline points on the combustion chamber 1 axis' (3), 'Ratio of areas' (3.0), and 'Length of combustion chamber 1 (L/D_{ci})' (4.4).
- Parameters of the second combustion chamber section:** Includes a checkbox for 'Include combustion chamber 2'. It has dropdowns for 'Transition type' (Linear-Diameter) and input fields for 'Number of non-uniform rational bi-spline points on the combustion chamber 2 axis' (6), 'Ratio of areas' (2.9893), and 'Length of combustion chamber 2 (L/D_{ci})' (1.1014).
- Engine Performance Parameters:** A bottom section with input fields for forces (X: -47.53, Y: 0.00, Z: 0.00) and moments (X: 0.00, Y: 0.00, Z: 0.00) in foot-pounds, and flow area (11.38) and ratio (3.00) in square inches.

Рисунок 38 — Выбор параметров компонентов срединной части ГПВРД

Секция каверны определяется следующими четырьмя (4) величинами:

- отношением площадей выходного и входного сечений каверны;
- удлинением каверны (отношением длины к входному диаметру);
- высотой (расширением) каверны (дюймы);
- углом наклона задней поверхности каверны (град.).

По аналогии с изолятором и инжектором определение геометрии каверны возможно через отношение диаметров вместо отношения площадей. Инструмент проектирования Eso поддерживает использование до двух секций камер сгорания, которые активируются посредством соответствующих кнопок-флажков программного интерфейса. Эти секции определяются аналогично изолятору, однако имеют два дополнительных управляющих параметра: относительное удлинение и гиперэллиптические экспоненты. Параметр относительного удлинения управляет относительным удлинением двигателя от выхода изолятора до входа в выходное устройство в плоскости у-z. Это позволяет создавать проточную часть эллипсоидной формы. Кроме того, параметр гиперэллиптических экспонент обеспечивает дальнейшее управление эллипсоидной формой.

3.2.1.2.1 Анализ

В процессе анализа двигателя рабочие характеристики камеры сгорания моделируются с помощью инструмента анализа технических характеристик ПВРД. Анализ технических характеристик ПВРД используется при анализе ГПВРД, а затем при анализе аэродинамики и траектории ГЗЛА. Данные о входном устройстве могут вводиться как с эмпирических кривых, так и из таблицы входных данных. Ранее была проведена работа по подбору кривых на основе экспериментальных данных и вычислительной гидрогазодинамики с целью получения точных уравнений для эффективного захвата и сжатия поворачивающимися внутрь входными устройствами. Эти уравнения введены в программу, однако имеют ограничения вследствие своей расчетной и экспериментальной природы.

3.2.1.3 Выходное устройство

3.2.1.3.1 Проектирование

Новые возможности инструмента проектирования Eso позволяют получить огромный набор различных форм и размеров при проектировании выходных устройств, как показано на рисунке 39. Инструмент проектирования Eso имеет возможность получать округлые, эллиптические или прямоугольные выходные

профили с параметрическим скашиванием кромок выходных устройств. Кроме того, Есо позволяет сместить центральную часть выходного устройства. Хотя возможность скашивания кромок выходного устройства имеется, все-таки большая часть доводки этого инструмента проектирования была выполнена на выходных устройствах с плоским выходом. Опция проектирования выходного устройства со скосом кромок в графическом интерфейсе пользователя инструмента проектирования Есо в настоящее время отключена вследствие взаимодействия с построением усовершенствованного неравномерного рационального би-сплайна фюзеляжа. Эти функциональные возможности будут восстановлены позднее.

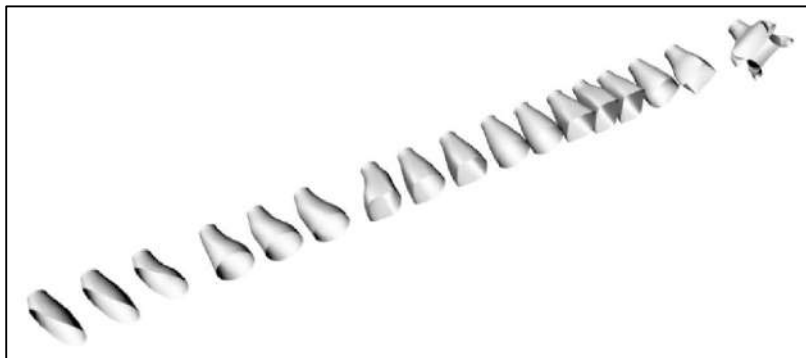


Рисунок 39 — Набор возможных конфигураций выходных устройств, спроектированных с помощью инструмента проектирования Есо на основе неравномерных рациональных би-сплайнов

Геометрия и конструкция выходного устройства задается в меню Nozzle, (Components → Nozzle) на вкладке Geometry, как показано на рисунке 40. Спроектированные ранее выходные устройства могут быть загружены в инструмент проектирования Есо с помощью файла исходной геометрии. Чтобы построить геометрию с помощью инструмента Есо, выберите Generate geometry в меню исходной геометрии выходного устройства. Входными данными являются различные управляющие параметры, например, количество точек по оси, отношение площади выходного сечения к площади захвата выходного устройства, степень расширения и относительная длина. Для проектирования сложных форм выходного устройства могут использоваться независимые квадранты. Есо позволяет использовать до 4-х квадрантов, заданных сверху, снизу, справа и слева соответственно.

Геометрия Оптимизация Анализ

Исходная геометрия выходного устройства

Точки выходного устройства
 Точки на оси выходного устройства: 20

Геометрия выходного устройства
 Отношение площади выходного сечения к площади захвата выходного устройства: 1.75
 Степень расширения: 3.79167
 Относительная длина выходного устройства (L/D_{CE}): 3

Геометрия выходной части выходного устройства
 Относительное удлинение: 1
 Вертикальное смещение (d/R_{CE}): 0.5
 Горизонтальное смещение (d/R_{CE}): 0
 Боковое смещение квадранта: 0
 Верхнее/нижнее смещение квадранта: 0

Независимые квадранты выходного устройства
☐ Один ☐ Два ☒ Три ☐ Четыре

Геометрические параметры выходного устройства

	Сверху	Снизу	Справа	Слева
<input checked="" type="checkbox"/> Начальный угол расширения (град.)	5	5	5	5
Радиусы кривизны (r/R_{CE})	0.25	1.75	0.5	2.5
Углы расширения (град.)	9.25	8.5	1.5	3
Углы усечения (град.)	9.25	6.75	0.35	0.5

Гиперэллиптические параметры выходного устройства

	Сверху справа	Сверху слева	Снизу справа	Снизу слева
Экспоненты на входе	2	2	2	2
Экспоненты в средней точке	2	2	2	2
Экспоненты на выходе	2	2	2	2

Скашивание кромок выходного устройства
☐ Выходное устройство со скосом кромок
 Расположение по оси (дюймы): 135
 Угол скоса кромки (град.): 20
 Расположение по вертикали (дюймы): -5

Файл с геометрией выходного устройства

Рабочие параметры выходного устройства

Сила по оси X (фунт-сила)	Момент по оси X (фунт-фунт-сила)	Площадь вытекающего потока (дюйм ²)
Сила по оси Y (фунт-сила)	Момент по оси Y (фунт-фунт-сила)	Площадь вытекающего потока (дюйм ²)
Сила по оси Z (фунт-сила)	Момент по оси Z (фунт-фунт-сила)	Соотношение площадей

Рисунок 40 — Геометрия выходного устройства

Геометрия выходной части задается исходными данными на панели Nozzle Exit Geometry, например, с помощью относительного удлинения и смещений, определенных на рисунке 41 (а). Радиусы кривизны и углы расширения определяются для каждого независимого квадранта на панели Nozzle Geometric Parameters. Определения этих радиусов и углов приведены на рисунке 41 (б). Гиперэллиптические параметры выходного устройства также используются в каждом квадранте для сглаживания и деформации формы выходного устройства согласно заданным управляющим параметрам.

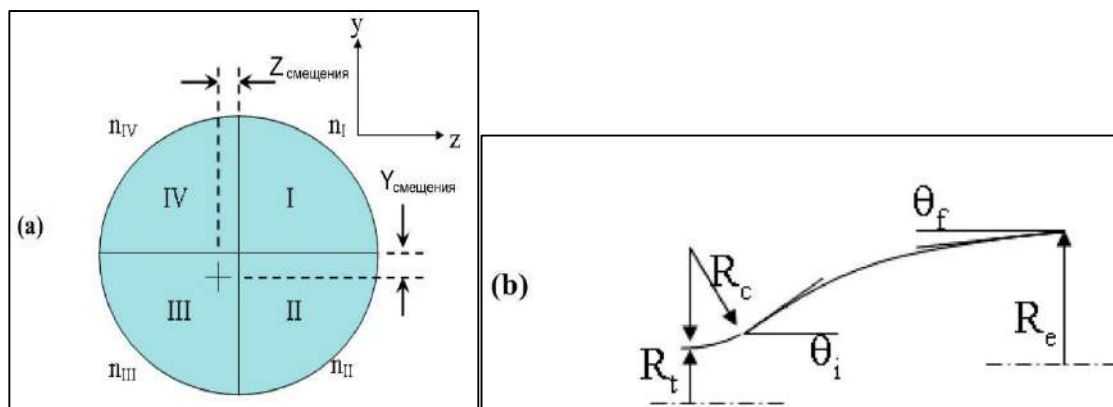


Рисунок 41 — (а) - величины смещения сечений выходного устройства, (б) - переменные боковой геометрии выходного устройства

В процессе построения расчетной сетки, описывающей геометрию выходного устройства, рассчитываются координаты контрольных точек сетки, как показано на рисунке 42.

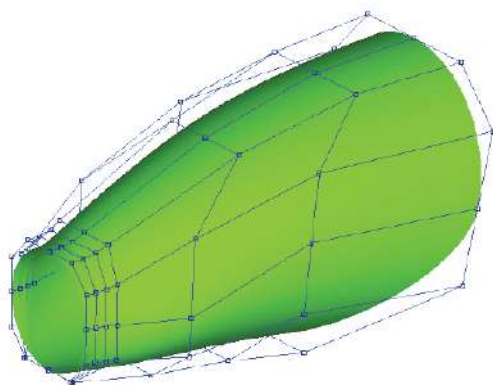


Рисунок 42 — Контрольные точки квадрантов расчетной сетки выходного устройства

Из них создаются поверхности неравномерных рациональных би-сплайнов, а между ними формируется гладкая непрерывная поверхность. Этот метод обеспечивает автоматическое моделирование геометрии выходных устройств. Современная методология для промежуточных контрольных точек имеет перспективу для расширения и развития. В настоящее время радиусы критического сечения вычерчиваются перпендикулярно к местным кривым линиям квадранта. Расширения обрабатываются как угловое распределение на основе определенной плоскости скоса кромки. Скашивание кромок выходного устройства регулируется определением плоскости скашивания кромок, которая задается осевым и вертикальным расположением с определенным относительным углом. На рисунке 43 показано перекрытие плоскости скоса кромки, а также отображенные контрольные точки, лежащие на этой плоскости. Этот шаг объединяет формирование выходного устройства и скашивание его кромок в противоположность обрезанию выходного устройства после его построения, что приводит к дальнейшей параметризации проектирования.

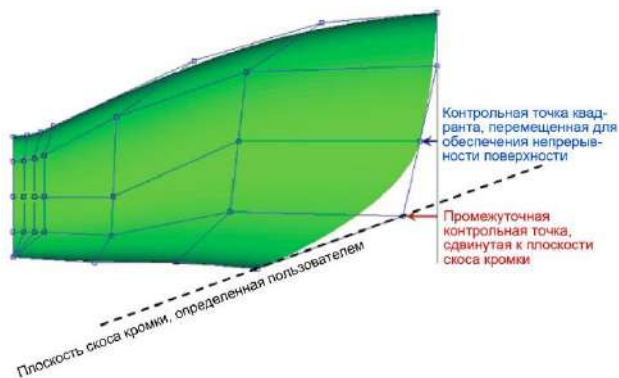


Рисунок 43 — Методология построения выходного устройства со скосом кромок

3.2.1.3.2 Оптимизация

Геометрия выходного устройства может оптимизироваться по тяге или подъемной силе посредством набора подпрограмм DAKOTA, поддерживаемых системно инструментом проектирования Eso. На вкладке Optimization для компонентов выходного устройства (рисунок 44) расчетные параметры дают верхнюю и нижнюю границу. Если установлен начальный объем совокупности, можно приступить к оптимизации. Необходимо позаботиться об установке достаточно большой начальной совокупности для ряда изменяющихся параметров и пространства проектных решений, которые эти параметры охватывают, иначе результаты могут быть не оптимальными или будут плохо сходиться. Требуемый начальный объем совокупности зависит от числа изменяющихся параметров, а также от размера диапазонов их изменения. Совокупность должна быть достаточно большой для создания разреженной сетки с определенными местными минимумами или максимумами в пространстве проектных решений. Совокупность наилучшим образом определяется методом проб и ошибок.

The screenshot displays the 'Optimization' tab of a software interface, divided into several sections for parameter configuration:

- Параметры оптимизации (Optimization Parameters):** Includes radio buttons for 'Тяга' (Thrust) and 'Подъемная сила' (Lift), a 'Начальный объем совокупности' (Initial population) set to 50, and input fields for 'Длина (L/D_{ср})', 'Относительное удлинение выходного отверстия', 'Вертикальное смещение (d/R_{ср})', and 'Боковое смещение квадранта'.
- Радиусы кривизны (Radii of curvature):** A table with checkboxes and input fields for 'Сверху', 'Снизу', 'Справа', and 'Слева'.
- Углы расширения (град.) (Expansion angles):** A table with checkboxes and input fields for 'Сверху', 'Снизу', 'Справа', and 'Слева'.
- Углы усечения (град.) (Truncation angles):** A table with checkboxes and input fields for 'Сверху', 'Снизу', 'Справа', and 'Слева'.
- Экспоненты в средней точке (Exponents at the midpoint):** A table with checkboxes and input fields for 'Сверху справа', 'Сверху слева', 'Снизу справа', and 'Снизу слева'.
- Экспоненты на выходе (Exponents at the exit):** A table with checkboxes and input fields for 'Сверху справа', 'Сверху слева', 'Снизу справа', and 'Снизу слева'.
- Скашивание кромок (Beveling):** Includes checkboxes and input fields for 'Угол (град.)', 'По направлению оси (дюймы)', and 'По вертикали (дюймы)'.
- Рабочие параметры выходного устройства (Working parameters of the exit device):** A section at the bottom with input fields for force and moment components (X, Y, Z) and flow area/pressure ratios.

Рисунок 44 — Оптимизация выходного устройства

3.2.1.3.3 Анализ

Ранее, чтобы передать информацию о выходном устройстве для анализа в инструмент 3DMOC, выходное устройство формировалось в 3DMOC. Этот метод вызывал затруднения анализа (программный код часто имел тенденцию к сбою), а также делал невозможным внесение изменений вне существующего топологического набора линий тока выходного устройства. Теперь линии тока формируются непосредственно инструментом проектирования Есо и вводятся в инструмент 3DMOC. Для этого выходные устройства со скосом кромок расширяются до выходного устройства с плоским выходом, а затем срезы вдоль осевого направления выходного устройства передаются для анализа. Расширение поверхности представлено на рисунке 45.

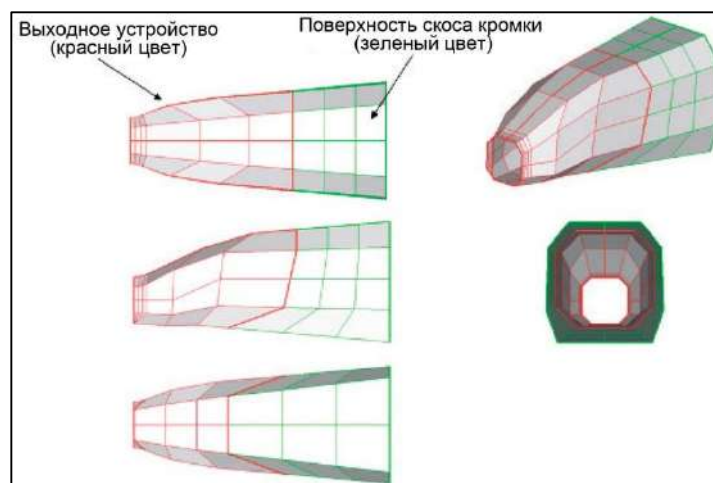


Рисунок 45 — Перекрытие поверхностей выходного устройства и многогранника скоса кромки

Выходное устройство перекладывается на расширенную поверхность, (рисунок 46) и пересечение этих поверхностей используется для определения границы между реальным и воображаемым выходным устройством. С этой целью переменная IBLANK, добавленная к выходным файлам синей поверхности выходного устройства, задается значением $IBLANK = 0,0$, а контактная поверхность зеленого потока задается значением $IBLANK = 1,1$, (рисунок 47). Эта информация используется для определения нагрузок, действующих на реальную поверхность выходного устройства.

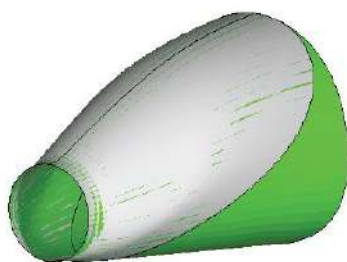


Рисунок 46 — Перекрытие поверхностей выходного устройства и скоса кромки

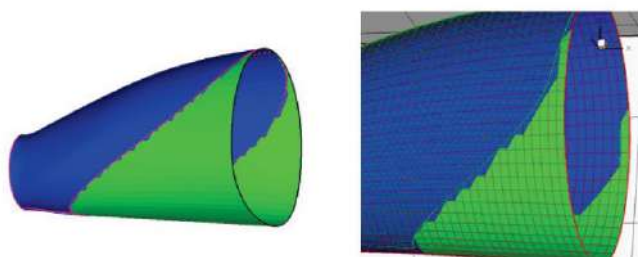


Рисунок 47 — Методика с переменной IBLANK для инструмента 3DMOC

Исследователи обращают внимание на то, что геометрия выходного устройства программой вычисляется в зависимости от параметров потока на входе из него, при наличии таковых. Если же на момент проведения расчетов они не известны, то условия на входе могут вводиться напрямую, как показано на рисунке 48. Для анализа требуются следующие параметры:

- число Маха входящего потока;
- полное давление;
- суммарная энтальпия;
- отношение удельных теплоемкостей;
- газовая постоянная.

Геометрия Оптимизация Анализ

Анализ выходного устройства

Трёхмерный метод характеристик

☐ Использовать параметры на выходе из двигателя

Условия входящего в выходное устройство потока для метода анализа 3DMOC

Число Маха	2.5824
Полное давление (фунт/дюйм ² , абсолютное)	72.434
Суммарная энтальпия (БТЕ/фунт _m)	1537.5
Отношение удельных теплоемкостей	1.281
Газовая постоянная (фунт-фунт-сила/фунт-масса-°R)	53.189
Точки на окружности	121

Рисунок 48 — Расчет выходного устройства

3.2.2 Фюзеляж

Поверхность фюзеляжа ГЗЛА состоит из поверхностей входного устройства, основной (центральной) и донной частей. Площадь поверхности аппарата зависит от его длины и масштабируется относительно необходимой и достаточной площади захвата воздуха ГЗВУ КСУ. Для построения поверхности фюзеляжа используются в необходимом количестве продольные стрингеры. Они представляют собой кривые линии неравномерного рационального би-сплайна третьего порядка, состоящие в свою очередь из сегментов Безье. Последние определяют внешние обводы корпуса аппарата.

3.2.2.1 Проектирование

3.2.2.1.1 Корпус фюзеляжа

Поверхность основания фюзеляжа создается исходя из определения выходного устройства и толщины, которые можно найти в окне компонентов фюзеляжа и крыла (рисунок 49). Эта поверхность плоская, с внутренней кромкой, определенной самой задней кромкой выходного устройства, и внешней кромкой, определенной смещением суперэллиптического выходного сечения выходного устройства за счет параметров толщины основания. Два примера конфигураций выходного устройства и основания показаны на рисунке 50. В этих примерах основанием является черная поверхность, а выходным устройством — голубая поверхность.

The screenshot shows a software interface for fuselage design with several tabs: Фюзеляж, Входное устройство, Двойное входное устройство, Стрингер, Обтекатель, Крыло, Хвостовая часть, and Анализ. The 'Фюзеляж' tab is active.

Тип внешнего обвода корпуса: ☒ Фюзеляж ☐ Обтекатель

Тип поверхности фюзеляжа:
Передняя поверхность: Поверхность Безье
Задняя поверхность: Поверхность Безье

Количество точек:
Передняя часть фюзеляжа: 0
Задняя часть фюзеляжа: 0

Верхняя поверхность фюзеляжа:

Параметр	1	2	3	4	5
Угол передней кромки (град.)	2	2	2	2	2
Угол задней кромки (град.)	5	5	5	5	5
Максимальная толщина (%)	1	1	1	5	5
Расположение максимальной толщины	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5

Нижняя поверхность фюзеляжа:

Параметр	1	2	3	4	5
Угол передней кромки (град.)	5	5	5	5	5
Угол задней кромки (град.)	5	5	5	5	5
Максимальная толщина (%)	1	1	1	5	5
Расположение максимальной толщины	0.8	0.8	0.8	0.8	0.8

Поверхность основания фюзеляжа:

Параметр	1	2	3	4	5
Толщина основания (дюймы)	1	1	1	1	1

Рисунок 49 — Параметры расчета фюзеляжа



Рисунок 50 — Варианты выходных устройств

В случае конфигурации с двумя гиперзвуковыми двигателями формирование корпуса фюзеляжа становится более сложным. Начальные действия по заданию исходных данных аналогичны случаю ГЗЛА с одним двигателем. Однако для объединения двух половинок аппарата гладким и непрерывным образом требуются дополнительные параметры. Они задаются в качестве параметров задней части фюзеляжа аппарата со сдвоенным входным устройством (рисунок 51). Данные параметры включают в себя:

- радиус верхней части основания;
- расщепление верхней части основания;
- расщепление нижней части основания;
- смещение нижней части основания;
- ширина нижней части основания;
- параметр сопряжения двух входных устройств.

Параметры фюзеляжа с двойным входным устройством		Параметры задней части с двойным входным устройством	
Кривая линия 5-го типа		Радиус верхней части основания	1.5
Общий угол стреловидности (град.)	45	Расщепление верхней части основания	0.05
Угол стреловидности осевой линии (град.)	45	Смещение стрингера 3 по оси Z	3
Внешний угол стреловидности (град.)	40	Расщепление нижней части основания	0.8
Точки радиуса сопряжения фюзеляжа с входным устройством	6	Смещение нижней части основания	0.75
Точки кривой линии фюзеляжа	10	Ширина нижней части основания	0.6
		Параметр сопряжения двух входных устройств	12
		Угол задней части (град.)	13.5
		Длина задней части	0.099
		Ширина задней части	0.5
		Высота задней части	0.03

Рисунок 51 — Вкладка Twin Inlet (Сдвоенное входное устройство)

Для проектирования задней части ГЗЛА и обеспечения дополнительного контроля над фюзеляжем используются другие параметры, как объясняется в пункте 3.2.2.1.4. Обращаясь к рисунку 52, легче понять каждый параметр основания. Радиус верхней части основания управляет радиусом дуги, которая проходит от точки расщепления верхней части основания (определяемой в параметрическом пространстве из 0-1). Эта дуга формируется как касательная к начальной кривой линии контура основания, а также к горизонтальной линии на средней плоскости. Поэтому горизонтальная линия полностью определяется этими двумя параметрами. В нижней части ГЗЛА горизонтальная линия от средней плоскости примыкает к начальной кривой линии основания с помощью кривой линии неравномерного рационального би-сплайна 3-го порядка. Конечные точки этой кривой линии определяются параметрами ширины и расщепления нижней части основания. Кривая линия неравномерного рационального би-сплайна является касательной к первоначальной кривой линии основания и к горизонтальной линии. Параметр смещения нижней части основания управляет вертикальным смещением горизонтальной линии от точки расщепления нижней части основания.

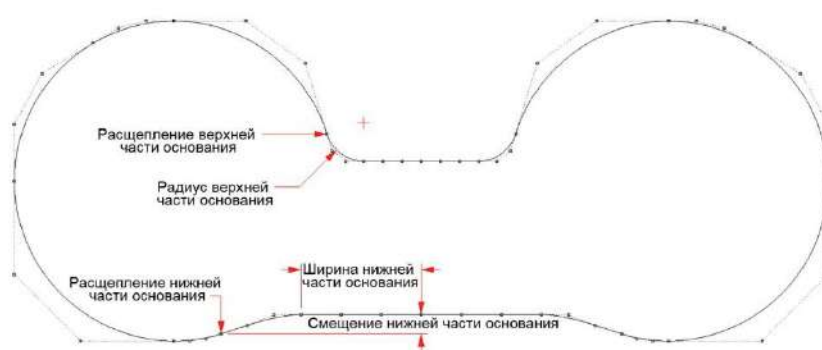


Рисунок 52 — Определение двойного основания

3.2.2.1.2 Внешний контур входного устройства КСУ

Внешний контур входного устройства КСУ ГЗЛА рассматривается разработчиками как внешний контур передней части фюзеляжа, поэтому определение его формы имеет большое влияние на конечную форму компоновки аппарата. Этот контур практически воплощает в себе переход передней кромки

входного устройства КСУ в оставшуюся часть фюзеляжа, а его поперечное сечение определяется четырьмя величинами:

- угол передней кромки обтекателя — это угол соединения обтекателя с передней кромкой входного устройства;
- угол задней кромки обтекателя — это угол соединения обтекателя с фюзеляжем;
- общий угол обтекателя — это угол между линией, соединяющей точки передней и задней кромок обтекателя, и осью X;
- длина обтекателя — это длина обтекателя в дюймах.

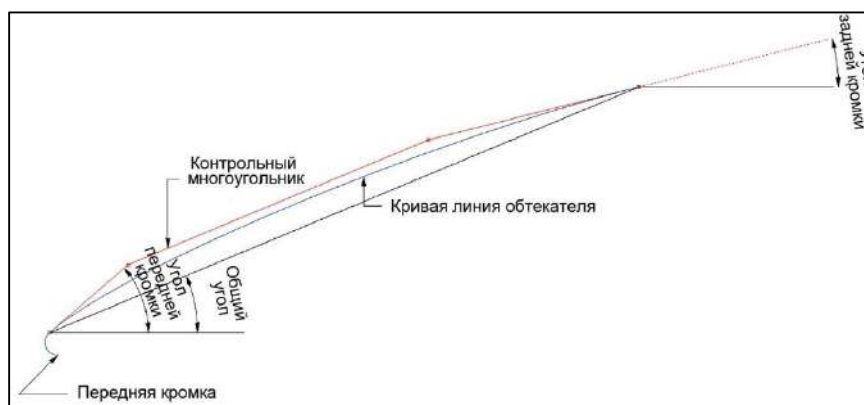


Рисунок 53 — Формирование параметров обтекателя

Эти четыре параметра описываются максимум для шести положений, начиная с вершины ЛА и прослеживая их вокруг боковой части по направлению к нижней части ЛА. Параметр расположения промежуточных линий управляет положением этих поперечных сечений обтекателя в безразмерном пространстве параметров и располагается на вкладке Cowl (Обтекатель) под обозначением вкладок компонентов фюзеляжа и крыла, как показано на рисунке 54.



Рисунок 54 — Опции расчета обтекателя

Имеются три величины расположения промежуточных линий, которые соответствуют положениям вдоль передней кромки. Это легко понять с помощью рисунка 55. Первая величина описывает положение в пространстве параметров, которое пересекает кривую передней кромки, и может иметь значение от нуля до единицы. Вторая величина имеет тот же допустимый диапазон, как и первая, однако пространство параметров теперь описывает только кривую передней кромки от места расположения первой промежуточной линии до конца этой кривой. Аналогично пространство параметров третьей величины повторно устанавливается для включения только секции от второй величины до конца. Поэтому если все значения равны 0,5, то можно ожидать, что первая точка будет располагаться приблизительно на полпути вниз по передней кромке, вторая точка будет приблизительно на расстоянии 75% пути вниз по передней кромке, а третья на расстоянии 87,5% пути вниз по передней кромке. Следует обратить внимание на то, что параметрическое пространство, которое определяет переднюю кромку, не соответствует напрямую длине дуги, поэтому нельзя ожидать, что значение 0,5 для первой величины точно опишет половину длины дуги, следовательно, это значение зависит от геометрии.

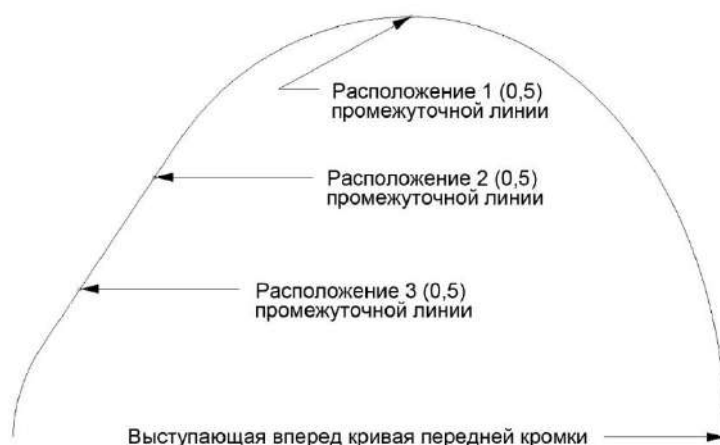


Рисунок 55 — Расположения промежуточных линий обтекателя

3.2.2.1.3 Стрингеры фюзеляжа и их площадь

Как упоминалось выше, поверхность фюзеляжа ГЗЛА формируется при помощи трехмерных кривых линий неравномерного рационального би-сплайна, называемых стрингерами. Они интегрируют поверхности передней, центральной и донной частей фюзеляжа в единое целое, как показано на рисунке 56. Каждый стрингер определяется при помощи следующих трех величин:

- расположение максимальной толщины — отношение к абсолютной величине вектора от начальной до конечной точки стрингера;
- значение максимальной толщины — процентное отношение к абсолютной величине вектора от начальной до конечной точки стрингера;
- концевой угол — применяется при условии поворота касательного к кромке поверхности основания вектора, начиная с конечной до начальной точки стрингера.

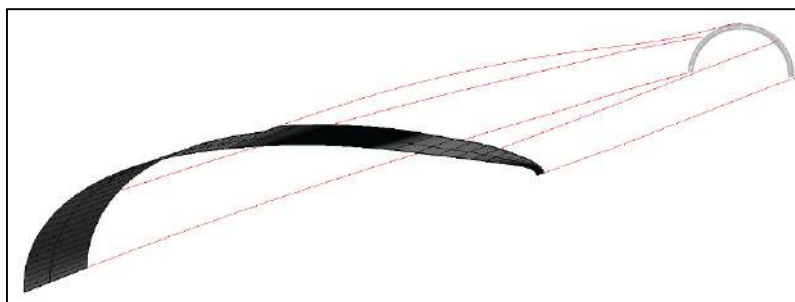


Рисунок 56 — Набор стрингеров фюзеляжа

Рассматривая рисунок 57, можно легко понять эти параметры. Все параметры основаны на векторе между двумя местами соединения каждого стрингера: одно на обтекателе, а другое на основании. Каждый стрингер состоит из двух кубических сегментов Безье, соединенных в месте максимальной толщины. Место максимальной толщины определяется в пространстве декартовых координат посредством добавления вектора. Первый вектор является коллинеарным с линией, проходящей из точки соединения обтекателя до точки соединения основания, и имеет абсолютную величину, равную параметру места максимальной толщины, умноженному на абсолютную величину вектора между обтекателем и основанием.

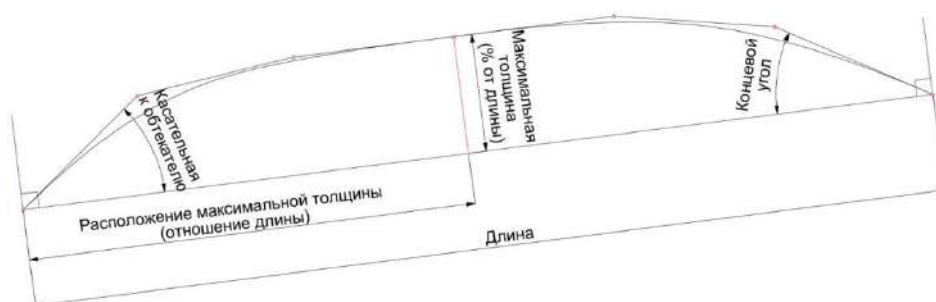


Рисунок 57 — Определение параметров стрингера

Второй вектор, используемый для определения места максимальной толщины, находится интерполяцией между вектором, перпендикулярным к поверхности в точке соединения с обтекателем, и векторным произведением вектора между обтекателем и основанием и касательного вектора к внешней кривой линии основания. Эта стандартная информация позднее используется для создания поверхности неравномерного рационального би-сплайна. Координаты точки с максимальной толщиной могут быть получены по результирующему вектору. От места с максимальной толщиной строятся остальные контрольные точки. В головной части ЛА контрольная точка устанавливается так, чтобы могло поддерживаться касание с обтекателем. В задней части ЛА контрольная точка устанавливается на соответствующем угле, указанном пользователем. Следует обратить внимание, что углы задней кромки обтекателя устанавливаются на вкладке Cowl (Обтекатель) между вкладками компонент фюзеляжа и крыла, как показано на рисунке 54. Концевые углы для стрингеров устанавливаются на вкладке Stringer (Стрингер), как показано на рисунке 58.

Рисунок 58 — Опции для расчета параметров стрингера фюзеляжа

После определения геометрии стрингеров инструмент проектирования Eso приступает к созданию поверхности между ними. Способ построения этой поверхности управляется опцией веса и смещения точек стрингера на вкладке Stringer (Стрингер) в окне компонентов фюзеляжа и крыла. Веса точек и

смещения Безье изменяют контрольные точки между каждой парой стрингеров. Таким образом, смещения один (1) и два (2) будут управлять точками между стрингерами один (1) и два (2); смещения три (3) и четыре (4) будут управлять точками между стрингерами два (2) и три (3) и так далее. Параметры смещения Безье управляют интервалом контрольных точек со значением $1/3$, соответствующим простому кубическому сегменту кривой Безье. Аналогично веса этих точек модифицируют веса контрольных точек, определяющих управляющую сеть поверхности. Эти параметры эффективно управляют формой поперечного сечения фюзеляжа или «ребрами жесткости». Большее значение смещения Безье будет приводить к более округлой форме, а меньшее значение будет заставлять поверхность расходиться от стрингеров быстрее, приводя к возникновению более плоских областей на поверхности между стрингерами. Для более глубокого и детального объяснения влияния этих параметров на поверхность следует обратиться к статье авторов Пиегл и Тиллер (Piegl and Tiller).

Рисунок 59 — Параметры сопряжения входного устройства и фюзеляжа

3.2.2.1.4 Задняя часть фюзеляжа ГЗЛА (только для компоновок с двумя ГПВРД)

С точки зрения уменьшения лобового сопротивления фюзеляжа ГЗЛА внешние обводы поверхности его задней части должны минимизировать площадь донной части его корпуса особенно в области между выходными устройствами ГПВРД. Задняя часть фюзеляжа аппарата формируется верхней, нижней, кормовой и двумя боковыми поверхностями. Их тип определяется с помощью соответствующих компонентов, которые можно найти на вкладке Twin Inlet (Сдвоенное входное устройство) (Components → Fuselage and Wings → Twin Inlet). Данные опции показаны на рисунке 51, а именно:

- угол задней части;
- длина задней части;
- ширина задней части;
- высота задней части.

Эти параметры легче понять, рассматривая рисунок 60. Угол задней части — это угол, формируемый горизонтальной линией и линией, соединяющей вершину основания по центру ЛА и вершину области среза задней части по центру ЛА. Таким образом, область среза задней части может смещаться вверх и вниз. Параметр длины задней части управляет расстоянием от плоскости основания до конца задней части и является отношением к полной длине ЛА. Параметр ширины задней части управляет шириной среза задней части от осевой линии до внешней кромки, а высота задней части управляет толщиной области среза задней части.

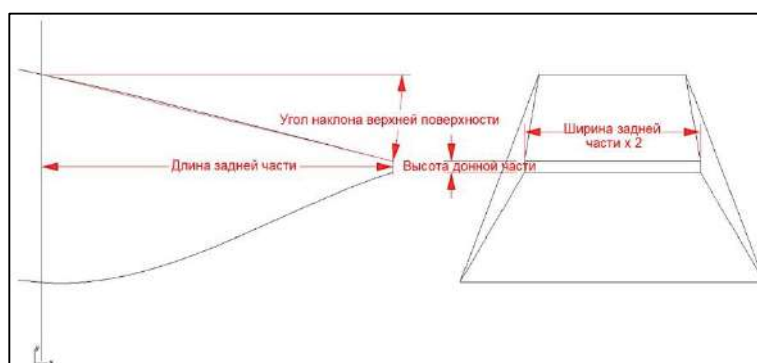


Рисунок 60 — Параметры поверхности задней части фюзеляжа ГЗЛА

3.2.2.2 Анализ

Вкладка Analysis (Анализ) (рисунок 61) содержит перечень опций, требуемых для выполнения высокоскоростного аэродинамического анализа выбранной геометрии ЛА. В настоящее время единственным инструментом высокоскоростного аэродинамического анализа для построения внешнего обвода корпуса, который поддерживается инструментом проектирования Eсо, является программа сверхзвукового и гиперзвукового произвольного тела (Supersonic-Hypersonic Arbitrary Body Program - S/HABP). На данный момент, чтобы соответствовать общим условиям крейсерского полета, в опции программы анализа S/HABP введен произвольный нижний предел скорости $M = 4$. Если число M меньше 4, аэродинамика внешнего обвода корпуса будет рассчитываться секцией многоступенчатого анализа инструмента проектирования Eсо.

The screenshot shows the 'Анализ' (Analysis) tab of the S/HABP software interface. It contains several sections for configuring the fuselage geometry and analysis parameters.

Тип внешнего обвода корпуса (Type of external body contour):
☒ Фюзеляж (Fuselage) ☐ Обтекатель (Fairing)

Тип поверхности фюзеляжа (Type of fuselage surface):
Передняя поверхность (Front surface): Поверхность (Surface)
Задняя поверхность (Rear surface): Поверхность (Surface)

Количество точек (Number of points):
Передняя часть фюзеляжа (Front part of fuselage): 0
Задняя часть фюзеляжа (Rear part of fuselage): 0

Верхняя поверхность фюзеляжа (Upper surface of fuselage):
Угол передней кромки (град.) (Front edge angle (deg)): 2, 2, 2, 2, 2
Угол задней кромки (град.) (Rear edge angle (deg)): 5, 5, 5, 5, 5
Максимальная толщина (%) (Maximum thickness (%)): 1, 1, 1, 5, 5
Расположение максимальной толщины (Location of maximum thickness): 0.5, 0.5, 0.5, 0.5, 0.5

Нижняя поверхность фюзеляжа (Lower surface of fuselage):
Угол передней кромки (град.) (Front edge angle (deg)): 5, 5, 5, 5, 5
Угол задней кромки (град.) (Rear edge angle (deg)): 5, 5, 5, 5, 5
Максимальная толщина (%) (Maximum thickness (%)): 1, 1, 1, 5, 5
Расположение максимальной толщины (Location of maximum thickness): 0.8, 0.8, 0.8, 0.8, 0.8

Поверхность основания фюзеляжа (Base surface of fuselage):
Толщина основания (дюймы) (Base thickness (inches)): 1, 1, 1, 1, 1

Рисунок 61 — Опции анализа фюзеляжа

Чтобы запустить программу анализа S/HABP, пользователь должен задать геометрию корпуса и условия полета, а также опции управления решающей программы, включая методы расчета невязкого и вязкого течения для каждого компонента ЛА. Кроме того, пользователь может указать переключатель предела чисел M , позволяющий задавать различные методы расчета для случая «высоких» и «низких» чисел Маха.

3.2.2.2.1 Перечень групп компонентов

В данном исследовании геометрия общей компоновки ГЗЛА задавалась геометрией шести его основных компонентов:

- передняя часть фюзеляжа;
- хвостовая часть фюзеляжа;
- крыло;
- поверхности основания;
- хвостовая часть;
- закрылки.

Каждая поверхность, формируемая секцией построения расчетных сеток инструмента проектирования Есо, во время своего создания назначается определенной группе компонентов. Список всех групп компонентов, всех поверхностей, а также групп компонентов, к которым эти поверхности принадлежат, можно найти в ключевом файле проектирования, который создается во время работы инструмента проектирования Есо.

Ниспадающее окно групп компонентов может заполняться из входного файла инструмента проектирования Есо при загрузке конфигурации. Прежде чем записывать требуемые входные файлы для программы анализа S/HABP, программа проектирования Есо сравнит группы компонентов из входного файла с теми, которые содержатся в действующем ключевом файле проектирования. Если обнаружится несоответствие, программа проектирования Есо запросит пользователя, хочет ли он использовать величины по умолчанию для каких-либо отсутствующих компонентов или он хочет указать их самостоятельно (рисунок 62).

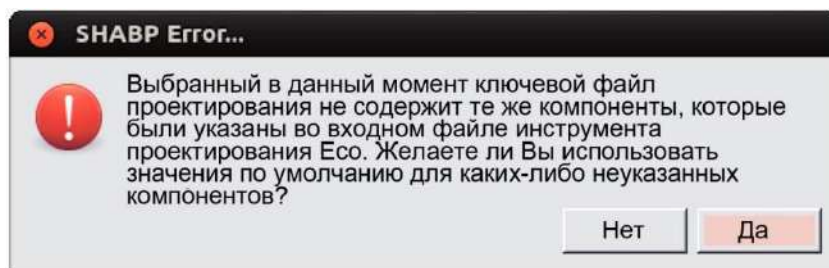


Рисунок 62 — Значения по умолчанию для программы анализа S/HABP

Если выбрана опция со значениями по умолчанию, для всех групп компонентов, отличных от основания двигателя, будут выбираться следующие значения:

- метод невязкого скоростного напора: 5 — касательный конус;

- метод невязкого ослабленного давления: 3 — разложение в ряд Прандтля - Майера из набегающего потока;
- значение коррекции динамического давления: false (ложный);
- метод взаимодействия вязкого и невязкого потока: 0 — тангенциальный клин;
- метод, связанный с температурой стенки и поверхностным трением: 0 — исходная температура/метод Сполдинга и Чи (Spalding и Chi);
- для центральной части ГПВРД назначаются величины выше ожидаемых, которые перечислены ниже;
- метод невязкого ослабленного давления: 6 — давление на основании при высоких числах Маха.

Если выбирается опция задания спецификации пользователем, он будет перенаправлен на вкладку Fuselage Analysis (Анализ фюзеляжа); ниспадающее окно компонентов будет заполняться с помощью действующего ключевого файла проектирования, и все согласующиеся компоненты будут сохранять свои спецификации методов, которые сохранены во входном файле инструмента проектирования Eso.

3.2.2.2.2 Опции общего анализа

Существует несколько опций, которые не меняются вместе с опциями групп компонентов и скорости, выбранными в данный момент. Таким образом, их требуется вводить только один раз. Эти опции включают в себя значение переключателя числа Маха для высокой/низкой скорости, а также предел отклонения закрылков. Как указывалось выше, переключатель числа Маха позволяет выбирать различные расчетные методы для случаев, когда число Маха ниже и выше выбранного предела. Если предел чисел Маха не предусматривается, тогда для всех случаев будут использоваться методы расчета для низких скоростей. Максимальное и минимальное отклонения закрылков трактуются как положительный и отрицательный пределы отклонения закрылков соответственно. Аэродинамический анализ для закрылка проводится как для максимального и минимального его отклонения, так и при отсутствии отклонения закрылка. Если предел отклонения закрылка не указан, этот закрылок считается неподвижным. Значения обеих этих опций будут сохраняться в памяти после их ввода. Тем не менее, чтобы эти значения правильно сохранялись в данной конфигурации для использования в будущих расчетах, пользователь должен щелкнуть мышкой Save (File → Save) или Save As (File → Save As) в главном меню.

3.2.2.2.3 Опции анализа, соответствующие компоновке ГЗЛА и его скорости

Для анализа характеристик тех или иных элементов компоновки ГЗЛА требуется использовать соответствующую комбинацию опций интерфейса, позволяющую задействовать в расчетах необходимый метод оценок. Наиболее общий их перечень представлен ниже:

- метод определения значений давления в невязком потоке для:
 - ударной поверхности;
 - теневой поверхности;
- метод коррекции динамического давления;
- метод корректировки взаимодействия вязкого и невязкого потоков;
- метод, связанный с температурой стенки и поверхностным трением.

В зависимости от выбранных значений опций, перечисленных выше, могут потребоваться дополнительные параметры. Полный список опций для спецификации каждого метода, перечисленного выше, а также любые дополнительные параметры, которые могут потребоваться для определенного метода, можно найти в последующих списках.

3.2.2.2.3.1 Методы анализа невязкого течения вокруг ударных поверхностей с помощью программы S/HABP

- модифицированный метод Ньютона;
- модифицированный метод Ньютона + метод Прандтля - Мейера;
- метод тангенциального клина (использование косого скачка уплотнения);
- эмпирический метод тангенциального клина;
- метод касательного конуса;
- метод наклонного конуса;
- унифицированный метод Ван Дейка;
- метод распространения ударной волны;
- метод коэффициента постоянного давления;
- эмпирический метод Далема-Бака.

3.2.2.2.3.2 Методы анализа невязкого течения вокруг затеняемых поверхностей ГЗЛА с помощью программы S/HABP

- метод Ньютона;
- модифицированный метод Ньютона + метод Прандтля - Мейера;
- разложение в ряд Прандтля - Майера из набегающего потока;
- метод наклонного конуса;
- унифицированный метод Ван Дейка;

- давление на основание при высоком числе Маха;
- метод распространения ударной волны;
- метод коэффициента постоянного давления;
- метод зеркального отображения Далема-Бака;
- эмпирический метод Ассоциации по вычислительной технике;
- половинчатый метод Прандтля - Мейера.

3.2.2.2.3.3 Методы анализа вязкого взаимодействия с помощью программы S/HABP

- метод коррекции взаимодействия тангенциального клина;
- метод коррекции взаимодействия касательного конуса.

3.2.2.2.3.4 Методы анализа температуры стенки / поверхностного трения потока с помощью программы S/HABP

- метод исходной температуры/метод Сполдинга и Чи;
- метод адиабатической исходной температуры/метод Сполдинга и Чи;
- метод исходной температуры из входных данных/метод Сполдинга и Чи;
- метод исходной энтальпии/метод Сполдинга и Чи;
- метод адиабатической исходной энтальпии/метод Сполдинга и Чи;
- метод исходной энтальпии из входных данных/метод Сполдинга и Чи;
- метод исходной температуры/метод исходной температуры;
- метод исходной температуры из входных данных/метод исходной температуры;
- метод исходной энтальпии/метод исходной энтальпии;
- метод исходной энтальпии из входных данных/метод исходной энтальпии.

Любые изменения перечисленных выше опций анализа, зависящих от групп компонентов и типа скорости, будут автоматически сохраняться в памяти для выбранной в данный момент комбинации компонента и скорости. Тем не менее, чтобы эти изменения правильно сохранялись в данной конфигурации для использования в будущих расчетах, пользователь должен щелкнуть мышкой Save (File → Save) или Save As (File → Save As) в главном меню. Для более подробного описания опций, доступных и соответствующих данной геометрии, следует обратиться к руководству пользователя⁵ программы S/HABP.

3.2.3 Крылья и хвостовая часть ГЗЛА

3.2.3.1 Проектирование

Крылья и хвостовая часть проектируются с помощью меню Fuselage and Wing (Фюзеляж и крыло) (Components → Fuselage and Wing). Крылья ЛА

проектируются и строятся с помощью инструмента проектирования Есо. Исходные данные для крыла разбиты на 8 категорий, которые появляются на входных панелях на вкладке Wing (Крыло) в меню Fuselage and Wing (Фюзеляж и крыло) (рисунок 63). Дополнительно к этим параметрам выбирается общий тип узлов неравномерного рационального би-сплайна для построения поверхностей неравномерного рационального би-сплайна.

Рисунок 63 — Проектирование крыла

- Углы крыла — в дополнение к углу атаки разбиваются на угол ребра обтекателя, угол стреловидности и угол отрицательного «V» крыла. Все углы измеряются в градусах.
- Длины крыла — измеряются в долях от суммарной длины ЛА. Передняя кромка характеризуется осевым смещением и радиусом присоединения. Определяется длина ребра обтекателя и длина стреловидной части, используются также радиус и длина сопряжения ребра обтекателя и стреловидной части. Наконец, используется длина задней кромки.
- Длины законцовок крыла — разбиваются на 3 смещения, по одному для каждой оси направления компонента. Также предусматривается длина хорды законцовки крыла.
- Передняя кромка — состоит из радиуса передней кромки и радиуса перехода.

- Задняя кромка — состоит из толщины, зазора задней кромки и смещения вершины угла стреловидности.
- Линия шарнира — длина вводится в процентах от длины хорды, а угол конусности основания и вершины задается в градусах.
- Точки крыла — эта секция определяет количество контрольных точек вдоль каждого направления, чтобы сформировать крылья из поверхностей неравномерного рационального би-сплайна. Этот параметр содержит как точки вдоль размаха, так и вертикальные точки по передней и задней кромкам, а также верхние и нижние аксиальные точки.
- Точки на законцовках крыла — эта секция аналогично секции точек крыла состоит из верхних и нижних точек вдоль размаха крыла, а также вертикальных точек для формирования поверхности законцовки.

Хвостовая часть проектируется, используя меню Fuselage and Wing (Фюзеляж и крыло) и вкладку Tails (Хвостовая часть), как показано на рисунке 64. Хвостовая часть может добавляться, а расчетные параметры могут редактироваться посредством выбора Add Tail (Добавить хвостовую часть) и Remove Tail (Удалить хвостовую часть). Расчетные параметры хвостовой части могут редактироваться, выбирая Tails (Хвостовая часть) из списка имеющихся и редактируя требуемые параметры. Эти параметры разбиваются на следующие группы:

- Расположение/ориентация хвостовой части — используется для описания положения хвостовой части и состоит из углов присоединения и поворота в градусах, а также расположения в процентном отношении от длины фюзеляжа.
- Общие параметры хвостовой части — включают в себя основные параметры формы хвостовой части, такие как угол стреловидности в градусах, длины основания и вершины в процентном отношении от длины фюзеляжа, размах в процентном отношении от корневой части крыла, а также толщину основания в дюймах.
- Распределение точек хвостовой части — используется для назначения контрольных точек хвостовой части для формирования поверхности неравномерного рационального би-сплайна. Определяется по осевому направлению размаха и направлению передней кромки.

- Параметры 1 и 2 сторон хвостовой части — проектируемая асимметричная хвостовая часть состоит из левой и правой стороны соответственно, если смотреть на ЛА по направлению набегающего потока. Каждая сторона имеет набор параметров как основания, так и оконечной части.
- Основание и оконечная часть — состоят из кривых линий разного типа (линейных или кубических), начального и конечного угла в градусах, а также максимальной толщины и расположения, которые задаются в процентном отношении. Эти параметры определяются как для основания, так и для оконечной части каждой стороны (всего 4 набора входных данных).

Рисунок 64 — Проектирование хвостовой части фюзеляжа ГЗЛА

3.2.3.2 Анализ

Анализ конструктивных характеристик несущих поверхностей и хвостовой части фюзеляжа аппарата выполняется как часть анализа всего ЛА с помощью программы S/HABP. В ней несущие поверхности и хвостовая часть фюзеляжа рассматриваются как отдельно взятые компоненты поверхности ГЗЛА. Более подробное описание смотрите в п. 3.2.2.2.

3.2.4 Анализ траектории полета ГЗЛА

Анализ траектории полета ГЗЛА выполняется с помощью программы DOF36. Она использует значения аэродинамических производных аппарата, полученные ранее при оценке его аэродинамических характеристик. Траектория задается с помощью управляющих параметров, контролирующих ответную реакцию ЛА, в полете и визуализируется с помощью меню Aero (Аэродинамика) (Components → Aero). Меню Aero разбивается на две отдельные вкладки:

- Trajectory control (Управление траекторией);
- Trajectory (Траектория).

Элементы управления ЛА доступны на вкладке Trajectory Control (Управление траекторией), как показано на рисунке 65. Добавление специальных маневров и контрольных точек для ЛА выполняется на вкладке Trajectory (Траектория).

3.2.4.1 Управление траекторией

Управление траекторией осуществляется с помощью подпрограммы DOF36 с определенными положениями, задаваемыми пользователем, такими как входные функции маневров и средства управления временем. На панели General Control (общее управление) пользователь может изменить шаг по времени, максимальное время полета, частоту выдачи выходных данных от опорных точек вместе с типом управления. На панели Control Loop Parameters (Параметры контура управления) находятся входные данные продольных и поворотных маневров, такие как постоянная величина, увеличение и ослабление. Средства управления прямолинейным движением находятся на панели Guidance Laws (Законы наведения).



Рисунок 65 — Aero (Аэродинамика) → вкладка Trajectory Control (Управление траекторией)

3.2.4.2 Вкладка меню «Траектория»

Точки траектории и начальные условия являются входными данными на вкладке Trajectory (Траектория) и разбиваются на 3 панели и список текущих маневров и входных управляющих сигналов. Вид вкладки Trajectory (Траектория) показан на рисунке 66.

1 | Число Маха = 6 | Курсовой угол (град.) = 0 | Динамическое давление (фунт/фут²) = 1000 | Mass (lbm) = 0 | 135 | -2 |

Начальные условия

Число Маха: 5.9

Динамическое давление (фунт/фут²): 1000

Угол набора высоты (град.): 0

Курсовой угол (град.): 0

Долгота (град.): 0

Широта (град.): 0

Угол атаки (град.): 0

Угол крена (град.): 0

Вес ЛА

Начальный вес (фунт массы): 500

Конечный вес (фунт массы): 450

Общее управление

Добавить точку

Удалить точку

Переместить точку вверх

Переместить точку вниз

Продольное наведение: Число Маха

Горизонтальное наведение: Горизонтальное ускорение (g)

Число Маха:

Горизонтальное ускорение (g):

Вертикальное наведение: Вертикальное ускорение (g)

Конечное количество: Нет

Вертикальное ускорение (g):

Нет:

Константа управления креном (град.):

Предел угла атаки-крена (град.):

Рисунок 66 — Аеро (аэродинамика) → вкладка Trajectory (Траектория)

Начальная ориентация, число Маха и динамическое давление являются входными данными на панели Initial Conditions (Начальные условия), как показано на рисунке 67. Начальный и конечный вес ЛА устанавливается на панели Vehicle Weight (Вес ЛА), как показано на рисунке 68.

Начальные условия

Число Маха	5.9
Динамическое давление (фунт/фут ²)	1000
Угол набора высоты (град.)	0
Курсовой угол (град.)	0
Долгота (град.)	0
Широта (град.)	0
Угол атаки (град.)	0
Угол крена (град.)	0

Рисунок 67 — Панель Initial Conditions (Начальные условия) (Aero (Аэродинамика) → Trajectory (Траектория) → Initial Conditions)

Вес ЛА

Начальный вес (фунты массы)	500
Конечный вес (фунты массы)	450

Рисунок 68 — Панель Vehicle Weight (Вес ЛА) (Aero (Аэродинамика) → Trajectory (Траектория) → Vehicle Weight)

После задания начальных условий и весов пользователь добавляет маневры и назначает контрольные точки к списку на панели General Control (Общее управление), как показано на рисунке 69. Чтобы добавить маневр к списку, следует щелкнуть мышкой Add Point (Добавить точку). Чтобы удалить маневр - щелкнуть мышкой Remove Point (Удалить точку). Чтобы отредактировать параметры маневра, находящегося на данный момент в списке, необходимо выбрать маневр из списка и выполнить требуемые изменения. Чтобы переставить маневр, который уже находится в списке, следует выбрать этот маневр и нажать Move Point Up (Переместить точку вверх) или Move Point Down (Переместить точку вниз) для переупорядочивания. Если пользователь первоначально не загрузил ни одной точки траектории, инструмент проектирования Eso автоматически обеспечивает модель управления траекторией.



Рисунок 69 — Панель General Control (Общее управление) (Aero (Аэродинамика) → Trajectory (траектория) → General Control)

Четыре выпадающих меню оценивают продольное, горизонтальное и вертикальное наведение наряду с требуемой ограничиваемой величиной для маневра.

3.2.4.2.1 Продольное наведение

Продольное наведение управляется выбором одной из пяти следующих опций:

- число Маха;
- скорость;
- продольное ускорение;
- отсутствие потока топлива;
- динамическое давление.

3.2.4.2.2 Горизонтальное наведение

Горизонтальное наведение управляется выбором одной из трех следующих опций:

- горизонтальное ускорение;
- курсовой угол;
- возврат к стартовому положению.

3.2.4.2.3 Вертикальное наведение

Вертикальное наведение управляется выбором одной из шести следующих опций:

- вертикальное ускорение;

- угол набора высоты;
- высота;
- динамическое давление;
- полет по баллистической траектории;
- угол атаки.

3.2.4.2.4 Изменяемые величины для расчета маневра

Характер выполняемого ГЗЛА маневра зависит от выбора одной из пятнадцати следующих опций:

- нет;
- время;
- масса;
- скорость;
- число Маха (при ускорении);
- число Маха (при торможении);
- высота полета;
- возрастающий угол набора высоты;
- убывающий угол набора высоты;
- возрастающий курсовой угол;
- убывающий курсовой угол;
- диапазон;
- возрастающее динамическое давление;
- убывающее динамическое давление;
- инерциальная скорость.

3.2.5 Массовые параметры ГЗЛА

Параметры массы ЛА рассчитываются на основе геометрии и плотности каждой детали ЛА. Они используются для расчета окончательного веса, центра тяжести и моментов инерции ЛА.

3.2.5.1 Входные данные геометрии

До ввода весовых параметров в программу необходимо определить геометрию ЛА с помощью секции построения поверхностей. Входные данные пользователя, требуемые для подпрограммы построения поверхностей, кратко изложены в пункте 3.2.

Внутри этой подпрограммы поверхности, представляющие ЛА, сохраняются в виде точечных множеств в файле Final_Design.tec подпрограммы Tecplot. Этот формат представления поверхностей используется для облегчения

расчета и снижения требований к вычислению определенных свойств, поддерживая при этом приемлемую аппроксимацию.

Список всех поверхностей сохраняется в файле Design_Key.inp. Кроме того, ключевой файл проектирования сохраняет следующую важную информацию о каждой поверхности:

- тип поверхности;
- название поверхности;
- флаг переворота вектора нормали;
- количество точек в направлениях i и j ;
- номер группы компонентов;
- флаг длины прогона;
- предшествующая поверхность.

3.2.5.2 Входные данные о материалах поверхностей

Дополнительно к информации, потребляемой подпрограммами построения поверхностей, секция весов программы требует от пользователя подробного изложения информации об используемых материалах для пяти основных групп поверхностей: входное устройство, двигатель, фюзеляж, крыло и рули управления. Они включают в себя следующие параметры:

- толщина;
- плотность;
- оценка прочности.

Рисунок 70 — Входные данные о материалах поверхностей

Информация о материале поверхностей, представленная в окне входных данных (рисунок 70), записывается, когда пользователь щелкнет мышкой на кнопки Run или Save на панели инструментов любого окна программы. Поверхностям, которые не подпадают под какую-либо категорию информации о материале поверхностей, назначаются значения на основе данных окружающих их поверхностей. Вся эта информация сохраняется в файле Surface_Key.inp.

3.2.5.3 Входные данные о системе термозащиты

Должны быть введены данные для системы термозащиты по трем основным группам поверхностей: входное устройство, двигатель и фюзеляж. Эти данные включают в себя следующие параметры:

- толщину;
- плотность;
- оценку прочности.

Окно ввода для системы термозащиты показано на рисунке ниже.

	Плотность (фунт массы/дюйм³)	Толщина (дюймы)	Прочность (%)
Входное устройство	0.0173068	0.5	0.75
Двигатель	0.0173068	0.5	1
Фюзеляж	0.0173068	1	0.8

Рисунок 71 — Входные данные для системы термозащиты

Информация о системе термозащиты регистрируется, когда пользователь щелкнет мышкой кнопки Run или Save на панели инструментов любого окна программы. Поверхностям, которые не подпадают под какую-либо категорию информации о системе термозащиты, назначаются такие же значения, как у поверхностей вокруг них. Вся эта информация сохраняется в файле Surface_Key.inp.

Поверхности термозащиты при обработке считаются занимающими то же пространственное расположение как и поверхность ЛА, к которой они прикреплены, для вычисления центра тяжести и моментов инерции.

3.2.5.4 Входные данные для элементов конструкции ГЗЛА

В процессе проведения исследований требуется вводить информацию о местоположении, размерах и массе практически всех элементов конструкции аппарата, расположенных внутри него. Используя кнопку Add с левой стороны экрана, к списку может быть добавлено любое количество элементов. Кроме того, как только элемент добавлен к списку, пользователь может редактировать информацию, касающуюся него, с помощью выпадающей панели посредством нажатия кнопки Edit. Выбранный на данный момент элемент может удаляться из списка с помощью кнопки Delete. Всю информацию об этом элементе можно сохранять в памяти с помощью кнопки Save. При указании информации для определенного элемента пользователь может выбрать опцию использования простого или расширенного режима ввода.

The screenshot shows a dialog box titled 'Текущая информация об элементе' (Current information about the element). On the left, there are four buttons: 'Добавить' (Add), 'Редактировать' (Edit), 'Сохранить' (Save), and 'Удалить' (Delete). The 'Добавить' button is highlighted. To the right of these buttons is a text input field for 'Название элемента' (Element name). Further right, there are two rows of input fields: 'Массовая доля' (Mass fraction) and 'Объемная доля' (Volume fraction), each followed by a '% от' (Percentage of) dropdown menu. At the bottom, there is a checkbox labeled 'Расширенный режим ввода' (Advanced input mode) which is currently unchecked.

Рисунок 72 — Ввод данных о текущих элементах конструкции ГЗЛА — простой режим ввода

Простой режим ввода, показанный на рисунке 72, требует подробного описания массовой и объемной доли для элемента конструкции. Пользователь должен указать дробную величину, а также характеристику ГЗЛА, являющуюся базисной величиной. Текущими опциями для базисной величины являются: весь ЛА; только силовой набор ГЗЛА.

The screenshot shows a more complex dialog box titled 'Текущая информация (расширенная) о детали' (Current information (advanced) about the part). On the left, there are the same four buttons as in Figure 72: 'Добавить', 'Редактировать', 'Сохранить', and 'Удалить'. The 'Сохранить' button is highlighted. To the right of the buttons is a text input field for 'Название детали' (Part name). Further right, there are several input fields: 'Mass (lbm)', 'Shape' (with a dropdown menu showing 'Box'), and 'Расположение' (Location) with sub-fields for 'X (in)', 'Y (in)', and 'Z (in)'. Below these, there is a section for 'Объем' (Volume) with two radio buttons: 'Volume + Constraint' (selected) and 'Dimensions'. The 'Volume + Constraint' section has a 'Volume (in³)' input field and a dropdown menu. The 'Dimensions' section has three input fields. At the bottom, there are several 'N/A' labels.

Рисунок 73 — Исходные данные для смешанных деталей - расширенный режим ввода

Для использования расширенного режима ввода (рисунок 73) требуется информация о массе детали, ее пространственном положении, форме, а также или детализация объема с пространственными ограничениями, или конкретные размеры детали. Текущими опциями формы детали являются:

- параллелепипед;
- цилиндр;
- сфера.

Требования к размерам или к пространственным ограничениям будут меняться в зависимости от выбранной формы детали. Для параллелепипеда требуемыми размерами являются длина, ширина и высота, а ограничением может быть любая из этих трех величин. Для цилиндра требуемыми размерами являются радиус и высота, а ограничением может быть любое из этих значений. Для сферы как требуемым размером, так и ограничением является ее радиус.

3.2.5.5 Методология исследований

В следующих разделах обсуждаются процедуры, касающиеся вычисления центра тяжести и веса различных компонентов ЛА. Далее следуют подробные методики и процедуры использования этого программного обеспечения.

3.2.5.5.1 Формирование геометрии поверхности ГЗЛА

Для формирования геометрии поверхности аппарата используются соответствующие подпрограммы. В них геометрия описываемых поверхностей аппроксимируется набором треугольных элементов (ячеек). Координаты их вершин задаются множествами значений $(i \times j)$, которые вычисляются путем расщепления более крупных четырехугольных блоков (i, j) на два треугольника (рисунок 75). В геометрическом центре каждого из них располагаются векторы нормали к поверхности. Каждому из них присваивается соответствующее значение. Этого требует используемый в расчетах алгоритм проектирования. Система координат, применяемая в расчетной подпрограмме, представлена на рисунке 74.

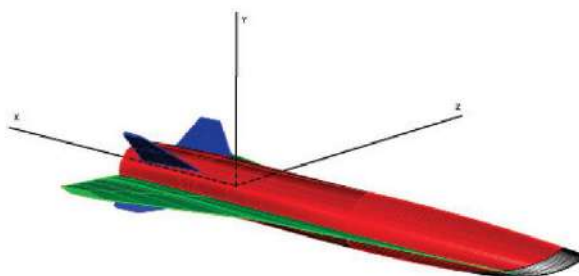


Рисунок 74 — Система координат, используемая при моделировании поверхности ГЗЛА

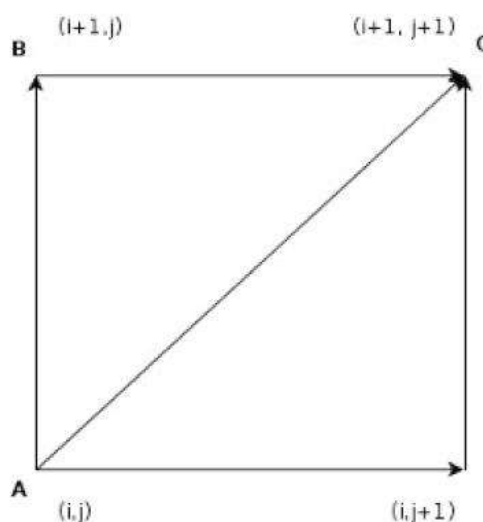


Рисунок 75 — Определение геометрии

3.2.5.5.2 Расчет площади поверхности ГЗЛА, его центра масс и нормальных векторов

В подпрограмме вычисления площади поверхности, центра масс и нормальных векторов каждый блок (i, j) геометрии ячеистых поверхностей разбивается на пять векторов, которые представляют стороны двух треугольников, составляющих блок, как показано выше.

Площадь каждого треугольника n вычисляется по формуле:

$$A_{s\ n} = \sqrt{sp(sp - |\overrightarrow{AB_{s\ n}}|)(sp - |\overrightarrow{BC_{s\ n}}|)(sp - |\overrightarrow{AC_{s\ n}}|)} \quad (1)$$

где,

$$sp = \frac{1}{2} (\|\overrightarrow{AB_{s\ n}}\| + \|\overrightarrow{BC_{s\ n}}\| + \|\overrightarrow{AC_{s\ n}}\|) \quad (2)$$

Таким образом, суммарная площадь поверхности получается как сумма площадей всех треугольников, составляющих эту поверхность.

Центр масс каждого треугольника n задается уравнением:

$$\begin{bmatrix} x_{s\ n\ cg} \\ y_{s\ n\ cg} \\ z_{s\ n\ cg} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{s\ n\ x} \\ A_{s\ n\ y} \\ A_{s\ n\ z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{s\ n\ x} \\ B_{s\ n\ y} \\ B_{s\ n\ z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{s\ n\ x} \\ C_{s\ n\ y} \\ C_{s\ n\ z} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Затем нормаль к поверхности каждого треугольника рассчитывается по векторному произведению i и j .

$$\eta_{s\ n} = \overrightarrow{AB_{s\ n}} \times \overrightarrow{AC_{s\ n}} = \begin{vmatrix} \hat{i} & \hat{j} & \hat{k} \\ AB_{s\ n\ x} & AB_{s\ n\ y} & AB_{s\ n\ z} \\ AC_{s\ n\ x} & AC_{s\ n\ y} & AC_{s\ n\ z} \end{vmatrix} \quad (4)$$

Как указано выше, эти нормальные вектора должны указывать внутрь ГЗЛА, поэтому, если в ключевом файле проектирования знаку переворота нормального вектора присвоено значение «true» (1) (верно) для какой-либо поверхности, то все нормальные к этой поверхности вектора переворачиваются.

Этот процесс повторяется для каждой поверхности, указанной в ключевом файле проектирования, чтобы получить площади, центр масс и нормальные вектора для всех поверхностей.

3.2.5.5.3 Расчет масс, объемов и центров тяжести поверхностей ГЗЛА

Масса каждого треугольника n каждой поверхности рассчитывается следующим образом:

$$m_{s\ n} = A_{s\ n} t_s \rho_s \quad (5)$$

Таким образом, суммарная масса поверхности получается как сумма масс всех треугольников, составляющих эту поверхность.

Вследствие того, что толщина поверхности вытягивается внутрь от линий обвода корпуса, представленных точечными множествами поверхности, существует некоторое перекрытие объема при пересечении поверхностей. Во избежание завышения оценки массы и уменьшения массы поверхности на

соответствующую величину используется оценка твердости. Значение коэффициента твердости определяется пользователем для каждой основной группы поверхностей и сохраняется в ключевом файле проектирования. Следует соблюдать осторожность при определении соответствующего коэффициента для каждой группы поверхностей.

Масса поверхности затем уточняется посредством коэффициента твердости, а объем поверхности s получается из уравнения (6).

$$V_s = \frac{m_s}{\rho_s} \quad (6)$$

Общая масса и объем корпуса ГЗЛА получаются из уравнения (7).

$$\begin{aligned} m_{total} &= \sum_{s=1} m_s \\ V_{shell} &= \sum_{s=1} V_s \end{aligned} \quad (7)$$

Центр тяжести каждой поверхности s может рассчитываться с помощью уравнения (8).

$$\begin{bmatrix} x_{s\ cg} \\ y_{s\ cg} \\ z_{s\ cg} \end{bmatrix} = \frac{1}{m_{s\ n}} \sum_{n=1} m_{s\ n} \begin{bmatrix} x_{s\ n\ cg} \\ y_{s\ n\ cg} \\ z_{s\ n\ cg} \end{bmatrix} \quad (8)$$

Таким образом, центр тяжести всего ГЗЛА получается из уравнения (9).

$$\begin{bmatrix} x_{cg} \\ y_{cg} \\ z_{cg} \end{bmatrix} = \frac{1}{m_{total}} \sum_{s=1} m_s \begin{bmatrix} x_{s\ cg} \\ y_{s\ cg} \\ z_{s\ cg} \end{bmatrix} \quad (9)$$

3.2.5.5.4 Расчет внутреннего объема ГЗЛА

Внутренний объем ГЗЛА рассчитывается посредством вычитания объема корпуса аппарата из объема, охватываемого линиями обвода его корпуса.

Чтобы рассчитать объем, охватываемый линиями обвода корпуса ГЗЛА, с помощью уравнения (10) рассчитывается объем треугольной призмы, созданной проекцией каждого треугольника каждой поверхности на плоскость X-Z.

$$V_{total} = \sum_{s=1} \sum_{n=1} \pm \eta_{s\ n} A_{s\ n} y_{s\ n\ cg} \quad (10)$$

Нормаль к поверхности этого треугольника затем используется для определения, следует ли рассчитанный объем добавить или вычесть из суммарного объема. Эта операция выполняется для удаления объема корпуса двигателя из внутреннего объема ЛА. Наконец, внутренний объем рассчитывается как было описано ранее.

3.2.5.5.5 Учет дополнительных элементов конструкции ГЗЛА

Если какие-либо смешанные детали включаются в ключевой файл проектирования поверхностей, их масса и объем добавляются к суммарной массе и объему ЛА. Центр тяжести ЛА также уточняется с учетом добавления новых деталей.

3.2.5.5.6 Расчет моментов инерции поверхностей и ГЗЛА

Тензор моментов инерции рассчитывается для каждого треугольника n каждой поверхности s из уравнений (11) и (12).

$$\begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}_n \quad (11)$$

$$\begin{aligned} I_{xx} &= m_n (x_{s\ n} - x_{cg})^2 \\ I_{xy} &= -m_n (x_{s\ n} - x_{cg})(y_{s\ n} - y_{cg}) = I_{yx} \\ I_{xz} &= -m_n (x_{s\ n} - x_{cg})(z_{s\ n} - z_{cg}) = I_{zx} \\ I_{yy} &= m_n (y_{s\ n} - y_{cg})^2 \\ I_{yz} &= -m_n (y_{s\ n} - y_{cg})(z_{s\ n} - z_{cg}) = I_{zy} \\ I_{zz} &= m_n (z_{s\ n} - z_{cg})^2 \end{aligned} \quad (12)$$

Тензор моментов инерции для каждой поверхности получается как сумма моментов инерции всех треугольников, которые составляют эту поверхность. Затем тензор моментов инерции всего ЛА вычисляется как сумма тензоров всех этих поверхностей. Тензор моментов инерции ЛА также включает моменты

инерции, обусловленные смешанными деталями. Они рассчитываются посредством обработки каждой детали как точечной массы с положением ее центра тяжести, указанным в ключевом файле проектирования поверхностей.

3.2.6 Многоступенчатые ракеты

Инструмент позволяет проектировать многоступенчатые ракеты, предназначенные для доставки полезной нагрузки, в том числе и ГЗЛА планирующего типа. В описываемой версии программного продукта добавлена возможность проектирования обтекателя ракеты. Инструмент использует программу поддержки данных ракеты для определения аэродинамических нагрузок, а затем передает информацию подпрограмме DOF36 для обработки траектории ЛА. На рисунке 76 представлена блок-схема алгоритма проектирования ракет вышеуказанного типа.

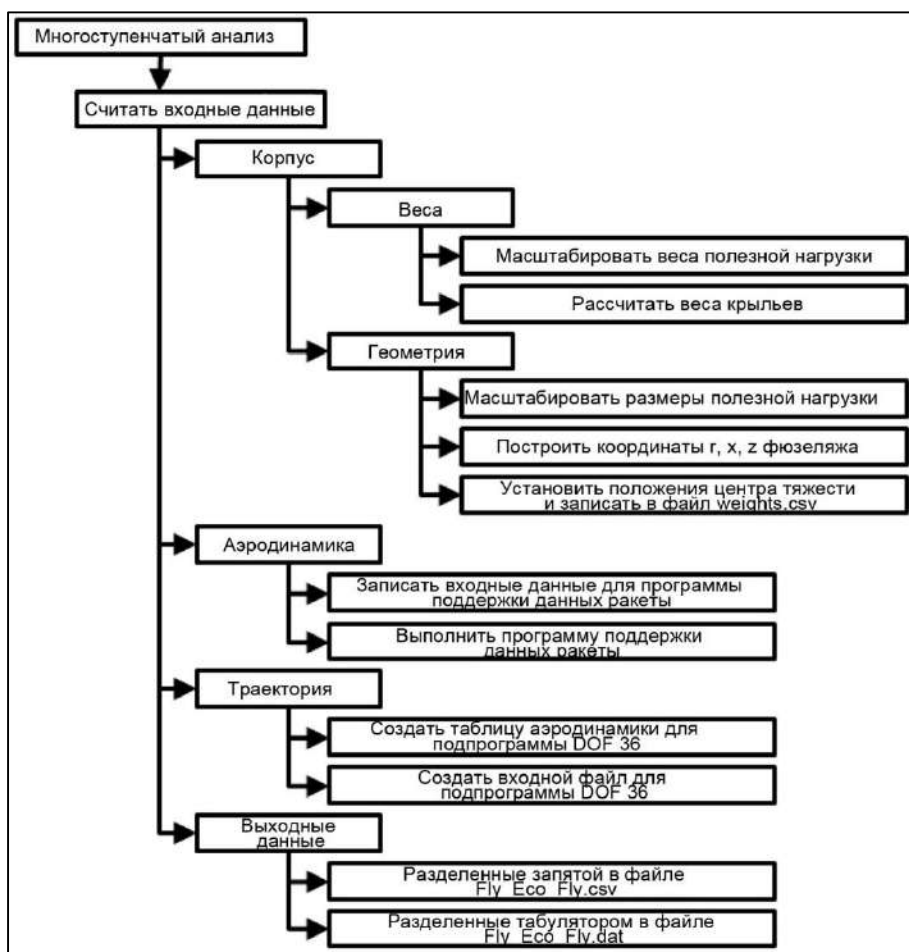


Рисунок 76 — Блок-схема моделирования многоступенчатой ракеты

3.2.6.1 Начало работы

3.2.6.1.1 Вход в инструмент проектирования многоступенчатой ракеты

Для входа в инструмент проектирования многоступенчатой ракеты из инструмента проектирования Есо следует перейти к вкладке Solid Rocket Stages (Ступени твердотопливной ракеты) (Components → Solid Rocket Stages). Этот инструмент разбивается на шесть отдельных вкладок: общие положения; средства управления подпрограммы DOF36; условия полета; ступень 1; ступень 2; ступень 3.

3.2.6.1.2 Сохранение / загрузка конфигураций

Чтобы в первый раз сохранить текущую конфигурацию многоступенчатой ракеты, следует щелкнуть мышкой Save As (File → Save As...). Если конфигурация уже была сохранена в файле - щелкнуть мышкой Save (File → Save). Чтобы загрузить предыдущую конфигурацию из сохраненного файла, необходимо щелкнуть мышкой Open (File → Open).

3.2.6.2 Вкладка General (Общие положения)

Рисунок 77 — Вид вкладки General (Общие положения) (Solid Rocket Stages (Ступени твердотопливной ракеты) → General)

Вкладка General (Общие положения) показывает набор опций для многоступенчатого анализа на панели General Parameters (Общие параметры), а также управляет размерами и формой обтекателя ЛА на панели Shroud Definition (Определение обтекателя).

3.2.6.2.1 Вкладка General (Общие положения) → General Parameters (Общие параметры)

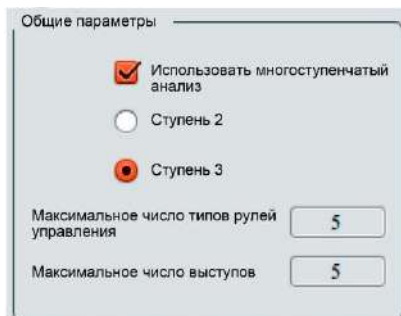


Рисунок 78 — Вид панели General Parameters раздела Solid Rocket Stages (Ступени твердотопливной ракеты) → вкладка General

Для выполнения многоступенчатого анализа необходимо поставить флажок в окне Use Multi-Stage (Использовать многоступенчатый анализ) и выбрать количество ступеней. В настоящее время имеется возможность проектирования 2 и 3 - ступенчатых ракет. Наконец, необходимо ввести максимальное количество типов рулей управления и типов выступов на ступенях ракеты в соответствующих окнах ввода с целью выделения размера для размещения глобального массива этих специфических данных.

3.2.6.2.2 Вкладка General (Общие положения) → Shroud Definition (Формирование обтекателя)



Рисунок 79 — Вид панели Shroud Definition (Определение обтекателя) раздела Solid Rocket Stages (Ступени твердотопливной ракеты) → General (Общие положения) → Shroud Definition

Обтекатель ГЗЛА проектируется с помощью панели Shroud Definition (Определение обтекателя). Необходимо ввести значения величин, указанных на рисунке 80, в соответствии с требуемой геометрией. В дополнение к геометрии пользователь также должен ввести характеристики массы и положение центра тяжести. Масштабный коэффициент длины может использоваться для увеличения размера обтекателя. Назначая эту величину равной единице, получим немасштабированный обтекатель.

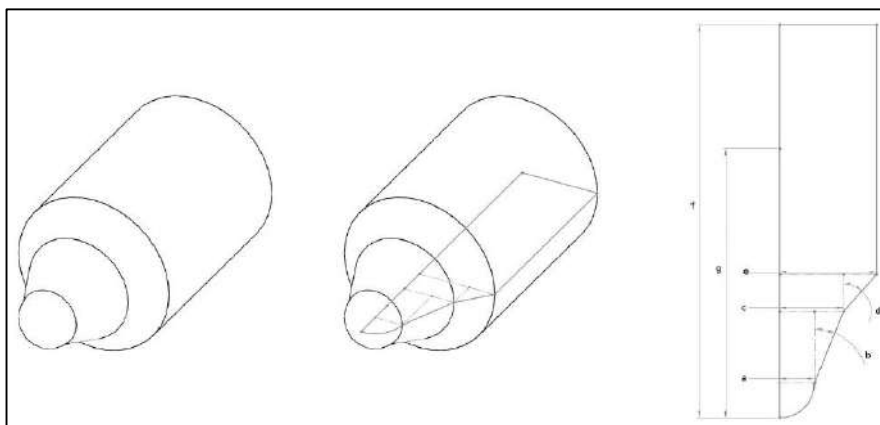


Рисунок 80 — Чертеж обтекателя

На рисунке 80 показан повернутый профиль обтекателя с указанием обозначения переменных. В таблице 1 представлены переменные, задающие геометрию обтекателя и соответствующие окнам ввода.

Таблица 1 — Параметры на панели Shroud Definition (Определение геометрии обтекателя)

Переменная	Описание
a	Радиус носовой части (дюймы)
b	Начальный угол расширения (град.)
c	Начальный диаметр конца расширения (дюймы)
d	Второй начальный угол расширения (град.)
e	Диаметр цилиндра (дюймы)
f	Длина цилиндра (дюймы)
g	Продольное положение центра тяжести обтекателя (дюймы)

3.2.6.3 Вкладка DOF36 Controls (средства управления подпрограммы DOF36)

На вкладке DOF36 Controls показаны опции средств управления для задания начальной ориентации ЛА до задействования панели Initialization (инициализация).

Общие положения Средства управления подпрограммы DOF 36 Условия полета Ступень 1 Ступень 2 Ступень 3

Инициализация

Высота (футы) 50

Скорость (фут/с) 5

Угол набора высоты (град.) 80

Курсовой угол (град.) 0

Угол долготы (град.) 0

Угол широты (град.) 0

Угол атаки (град.) 0

☒ Задействовать фазу доставки полезной нагрузки в виде планирующего ЛА

Рисунок 81 — Вид вкладки DOF36 Controls (Средства управления подпрограммы DOF36) раздела Solid Rocket Stages (Ступени твердотопливной ракеты) → DOF36 Controls

3.2.6.3.1 Вкладка DOF36 Controls (Средства управления подпрограммы DOF36) → Initialization (Инициализация)

Инициализация

Высота (футы) 50

Скорость (фут/с) 5

Угол набора высоты (град.) 80

Курсовой угол (град.) 0

Угол долготы (град.) 0

Угол широты (град.) 0

Угол атаки (град.) 0

☒ Задействовать фазу доставки полезной нагрузки в виде планирующего ЛА

Рисунок 82 — Вид вкладки Initialization (Инициализация) раздела Solid Rocket Stages (Ступени твердотопливной ракеты) → DOF36 Controls (Средства управления подпрограммы DOF36) → Initialization

На панели Initialization (Инициализация) вводятся начальная ориентация и скорость ЛА. Пользователь вводит высоту полета (футы) и скорость (фут/сек), а затем угол набора высоты и курсовой угол (град.). Место запуска определяется значениями долготы и широты в системе координат Земли. Затем пользователь вводит угол атаки. Доступно свойство переключения для задействования фазы доставки полезной нагрузки в виде планирующего ЛА при проведении планирующего спуска последней ступени с неработающим двигателем после завершающего ускорения.

3.2.6.4 Вкладка *Flight Conditions* (Условия полета)

Общие положения	Средства управления подпрограммы DOF 36	Условия полета	Ступень 1	Ступень 2	Ступень 3
0.01	0	-2.5	-2.5		
Добавить число Маха	Добавить высоту полета	Добавить угол атаки	Добавить угол скольжения		
Удалить	Удалить	Удалить	Удалить		
#1 #2 #3 #4 #5 #6 #7 #8 #9 #10 #11 #12 #13 #14 #15 #16	#1 #2 #3 #4 #5 #6 #7 #8 #9 #10 #11	#1 #2 #3	#1 #2 #3		
18	11	3	3		
Итоговые числа Маха	Итоговые высоты полета	Итоговые углы атаки	Итоговые углы скольжения		

Рисунок 83 — Вид вкладки *Flight Conditions* (Условия полета) раздела *Solid Rocket Stages* (Ступени твердотопливной ракеты) → *Flight Conditions*

Вкладка *Flight Conditions* (Условия полета) показывает списочные входные данные опорных точек траектории применительно к числу Маха, высоте полета, углу атаки и углу скольжения. Чтобы добавить опорную точку к любой из этих переменных, следует щелкнуть мышкой **Add <VARIABLE>** (Добавить переменную) и ввести значение в поле ввода выше списка переменных. Этот список автоматически обновляется при добавлении значений. Общее число вводимых переменных автоматически обновляется и выводится ниже списка переменных. Чтобы отредактировать какое-либо значение, необходимо щелкнуть мышкой на переменной из списка, которую требуется изменить, и

ввести новое значение в поле ввода выше этого списка. Для удаления самой последней переменной, следует щелкнуть мышкой кнопку Remove (Удалить) над списком. В настоящее время из списка можно удалять только самую последнюю переменную.

3.2.6.5 Вкладка Stage X (Ступень X)

The screenshot shows the 'Stage X (Ступень X)' tab in the Solid Rocket Stages software. The interface is organized into four main panels:

- Определение ступени 1 (Stage 1 Definition):** Contains input fields for various geometric parameters of the stage, such as 'Длина фюзеляжа переходного отсека (дюймы)' (22.16), 'Диаметр секции фюзеляжа (дюймы)' (17.955), 'Длина секции фюзеляжа (дюймы)' (148.18), 'Дополнительная толщина корпуса руля управления (дюймы)' (1.98), 'Начальный угол заострения корпуса руля управления (град.)' (7.78), 'Диаметр ступени ниже по потоку (дюймы)' (21.915), 'Длина раструба от его конца ниже по потоку (дюймы)' (34.96), 'Диаметр выходного сечения для выходного устройства (дюймы)' (16.5), 'Положение центра тяжести ступени' (39.68), 'Вес ступени (фунты)' (2137.6), 'Положение центра тяжести переходного отсека' (70.4), and 'Вес переходного отсека (фунты)' (126.58).
- Силовая установка (Propulsion):** Includes a radio button for 'Содержит ракетный двигатель' (checked), a text field for 'Название ракетного двигателя' (Terrier.txt), and input fields for 'Число выступов на ступени' (2) and 'Число рулей управления на ступени' (1).
- Выступы (Protuberances):** Features buttons for 'Добавить тип выступов' and 'Удалить тип', a list of 'Типы выступов' (Type 1), a 'Тип' dropdown menu (BLOCK), and input fields for 'Число выступов в наборе' (2), 'Продольное расстояние' (0.86699), 'Вертикальное смещение' (0), 'Угловая ориентация (град.) 1-го выступа' (45), and 'Размеры каждого выступа (длина, ширина, высота) (дюймы)' (1.5, 2.75, 3.62).
- Рули управления (Fins):** Includes buttons for 'Добавить тип рулей управления' and 'Удалить тип', a list of 'Тип 1 рулей управления', and input fields for 'Количество рулей управления в наборе' (4), 'Точка крепления заднего руля управления' (-1.34), 'Длина хорды (основание, вершина) (дюймы)' (38.09, 24.66), 'Относительное удлинение размаха к основанию хорды' (0.9499), 'Масштабный коэффициент' (1), 'Угол стреловидности передней кромки (ребро обтекателя, размах ребра обтекателя, крыло) (град.)' (20.37, 50, 20.37), 'Часть хорды от передней кромки до максимальной толщины. Для каждого размаха' (0.5, 0.5, 0.5), and 'Отношение толщины хорды к ее длине для верхней поверхности. Для каждого размаха' (0.062, 0.062, 0.062).

Рисунок 84 — Вид вкладки Stage X (Ступень X) раздела Solid Rocket Stages (Ступени твердотопливной ракеты) → Stage X

Вкладка Stage X (Ступень X), где X — это номер ступени (наибольший номер соответствует ступени с полезной нагрузкой), показывает информацию о геометрии и ракетном двигателе для каждой ступени. Параметры основной геометрии ступени вводятся на панели Stage X Definition (Определение ступени X), информация о ракетном двигателе (если применимо) вводится на панели Propulsion (Силовая установка), а параметры различных наборов выступов и рулей управления вводятся на панелях Protuberances (Выступы) и Fins (Рули управления) соответственно.

3.2.6.5.1 Вкладка Stage X (Ступень X) → раздел Stage X Definition (Определение ступени X)

Пользователь вводит геометрические параметры ступени на панели Stage X Definition (Определение ступени X). При этом определяется геометрия и присваиваются характеристики массы для каждой ступени. При использовании анализа 3-х ступеней информацию о ступени с полезной нагрузкой следует вводить на вкладке Stage 3 (Ступень 3). При использовании анализа 2-х ступеней информацию о ступени с полезной нагрузкой следует вводить на вкладке Stage 2 (Ступень 2).

Определение ступени 1

Длина секции фюзеляжа переходного отсека (дюймы)	22.16
Диаметр секции фюзеляжа (дюймы)	17.955
Длина секции фюзеляжа (дюймы)	148.18
Дополнительная толщина корпуса руля управления (дюймы)	1.98
Начальный угол заострения корпуса руля управления (град.)	7.78
Диаметр ступени ниже по потоку (дюймы)	21.915
Длина раструба от его конца ниже по потоку (дюймы)	34.96
Диаметр выходного сечения для выходного устройства (дюймы)	16.5
Расположение центра тяжести ступени	39.68
Вес ступени (фунты)	2137.6
Расположение центра тяжести переходного отсека	70.4
Вес переходного отсека (фунты)	126.58

Рисунок 85 — Вид панели Stage X Definition (Определение ступени X) раздела Solid Rocket Stages (Ступени твердотопливной ракеты) → Stage X (Ступень X) → Stage X Definition

Геометрия и положение центра тяжести ступени показаны на рисунке 86 вместе с повернутым профилем, снабженным переменными, которые соответствуют значениям в полях ввода на панели определения параметров. Перечень переменных и их описания представлены в таблице 2.

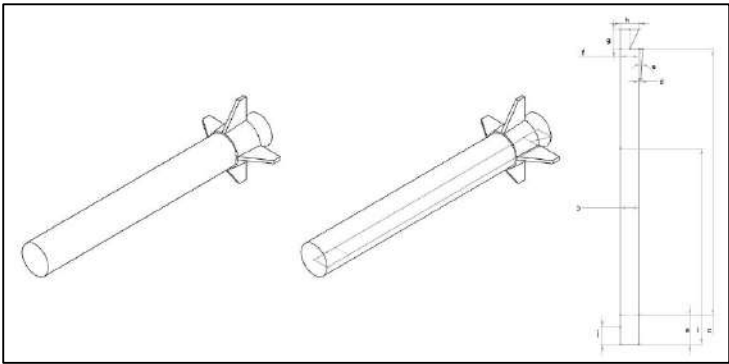


Рисунок 86 — Чертеж фюзеляжа

Таблица 2 — Параметры панели Stage X Definition (Определение ступени X)

Переменная	Описание
a	Длина секции фюзеляжа переходного отсека (дюймы)
b	Диаметр секции фюзеляжа (дюймы)
c	Длина секции фюзеляжа (дюймы)
d	Дополнительная толщина корпуса руля управления (дюймы)
e	Начальный угол заострения корпуса руля управления (град.)
f	Диаметр ступени ниже по потоку (дюймы)
g	Длина раструба от его конца ниже по потоку (дюймы)
h	Диаметр выходного сечения выходного устройства (дюймы)
i	Положение центра тяжести ступени (дюймы)
j	Положение центра тяжести переходного отсека (дюймы)

вного цилиндрического корпуса с описанием руля управления и выходного устройства. Наборы выступов и рулей управления добавляются к ступени в пункте 3.2.6.5.3.

3.2.6.5.2 Вкладка Stage X (Ступень X) → Propulsion (Силовая установка)

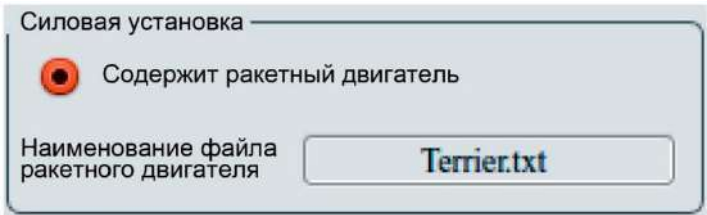


Рисунок 87 — Вид панели Propulsion (Силовая установка) раздела Solid Rocket Stages (Ступени твердотопливной ракеты) → Stage X (Ступень X) → Propulsion

Ступень может быть оснащена силовой установкой при помощи панели Propulsion (Силовая установка). Если ступень имеет ракетный двигатель, следует выбрать опцию Contains Rocket (Содержит ракетный двигатель), затем в текстовое окно Rocket Filename (наименование файла ракетного двигателя) ввести имя файла, в котором хранятся данные о ракетном двигателе. Информация о тяге ракетного двигателя предоставляется в форме текстового файла в формате, указанном на рисунке 88.

Таблица 3 — Переменные силовой установки

Переменная	Описание
nt	Количество шагов по времени
p_ref	Опорное давление
w_prop	Масса ракетного топлива
t	Мгновенное время
thr	Мгновенная тяга
w_dot	Мгновенная скорость изменения веса (массовый расход)

```

OPEN(10, FILE='Sample_Rocket.txt', STATUS=UNKNOWN)
WRITE(10,*) nt, p_ref, w_prop
DO i = 1, nt
    WRITE(10,*) t(i), thr(i), w_dot(i)
END DO

```

Filename: Sample_Rocket.txt
Contents:

```

61      14.696      1499.94      ! nt, p_ref, w_prop
0       9.600      267.500      ! t(1), thr(1), w_dot(1)
0.1     56309.700   268.100      ! t(2), thr(2), w_dot(2)
0.2     55626.300   268.100      ! t(3), thr(3), w_dot(3)
...
5       69289.700   260.500      ! t(nt), thr(nt), w_dot(nt)

```

Рисунок 88 — Пример компьютерной программы на языке FORTRAN для записи файла данных ракетного двигателя с приведением выходных данных этой программы

На рисунке 88 показан пример отрывка компьютерной программы на языке FORTRAN для записи требуемого файла данных. На этом рисунке также показан пример выходных данных, которые должен считать инструмент анализа многоступенчатой ракеты.

3.2.6.5.3 Вкладка Stage X (Ступень X) → Fins and Protuberances (Рули управления и выступы)



Рули управления и выступы

Количество выступов на ступени 2

Количество рулей управления на ступени 1

Рисунок 89 — Вид панели Fins and Protuberances (Рули управления и выступы) раздела Solid Rocket Stages (Ступени твердотопливной ракеты) → Stage X (Ступень X) → Fins and Protuberances

В текстовые окна этой панели вводится информация о количестве наборов выступов и рулей управления на этой ступени. Никакие величины пользователю вводить не требуется.

3.2.6.5.4 Вкладка Stage X (Ступень X) → Protuberances (Выступы)



Выступы

Добавить тип выступов

Удалить тип

Тип

BLOCK

Типы выступов

Тип 1 выступов

Тип 2 выступов

Количество выступов в наборе

2

Продольное расстояние 0.86699

Вертикальное смещение 0

Угловая ориентация (град.) 1-го выступа 45

Размеры каждого выступа (длина, ширина, высота) (дюймы)

1.5 2.75 3.62

Рисунок 90 — Вид панели Protuberances (Выступы) раздела Solid Rocket Stages (Ступени твердотопливной ракеты) → Stage X (Ступень X) → Protuberances

Выступы добавляются к ступени в виде сгруппированных наборов. Существуют семь геометрических видов выступов, доступных для выбора. Описания и их виды взяты из работы Auman, Doyle и Rosema [6] и представлены на рисунке 91. К каждой ступени можно добавить максимум пять различных наборов выступов. Внутри каждого набора можно добавлять многочисленные выступы с одинаковой геометрией и одинаковыми интервалами. Чтобы добавить тип выступа, следует щелкнуть мышкой кнопку Add Protuberance Type (Добавить тип выступа) в верхнем левом углу панели, затем заполнить

соответствующие поля ввода для каждого набора. Ранее добавленные типы выступов можно редактировать, выбирая этот тип из списка. Чтобы удалить самый последний добавленный тип, необходимо щелкнуть мышкой кнопку Remove Type (Удалить тип).

Для каждого набора выступов пользователю следует выбрать из ниспадающего окна соответствующий тип, затем ввести количество выступов в каждом наборе в поле ввода Number of Protuberances in Set (Число выступов в наборе). После этого необходимо ввести продольное расстояние от начала ступени. Выступы каждого набора расположены на одинаковом расстоянии друг от друга в радиальном направлении. Вертикальное смещение — это расстояние в перпендикулярном направлении от обвода корпуса ступени до нижней детали выступа. Угловая ориентация первого выступа измеряется в градусах от верхнего вертикального центра по часовой стрелке при взгляде вперед. Затем пользователь вводит длину, ширину и высоту выступа, как определено типом набора выступов (рисунок 91).



Рисунок 91 — Типы выступов, определенные в программе поддержки данных ракеты

3.2.6.5.5 Вкладка Stage X (Ступень X) → Fins (Рули управления)

Параметр	Значение
Количество рулей управления в наборе	4
Точка крепления заднего руля управления	-1.34
Длина хорды (основание, вершина) (дюймы)	38.09, 24.66
Относительное удлинение размаха к основанию хорды	0.9499
Масштабный коэффициент	1
Угол стреловидности передней кромки (ребро обтекателя, размах ребра обтекателя, крыло) (град.)	20.37, 50, 20.37
Часть хорды от передней кромки до максимальной толщины. Для каждого размаха	0.5, 0.5, 0.5
Отношение толщины к длине хорды для верхней поверхности. Для каждого размаха	0.062, 0.062, 0.062

Рисунок 92 — Вид панели Fins (Рули управления) раздела Solid Rocket Stages (Ступени твердотопливной ракеты) → Stage X (Ступень X) → Fins

Аналогично выступам рули управления также добавляются в соответствии с их типами. Готовых форм рулей управления для выбора нет, однако, каждый набор рулей управления определяется своей геометрией на этой панели. Чтобы добавить тип рулей управления, следует щелкнуть мышкой кнопку Add Fin Type (Добавить тип рулей управления), затем ввести соответствующую информацию о геометрии в поля ввода. Для каждой ступени разрешено вводить максимум 5 типов рулей управления. Ранее добавленные типы рулей управления можно редактировать, выбирая этот тип из списка. Для удаления самого последнего добавленного типа из списка, следует щелкнуть мышкой кнопку Remove Type (Удалить тип).

Для каждого типа рулей управления пользователю следует ввести количество рулей управления с одинаковой геометрией. Точка крепления в задней части является нулевой точкой отсчета для задания ступени. Расстояние до точки крепления измеряется в дюймах. Длина хорды основания и вершины руля управления определяется в дюймах и задается на панели. Далее на панели вводится относительное удлинение, определенное отношением размаха к основанию хорды. Углы стреловидности передней кромки измеряются в градусах и задаются для ребра обтекателя, размаха ребра обтекателя и крыла соответственно. Для каждого размаха руля управления определяется доля длины хорды от передней кромки до положения максимальной толщины. Наконец, для

каждого размаха определяется отношение толщины к хорде верхней поверхности.

3.2.6.6 Расчет траектории полета

Процесс расчета траектории многоступенчатой ракеты запускается после выбора всех опций и задания всех видов геометрии. При этом есть возможность сохранить резервную копию конфигурации ракеты в файле настройки. Запуск программы осуществляется через меню Execute (Выполнить) и далее через Run SRS (Запустить SRS). После этого будет выполняться расчет.

Результирующие данные траектории, разделенные запятой, выводятся в файл Fly_Eco_Fly.csv, а разделенные табулятором - в файл Fly_Eco_Fly.dat.

3.2.6.7 Просмотр результатов расчетов

Результаты расчетов траектории визуализируются с помощью встроенных графических средств построения соответствующих графиков и диаграмм программы проектирования Eco. Более подробно они описываются в пункте 3.2.8.

3.2.7 Подпрограмма MINIVER

Цель этой подпрограммы состоит в нахождении приближенного значения скорости нагрева корпуса ЛА. Эта подпрограмма использует информацию о траектории, геометрии и материалах из файла. Затем информация вводится в программный код MINIVER. Далее подпрограмма оценивает совокупный нагрев и скорость нагрева ЛА на всем протяжении полета.

3.2.7.1 Начало работы

3.2.7.1.1 Вход в подпрограмму MINIVER

Для получения доступа к подпрограмме MINIVER из инструмента проектирования Eco следует выбрать вкладку MINIVER (Components → MINIVER). Эта подпрограмма имеет пять вкладок:

- аэродинамический нагрев;
- состояние двигателя;
- свойства материалов;
- параметры управления;
- результаты.

3.2.7.1.2 Сохранение / загрузка конфигураций

Для сохранения текущих входных данных в файле необходимо щелкнуть мышкой Save As (Сохранить как) (File → Save As ...). Если входные данные уже были сохранены в файле, однако были сделаны изменения, следует щелкнуть мышкой Save (Сохранить) (File → Save), чтобы сохранить эти изменения. Чтобы загрузить входные данные из сохраненного файла, необходимо щелкнуть мышкой Open (File→Open) и выбрать требуемый файл.

3.2.7.2 Вкладка Aero Heating (Аэродинамический нагрев)



Рисунок 93 — Вид вкладки Aero Heating (Аэродинамический нагрев) (MINIVER → Aero Heating)

Вкладка Aero Heating (Аэродинамический нагрев) показывает входные данные для препроцессора, которые подпрограмма MINIVER будет использовать для построения геометрии ЛА.

3.2.7.2.1 Вкладка Aero Heating (Аэродинамический нагрев) → Body Point Selection (Выбор точек на корпусе)

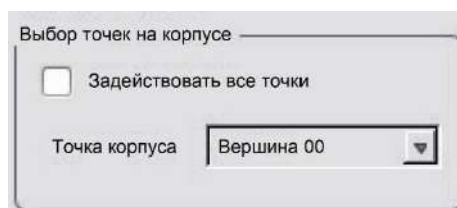


Рисунок 94 — Вид вкладки Body Point Selection (Выбор точек на корпусе) (MINIVER → Aero Heating → Body Point Selection)

Когда поставлен флажок Run All Points (Задействовать все точки), нижнее меню, связанное с точками корпуса, отключается, и все точки корпуса будут иметь одинаковые значения параметров. Если флажок не поставлен, пользователь должен выбирать точки на корпусе одну за другой и присваивать значения параметров с учетом каждой точки корпуса. На вкладке Aero (Аэродинамика) подпрограмма MINIVER будет автоматически сохранять введенные величины согласно выбору точек корпуса. Тем не менее другие величины, введенные в следующих трех вкладках, будут оставаться одинаковыми для всех точек поверхности ГЗЛА. Точка корпуса Engine 01 предназначена для анализа в аэродинамической трубе.

3.2.7.2.2 Вкладка Aero Heating (Аэродинамический нагрев) → Flow Parameters (Параметры потока)

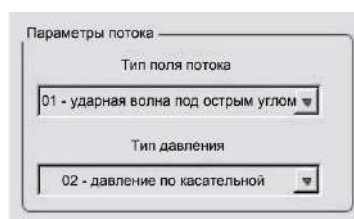


Рисунок 95 — Вид вкладки Flow Parameters (Параметры потока) (MINIVER → Aero Heating (Аэродинамический нагрев) → Flow Parameters)

Для получения местных параметров потока подпрограмма MINIVER имеет относительно простые аэродинамические методы, основанные на методах анализа течения вокруг ударных поверхностей. Внутри инструмента проектирования Есо рассчитывается как местный угол поверхности, так и длительность прогона для каждой точки анализа. Дополнительно к точкам фюзеляжа инструмент проектирования Есо имеет возможность рассчитать отдельную точку для анализа внутрипроточной части двигателя. Это обходит аэродинамические методы и позволяет пользователю непосредственно вводить свойства потока. Хотя эта точка обозначается как точка Engine 01, это делается только ради обозначения. Это означает, что если пользователь захочет, любые свойства потока из внешнего источника могут вводиться в эту подпрограмму и использоваться ею. Поэтому за исключением имени Engine 01 во внутреннем канале нет ничего особенного. По этой причине, если в данный момент выбрана точка корпуса Engine 01, опции поля потока и давления отключаются. В открытой литературе можно найти несколько статей, помогающих в выборе опций для различных точек анализа.

3.2.7.2.3 Вкладка Aero Heating (Аэродинамический нагрев) → Heat Transfer Parameters (Параметры теплопередачи)

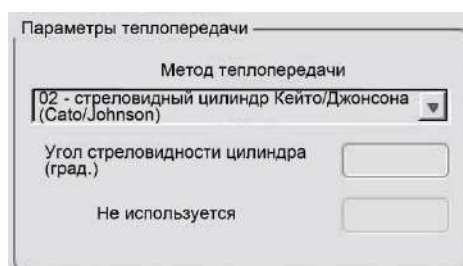


Рисунок 96 — Вид вкладки Heat Transfer Parameters (Параметры теплопередачи) (MINIVER → Aero Heating (Аэродинамический нагрев) → Heat Transfer Parameters)

Панель Heat Transfer Parameters (Параметры теплопередачи) устанавливает метод, используемый для расчета теплопередачи на всем протяжении ЛА. Доступные методы расчета теплопередачи излагаются ниже:

- 02 — стреловидный цилиндр Кейто/Джонсона (Cato/Johnson);
- 03 — метод Экерта (Eckert) с плоской пластиной и базовой энтальпией;
- 04 — метод Экерта/Сполдинга и Чи (Spaulding и Chi) с плоской пластиной;
- 05 — метод Ро-Мю (Rho-Mu) из компании Boeing с плоской пластиной;
- 06 — метод Беквис (Beckwith)/Галлахера (Gallagher) со стреловидным цилиндром;
- 07 — метод Ро-Мю из компании Boeing со стреловидным цилиндром.

В зависимости от выбранного метода расчета текстовые окна будут меняться. Если в данный момент выбрана точка корпуса Engine 01, ниспадающее меню метода теплопередачи отключается.

3.2.7.2.4 Вкладка Aero Heating (Аэродинамический нагрев) → Boundary Layer Transition Parameters (Параметры перехода пограничного слоя)

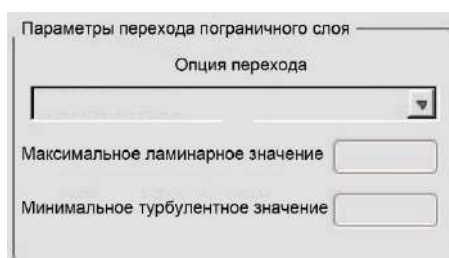


Рисунок 97 — Вид вкладки Boundary Layer Transition Parameters (Параметры перехода пограничного слоя) (MINIVER → Aero Heating (Аэродинамический нагрев) → Boundary Layer Transition Parameters)

Параметры перехода пограничного слоя задают метод расчета нагрева многослойных материалов. Если опция перехода выбрана равной 9, тогда ввод максимального ламинарного и минимального турбулентного значений отключен. Важно отметить, что максимальное ламинарное значение не может равняться минимальному турбулентному значению. Для опции перехода, равной 9, не могут выбираться методы теплопередачи 3, 4 и 5.

3.2.7.3 Вкладка Engine Conditions (состояние двигателя)

Рисунок 98 — Вид вкладки Engine Conditions (Состояние двигателя)
(MINIVER → Engine Conditions)

Вкладка Engine Conditions (состояние двигателя) показывает состояние для точки Engine 01. Пользователь вводит эти значения, а подпрограмма MINIVER запускает режим Engine 01 с опцией применения аэродинамической трубы. При запуске этой опции файл с траекторией не используется, поэтому подпрограмма MINIVER будет применять входные данные по давлению, температуре и скорости для моделирования в аэродинамической трубе.

3.2.7.3.1 Вкладка Engine Conditions → Thermal Parameters (Термические параметры)

Рисунок 99 — Вид вкладки Thermal Parameters (Термические параметры)
(MINIVER → Engine Conditions → Thermal Parameters)

Панель Thermal Parameters (термические параметры) содержит входные данные погонной длины и коэффициента излучения, вводимые пользователем.

3.2.7.3.2 Вкладка Engine Conditions → Initial Conditions (Начальные условия)

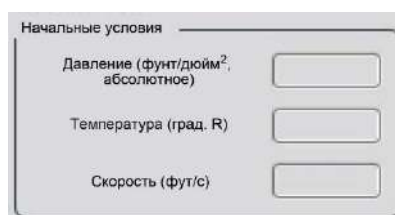


Рисунок 100 — Вид вкладки Initial Conditions (Начальные условия) (MINIVER → Engine Conditions → Initial Conditions)

Пользователь вводит давление, температуру и скорость. Эти величины будут использоваться в расчетах с аэродинамической трубой для точки Engine 01.

3.2.7.3.3 Вкладка Engine Conditions → Final Conditions (Конечные условия)

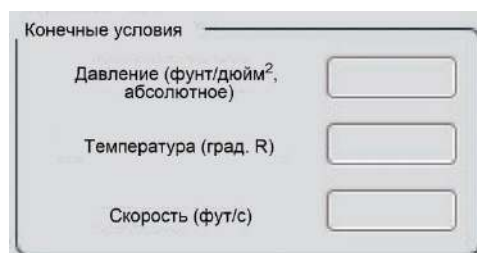


Рисунок 101 — Вид вкладки Final Conditions (Конечные условия) (MINIVER → Engine Conditions → Final Conditions)

По аналогии с панелью Initial Conditions (начальные условия) эти входные данные вводятся пользователем и используются для расчетов с аэродинамической трубой.

3.2.7.4 Вкладка Material Properties (Свойства материалов)



Рисунок 102 — Вкладка Material Properties (Свойства материалов) (MINIVER → Material Properties)

Вкладка Material Properties (свойства материалов) содержит входные данные о конструкциях, материалах и их толщинах, вводимые пользователем на панели Material and Thickness (материалы и толщины). Пользователь также должен ввести величины на панелях Approximate Emissivity и Temperatures (Приблизительное излучение и температуры).

3.2.7.4.1 Вкладка Material Properties (Свойства материалов) → Material and Thickness (Материалы и толщины)

Слой	Выбор типа структуры	Выбор материалов	Толщина (дюймы)
1	Панель-01	101 ALUMINUM 26	
2	Панель-01	101 ALUMINUM 26	
3	Панель-01	101 ALUMINUM 26	
4	Панель-01	101 ALUMINUM 26	

Рисунок 103 — Вид вкладки Material and Thickness (Материалы и толщины) (MINIVER → Material Properties (Свойства материалов) → Material and Thickness)

Пользователь выбирает тип конструкции и материал для ЛА. Он также вводит толщину материала для каждого слоя. Если слой не существует, необходимо ввести 0 в соответствующее текстовое окно в колонке Thickness (in.) (толщина (дюймы)). Другими словами, если ЛА имеет два слоя, тогда в текстовые окна в колонке Thickness (in.) (толщина (дюймы)) следует вводить значения 1, 1, 0, 0. Рекомендуется для типов конструкции использовать только опции 1, 6, или 7, так как пользователь определяет все требуемые входные данные. Входные данные для типов конструкции 2, 3, 4 и 5 заведены в тело программы. Чтобы изменить эти входные данные, пользователь должен войти в исходный текст компьютерной программы, найти подпрограмму Exitsak_inputs и изменить соответствующие значения.

3.2.7.4.2 Вкладка Material Properties (Свойства материалов) Approximate Emissivity (Приблизительный коэффициент излучения)

Рисунок 104 — Вид вкладки Approximate Emissivity (Приблизительный коэффициент излучения) (MINIVER → Material Properties (Свойства материалов) → Approximate Emissivity)

Пользователь вводит коэффициент излучения стенки для ЛА на панели Approximate Emissivity (Приблизительный коэффициент излучения).

3.2.7.4.3 Вкладка Material Properties (Свойства материалов) Temperatures (Температуры)

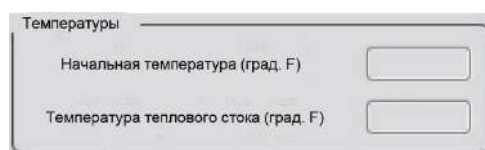


Рисунок 105 — Вид вкладки Temperatures (Температуры) (MINIVER → Material Properties (Свойства материалов) → Temperatures)

Пользователь вводит начальную температуру и температуру теплового стока для корпуса ЛА на панели Temperatures (Температуры). Эти входные данные должны быть в градусах Фаренгейта.

3.2.7.5 Вкладка Control Parameters (Параметры управления)

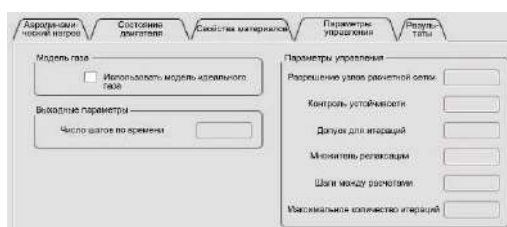


Рисунок 106 — Вид вкладки Control Parameters (Параметры управления) (MINIVER → Control Parameters)

Вкладка Control Parameters (параметры управления) определяет, как подпрограмма MINIVER будет выводить на печать результаты полета ЛА. На этой вкладке можно увеличить и уменьшить количество времени, которое подпрограмме MINIVER требуется на прогон.

3.2.7.5.1 Вкладка Control Parameters (Параметры управления) → Gas Model (Модель газа)

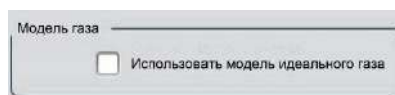


Рисунок 107 — Вид вкладки Gas Model (Модель газа) (MINIVER → Control Parameters (Параметры управления) → Gas Model)

Флажок Use Ideal Gas Model (Использовать модель идеального газа) определяет, как подпрограмма MINIVER будет рассчитывать скорость нагрева и локальные параметры потока. Пользователь определяет, использовать или нет вариант идеального газа.

3.2.7.5.2 Вкладка Control Parameters (Параметры управления) → Output Parameters (Выходные параметры)

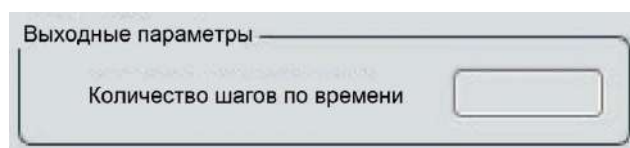


Рисунок 108 — Вид вкладки Output Parameters (Выходные параметры)
(MINIVER → Control Parameters (Параметры управления) → Output Parameters)

На этой панели пользователь вводит количество распечаток для каждой точки корпуса. Если суммарное время полета ЛА составляет 4000 сек, а число шагов по времени равно 40, тогда подпрограмма MINIVER будет распечатывать расчеты каждые 100 секунд.

3.2.7.5.3 Вкладка Control Parameters (Параметры управления) (MINIVER → Control Parameters)

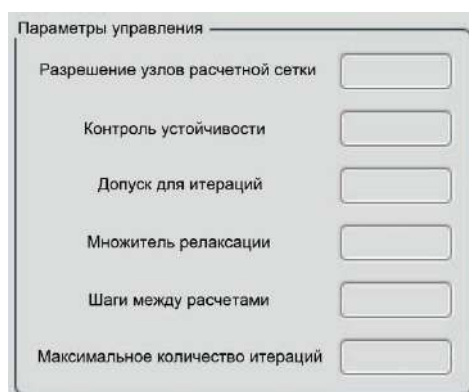


Рисунок 109 — Вид вкладки Control Parameters (Параметры управления)
(MINIVER → Control Parameters)

Панель Control Parameters (Параметры управления) позволяет пользователю редактировать данные для подпрограммы MINIVER. Расчеты и выходные данные подпрограммы MINIVER будут более или менее точными в зависимости от введенных величин на этой панели. Если подпрограмма MINIVER не доходит до конца, пользователю следует увеличить максимальное число итераций или изменить другие параметры управления.

3.2.7.6 Вкладка Results (Результаты)

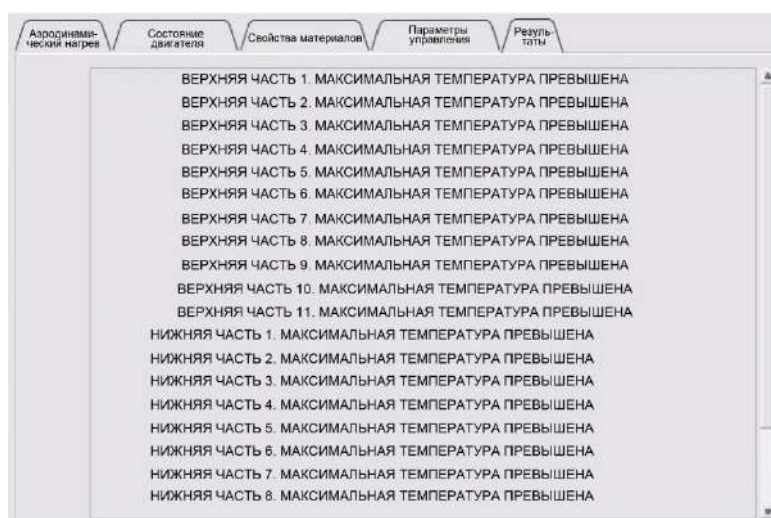


Рисунок 110 — Вид вкладки Results (Результаты) (MINIVER → Results)

Результаты прогона подпрограммы MINIVER выводятся на вкладке Results (Результаты). На этой вкладке выводится список всех точек корпуса, а также сообщается, превышена или нет максимальная температура для ЛА. Если подпрограмма MINIVER не доходит до конца, вблизи соответствующей точки корпуса выводится примечание Did not finish running (Прогон не завершен до конца).

3.2.7.7 Запуск подпрограммы MINIVER

После задания всех опций и входных данных для каждой точки корпуса можно запустить подпрограмму MINIVER. Однако убедитесь, что были созданы файлы траектории и геометрии, иначе подпрограмма MINIVER не запустится. После запуска подпрограммы MINIVER на панели Results будут выводиться сообщения, превышена или нет максимальная температура для материала в определенной точке корпуса. Если подпрограмма MINIVER не завершит прогон, пользователю придется изменить некоторые значения, материалы или параметры управления. Окно с комментариями уведомит пользователя, если подпрограмма MINIVER не завершит прогон.

3.2.8 Построение диаграмм и визуализация

Данные о поверхностях ЛА и его траектории вычерчиваются внутри инструмента проектирования Есо посредством использования вкладок Geometry viewer (Средство просмотра геометрии) (рисунок 111) и Plot viewer (Средство просмотра диаграмм) (рисунок 114), расположенных в левом нижнем квадранте главного окна программы. Средство просмотра геометрии управляет графическим отображением каждой поверхности, перечисленной в списке имен поверхностей. В этом списке отдельные поверхности могут подключаться и отключаться, убирая галочку рядом с именем этой поверхности. Непрозрачность окна просмотра управляется опцией движкового переключателя, а цвета поверхности и окна просмотра управляются с помощью панели Colors (Цвета). На панели Surface Representation (Представление поверхностей) можно изменить изображение поверхности от неравномерного рационального би-сплайна до каркасного представления. Формирование пространственного изображения обеспечивается в выходном окне, показанном на рисунке 112. В пределах этого окна полученную модель можно свободно поворачивать, удерживая обжатой левую кнопку мышки и перемещая курсор. Поворот вокруг одной оси выполняется удерживанием клавиши Control и левой кнопки мышки. Масштабирование изображения выполняется с помощью колесика прокрутки или правой кнопки мышки. Перемещение изображения модели выполняется удерживанием клавиши Shift и левой кнопки мышки.

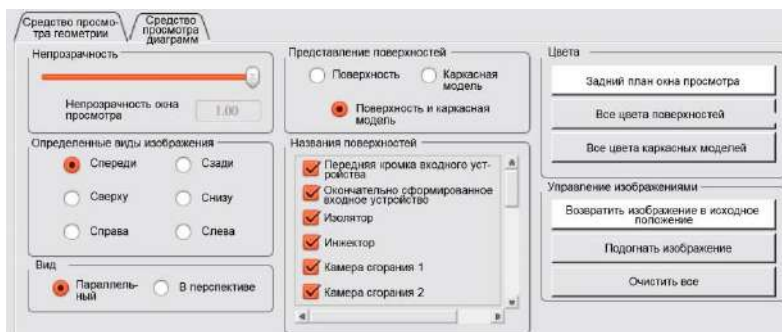


Рисунок 111 — Plotting Controls (Средства управления графическим изображением) → Geometry Viewer (Средство просмотра геометрии)

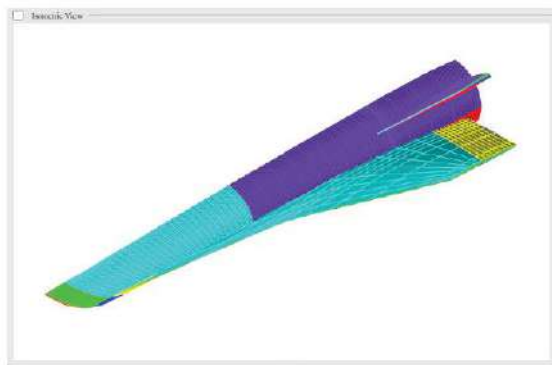


Рисунок 112 — Output Windows (Выходные окна) — Isometric View
(Пространственное изображение)

Заранее определенные изображения выбираются на панели Defined Views (Определенные виды изображения) и выводятся в отдельном окне просмотра, показанном на рисунке 113. Как для изометрических изображений, так и для определенных видов изображений пользователь может выбирать на панели View (Вид) параллельное представление изображения или изображение в перспективе.

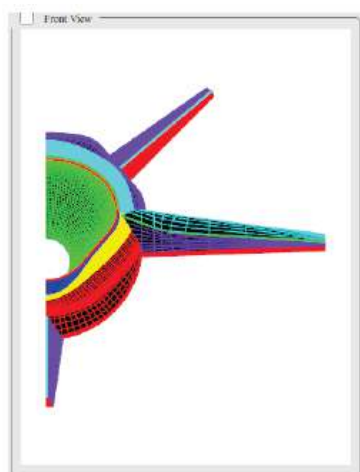


Рисунок 113 — Output Windows (Выходные окна) — Defined View
(Определенный вид изображения)

На панели View Control (Управление изображениями) пользователь имеет возможность вернуть изображение в исходное положение или изменить масштаб изображения для его соразмерности. После выполнения анализа пользователю следует нажать Reset View (Возвратить изображение в исходное положение), чтобы разрешить перемещение модели и назначение новых определенных видов изображения.

Графики траектории управляются на вкладке Plot Viewer (Средство просмотра диаграмм). Переменные по осям X и Y выбираются из ниспадающего меню. По умолчанию строится график зависимости высоты полета (футы) от времени (сек). Данные могут иметь графическое представление в виде линейных сегментов, точек или их комбинации.

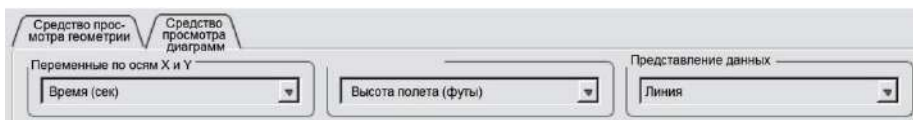


Рисунок 114 — Plotting Controls (Средства управления графическим изображением) — Plot Viewer (Средство просмотра диаграмм)

Оси будут автоматически масштабироваться под входные данные. График появится в главном окне инструмента проектирования Eсо (рисунок 115).

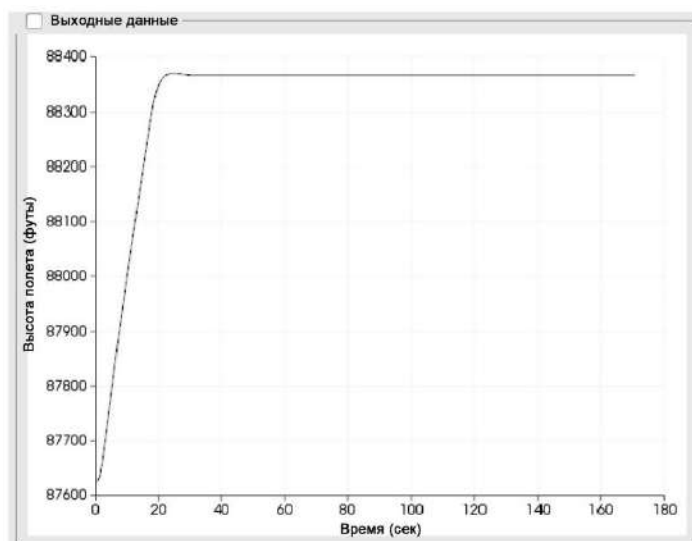


Рисунок 115 — Output Windows (Выходные окна) — Trajectory Output (Выходные данные траектории)

Output	Выходные данные
Alt (ft)	Высота полета (футы)
Time (sec)	Время (сек)

4 ИНСТРУМЕНТ ПОСТРОЕНИЯ РАСЧЕТНЫХ СЕТОК

4.1 Подпрограмма IGRID

После проведения исследований по построению расчетных сеток для КСУ с ГТД была разработана новая подпрограмма, являющаяся инструментом быстрого и надежного формирования объемных расчетных сеток интегральных входных устройств силовых установок данного типа. В последующем эта подпрограмма стала успешно использоваться при проектировании и оптимизации входных устройств рассматриваемого типа и была названа генератором расчетных сеток входных устройств КСУ Inlet GRID или IGRID. Более поздние версии этого инструмента были модифицированы для обработки входных устройств с изоляторами, камерами сгорания, дозвуковыми и гиперзвуковыми ВУ, а также внешними обтекаемыми поверхностями. Так что, по мнению самих исследователей, название IGRID теперь уже не в полной мере отражает возможности этой программы.

Подпрограмма IGRID использует метод последовательных шагов, разработанный во время проведения исследований по построению расчетных сеток для КСУ с ГТД. Разработчики утверждают, что программный алгоритм подпрограммы IGRID оказался довольно надежным и позволяет быстро и эффективно формировать объемные сетки моделируемых компоновок входных устройств КСУ. Тем не менее они также отмечают и то обстоятельство, что этот программный продукт, не обеспечивает возможности управления разрешением получаемых сеток. Поэтому в данном плане этот описываемый инструмент проектирования до некоторой степени является ограниченным в своих возможностях. Ниже приводится описание последовательности (шагов) построения расчетных сеток, реализованной внутри подпрограммы IGRID.

1. Формирование поверхностной сетки

Во время выполнения этого первого шага поверхностная сетка считывается из файла, записанного инструментом проектирования Eso. Файл поверхностей состоит из моноблочной поверхностной сетки в формате пакета функций Plot3D. Сетка начинается на внешнем обтекателе, охватывает переднюю кромку и расширяется до внутренней проточной части. i -направление определяется положительным направлением потока в проточной части. Кривые линии j -направления охватывают периферийную часть замкнутого контура геометрии.

2. Блочная экструзия пограничного слоя

Во время выполнения второго шага поверхностная сетка, полученная в первом шаге, вытесняется в направлении, перпендикулярном к стенке. Для этого необходимо указать параметры во входном файле. Необходимо указать следующие параметры: интервал вблизи стенки, геометрическую скорость роста, точку разрыва блока обтекателя, точку разрыва переднего перехода, количество точек поперек пограничного слоя и количество точек поперек блока обтекателя.

3. Формирование геометрии лобовых сечений ГЗВУ КСУ

Исходя из величин газодинамических параметров втекающего потока на третьем шаге с помощью подпрограммы построения параметрических поверхностей формируется геометрия лобовых сечений гиперзвукового входного устройства КСУ рассматриваемого типа. Подпрограмма формирует сетку из четырехугольников, которая далее преобразуется в треугольный формат, позволяющий в таком виде реализовывать алгоритм сглаживания сеток.

4. Уточнение геометрии лобовых сечений ГЗВУ КСУ

Изначально полученная расчетная сетка лобовых сечений ГЗВУ проецируется на поверхность ударной волны, и в случае неоптимальности ее формы для данных расчетных условий с помощью подпрограммы трансфинитной интерполяции осуществляется ее деформация до конфигурации, близкой к оптимальной.

5. Формирование геометрии проточной части ГЗВУ

Геометрия внутренней области проточной части ГЗВУ формируется с помощью подпрограммы трансфинитной интерполяции.

6. Инициализация блоков втекающего потока

Входное сечение ГПВРД инициализируется и проецируется на поверхностную сетку втекающего потока. Блок втекающего потока затем инициализируется, используя подпрограмму трансфинитной интерполяции.

7. Многоблочное сглаживание сеток

После инициализации объемной сетки используется многоблочный сглаживатель для улучшения общего качества сетки. Сглаживатель сеток улучшает гладкость, распределение и ортогональность сетки, устраняя отрицательные (складчатые) ячейки.

8. Образование кластеров в пограничном слое

Во время выполнения этого шага блоки пограничного слоя алгебраически группируются с использованием подпрограммы кластеризации сплайнов. Эта

подпрограмма строит смешанный кубический сплайн Акимы (Akima) на существующей кривой из точек расчетной сетки, рассчитывает новое распределение на основе длины дуги, сохраняет кластерный блок сетки в памяти и передает его подпрограмме записи файла. Недавно подпрограмма кластеризации была встроена в сеточный сглаживатель, так что кластеризация может выполняться в течение процесса сглаживания по запросу.

На рисунке 116 показана сетка входного устройства, инициализированная с помощью программы IGRID. На этом рисунке красная сетка обозначает блок пограничного слоя, зеленая сетка обозначает блок обтекателя, а голубая сетка обозначает базовые блоки и блоки втекающего потока. Поверхность втекающего потока непосредственно не показана на этом рисунке, но ее форма показана выступающими поверхностями блоков, взятых из базы данных. На рисунке 117 показан продольный разрез инициализированной сетки входного устройства. На этом рисунке четко виден блок пограничного слоя, который охватывает всю поверхность входного устройства от внутренней проточной части до внешнего обтекателя. Также можно четко видеть блоки обтекателя и базовые блоки. Большие неоднородности в интервале сетки являются результатом использования алгебраических методов инициализации. Эти неоднородности являются временными и быстро исчезают, когда сетка проходит многоблочный сглаживатель, как показано на рисунке 118. На этом рисунке видно, что многоблочный сглаживатель сеток способен значительно улучшить гладкость и ортогональность сетки по всему объему.

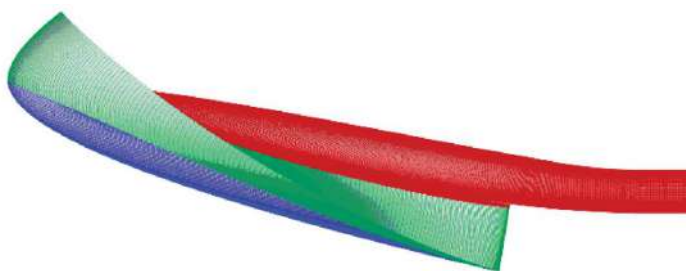


Рисунок 116 — Вид сбоку на сетку входного устройства, сформированную с помощью программы IGRID

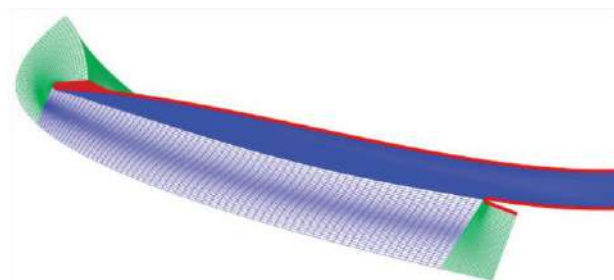


Рисунок 117 — Продольный разрез сетки входного устройства, сформированной с помощью программы IGRID

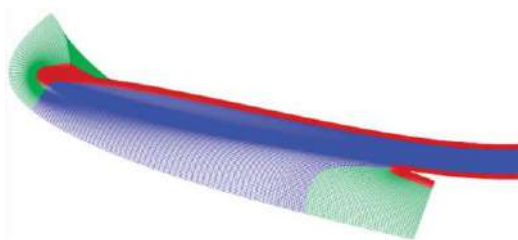


Рисунок 118 — Сетка входного устройства после выполнения процедуры сглаживания

4.2 Разработка сглаживателей сеток

4.2.1 Обзор

Во время выполнения программы SBIR компания GHI параллельно занималась разработкой инструмента многоблочного сглаживания для обычных приложений построения сеток. Этот инструмент, известный как GRID MPI, полностью написан на языке Fortran. Для параллельной реализации он использует интерфейс передачи данных MPI (Message Passing Interface). Этот сглаживатель сеток решает эллиптическую систему координат сетки и функции управления сеткой с помощью итерационной поточечной решающей программы. Текущие возможности и свойства этого инструмента сглаживания сеток перечислены ниже:

- поддержка двух режимов работы:
 - только поверхностные сетки
 - объемные и поверхностные сетки;
- легкая начальная установка для прогона сглаживания сеток по сравнению с коммерческим программным обеспечением;
- прогоны сглаживания сеток требуют минимального взаимодействия с пользователем;

- поддержка опций управления временем прогона программы, которые задаются в файле входных данных;
- с помощью идентификаторов модульных ключевых секций в файле входных данных указываются параметры, файлы поверхностей и граничные условия для решающей программы;
- выполнение кластеризации пограничного слоя через спецификацию файла входных данных;
- поддержка замораживания поверхностной сетки через спецификацию файла входных данных;
- работа с элементарными многоблочными сетками Plot3D в формате ASCII или в неформатированном формате языка Fortran;
- автоматическое обнаружение блочной, поверхностной и реберной связности;
- использование файлов триангулированных поверхностей, взятых из базы данных, или плоскостей, определенных пользователем, для ограничения и определения границ сеток;
- запуск в пакетном режиме на произвольном количестве процессоров и возможность повторного запуска;
- равномерное распределение рабочей нагрузки и использования памяти между процессорами;
- поддержка 3, 5 и 6 - блочных особенностей, а также сложной топологии сетки;
- возможность во время прогона записывать файлы данных, которые могут сразу представляться в графическом виде с помощью подпрограммы Tecplot;
- возможность записывать предысторию сходимости расчетной сетки.

4.2.2 Система уравнений

Внутри параллельного инструмента сглаживания был внедрен новый трехмерный квазилинейный алгоритм сглаживания эллиптических сеток на

основе двумерного алгоритма Вилламизара (Villamizar) и Акоста (Acosta)⁷. Этот метод формирования и сглаживания сеток был построен на принципах, разработанных Винслоу (Winslow)⁸. В своей книге Томпсон (Thompson), Варси (Warsi) и Мастин (Mastin)⁹ описали систему из трех однородных квазилинейных эллиптических дифференциальных уравнений с частными производными.

$$\sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^3 g^{ij} \vec{r}_{\xi^i \xi^j} + \sum g^{kk} P_k \vec{r}_{\xi^k} = 0$$

где $\xi^1 = \xi$, $\xi^2 = \eta$ и $\xi^3 = \zeta$ являются криволинейными координатами узловых точек сетки, выраженных в декартовых координатах $\vec{r} = \hat{i}x + \hat{j}y + \hat{k}z$ в трансформированной плоскости. $P_1 = P$, $P_2 = Q$ и $P_3 = R$ являются вынуждающими функциями, действующими в направлениях трансформированных координат ξ , η , и ζ на плоскости соответственно. Раскрывая уравнение, получаем

$$g^{11} \vec{r}_{\xi\xi} + g^{12} \vec{r}_{\xi\eta} + g^{13} \vec{r}_{\xi\zeta} + g^{21} \vec{r}_{\eta\xi} + g^{22} \vec{r}_{\eta\eta} + g^{23} \vec{r}_{\eta\zeta} + g^{31} \vec{r}_{\zeta\xi} + g^{32} \vec{r}_{\zeta\eta} + g^{33} \vec{r}_{\zeta\zeta} = - (g^{11} P_{\xi} + g^{22} Q_{\eta} + g^{33} R_{\zeta}) \quad (14)$$

Тем не менее, чтобы быть пригодными для этого уравнения, компоненты g^{ij} контрвариантного метрического тензора должны быть написаны через компоненты ковариантного метрического тензора g_{mn} , определенного следующим образом:

$$g^{il} = \frac{1}{g} (g_{jm} g_{kn} - g_{jn} g_{km}) \quad (15)$$

где (i, j, k) и (l, m, n) — циклические параметры, а g — определитель Якоби этого преобразования. После подстановки уравнения (15) в уравнение (14) и значительных алгебраических преобразований определитель Якоби g этого координатного преобразования может быть исключен из уравнения. Удаление g из уравнений желательно в том смысле, что это действие уменьшает абсолютное значение вынуждающих функций P, Q и R, таким образом, делая эти уравнения менее жесткими и поэтому более легкими для решения. Эта форма уравнений

отличается от формы, используемой коммерческой подпрограммой формирования сеток GRIDGEN и правительственной подпрограммой 3DGRAPE-AL, которые начинают с другой формы уравнения (13), не позволяющей исключить квадратный член Якоби. После проведения вышеупомянутых алгебраических преобразований и группировки членов, система уравнений, которая может быть дискретизирована и решена численно, приводится ниже

$$\begin{aligned}\alpha_{11}x_{\xi\xi} + \alpha_{22}x + \alpha_{33}x + 2(\alpha_{12}x_{\xi\eta} + \alpha_{13}x_{\xi\zeta} + \alpha_{23}x_{\eta\zeta}) &= -(\alpha_{11}Px_{\xi} + \alpha_{22}Qx_{\eta} + \alpha_{33}Px_{\zeta}) \\ \alpha_{11}y_{\xi\xi} + \alpha_{22}y + \alpha_{33}y + 2(\alpha_{12}y_{\xi\eta} + \alpha_{13}y_{\xi\zeta} + \alpha_{23}y_{\eta\zeta}) &= -(\alpha_{11}Py_{\xi} + \alpha_{22}Qy_{\eta} + \alpha_{33}Py_{\zeta}) \\ \alpha_{11}z_{\xi\xi} + \alpha_{22}z + \alpha_{33}z + 2(\alpha_{12}z_{\xi\eta} + \alpha_{13}z_{\xi\zeta} + \alpha_{23}z_{\eta\zeta}) &= -(\alpha_{11}Pz_{\xi} + \alpha_{22}Qz_{\eta} + \alpha_{33}Pz_{\zeta})\end{aligned}\quad (16)$$

Вилламизар и Акоста разработали и продемонстрировали в своей статье систему уравнений, в которой они решили двумерную форму уравнения (13), дополненную дифференциальными уравнениями с частными производными для вынуждающих функций P и Q:

$$\begin{aligned}g_{22}x_{\xi\xi} - 2g_{12}x_{\xi\eta} + g_{11}x_{\eta\eta} &= -(g_{22}Px_{\xi} + g_{11}Qx_{\eta}) \\ g_{22}y_{\xi\xi} - 2g_{12}y_{\xi\eta} + g_{11}y_{\eta\eta} &= -(g_{22}Py_{\xi} + g_{11}Qy_{\eta}) \\ P_{\xi\xi} + P_{\eta\eta} &= -(k_1g_{\xi\xi} + k_2g_{22\xi}) \\ Q_{\xi\xi} + Q_{\eta\eta} &= -(k_1g_{\eta\xi} + k_2g_{11\eta})\end{aligned}\quad (17)$$

Здесь члены с правой стороны уравнений вынуждающих функций рассчитаны для перевода данной сетки в сетку Лапласа. В своей статье Вилламизар и Акоста решили систему уравнений (16) как краевую задачу Дирихле и продемонстрировали практичность своего подхода на нескольких примерах двумерной геометрии. Тем не менее они указали граничные условия уравнений вынуждающих функций, таких как условие Неймана, используя экстраполяцию второго порядка. К сожалению, этот подход не дает такого уровня управления поведением всей сетки, который мы хотим получить вблизи границ сетки. Для улучшения контроля над сеткой вблизи границ граничное условие Неймана было заменено измененной формой метода Хилгенштока (Hilgenstock)¹⁰, предложенного Уайтом (White)¹¹. Решение этой системы уравнений (17) было продемонстрировано для некоторых простых видов геометрии.

В заключение своей статьи Вилламизар и Акоста предложили трехмерное расширение своего метода, где шесть однородных квазилинейных

эллиптических дифференциальных уравнений с частными производными нужно решать в форме, показанной в уравнении (18). По имеющейся информации, решения этой системы уравнений не были опубликованы в открытой литературе.

4.2.3 Уравнения объема

Сглаживатель сеток решает квазилинейную эллиптическую систему уравнений, имеющих следующую форму:

$$\begin{aligned} \alpha_{11}x_{\xi\xi} + \alpha_{22}x_{\eta\eta} + \alpha_{33}x_{\zeta\zeta} + 2(\alpha_{12}x_{\xi\eta} + \alpha_{13}x_{\xi\zeta} + \alpha_{23}x_{\eta\zeta}) &= -(\alpha_{11}Px_{\xi} + \alpha_{22}Qx_{\eta} + \alpha_{33}Px_{\zeta}) \\ \alpha_{11}y_{\xi\xi} + \alpha_{22}y_{\eta\eta} + \alpha_{33}y_{\zeta\zeta} + 2(\alpha_{12}y_{\xi\eta} + \alpha_{13}y_{\xi\zeta} + \alpha_{23}y_{\eta\zeta}) &= -(\alpha_{11}Py_{\xi} + \alpha_{22}Qy_{\eta} + \alpha_{33}Py_{\zeta}) \\ \alpha_{11}z_{\xi\xi} + \alpha_{22}z_{\eta\eta} + \alpha_{33}z_{\zeta\zeta} + 2(\alpha_{12}z_{\xi\eta} + \alpha_{13}z_{\xi\zeta} + \alpha_{23}z_{\eta\zeta}) &= -(\alpha_{11}Pz_{\xi} + \alpha_{22}Qz_{\eta} + \alpha_{33}Pz_{\zeta}) \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} P_{\xi\xi} + P_{\eta\eta} + P_{\zeta\zeta} &= -(k_1g_{\xi} + k_2g_{11_{\xi}}) \\ Q_{\xi\xi} + Q_{\eta\eta} + Q_{\zeta\zeta} &= -(k_1g_{\eta} + k_2g_{22_{\eta}}) \\ R_{\xi\xi} + R_{\eta\eta} + R_{\zeta\zeta} &= -(k_1g_{\zeta} + k_2g_{33_{\zeta}}) \end{aligned}$$

Здесь ξ , η , и ζ – расчетные направления координат; x , y и z – физические координаты сетки, а P , Q и R – компоненты функции управления сеткой. Ковариантные базисные вектора определяются как

$$\begin{aligned} \bar{g}_1 &= x_{\xi}\hat{i} + y_{\xi}\hat{j} + z_{\xi}\hat{k} \\ \bar{g}_2 &= x_{\eta}\hat{i} + y_{\eta}\hat{j} + z_{\eta}\hat{k} \\ \bar{g}_3 &= x_{\zeta}\hat{i} + y_{\zeta}\hat{j} + z_{\zeta}\hat{k} \end{aligned} \quad (19)$$

а элементы α_{ij} как

$$\begin{aligned} \alpha_{11} &= g_{22}g_{33} - g_{23}g_{23} \\ \alpha_{22} &= g_{33}g_{11} - g_{13}g_{13} \\ \alpha_{33} &= g_{11}g_{22} - g_{12}g_{12} \\ \alpha_{12} &= g_{23}g_{13} - g_{12}g_{33} \\ \alpha_{13} &= g_{13}g_{23} - g_{13}g_{22} \\ \alpha_{23} &= g_{13}g_{12} - g_{23}g_{11} \end{aligned} \quad (20)$$

с масштабными коэффициентами $g_k = g_l * g_k$ (где l и $k = 1, 2, 3$), которые определяются как абсолютное значение скалярного произведения ковариантных базисных векторов, т.е.

$$\begin{aligned}
g_{11} &= \bar{g}_1 \cdot \bar{g}_1 = |\bar{g}_1| |\bar{g}_1| \cos(\theta_{11}) \\
g_{12} &= \bar{g}_1 \cdot \bar{g}_2 = |\bar{g}_1| |\bar{g}_2| \cos(\theta_{12}) \\
g_{13} &= \bar{g}_1 \cdot \bar{g}_3 = |\bar{g}_1| |\bar{g}_3| \cos(\theta_{13}) \\
g_{22} &= \bar{g}_2 \cdot \bar{g}_2 = |\bar{g}_2| |\bar{g}_2| \cos(\theta_{22}) \\
g_{23} &= \bar{g}_2 \cdot \bar{g}_3 = |\bar{g}_2| |\bar{g}_3| \cos(\theta_{23}) \\
g_{33} &= \bar{g}_3 \cdot \bar{g}_3 = |\bar{g}_3| |\bar{g}_3| \cos(\theta_{33})
\end{aligned} \tag{21}$$

4.2.4 Уравнения поверхностей

Сглаживатель сеток решает однотипную квазилинейную систему уравнений на граничных поверхностях объемной сетки или на отдельных поверхностных сетках. Уравнения поверхностей имеют следующую форму:

$$\begin{aligned}
g_{22}x_{\xi\xi} - 2g_{12}x_{\xi\eta} + g_{11}x_{\eta\eta} &= -(g_{22}Px_{\xi} + g_{11}Qx_{\eta}) + \left[(g_{22}x_{\xi\xi} - 2g_{12}x_{\xi\eta} + g_{11}x_{\eta\eta}) \cdot \hat{n} \right] \hat{n} \\
g_{22}y_{\xi\xi} - 2g_{12}y_{\xi\eta} + g_{11}y_{\eta\eta} &= -(g_{22}Py_{\xi} + g_{11}Qy_{\eta}) + \left[(g_{22}x_{\xi\xi} - 2g_{12}x_{\xi\eta} + g_{11}x_{\eta\eta}) \cdot \hat{n} \right] \hat{n} \\
g_{22}z_{\xi\xi} - 2g_{12}z_{\xi\eta} + g_{11}z_{\eta\eta} &= -(g_{22}Pz_{\xi} + g_{11}Qz_{\eta}) + \left[(g_{22}x_{\xi\xi} - 2g_{12}x_{\xi\eta} + g_{11}x_{\eta\eta}) \cdot \hat{n} \right] \hat{n}
\end{aligned} \tag{22}$$

$$\begin{aligned}
P_{\xi\xi} + P_{\eta\eta} &= -(k_1g_{\xi\xi} + k_2g_{11\xi}) \\
Q_{\xi\xi} + Q_{\eta\eta} &= -(k_1g_{\xi\eta} + k_2g_{22\eta})
\end{aligned}$$

Здесь \hat{n} является вектором нормали к участку поверхности в

$$\bar{g}_1 = x_{\xi} \hat{i} + y_{\xi} \hat{j} + z_{\xi} \hat{k}.$$

4.2.5 Разработки и испытания

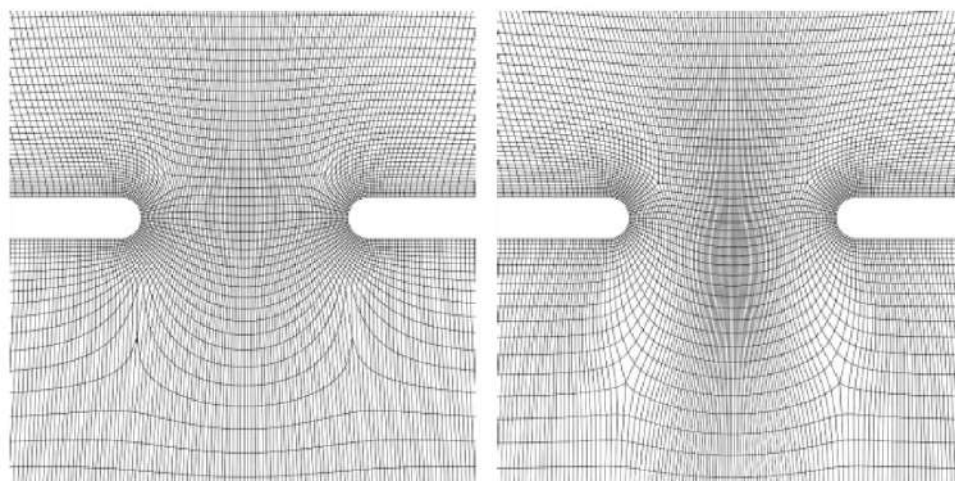
На начальной стадии работы сглаживатель многоблочных сеток был реализован как основная программа, работающая с узлами сетки. При соблюдении граничных условий она хорошо работала, находя решения в контрольных точках ячеек сеток с регулярной топологией. Тем не менее, когда топология сеток становилась более сложной, схема решений, основанная на узлах сетки, начинала демонстрировать жесткие ограничения. Эти проблемы наблюдались в особых точках сетки, где шаблон узловых точек сетки становился неоднозначным. В этих областях расчетные направления координат ξ , η , и

ζ являются неоднозначными и могут интерпретироваться по-разному для каждого примыкающего блока сетки. Если для каждого из совместно используемых блоков выбираются различные шаблоны, то решения для узловой точки сетки могут быть и будут различными. Это является причиной того, что расчетная точка не совпадает с особой точкой и создает неоднородности и разрывы в сетке. Во время процесса разработки было сделано несколько попыток исследовать проблему сингулярности. Тем не менее для схемы решений, основанной на узлах сетки, реализация этих попыток имела разную степень успеха без очевидного выигрышного варианта.

Позднее было принято решение перейти от схемы, основанной на узлах сетки, к схеме, основанной на центре ячейки. Этот переход имел одно явное преимущество: шаблоны для точек в районе особой точки становились однозначными, по крайней мере, для соседних ξ , η и ζ узлов (диагональные точки должны были по-прежнему перестраиваться для этой схемы). Недостаток этой схемы состоит в том, что реализация граничных условий становится менее очевидной, чем для схемы решений, основанной на узлах сетки. Для обеих схем программы решения задач, работающие с лицевыми поверхностями и блоками, являются одинаковыми, за исключением нескольких изменений в индексах, связанных с пуском и остановкой.

После реализации схемы решений, основанной на центре ячейки, был внедрен новый метод обработки особых точек. Этот метод управляет местными интервалами в особой точке и препятствует образованию слишком скошенной сетки. Вблизи 3 - блочных особых точек этот метод выталкивает точки из особой точки, так что ячейки сетки становятся не слишком мелкими. Вблизи 5 и 6 - блочных особых точек этот метод тянет точки по направлению к особой точке, так что сетка становится более однородной. На рисунке 119 показана расчетная сетка передней кромки, используемая для испытаний и оценки улучшенной обработки особой точки. На рисунке 119 (а) показана сетка, которая была построена без специальной обработки вблизи особых точек. На этом рисунке видно, что ячейки сетки сильно скошены, а также существуют большие неоднородности как в направлении линий сетки, так и по интервалу между узлами сетки. На рисунке 119 (b) показана сетка, построенная с задействованием обработки особых точек. На этом рисунке видно, что сетка получилась гораздо

более однородной, а интервалы между узлами и ортогональность сетки лучше управляются вблизи особых точек.



(а) Обработка особых точек
отключена

(б) Обработка особых точек
включена

Рисунок 119 (а, б) — Расчетная сетка передней кромки, используемая для
улучшения обработки особых точек

Всесторонние испытания параллельного многоблочного сглаживателя сеток проводились в широком диапазоне видов геометрии. Эти виды геометрии включали проточную часть ГПВРД, летательные аппараты с ГПВРД, геометрию ЛА по программе НТВ2 (рисунок 120), проточную часть двигателя ГЛА компании Astroх для вывода на орбиту (рисунок 121), типичные виды геометрии твердотельных ракет (рисунок 122), типичные виды геометрии корпусов, создающих подъемную силу (рисунок 123), а также широкий диапазон видов испытаний. В настоящее время инструменты построения расчетных сеток активно дорабатываются в компании GHI. Самые недавние доработки включают кластеризацию пограничного слоя по запросу, усовершенствованную спецификацию файла входных данных, а также прямое преобразование в формат сеток US3D и HDF5. Кроме того, в качестве внешнего интерфейса к инструменту сглаживания сеток был добавлен графический интерфейс пользователя для построения расчетных сеток и топологий. Это привело к созданию автономного инструмента построения расчетных сеток, способного формировать высококачественные расчетные сетки для широкого диапазона сложных видов геометрии.

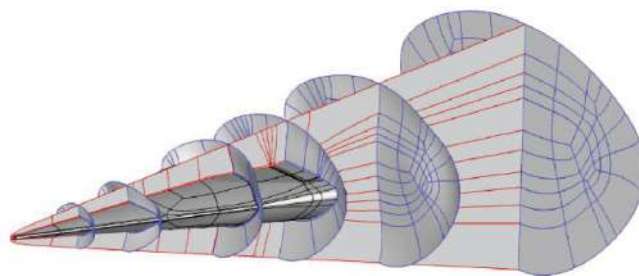


Рисунок 120 — Топология сетки ЛА по программе HTV2; сглаживание сетки выполнено с помощью инструмента GRID MPI

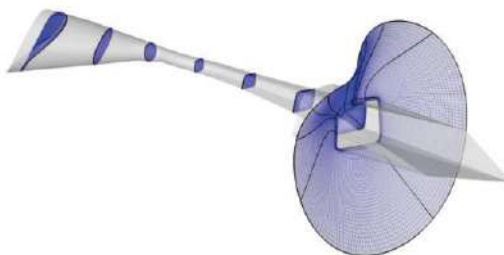


Рисунок 121 — Проточная часть двигателя ГЗЛА для вывода на орбиту; сглаживание сетки выполнено с помощью инструмента GRID MPI

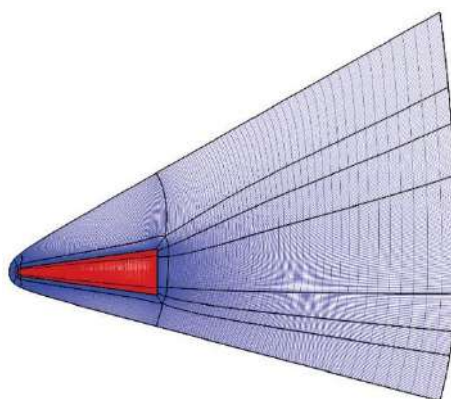


Рисунок 122 — Типичная расчетная сетка твердотельных ракет; сглаживание сетки выполнено с помощью инструмента GRID MPI

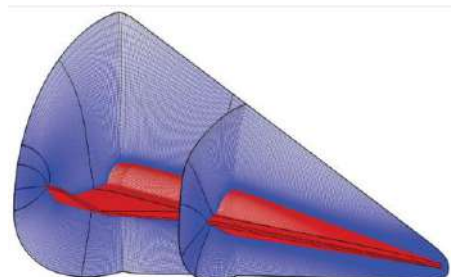


Рисунок 123 — Типичная расчетная сетка корпусов, создающих подъемную силу; сглаживание сетки выполнено с помощью инструмента GRID MPI

4.3 Демонстрация оптимизации входных устройств КСУ

Одна из основных целей автоматического построения и моделирования расчетных сеток ГЗЛА и его КСУ состоит в эффективной оптимизации форм проточных частей КСУ с ГТД, а также аэродинамической компоновки ГЗЛА в целом. В течение первого квартала 2011 г. инструменты построения и оптимизации расчетных сеток, разработанные в рамках программы SBIR, применялись для расчета типичных трехмерных входных устройств, поворачивающихся внутрь, в условиях отдельного крейсерского полета. Поверхность входного устройства строилась с помощью параметрической вычислительной программы визуализации линий тока. Эта вычислительная программа использовала рациональную кривую Безье третьего порядка в качестве главной опоры и предполагала автомодельность базовой кривой линии около точки фокусировки, определенной пользователем. Контрольные точки, положение фокуса и другие параметры считывались из текстового входного файла. По умолчанию кривая линия профиля округлая, при этом из файла данных могут считываться другие профили. После построения поверхности входного устройства строятся поверхности изолятора, передней кромки и расширения обтекателя. Окончательная поверхность входного устройства форматируется как структурированная четырехугольная сетка формата Plot3D, которая совместима с программой IGRID. На рисунке 124 показан общий вид определения параметрической поверхности, и отмечены ее основные свойства.



Рисунок 124 — Определение параметрической поверхности ГЗВУ КСУ

Расчетная сетка для этой геометрии использует усовершенствованную топологию с 29-ю элементарными блоками. Блок пограничного слоя распространяется на 80 ячеек и имеет интервал вблизи стенки, равный $1,0E-6$ м при скорости роста геометрии 1,10. Эта сетка была сглажена при помощи параллельного многоблочного сглаживателя сеток. Окончательная расчетная сетка для полного входного устройства имела 11,5 млн ячеек. На рисунках 125 и 126 показана топология входного устройства до и после проведения сглаживания

соответственно. На этих рисунках видно, что топология инициализируется с относительно грубым приближением, в то время как конечная топология ограничивается поверхностью и имеет очень гладкий внешний вид. На крупном плане передней кромки и критического сечения входного устройства (рисунок 127) видно, что окончательная расчетная сетка имеет очень высокое качество. Полный общий вид сетки входного устройства показан на рисунке 128.

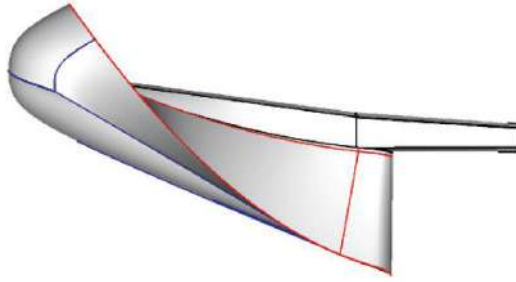


Рисунок 125 — Топология входного устройства до сглаживания

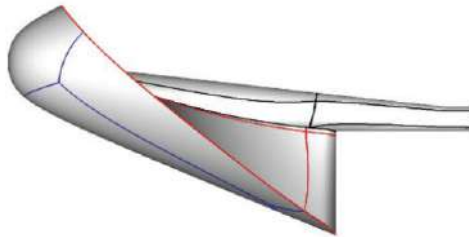


Рисунок 126 — Топология входного устройства после сглаживания

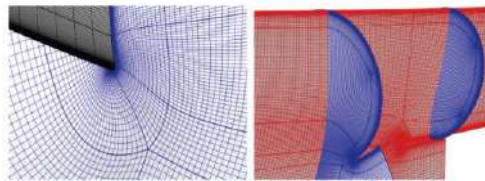


Рисунок 127 — Области сглаженной сетки, показанные крупным планом

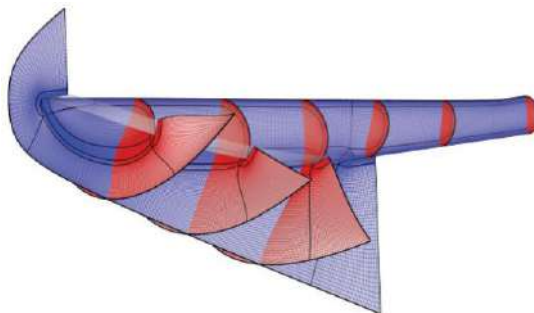


Рисунок 128 — Осевые и продольные срезы сглаженной сетки входного устройства

В этой работе был использован оптимизационный контроллер DAKOTA (проектный и аналитический набор для приложений оптимизации и терафлопсных вычислений). Управляющая программа моделирования была написана на языке Perl. Она управляла построением поверхностей, формированием сеток, числовым моделированием, а также операциями последующей обработки. Алгоритм процесса оптимизации расчетных сеток входных устройств КСУ показан на рисунке 129.

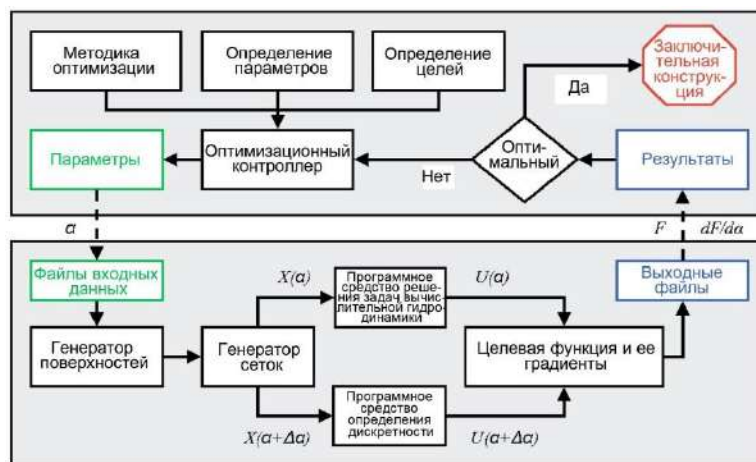


Рисунок 129 — Алгоритм процесса оптимизации расчетных сеток ВУ КСУ

На этом рисунке оптимизационный контроллер определяет расчетные параметры, алгоритм оптимизации, а также используемую методику оптимизации. Управляющая программа моделирования управляет построением поверхностей, расчетных сеток, моделированием вычислительной гидродинамики и дискретности, а также выполнением последующей обработки задач, необходимой для выполнения отдельного анализа конструкции. Обмен данными между контроллером и управляющей программой моделирования выполняется через файл входных данных и файл результатов.

В этой работе использовался квазиньютоновский алгоритм оптимизации из библиотеки Opt++ с отдельной методикой. Моделирование вычислительной гидродинамики проводилось с помощью подпрограммы US3D. Условия полета были выбраны следующие: число $M = 8$, $q_\infty = 1000$ (фунт/фут²) при радиационном равновесии стенок. Пограничный слой предполагался полностью турбулентным от передней кромки входного устройства. Градиенты целевой функции рассчитывались с помощью программного средства определения дискретности в

подпрограмме US3D, что привело к значительному уменьшению расчетного времени. Целевой функцией для оптимизации служила эффективность сжатия. Во время проведения оптимизации разрешалось изменять пять расчетных величин: L , R_1 , R_2 , θ_1 , θ_2 . Тем не менее, чтобы несколько облегчить эту типичную проблему, передняя кромка и точка фокусировки во время оптимизации были зафиксированы.

На рисунке 130 показано изменение целевой функции и расчетных величин во время цикла проектирования ГЗВУ КСУ.

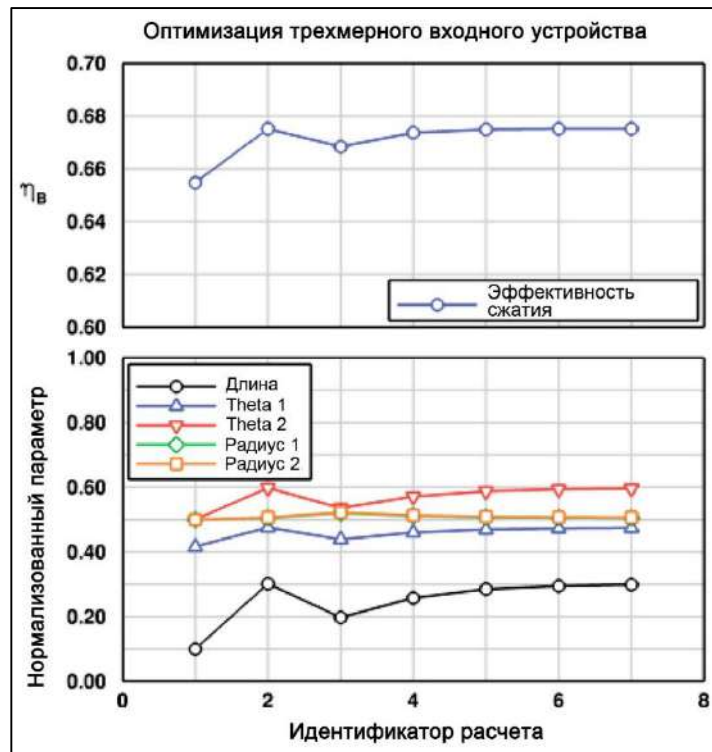


Рисунок 130 — Изменение целевой функции и расчетных величин во время цикла проектирования ГЗВУ КСУ

Из данного рисунка видно, что при использовании инструментов оптимизации эффективность сжатия быстро увеличивается до максимальной. Кроме того, видно, что расчетные величины быстро устанавливаются в свои конечные значения. В процессе постепенного изменения эти параметры испытывают колебания, а затем сходятся. Это происходит, вероятно, вследствие того, что квазиньютоновский метод начинает работу с метода наискорейшего спуска при значении параметра design 01, а затем переходит на квазиклассический метод при значении параметра design 02. Так как перепад между расчетами при значениях параметра design 01 и design 02 большой, а приближенный определитель Гессе рассчитывается на основе изменения в градиентах, то определитель Гессе при значении параметра design 02, вероятно,

будет не очень точным. Это приводит к уходу от оптимальной конструкции при значении параметра design 03. В дальнейшем приближенный определитель Гессе становится более точным, и оптимизация сходится, как и следовало ожидать.

На рисунках 131 и 132 показаны контуры чисел Маха и статического давления для начальной и конечной конструкции входного устройства.

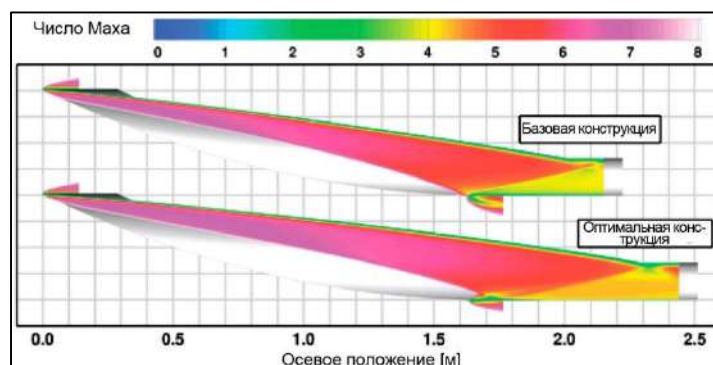


Рисунок 131 — Сравнение чисел M для начальной и конечной конфигураций ГЗВУ КСУ

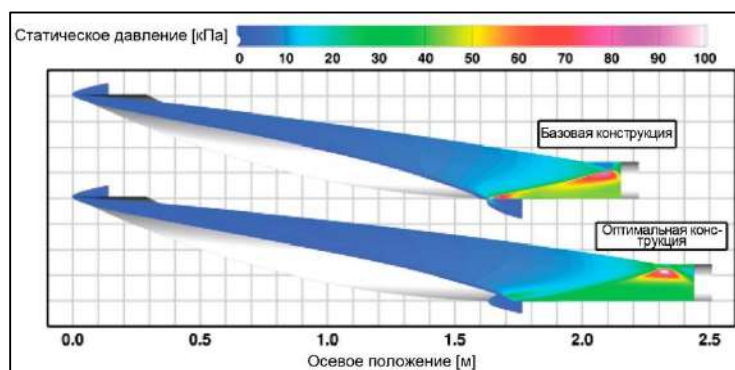


Рисунок 132 — Сравнение статического давления для начальной и конечной конфигураций ГЗВУ КСУ

Исследователи отмечают, что сила отраженной ударной волны уменьшается, и она одновременно становится более выравненной за счет выступа входного устройства. Это приводит к образованию более однородного потока в изоляторе. Интересно также заметить, что сильное взаимодействие ударной волны вблизи выступа входного устройства не исчезает. Это происходит, вероятно, вследствие сильных нелинейностей потока и того факта, что кривая линия губы входного устройства была зафиксирована во время оптимизации.

5 ГРАФИЧЕСКИЙ ИНТЕРФЕЙС ПОЛЬЗОВАТЕЛЯ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ РАСЧЕТНЫХ СЕТОК ГЗВУ КСУ

5.1 Выбор набора инструментов

Одним из первых решений, которое было необходимо принять при разработке графического интерфейса пользователя, был выбор набора инструментов, который предстояло использовать. Разработка приложений в рамках набора инструментов уменьшает объем работ, который необходимо выполнять для достижения определенного места рабочей прикладной программы, по сравнению с написанием отдельной подпрограммы, непосредственно взаимодействующей с системой окон на рабочем столе (в системах X11 или Windows). Кроме того, многоплатформенный набор инструментов для создания графического интерфейса пользователя упрощает перенос приложений с одной машины на другую между расчетными платформами, если это необходимо.

Набор инструментов Qt был выбран для разработки графического интерфейса пользователя при построении расчетных сеток и топологии. Набор инструментов Qt является межплатформенным приложением и основой пользовательского интерфейса с интерфейсом прикладного программирования на языке C++ и возможностью создания пользовательского интерфейса¹². Набор инструментов Qt был разработан в качестве системы с открытым кодом и библиотеками в свободном доступе. Он также имеет коммерческую версию для закрытых проектов¹³. Библиотеки набора инструментов Qt являются легкодоступными и широко используются в настольных компьютерах с операционной системой Linux в качестве части графического пользовательского интерфейса фирмы Corel. Установочные пакеты доступны также для настольных компьютеров с операционной системой Microsoft Windows.

Набор инструментов визуализации (VTK) был выбран для воспроизведения точек, поверхностей и топологии генератора сеток. Набор инструментов VTK является свободно доступной системой с открытым исходным кодом, служащей для построения трехмерной компьютерной графики,

обработки изображений и визуализации¹⁴. Он интегрируется с набором инструментов Qt графического интерфейса пользователя, имеет межплатформенную совместимость и работает как с операционной системой Windows, так и Linux. Система VTK используется в ряде правительственных исследовательских лабораторий и, вероятно, в основном используется в качестве базиса научного программного обеспечения визуализации Paraview, разработанного в национальных лабораториях Сандиа (Sandia), США.

5.2 Совместимость наборов инструментов

Для демонстрации совместимости наборов инструментов Qt и VTK было разработано простое приложение Qt, в котором использовалось несколько текстовых полей ввода. Они обеспечивали параметры для построения простой структурированной сетки в режиме реального времени. Окно визуализации набора инструментов VTK встраивалось в главное окно приложения Qt, имея бесшовный вид. На рисунке 133 показан пример этих сеток, построенных для двух различных наборов параметров.

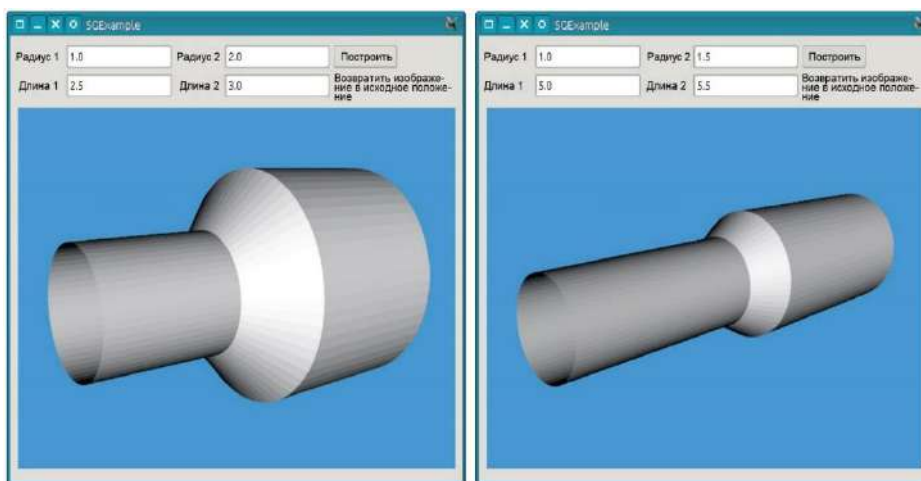


Рисунок 133 — Пример применения интеграции инструментов Qt и VTK

5.3 Интеграция языков C++ и Фортран

Во время выполнения программы SBIR основные подпрограммы численных расчетов были написаны на языке Фортран, в то время как компоненты графического интерфейса пользователя на основе наборов инструментов Qt и VTK были написаны на языке программирования C++. В то

время как подпрограммы, написанные на языке Фортран, использовали преимущество современных приемов программирования, таких как модули и производные типы, в языке С++ прямой доступ ко всем компонентам производного типа языка Фортран не был легким. Для связи двух языков программирования были написаны интерфейсные функции, чтобы компоненты графического интерфейса могли принять входные данные пользователя и передать команды модулям построения сеток, написанным на языке Фортран, для выполнения интенсивных численных расчетов. Подпрограммы на языке Фортран сохраняют все данные сеток, включая размеры блоков и координаты точек. На основе взаимодействия через графический интерфейс пользователя различные команды, управляющие данными сеток, передаются подпрограммам, написанным на языке Фортран, а результаты, если это применимо, возвращаются в подпрограммы, написанные на языке С++.

5.4 Архитектура Модель / Изображение

В традиционном графическом интерфейсе пользователя, основанном на элементах управления окном, элементы окон представляют различные части объектов, с которыми приходится работать. Например, если графический интерфейс пользователя использовался для установки размеров блоков сетки, элементы управления окном графического интерфейса пользователя будут использоваться для поддержания размеров блоков. Это значит, что любая вычислительная программа, взаимодействующая с графическим интерфейсом пользователя, должна запрашивать элементы управления окном об изменениях величин, а изменения элементов управления в соответствующих окнах должны вызывать запуск подпрограмм, которые в свою очередь влияют на выходные значения параметров основной программы. Несмотря на то что этот метод является простым и работает во многих случаях, он не является оптимальным для работы с объектами, содержащими большое количество параметров. Модель программирования, связанная с архитектурой Модель/Изображение, работает несколько по-другому, разрывая связи накопителя данных (называемого

моделью) с экранным изображением этих данных. Многочисленные изображения могут взаимодействовать с одной и той же моделью, извлекая данные, необходимые для представления информации пользователю разными способами.

Эта модель поддерживает данные таким способом, который наиболее соответствует типу проблемы. В данном случае модель состоит из модуля на языке Фортран с переменными для поддержания такой информации о сетках, как число блоков, размеры блоков и топология блоков или координаты точек блока.

В наборе инструментов Qt доступно несколько стандартных представлений. Они могут быть расширены посредством создания подклассов. В этом случае компания GHI смогла создать подкласс простого объекта с табличным изображением для отображения такой информации о многоблочных сетках, как размеры блоков в направлениях i , j , и k для каждого блока. Кроме того, были построены дополнительные элементы управления окнами, такие как всплывающие окна для выбора между различными вариантами параметров сетки. Например, одна часть поверхности многоблочной сетки может быть представлена в виде сплошной, каркасной, точечной или полупрозрачной модели.

Результат объединения всех частей программы представлен на рисунке 134. В этом примере модуль построения многоблочных сеток, написанный на языке Фортран, вызывается из графического интерфейса пользователя для загрузки поверхностной сетки. Информация о сетке передается изображению модели, которое воспроизводит данные для каждого блока наряду с переключаемыми опциями управления представлением и цветами точек поверхности.

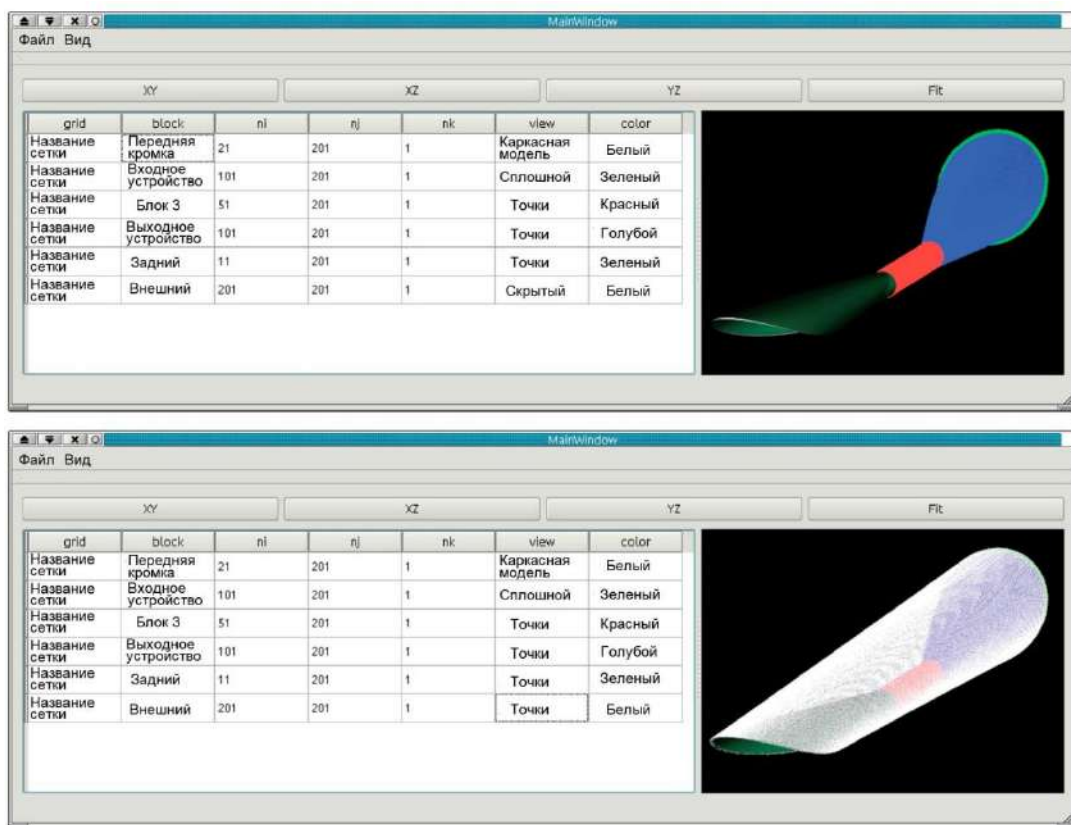
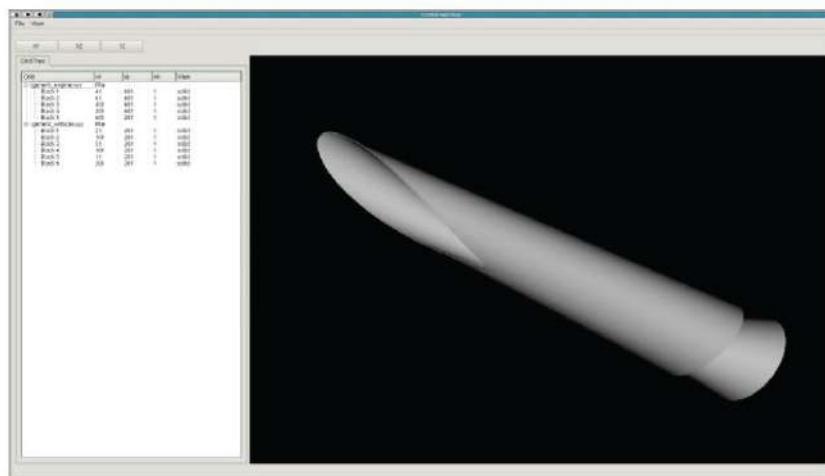


Рисунок 134 — Представление многоблочной поверхностной сетки с помощью архитектуры Модель/Изображение

Используя такую же модель многоблочной сетки, написанную на языке Фортран, могут быть получены различные ее изображения. На рисунке 135 многочисленные поверхности сгруппированы вместе и представлены в виде дерева данных. Такое представление будет полезно при определении групп поверхностных блоков, составляющих общие элементы топологии сеток.



5.5 Топология модуля построения сеток

Подход, используемый в этой работе для построения сеток, состоит в отделении топологии многоблочной структурированной сетки от поверхностей, на которые отображаются некоторые отдельные поверхности блока или наборы поверхностей. Тогда топология сетки может рассматриваться как состоящая из ряда однозначно определяемых узлов с некоторыми начальными координатами в пространстве. Каждый блок сетки состоит из набора восьми узлов для формирования шестигранного элемента топологии сетки.

Программный модуль построения сеток разработчиками был написан на языке Fortran для построения многоблочных сеток, а также для взаимодействия с графическим интерфейсом пользователя для визуализации и внесения изменений в топологию проводимых исследований. Новая топология сеток может считываться в этот модуль из файла полной сетки в формате Plot3D, включая все внутренние точки, или из файла топологии, который совместно использует такой же формат, как и полная сетка, но состоит только из вершин углов блока. Если используется последний вариант, тогда модуль построения сеток обращается к файлу топологии за дополнительной информацией, определяющей размеры отдельных блоков для каждого направления расчета (i, j, k), а также за информацией, описывающей группирование лицевых поверхностей и блоков в зоны лицевых поверхностей и ячеек.

После считывания данных файла топологии выполняются расчеты для нахождения однозначной глобальной нумерации для всех точек, лицевых поверхностей и ячеек в полной сетке. При выполнении расчетов этот модуль также формирует представление топологии на основе неструктурированной шестисторонней сетки. Представление топологии с помощью неструктурированной сетки используется графическим интерфейсом пользователя для построения неструктурированного сеточного объекта, который затем воспроизводится набором инструментов визуализации VTK. Пример для простой топологии, состоящей только из трех блоков, показан на рисунке 136.

На рисунке 137 показано представление неструктурированной сетки с помощью набора инструментов визуализации VTK для многоблочной сетки из 128-ми блоков, которое было загружено и визуализировано с использованием модуля топологии на языке Фортран. Набор инструментов визуализации VTK воспроизводит окно визуализации, а также таблицу структуры модели и ее представления для отображения информации о каждом блоке топологии сетки. Размеры структурированной сетки (n_i , n_j , n_k) для каждого блока показаны в таблице структуры модели, а ее начальные значения установлены посредством считывания полной сетки в формате Plot3D. Размеры любого блока можно поменять в таблице двойным щелчком мыши. Это изменение посылается в модуль топологии на языке Фортран, который выполняет обновление размеров модели. Так как блоки соединяются друг с другом посредством совместно используемой топологии, любое обновление размера сетки в одном блоке часто вызывает цепную реакцию обновлений других многочисленных размеров блоков.

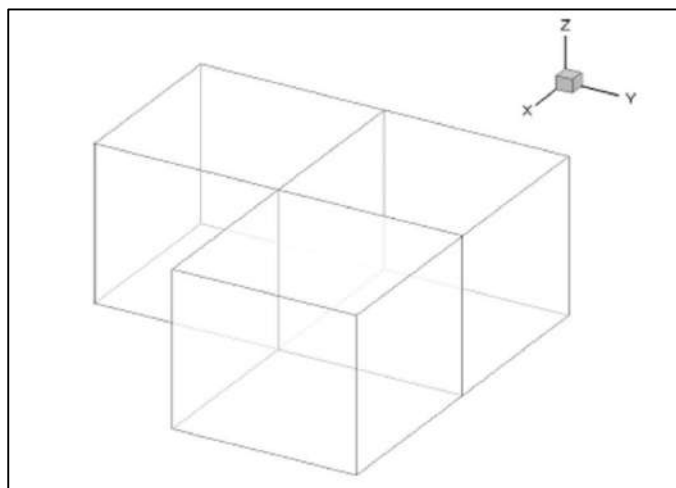


Рисунок 136 — Простая топология из трех блоков

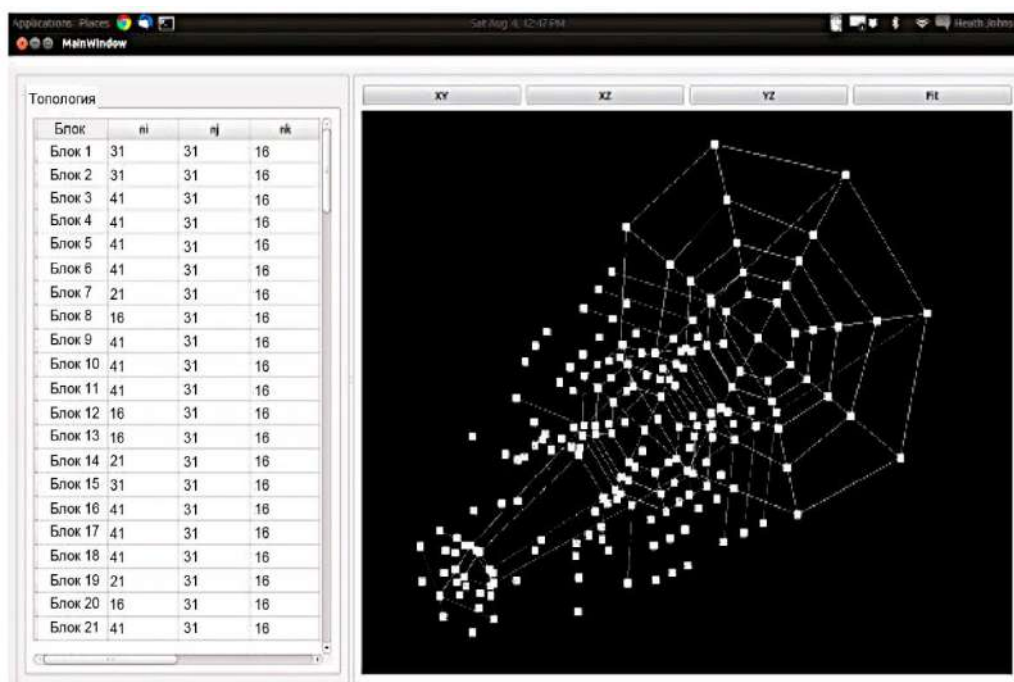


Рисунок 137 — Визуализация с помощью набора инструментов VTK и отображение структуры модели для топологии сетки из 128-ми блоков

Пересчет выполняется очень быстро в рамках модуля топологии на языке Фортран при помощи рекурсивной подпрограммы. Затем производится обновление таблицы структуры модели, а все отображаемые размеры сетки обновляются автоматически. Таким образом, можно легко добавлять блокам точки для кластеризации в пограничном слое и в других местах, где ожидается получение высоких градиентов в решениях вычислительной гидродинамики.

5.6 Расширение режимов взаимодействия пользователя с набором инструментов визуализации VTK

По умолчанию окно формирования изображения взаимодействует с мышью для управления изображением на дисплее (выполняя перемещение, вращение и масштабирование). С помощью нажатия клавиш можно изменить представление объектов от сплошного до каркасного или в виде представления ограничивающими прямоугольниками. Кроме использования встроенного взаимодействия, для обеспечения дополнительной функциональности можно создавать пользовательские стили набора инструментов визуализации. Чтобы позволить пользователю управлять точками топологии сеток, была создана программа-посредник для интерактивного проектирования. При нажатии

клавиши Adjust (Настроить) мышь перестает перемещать положение камеры, и пользователь переходит к выбору и перемещению координат узлов сетки в рамках текущей плоскости обзора. Для более легкого представления этого действия на рисунке 138 показан пример использования программы-посредника в виде перемещения двух точек простой сетки из одного блока.

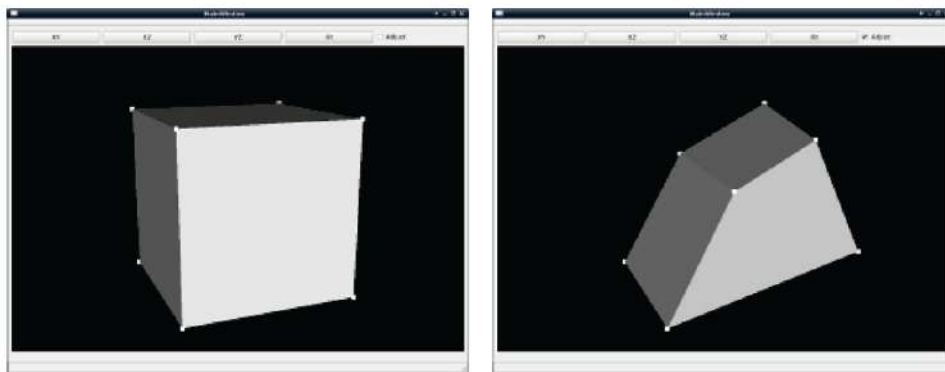


Рисунок 138 — Инструментальная программа-посредник набора инструментов визуализации VTK для перемещения узлов расчетной сетки

5.7 Программа ввода данных сетки в подпрограмму US3D в формате HDF5

Подпрограмма US3D считывает файлы сеток в формате HDF5. HDF5 является форматом модели данных, библиотек и файлов для хранения и управления ими. Этот формат разработан для гибкого и эффективного ввода-вывода, а также для сложных данных большого объема.¹⁶ На языке Фортран был создан модуль прямой записи файлов сеток для подпрограммы US3D в формате HDF5. Прежде чем выполнять это действие, сначала загружаются данные файла топологии сетки. Далее определяются группы поверхностных и объемных блоков топологии, таким образом, что может быть сформирована информация о зоне сетки. Все эти операции выполняются над топологией, а не над полной сеткой. Так как нет необходимости строить в памяти полную сетку, модуль топологии запускается очень быстро.

После выполнения перенумерации сеток и расчетов зон вызывается модуль записи данных о сетках. Этот модуль начинает записывать информацию о зонах в файл данных о сетках. После этого могут быть записаны координаты

узлов для полной сетки. Способ записи координат узлов зависит от подпрограммы, которая вызывает модуль записи данных о сетках. Используя инструменты для многоблочных сеток, рассмотренные в других разделах этого документа, большая многоблочная сетка поддерживается в памяти в распределенной форме. Каждый блок узловых точек сетки записывается с помощью одного или нескольких обращений к подпрограмме записи данных о сетках, указывая текущий номер блока, местные индексы точек и координаты точек. Модуль записи преобразует эти данные в глобальный цифровой массив неструктурированных сеток и записывает соответствующие данные в файл формата HDF5. В конечном счете, последнее обращение к подпрограмме записи данных о сетках завершает и закрывает файл формата HDF5, включая запись требуемой информации о глобальной связности.

На рисунке 139 показана простая многоблочная структурированная сетка с рисунка 136, обработанная подпрограммами записи данных о сетках и топологии, считанная постпроцессором US3D с записью граничных зон сеток. Несмотря на свою простоту, этот пример иллюстрирует возможность считывать файл данных о сетках в формате Plot3D, строить топологию и внутренние точки (посредством подпрограмм сглаживания сеток, рассмотренных в пункте 2.3.4), а также напрямую записывать неструктурированный файл в формате HDF5 для подпрограммы US3D.

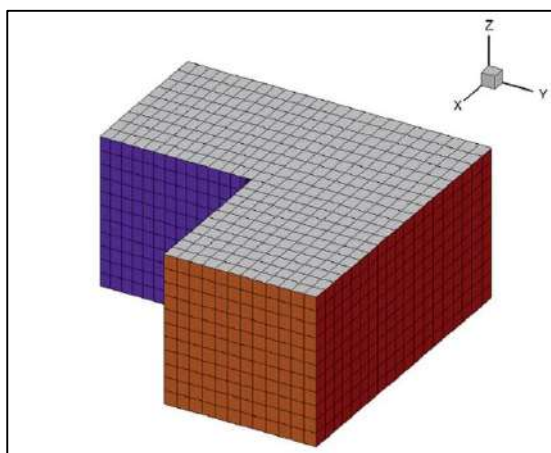


Рисунок 139 — Неструктурированная сетка для подпрограммы US3D, записанная в формате HDF5

6 ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках программы SBIR компания GHI разработала надежные инструменты эффективного построения расчетных сеток для каналов входных и выходных устройств комбинированных силовых установок с ГТД. Для этой цели в том числе был разработан новый сглаживатель многоблочных сеток с возможностями сглаживания сложной геометрии проточных частей КСУ с ГТД в дополнение к ранее разработанной системе проектирования Eсо. В ходе работы также были созданы программные средства проектирования внутренней и внешней геометрии КСУ рассматриваемого типа и ГЗЛА, использующие методику рациональных би-сплайнов. Она позволяет существенно улучшить результаты аэротермодинамического анализа процессов течения как внутри проточных частей КСУ с ГТД, так и результаты аэродинамической оптимизации исследуемых компоновок ГЗЛА. Результирующий инструмент проектирования Eсо версии 3.0 способен проектировать ГЗЛА с одним или двумя ГПВРД, а также выполнять анализ потоков вокруг летательного аппарата и внутри его силовой установки с различными уровнями точности. В дополнение к этим новым возможностям инструмент проектирования Eсо 3.0 также способен выполнять весовой и термический анализ, а также параметрическую оптимизацию конструкции гиперзвукового аппарата, основываясь на особенностях его траектории полета. На сегодняшний день компания GHI успешно продемонстрировала автоматизированное построение расчетных сеток и моделирование входных устройств, камер сгорания (без форсунок) и выходных устройств ГПВРД, а также создала предварительную версию автономного графического интерфейса пользователя для разработки топологии инициализации и сглаживания сеток КСУ с интегральными входными устройствами, объединяющими каналы ГТД и ГПВРД.

В начале этапа II программы SBIR компания GHI прежде всего сосредоточивалась на исследовании возможностей численного моделирования проточных частей комбинированных силовых установок рассматриваемого типа и последующей их интеграции в компоновку гиперзвуковых летательных аппаратов.

В описываемом исследовании рассматривалось применение усовершенствованных методов построения сеток для сложных составных проточных частей КСУ с ГТД. Ниже приводятся выводы, сделанные на

основании этого исследования. Во-первых, исследователи отмечают, что программное обеспечение GridPro оказалось весьма эффективным для построения высококачественных расчетных сеток, необходимых для последующего процесса расчетов характеристик. Вместе с тем, как относительный его недостаток, разработчики рассматривают то обстоятельство, что вышеописанное программное обеспечение требовало наличия достаточно высокой квалификации пользователей для построения расчетных сеток ожидаемого качества, и, как результат, получения оптимальных законов изменения положений регулирующих заслонок КСУ с ГТД. Таким образом, данное программное обеспечение требовало, чтобы специалист по построению расчетных сеток был экспертом как по системам автоматизированного проектирования, так и по построению расчетных сеток. В конечном счете, общее время производственного цикла для предполагаемых исследованиями видов работ было довольно длительным, требуя одну или две недели для построения начальной геометрии проточных частей КСУ и еще неделю для каждого изменения в положениях заслонок. На основе этого исследования разработчики пришли к выводу о том, что в будущем потребуется добиться значительного улучшения удобства работы пользователей при использовании по назначению вышеописанных программных средств.

Разработка геометрии, основанной на неравномерных рациональных би-сплайнах, была завершена для конфигураций ГЗЛА с одним и двумя ГПВРД. Этот процесс включал разработку многочисленных подпрограмм на языке Фортран для построения моделей поверхностей различного типа. Для обеспечения правильного сопряжения поверхностей применялись многочисленные методы. Наиболее сложной частью процесса моделирования конфигурации ГЗЛА в отношении обеспечения неразрывности его поверхности (производная величина от кривизны сопрягаемых поверхностей) была отработка алгоритмов, корректно учитывающих граничные условия на передних кромках соответствующих входных устройств и распространение непрерывности поверхности от передней кромки через входное устройство к передним секциям фюзеляжа. По признанию исследователей, на понимание вопроса и разработку вышеуказанных алгоритмов потребовался 1 год работы. Теперь, когда в инструменте проектирования Есо уже создан набор инструментов с неравномерными рациональными би-сплайнами, их возможно использовать для корректного формирования более сложных компоновок ГЗЛА.

Модернизация набора технических средств инструмента проектирования Есо при переходе от версии 2.51 к версии 3.0 потребовала от разработчиков перепрограммировать на языки Fortran и C++ несколько ключевых подпрограмм, написанных на языке Visual Basic. Вместе с этим упростились структура программы и интерфейсы взаимосвязи между подпрограммами. Кроме того, использование набора инструментов визуализации VTK позволило инструменту проектирования Есо использовать трехмерную графику и библиотеки отображения графической информации, а также освободиться от необходимости закупки дополнительного программного обеспечения, такого как Tecplot, MS Excel и системы автоматизированного проектирования для просмотра трехмерных моделей и данных. Была создана новая структура инструмента проектирования Есо 3.0, позволяющая использовать анализ с несколькими уровнями точности в рамках набора инструментов программы Есо. В настоящее время пользователь имеет возможность применять вышеуказанные инструменты в рамках блока проектирования Есо, а также импортировать в алгоритм расчета дополнительные данные, что позволяет получить конечные результаты более высокой точности. В дальнейшем использование подпрограммы IGRID и новых подпрограмм сглаживания сеток, разработанных на стадии II программы SBIR, позволило получить средства быстрого построения расчетных сеток для комбинаций входных устройств, камер сгорания (без форсунок) и выходных устройств для проведения анализа вычислительной гидродинамики с помощью уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу.

Разработка нового сглаживателя многоблочных сеток была завершена в течение этапа II программы SBIR. Он позволял весьма точно описывать сложные виды геометрии проточных частей КСУ на базе ГПВРД и ГТД, а также эффективно оптимизировать по совокупности параметров соответствующие компоновки ГЗЛА. Испытания сглаживателя сеток выполнялись на разных примерах гиперзвуковых входных устройств рассматриваемых вариантов КСУ. Исследователи отмечают следующие преимущества сглаживателя многоблочных сеток:

- он хорошо подстраивается под размер сетки и возможности используемых процессоров;
- требует от пользователя гораздо меньшего времени подготовки к работе, чем более ранние версии вычислительных программ построения расчетных сеток;

- соответствует требованиям к специфичным расчетным сеткам для условий гиперзвукового потока, таким как большая стреловидность, ударные волны, чрезвычайно тонкий пограничный слой, неустойчивое донное течение и течение в спутной струе;

- значительно уменьшает время цикла построения сложных видов геометрии.

В конце выполнения программы SBIR был разработан графический интерфейс пользователя в качестве внешнего интерфейса для инструмента сглаживания сеток, а также для использования в качестве внешней среды при создании топологии сеток. Графический интерфейс пользователя был разработан с использованием набора инструментов Qt и библиотек набора инструментов визуализации VTK. Затем он был связан с рядом базовых подпрограмм построения поверхностей и расчетных сеток, а также управления топологией, написанных на языке Фортран. Предварительная версия графического интерфейса пользователя способна загружать и визуализировать базы данных триангулированных поверхностей, загружать многоблочные сетки в формате Plot3D, загружать многоблочные топологии и управлять ими с использованием операций типа «указал и нажал кнопку». В настоящее время компания GHI продолжает разрабатывать графический интерфейс пользователя, планируя на следующий год добавить в него много новых возможностей. Дополнительное финансирование этих разработок обеспечивалось из нескольких различных источников, включая Управление противоракетной обороны МО США и Управление перспективных исследований и разработок МО США.

До настоящего времени инструмент Eso 3.0 уже использовался в нескольких программах создания конфигураций ГЗЛА и их КСУ, расчеты по которым выполняла компания GHI. Эти программы включают в себя программу Gryphon, этап IIa по изучению Исследовательской лабораторией ВВС США экспериментальных принципов высокоскоростного полета; исследования с участием малого бизнеса (SBIR), этап II, проводимые Дирекцией по силовым установкам Исследовательской лаборатории ВВС США в части проектирования и анализа входного устройства, пригодного для полетов; международную программу экспериментального исследования гиперзвуковых полетов (HIFiRE) Flight 6 (летательный аппарат был заново создан с помощью инструмента проектирования Eso 3.0), проводимую Дирекцией по летательным аппаратам Исследовательской лаборатории ВВС США, а также международную программу

проведения экспериментальных исследовательских полетов (HIFEX), проводимую Дирекцией по летательным аппаратам Исследовательской лаборатории ВВС США.

Разработчики отмечают, что в рамках вышеуказанных программ и в настоящее время проходят экспериментальные испытания различных вариантов компоновок ГЗЛА и их силовых установок, что позволяет проводить непрерывное совершенствование различных инструментов численного проектирования гиперзвуковых летательных аппаратов и их силовых установок. Кроме того, как только будет выполнен полет в рамках летных испытаний по программе HIFiRE Flight 6, станет возможной дополнительная проверка достоверности результатов моделирования гиперзвуковых объектов с помощью предложенного компанией GHI программного инструмента. В дальнейшем его планируется активно использовать в рамках программы HTV-2, осуществляемой Управлением перспективных исследований и разработок МО США (DARPA) по двум отдельным контрактам, включающим этап I программы SBIR с Дирекцией по воздушным аппаратам Исследовательской лаборатории ВВС США и Агентством противоракетной обороны МО США (MDA) и дополнительный этап II программы SBIR с Агентством противоракетной обороны МО США.

Входной файл для одиночного двигателя

Название файла	Single_Engine.eco
Описание	Пример входного файла для проектирования одиночного двигателя с помощью инструмента проектирования Eco
Файл	Смотрите прилагаемый файл (Single_Engine_eco.txt)

Файл характеристик входного устройства одиночного двигателя

Название файла	Single_Engine.ip
Описание	Пример файла характеристик входного устройства для проектирования одиночного двигателя с помощью инструмента проектирования Eco
Файл	Смотрите прилагаемый файл (Single_Engine_ip.txt)

ЛИТЕРАТУРА

1. Л. Пиегл, В. Тиллер (Piegl, L., Tiller, W.) «Книга о неравномерных рациональных би-сплайнах», второе издание, издательство Springer, Нью-Йорк, 1997 г.
2. С. Мёлдер (Mölder, S.), «Входные устройства для ГПВРД»; журнал Канадского института авиации и космонавтики (сентябрь, 1963 г.).
3. А. Буземан (Busemann, A.), "Die Achsensymmetrische Kegelige Ueberschallströmung," Luftfahrtfoeschung, том 19, стр. 137—144, 1942 г.
4. Р. Селеску (Selescu, R.), «Новый тип бескачкового осесимметричного сверхзвукового течения», Nonlinear Analysis, том 47, стр. 4949—4960, 2001 г.
5. А. Е. Гентри и др. (Gentry, A. E.), «Программа Марк IV (Mark IV) сверхзвукового и гиперзвукового движения произвольного тела, том I, руководство пользователя», Douglas Aircraft Company, AFFDL-TR-73-159.
6. Ауман, Ламар и др. (Auman, Lamar), Командование информационным обеспечением ракеты. Авиабазы Райт-Паттерсон, штат Огайо: Дирекция по воздушным аппаратам исследовательской лаборатории ВВС США, руководство пользователя, редакция 2008 г.
7. В. Вилламизар, С. Акоста, (Villamizar, V., S. Acosta), «Эллиптические сетки с почти однородной областью ячеек и интервалом между линиями», Electronic Transactions on Numerical Analysis, том 34, стр. 59—75, 2009 г.
8. Винслоу, (Winslow), «Численное решение квазилинейных уравнений Пуассона в неоднородной треугольной сетке», Journal of Computational Physics, 2 (1967 г.), стр. 149—172.
9. Дж. Томпсон, З. Варси, В. Мاستин, (Thompson, J. F., Warsi, Z.U.A., Mastin, W.C.), «Основы и приложения построения цифровых сеток», провинция Северная Голландия, стр. 138—142, 1985 г.
10. А. Хилгенсток (Hilgenstock, A.), «Быстрый метод построения эллиптических трехмерных сеток с полным контролем границ», Numerical Grid Generation in Computational Fluid Mechanics '88, Pineridge Press Limited, стр. 137—146, 1988 г.
11. Дж. Уайт, (White, J. A.), «Построение эллиптических сеток с контролем ортогональности и интервалов при произвольном числе границ», Analytic Services and Materials, Inc., Хамптон, шт. Вирджиния, США.