Работа на конкурс «Авиастроитель года» по итогам 2021 года
в номинации: «Лучший инновационный проект»

Виртуальная модель функционирования боевого маневренного самолета

Авторы работы:

Корнев Александр Владимирович	- главный конструктор суперкомпьютерных технологий АО «Компания «Сухой» ОКБ Сухого (г. Москва)
Козелков Андрей Сергеевич	- начальник научно-исследовательского отдела, доктор физико-математических наук ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ» (г. Саров)

Москва 2022г.

РЕФЕРАТ

Отчет 118 с., 158 рис., 4 табл.

Ключевые слова: ВИРТУАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ, ВИРТУАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ, ЦИФРОВОЙ ДВОЙНИК, МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ГИДРОДИНАМИКА, АЭРОДИНАМИКА, КИНЕМАТИКА, АЛГОРИТМ, ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ, АВТОМАТИКА, ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ, ГИДРОСИСТЕМА, УПРУГО-МАССОВАЯ МОДЕЛЬ.

Предметом работы является разработка и внедрение в практическую деятельность новой отечественной суперкомпьютерной технологии высокоточного математического моделирования поведения маневренного летательного аппарата, его систем и агрегатов в различных эксплуатационных ситуациях – виртуальной модели функционирования боевого маневренного самолета.

Целью выполнения работ является создание [1, 2]:

- отечественного программного обеспечения для усовершенствования инженерной инфраструктуры существующих и перспективных образцов военной авиационной техники с помощью методов имитационного моделирования;
- расчетных моделей элементов систем маневренного самолета на основе отечественного программного обеспечения. Данная совокупность трехмерных расчетных моделей и программных средств, позволяющих решать задачи имитационного моделирования авиационных средств и проводить оценку проектных решений, представляет собой единую виртуальную модель функционирования боевого маневренного самолета на заданных режимах полета с учетом внешних воздействий и аэродинамических характеристик.

Единая виртуальная модель функционирования боевого маневренного самолета включает в себя [3]-[23]:

- набор расчетных моделей отдельных элементов систем маневренного самолета, представляющих собой совокупность дискретных моделей, описывающих геометрию исследуемых объектов и условия взаимодействия их отдельных элементов, начальные и граничные условия, соответствующие режимам эксплуатации;
- методики расчета моделей отдельных элементов систем функционирования маневренного самолета, представляющих собой совокупность дискретных моделей, описывающих геометрию исследуемых объектов и условия взаимодействия их отдельных элементов, начальные и граничные условия, соответствующие режимам эксплуатации;
- интеграционный модуль, определяющий взаимодействие моделей отдельных элементов систем маневренного самолета, а также обладающий возможностью задания внешних и внутренних воздействий, характерных для заданных режимов полета;
- набор сценариев взаимодействия моделей отдельных элементов систем маневренного самолета для полномасштабного моделирования единой виртуальной модели функционирования боевого маневренного самолета.

Работа выполнена на основе только отечественного программного обеспечения инженерного анализа из единого реестра российских программ для ЭВМ и баз данных. Для разработки аэродинамических и упруго-массовых моделей применялся программный продукт «Логос-Препост» [24]. Одномерные модели выполнены в программных комплексах SimInTech [25, 26] и Flow-Designer. Кинематические модели разработаны в препроцессоре Euler [27] для последующего расчета в среде «Логос-Кинематика». Расчетные циклы построены в разработанном специалистами ФГУП РФЯЦ-ВНИИЭФ интеграционном модуле для конфигурирования расчетных моделей элементов систем маневренного самолета, который обеспечивает взаимодействие решателей Логос-Аэрогидро, Логос-Прочность, Логос-Кинематика, Логос-МИП, SimInTech и Euler. Выполнена настройка моделей для описания рассматриваемых в работе эксплуатационных сценариев, выполнены расчеты и их анализ, что дало возможность осуществить связывание математических моделей между собой для получения виртуальной модели функционирования.

Разработанный интеграционный модуль ВМФ имеет свидетельство о регистрации программы для ЭВМ №2021662027 от 21.07.2021г. (см. Приложение 1).

Разработан стандарт организации (АО «Компания «Сухой» ОКБ Сухого) СТО 04.230-2021 «Информационные технологии. ЕДИНАЯ МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БОЕВОГО МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА. Термины и определения. Общие положения. Порядок разработки и применения» (см. Приложение 2).

Работа выполнена в период с 2019 по 2021 гг. в соответствии с ТЗ [1, 2] «Создание единой виртуальной модели функционирования боевого маневренного самолета» и финансировалась за счет субсидии в рамках Постановления Правительства РФ №707. Успешность завершения работы подтверждено Актом внедрения в АО «Компания «Сухой» (см. Приложение 3).

Результаты работы применяются в практической деятельности АО «Компания «Сухой» для проектирования и испытаний новых и модернизируемых образцов авиационной техники военного назначения. Проект перспективного ЛА “Check-Mate” был выполнен с использованием ВМФ.

В течении 2021г. результаты работы по разработке ВМФ были опубликованы [28, 29] и представлены в докладах конференций [30] – [34], в том числе международных [31, 34].

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ 7
1 Набор сценариев виртуальной модели функционирования 23
1.1 Моделирование сценария S01 «Страгивание» 27
1.2 Моделирование сценария S02 «Набор высоты с уборкой стоек шасси» 34
1.3 Моделирование сценария S03 «Горизонтальный полет с грузом + сброс» 39
1.4 Моделирование сценария S04 «Горизонтальный полет + порыв ветра» 46
1.5 Моделирование сценария S05 «Выход из петли» 50
1.6 Моделирование сценария S06 «Бочка (360°)» 56
1.7 Моделирование сценария S07 «Кобра» 61
1.8 Моделирование сценария S08 «Разгон до максимального числа Маха» 65
1.9 Моделирование сценария S09 «Снижение + пожар в мотоотсеке» 70
1.10 Моделирование сценария S10 «Снижение и выпуск стоек шасси» 78
1.11 Моделирование сценария S11 «Касание ВПП» 83
2 Интеграционный модуль виртуальной модели функционирования 91
2.1 Макет интеграционного модуля в части пользовательского интерфейса и задания параметров задачи 91
2.2 Выбор и обоснование средств разработки пользовательского интерфейса интеграционного модуля 95
2.3 Облик интеграционного модуля в части обмена данными между расчетными модулями 96
2.4 Реализация блока представления задачи в интеграционном модуле 97
2.5 Серверное приложение интеграционного модуля 107
ЗАКЛЮЧЕНИЕ 110
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ 112
Приложение 1 116
Приложение 2 117
Приложение 3 118

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

В настоящем отчете применяют следующие определения, обозначения и сокращения:

АДХ	–	аэродинамические характеристики
АСП	–	авиационное средство поражения
АТ ВН	–	авиационная техника военного назначения
ВИ	–	виртуальные испытания
ВМФ	–	виртуальная модель функционирования
ВПП	–	взлетно-посадочная полоса
ГИ	–	государственные испытания
ГСИ	–	государственные совместные испытания
ГУ	–	граничное условие
ЕБД	–	единая база данных
КБ	–	конструкторское бюро
КМ	–	компьютерная модель
ЛА	–	летательный аппарат
Логос Аэро-Гидро	–	модуль расчета аэродинамики в ПП Логос
Логос Кинематика	–	модуль расчета кинематики в ПП Логос
Логос МИП	–	модуль связывания расчетных методик в ПП Логос
Логос Прочность	–	модуль расчета прочности в ПП Логос
ММ	–	математическая модель
НДС	–	напряженно-деформированное состояние
НИР	–	научно-исследовательская работа
НТД	–	нормативно-техническая документация
НТО	–	научно-технический отчет
ОКБ	–	опытно-конструкторское бюро
ОКР	–	опытно-конструкторская работа
ООШ	–	основная опора шасси
ОТТ ВВС	–	общие технические требования Военно-воздушных сил
ПГО	–	переднее горизонтальное оперение
ПИ	–	предварительные испытания
ПК	–	программный комплекс
ПКМ	–	полимерный композиционный материал
ПОШ	–	передняя опора шасси
ПП	–	пакет программ
ПП «Логос»	–	отечественный пакет программ инженерного анализа разработки ФГУП "РФЯЦ-ВНИИЭФ"
Пфлоп/с	–	квадриллион (10^{15}) операций с вещественным числом в секунду
РДТТ	–	ракетный двигатель твердого топлива
РИАТ	–	руководство по испытаниям авиационной техники
СКВ	–	система кондиционирования воздуха
СПТ	–	система пожаротушения
СУБД	–	система управления базой данных
супер-ЭВМ	–	суперкомпьютер, многопроцессорная высокопроизводительная ЭВМ
СЧ	–	составная часть

ТЗ	–	техническое задание
Тфлоп/с	–	триллион (10^{12}) операций с вещественным числом в секунду
ФЦД	–	функциональный цифровой двойник
ЦПГО	–	цельноповоротное горизонтальное оперение
ЭВМ	–	электронно-вычислительная машина
1D	–	одномерное представление математической модели
3D	–	трехмерное представление математической модели
Angular	–	англ. открытая платформа для разработки веб-приложений
API	–	англ. программный интерфейс приложения
Binder	–	англ. специальный модуль взаимодействия расчетных методик
CCF	–	англ. библиотека межпроцессорного взаимодействия
CCF_Bridge	–	англ. модуль сопряжения расчетных методик
CORBA	–	англ. технологический стандарт написания распределенных приложений
Euler	–	англ. отечественный программный комплекс инженерного анализа разработки ООО "АвтоМеханика"
Flow-Designer	–	англ. отечественный программный комплекс инженерного анализа разработки ФГУП "РФЯЦ-ВНИИЭФ"
HTML	–	англ. стандартизированный язык разметки веб-документов
IPv6	–	англ. интернет-протокол
JSON-RPC	–	англ. протокол удаленного вызова процедур
LES	–	англ. метод крупных вихрей
MPI	–	англ. программный интерфейс для передачи информации между процессами
PDM	–	англ. система управления данными об изделии
POSIX	–	англ. набор стандартов, описывающих интерфецсы между операционными системами
PostgreSQL	–	англ. объектно-реляционная система управления базами данных
REST	–	англ. архитектурный стиль взаимодействия компонентов распределенного приложения в сети
RPC	–	англ. удаленный вызов процедур
SimInTech	–	англ. отечественный программный комплекс инженерного анализа разработки ООО "3В-сервис"
SOA	–	англ. модульный подход к разработке программного обеспечения
SOAP	–	англ. протокол обмена структурированными сообщениями в распределенной вычислительной среде
SPDM	–	англ. система управления расчетами и данными об изделии
SST	–	англ. двухпараметрическая модель турбулентности k-w
Symfony	–	англ. программная среда разработки веб-приложений
TCP-IP	–	англ. протокол передачи данных в компьютерных сетях
T-FLEX DOCs	–	англ. отечественный программный комплекс управления инженерными данными разработки ЗАО "Топ Системы"
TypeScript	–	англ. язык программирования веб-приложений
URANS	–	англ. нестационарные уравнения Навье-Стокса осредненные по Рейнольдсу
WSDL	–	англ. язык описания веб-сервисов

ВВЕДЕНИЕ

АО «Компания «Сухой» совместно с партнерами ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», ООО «3В-Сервис» и АО «Автомеханика» выполняют работы по разработке и практическому применению отечественных суперкомпьютерных технологий, в том числе в области создания цифровых двойников изделий авиационной техники. Научно-исследовательские работы осуществляются при поддержке Министерства промышленности и торговли РФ, а также развиваются за счет собственных средств Компаний. Достигнутые результаты позволяют осуществить переход к использованию результатов высокоточного численного моделирования для сокращения и, в отдельных случаях, замены натурных испытаний на этапах стендовых и наземных отработок, ПИ и ГСИ (ГИ). Применение отечественных программных продуктов инженерного анализа выполняется в соответствии документами [35] - [39]:

1) Пункт №2 перечня поручений Президента Российской Федерации В.В. Путина от 7 августа 2016 г. № Пр-1552;

2) Пункт №5 протокола совещания у Председателя Правительства Российской Федерации Д.А. Медведева «О российских информационных и суперкомпьютерных технологиях» от 19.02.2016 № ДМ-П7-18пр;

3) Поручение Правительства Российской Федерации от 09 июня 2017 г. №РД-П7-3706 «О разработке высокотехнологичных и перспективных изделий ВВСТ только с применением современных технологий компьютерного проектирования, электронного математического моделирования»;

4) Указ Президента РФ от 07.05.2018г. №204 «О национальных целях и стратегических задачах развития РФ на период до 2024 года»;

5) Постановление Правительства РФ от 20.06.2018г. №707 «Об утверждения Правил предоставления субсидий из федерального бюджета организациям оборонно-промышленного комплекса на возмещение затрат, связанных с высокопроизводительными вычислениями, включая суперкомпьютерные технологии в интересах создания вооружений, военной и специальной техники».

На стадии промышленной эксплуатации в ОКБ Сухого находятся высокоточные 3D методы, реализованные в ПП «Логос». Наиболее часто используемые в практической деятельности представлены на рисунке 1, где: А, Б, В – моделирование разномасштабных нестационарных вихревых структур и отрывных/присоединенных течений для всего ЛА с учетом законов отклонения органов управления и работы силовой установки при околонулевых, до-, транс- и сверхзвуковых скоростях полета; Г+Д – определение нагрузок на ЛА и его агрегаты с учетом эффектов статической и динамической аэроупругости; Е, Ж, З – решение задач безопасного отделения АСП от носителя с учетом: динамики пусковых и катапультных устройств, интерференции, аэроакустики, теплового, эрозионного, абляционного и газодинамического воздействия на планер (химическая кинетика горения твердых топлив разгонных РДТТ), а также устойчивости работы силовой установки; И+К – анализ ресурса конструкции, в том числе выполненной из ПКМ, при многократном импульсном воздействии выстрелов авиационной

пушечной установки; Л – сопряженный теплообмен с учетом влажности и образования/разрушения ледяных наростов/пленок (кинетический нагрев от скоростного напора, теплопроводность в многослойных конструкциях, конвекция в кабине или отсеке оборудования). Такие модели позволяют исследовать фрагменты эксплуатационных ситуаций в диапазоне от 10^{-9} до 10^{2} секунд физического времени, при этом время расчета варьируется от нескольких часов до недель. Эффективность применения суперкомпьютерных моделей зависит от располагаемых вычислительных мощностей. Сегодня для решения необходимого спектра задач проектирования и проведения виртуальных испытаний ЛА предпочтительным уровнем производительности супер-ЭВМ являются сотни и тысячи Тфлоп/с.

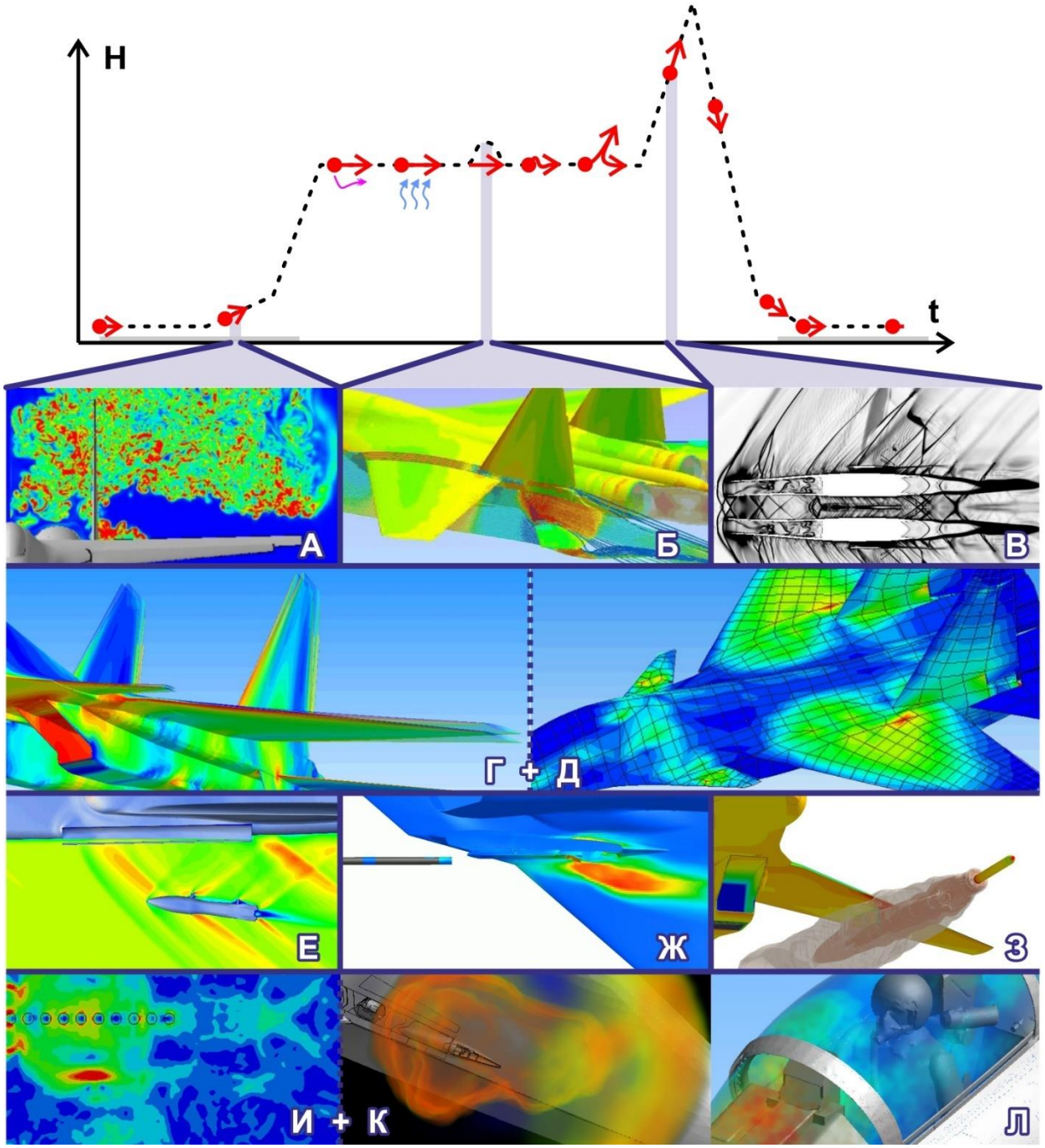

Рисунок 1 – Набор технологий суперкомпьютерного численного моделирования ЛА в различных эксплуатационных ситуациях

КБ применяет полномасштабные ММ динамики движения ЛА и функционирования совокупности самолетных систем для описания поведения систем при выполнении полного профиля полетного задания. Построение и использование таких моделей осуществляется в отечественных пакетах программ одномерного анализа SimInTech и в среде моделирования динамических многокомпонентных механических систем Euler. На рисунке 2 показаны примеры функциональных моделей, где: группа А – совокупность увязанных алгоритмами управления ММ самолетных систем; группа Б – набор динамических моделей органов управления и механических систем.

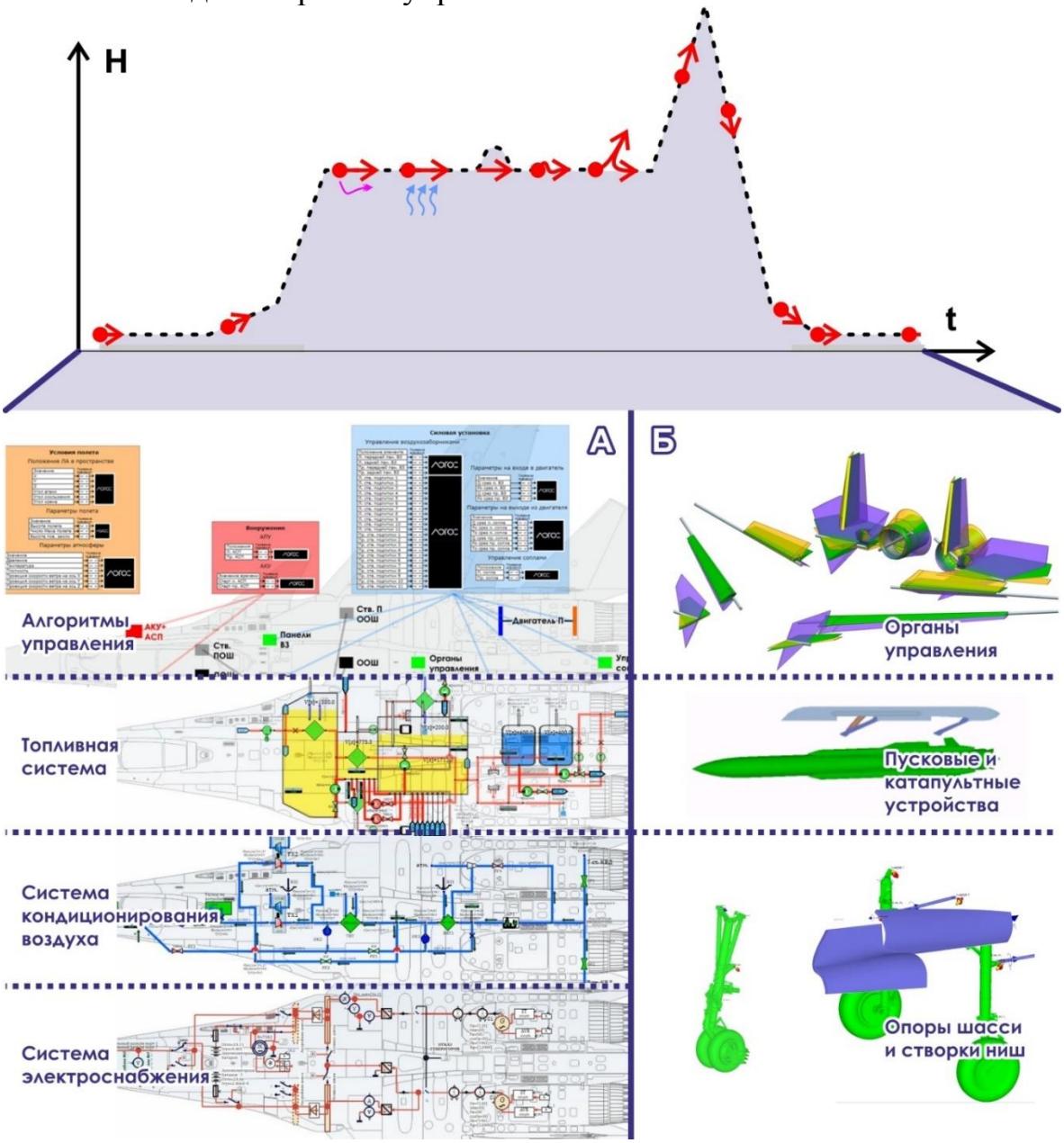

Рисунок 2 – Примеры полномасштабных ММ динамики движения ЛА и функционирования совокупности самолетных систем

При применении таких моделей для решения одиночных расчетных случаев не требуется супер-ЭВМ, решение задачи осуществляется в скалярном режиме в течение нескольких часов, однако при массированном

расчете нескольких (десятки и сотни) профилей полета или их фрагментов применяется распараллеливание на уровне задач с использованием супер-ЭВМ. Функциональные модели позволяют решать задачи:

– сбалансированной увязки всех систем и их компонент;

– анализа требований к составным частям;

– определения допустимого и достигаемого уровня характеристик элементов и систем;

– определения показателей надежности;

– оценки причин и последствий отказов единичных элементов и групп агрегатов.

Каждая из групп ММ обладает рядом недостатков. Для группы высокоточных ММ требуется набор начальных и граничных условий, определение которого осложнено отсутствием информации о предыстории исследуемого события.

Группа функциональных моделей описывает упрощенно быстропротекающие переходные процессы и не учитывает сложные конструктивные и эксплуатационные особенности элементов систем. Одним из наиболее рациональных способов минимизации недостатков обеих групп моделей является их объединение или связывание:

1) Передача начальных и граничных условий высокоточным моделям от функциональных моделей (см. рисунок 3);

2) Использование суррогатных моделей, полученных для функциональных моделей путем записи характеристик переходных процессов при расчете высокоточных моделей (см. рисунок 4).

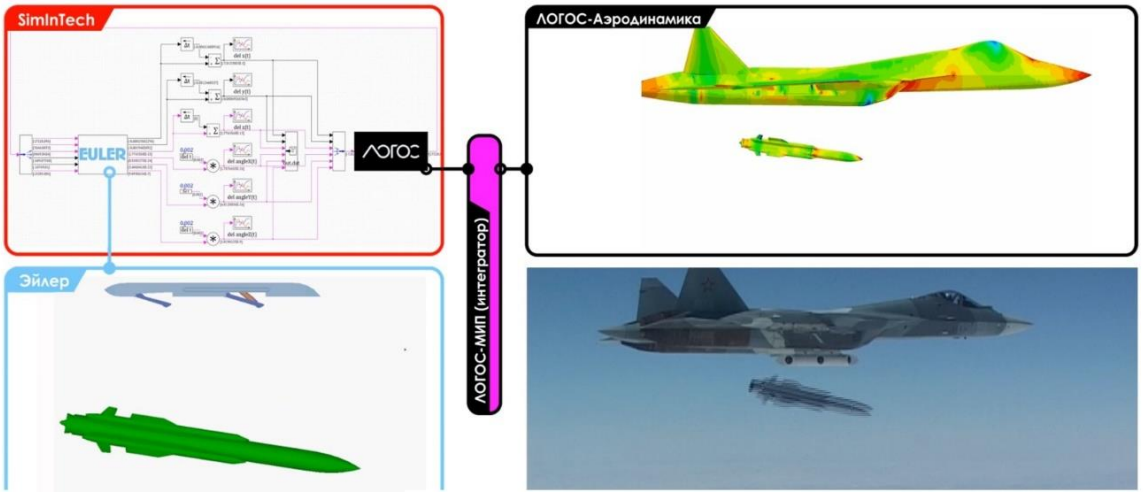

Рисунок 3 – Пример обеспечения высокоточных моделей начальными и граничными условиями от функциональных моделей

Рисунок 4 – Пример построения суррогатной модели сложного переходного процесса для уточнения поведения компонент функциональной модели

Выполнив обобщение разномасштабных по времени и физическим процессам ММ (см. рисунок 5), обеспечив их взаимодействие различными принципами связывания (многодисциплинарность), формируется комплекс ММ, или ВМФ – как прототип ФЦД. ВМФ до появления первых опытных образцов дает первичное представление о поведении проектируемого изделия, которое уточняется, начиная со стендовых, наземных и летных испытаний. Таким образом, функциональный цифровой двойник изделия – это виртуальная модель функционирования, прошедшая валидацию (подтверждение достоверности) на выполненных натурных испытаниях.

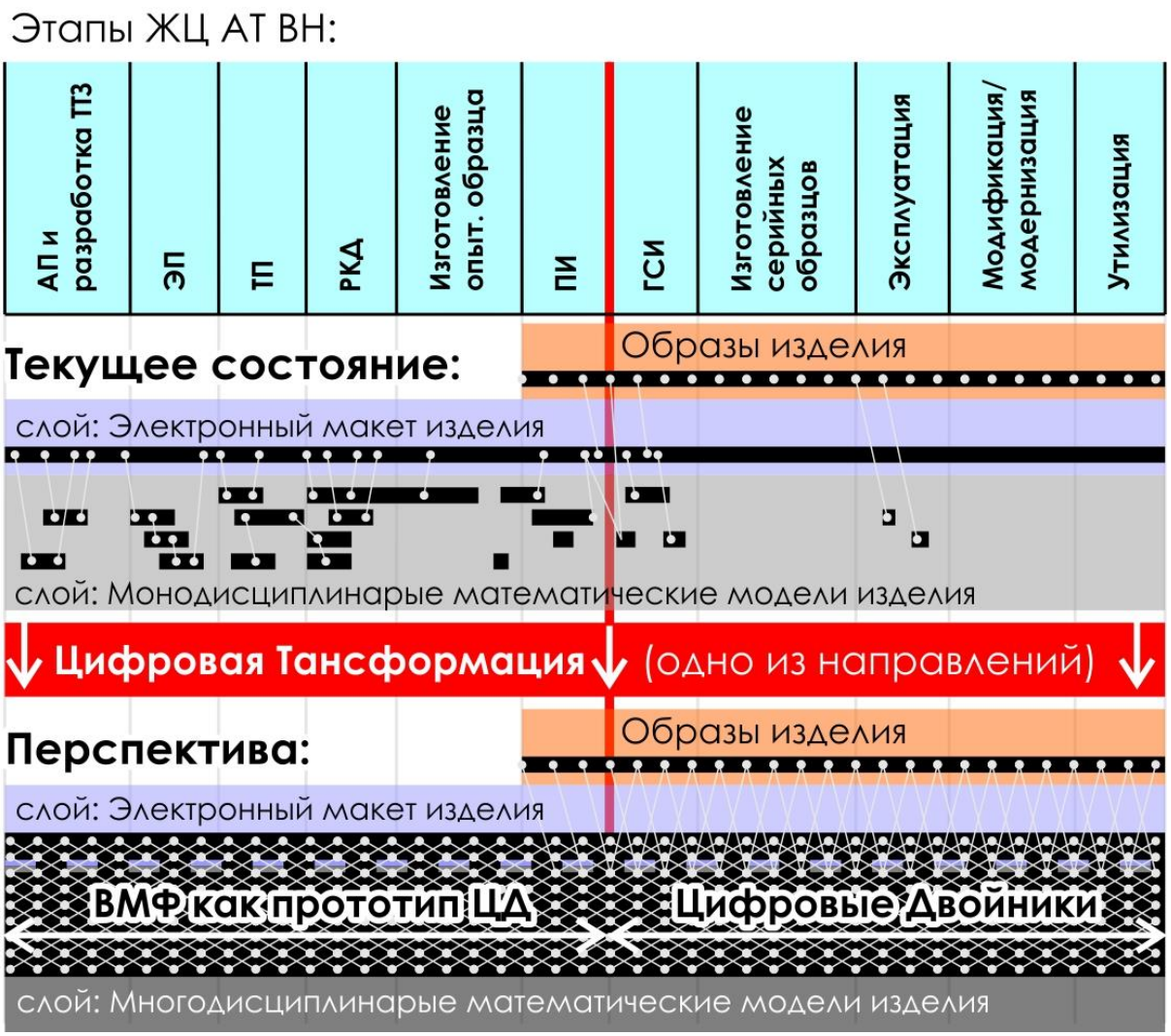

Рисунок 5 – Трансформация графика разработки авиационной техники

Формирование ВМФ, описанным выше способом, преследует решение следующих задач:

1) Качественная проверка конструктивно-компоновочных решений, принимаемых для достижения сбалансированных технико-экономических показателей проекта;

2) Проведение виртуальных испытаний для подтверждения выполнимости будущих натурных работ, повышения зачетности, формирования гармонизированной программы предварительных и государственных испытаний, включая обоснование ее сокращения;

3) Расчетное сопровождение стендов при их проектировании и проведении испытаний.

Совокупный ожидаемый эффект от применения ВМФ и ФЦД – сокращение всего цикла ОКР по срокам на 10-20% (см. рисунок 6) за счет синергии: высокой готовности первых образцов к испытаниям, сокращению ПИ и последующего снижения объема ГСИ.

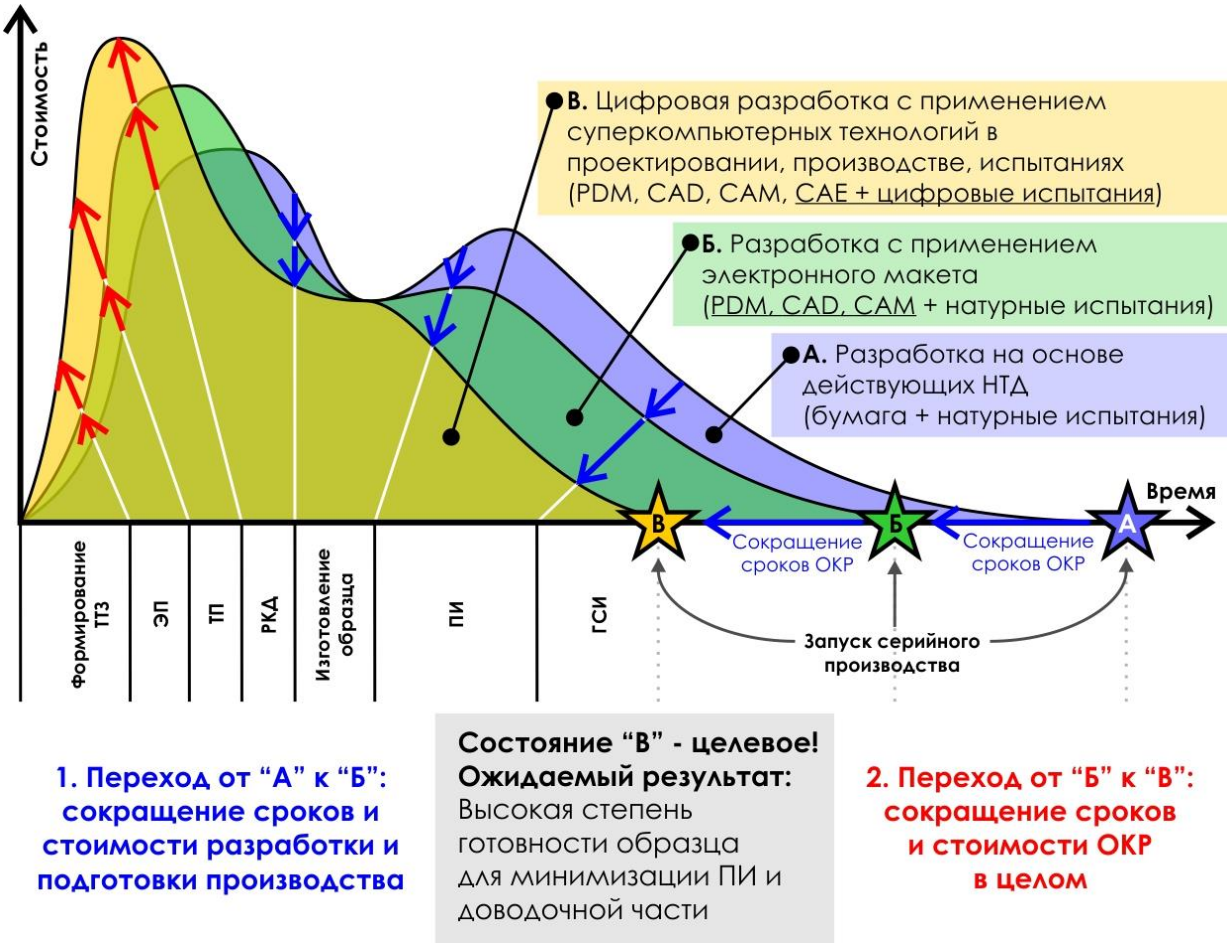

Рисунок 6 – Трансформация графика разработки авиационной техники при применении виртуальной модели функционирования и функциональных цифровых двойников

Для реализации разработки и применения ВМФ изделия необходимо решить ряд комплексных задач:

1) Оснащение вычислительными ресурсами;
2) Разработка и применение интегральной среды ВМФ;
3) Развитие НТД в части применения математического моделирования.

Проблема оснащения вычислительными ресурсами обусловлена применяемыми современными средствами определения стационарных и нестационарных аэродинамических характеристик ЛА и нагрузок на него с учетом отклонения органов управления, работы силовой установки, расположения грузов в транспортном положении и при их отделении, аэроупругости – сегодня это гибридные URANS+LES физико-математические модели, описывающие разномасштабные вихревые структуры, пространственные отрывные течения и системы взаимодействующих скачков уплотнения. Оценка потребных вычислительных ресурсов для определения всего спектра АДХ [40] с учетом перечисленных выше особенностей во всей области углов атаки и скольжения, высот, скоростей и перегрузок представлена на рисунке 7, где показано, что, супер-ЭВМ производительностью 1 Пфлоп/с (1000 Тфлоп/с) менее чем за 12 месяцев позволяет выполнить все необходимые расчеты. Соответственно, применив 10

Пфлоп/с супер-ЭВМ время расчета сокращается до уровня 2-3 месяцев с учетом времени на автоматизированную обработку результатов. Для сравнения – традиционный цикл разработки, производства и испытаний моделей в аэродинамических трубах занимает от 2 до 4 лет работы, при этом точность продувок по-прежнему условно близка к характеристикам полномасштабных изделий. В ближайшее десятилетие предстоит еще большее увеличение объемов вычислительных ресурсов (на один – два порядка) для применения высокоточных моделей процессов обледенения, горения и тушения пожара.

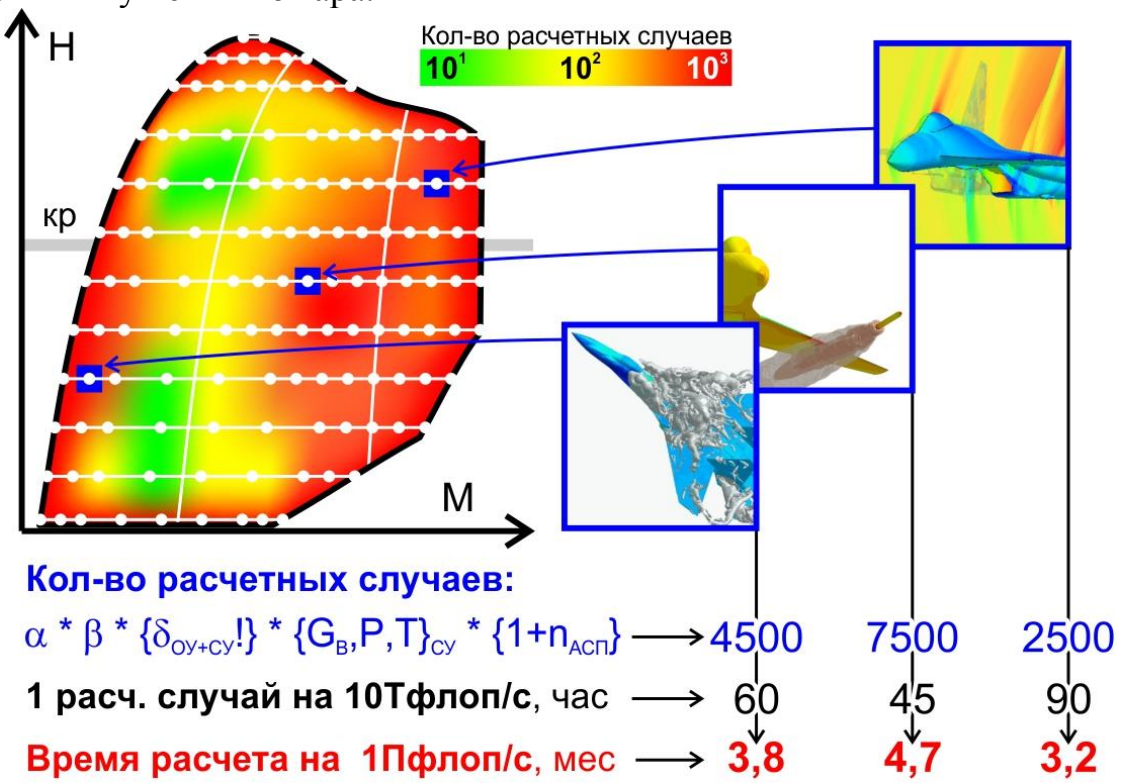

Рисунок 7 – Потребный объем вычислительных ресурсов для оценки АДХ

Очевидно, при повышении объемов вычислений необходимо применение программной среды для формирования наборов комплексных моделей (ВМФ и ФЦД) и проведения виртуальных испытаний. Более чем 10-летнее практическое использование средств управления данными электронной конструкторской документации (PDM) дало положительный эффект. Сегодня ОКБ Сухого ориентируется на применение отечественной PDM T-FLEX DOCs. Следующий шаг развития – SPDM системы, обеспечивающие включение инженеров-расчетчиков и инженеров-экспериментаторов в информационный обмен с разработчиками изделия конструкторами и технологами (см. рисунок 8), это позволит:

– инженерам-расчетчикам обладать оперативными данными о состоянии и составе проектируемой конструкции;

– конструкторам получить актуальные данные о текущем состоянии конструкции для своевременного проведения ее анализа на эксплуатационные и поведенческие характеристики.

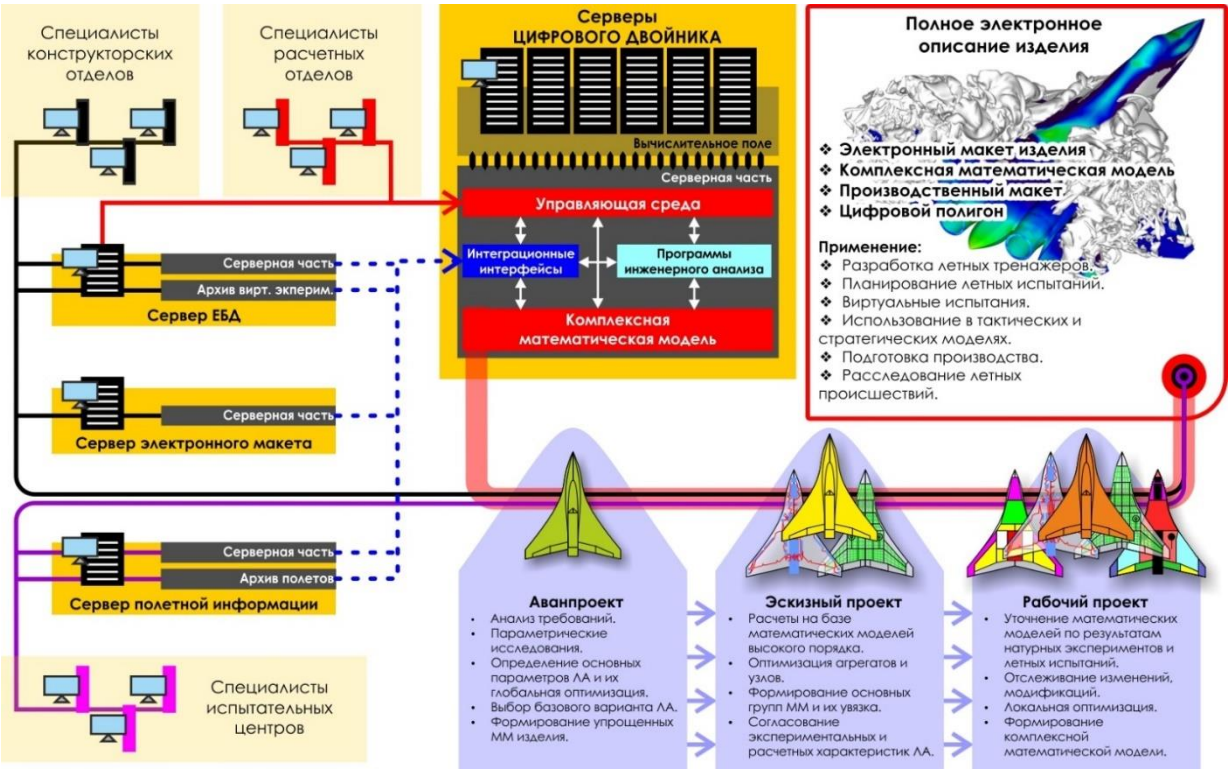

Рисунок 8 – Архитектура среды разработки и применения ВМФ и ФЦД (SPDM)

Отечественные разработчики выполняют работу по созданию подобных систем, однако промышленные образцы, способные эффективно оперировать десятками терабайт данных в сутки, отсутствуют. В ближайшие 2-3 года ожидается появление отечественного промышленного образца SPDM для применения на всех этапах разработки ВМФ и ФЦД в интересах авиационной промышленности. Прототип SPDM системы – единая база данных (ЕБД) разработана в 2020г. специалистами ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ» и введена в промышленную эксплуатацию в ОКБ Сухого. Важнейшая функция, реализованная в ЕБД, – структурированное хранение и повторное использование больших расчетных данных в совокупности с экспериментальными. Наполнение и применение ЕБД позволит унифицировано и оперативно управлять расчетно-экспериментальными данными (см. рисунок 9), выполнять верификацию физико-математических моделей, валидацию комплексных ММ, ВМФ и формировать достоверный цифровой двойник изделия по ГОСТ 57700.21-2020. Накопленные расчетно-экспериментальные данные позволят объективно доказать применимость ФЦД для сокращения/замены отдельных видов испытаний при формировании новой НТД, демонстрируя уровень достоверности математического моделирования в сравнении с ранее проведенными стендовыми и летными испытаниями, включая анализ критических и аварийных ситуаций.

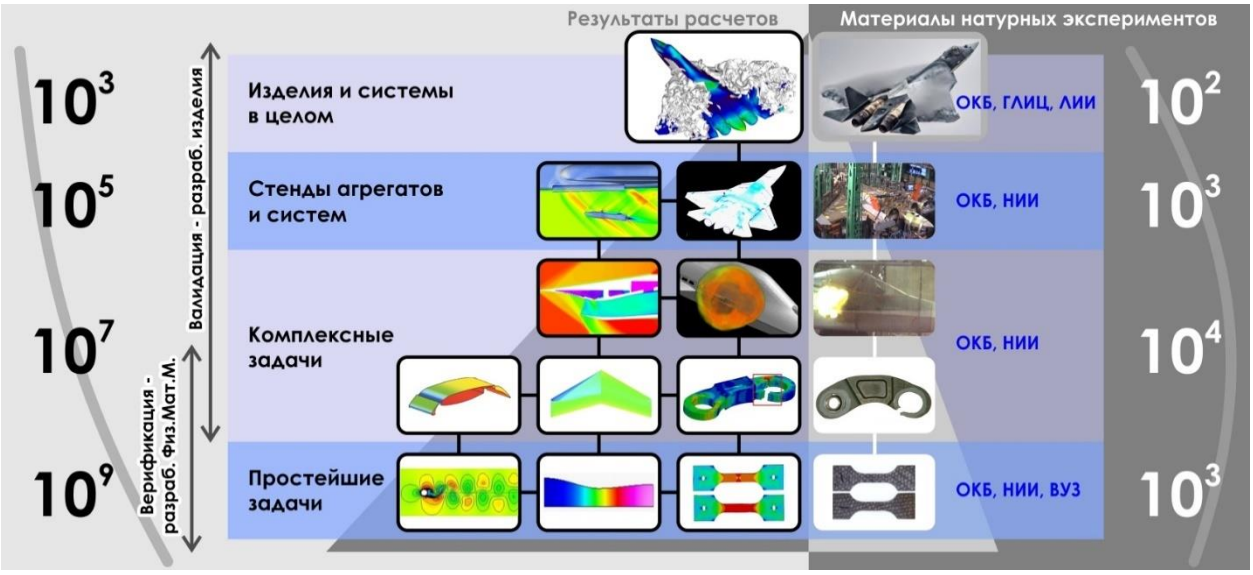

Рисунок 9 – Иерархическая система единой базы данных

Существующая иерархия НТД применяемая в аивиастроении, начиная от «Положения о создании авиационной техники военного назначения и авиационной техники специального назначения» (утверждено ВПК 08.12.2010г.), стандартов ГОСТ РВ 15.201-15.211 и ГОСТ РВ 52006-2003, а также ОТТ ВВС и РИАТ, не регламентирует применение математического моделирования для использования на всех этапах проектирования, создания и испытаний опытных образцов. Этот факт существенно сдерживает применение высокоточных методов математического моделирования.

В настоящий момент согласована новая редакция «Положения…», в которой учтены предложения ПАО «ОАК» и АО «Компания «Сухой» по порядку создания, валидации и применения комплексов математического моделирования.

Следующий шаг – внесение гармонизированных изменений в 15-ую серию стандартов ГОСТ РВ по регламенту проведения виртуальных испытаний, и одновременно, разработка техническим комитетом №700 специальных стандартов по математическому моделированию.

Опираясь на перечисленные мероприятия, необходимо приступить к последовательному, от прецедента к прецеденту, внесению изменений в ОТТ ВВС в части проведения оценок АТ ВН с помощью виртуальных испытаний на базе достоверных ММ. Прецедентный подход, в данном случае, необходим для формирования доказательства применимости отдельного вида ММ относительно ранее проведенных натурных работ. Такая работа начата в 2020г. специалистами АО «Компания «Сухой», при участии ПАО «ОАК», ЛИИ им. М.М. Громова, ГЛИЦ МО РФ и ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ». Целью работы является разработка последовательных и обоснованных предложений по внесению изменений в ОТТ ВВС (РИАТ) на базе проведенных ПИ и ГСИ ЛА поколения 4++. Таким образом, в ближайшие годы ожидается последовательное изменение РИАТ и формирование набора эталонных ММ для доказательного сокращения/замены отдельных видов испытаний перспективных ЛА.

Помимо перечисленных мероприятий по созданию/доработке НТД АО «Компания «Сухой» ведет разработку внутренних стандартов, регламентирующих создание и применение ММ в практической деятельности. Стандарты опираются на три возможных варианта использования компьютерных моделей и функциональных цифровых двойников для виртуальных испытаний.

Первый основан на валидации физико-математических моделей на испытаниях элементарных образцов (см. рисунок 10) и формировании компьютерной модели проектируемого изделия на основе набора достоверных моделей. Полученная таким образом компьютерная модель позволяет до начала проведения натурных испытаний выполнить виртуальные и, в случае обнаружения ошибок в конструкции, оперативно сформировать предложения по доработке конструкции, тем самым повышая готовность конструкции к натурным испытаниям и снижая цикличность проектирование-испытания-доработка.

Рисунок 10 – Первый вариант использования КМ для ВИ

Метод прошел проверку при выполнении ОКР по созданию летательного аппарата 5-го поколения на стенде пушечной установки. Была выполнена работа по экспериментальной отработке элементарных и конструктивно-подобных образцов для валидации отдельных физико-математических моделей ресурса слоистых полимерных композиционных материалов и газодинамического воздействия при интенсивном импульсном нагружении конструкции (см. рисунок 11). Построив полную компьютерную модель головной части фюзеляжа и выполнив всесторонние расчетные исследования, удалось выявить наиболее критичные зоны в конструкции и внести изменения, что безусловно сократило цикл стендовых отработок и позволило приблизится к летным испытаниям пушечной установки на борту ЛА. Параллельно комплексная модель дала возможность: оценить эффективность продува отсека пушечной установки, организовать отвод пороховых газов, снизив вероятность их детонации при стрельбе различными очередями; доказать безопасность отвода стрелянных гильз; обосновать достаточность объемов звеньесборника путем оценки порядка его заполнения.

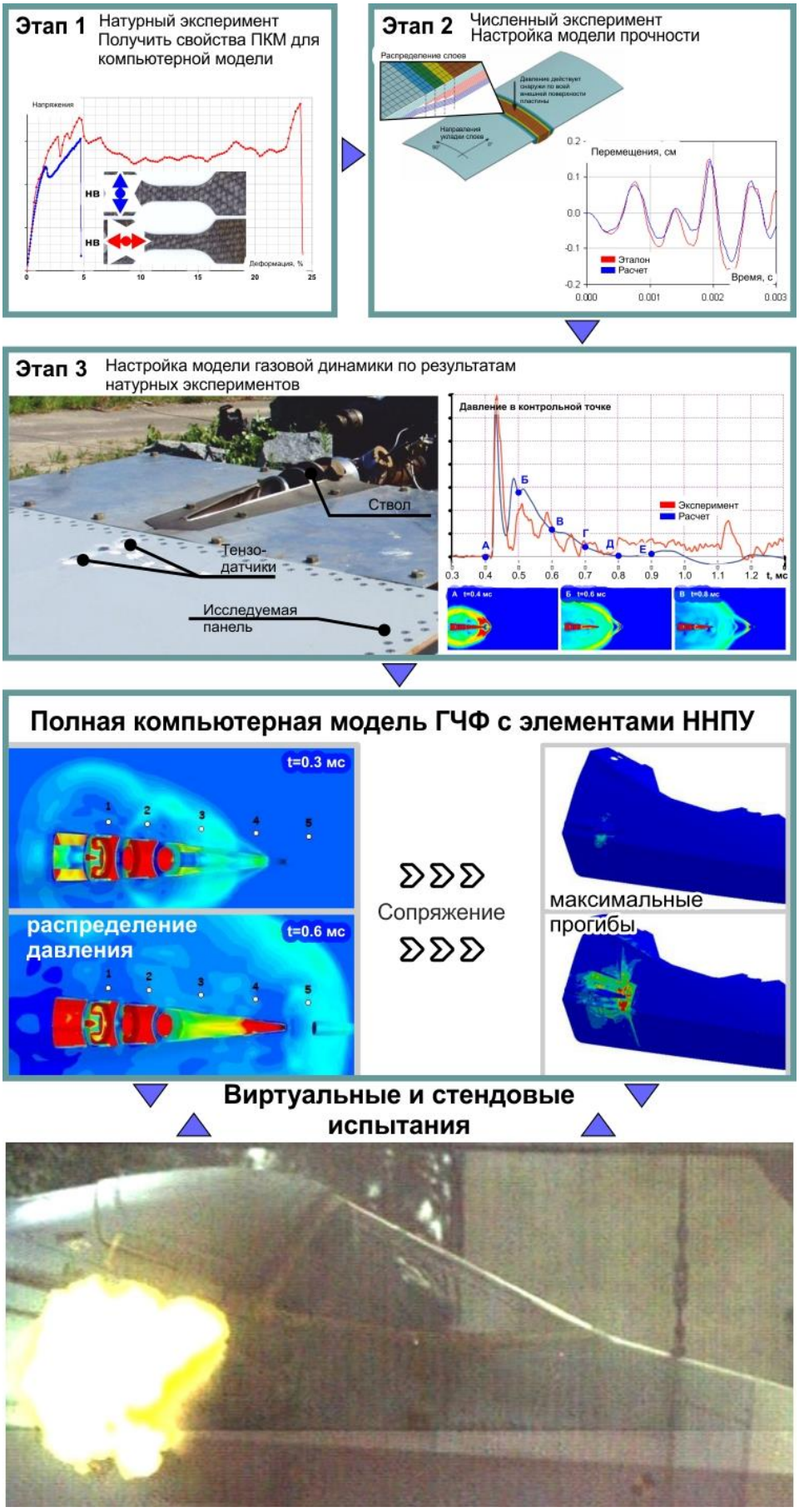

Рисунок 11 – Компьютерная модель головной части фюзеляжа с пушечной установкой

Второй способ применяется в сертификации гражданской авиации – построение компьютерной модели для испытаний проектируемого изделия на основе компьютерной модели ранее испытанной схожей конструкции (см. рисунок 12). Пункт 25.631 авиационных правил часть 25 «Повреждение от удара птицы» содержит требование: «Самолет должен быть спроектирован так, чтобы была обеспечена возможность продолжения безопасного полета и посадки после столкновения с птицей весом 1,8 кгс… Допускается показать это расчетом, если он основан на результатах испытаний аналогичных конструкций».

На рисунке 13 показано сравнение стендовых испытаний и результатов моделирования повреждения остекления фонаря при попадании птицы, как видно, ММ подробно описывает сложный динамический процесс. Достигнутый уровень адекватности физико-математических моделей, описывающих динамику деформации и разрушения остекления и других конструкционных материалов, позволяет приступить к решению вопроса сокращения количества стендовых испытаний или полного отказа от них за счет применения виртуальных испытаний.

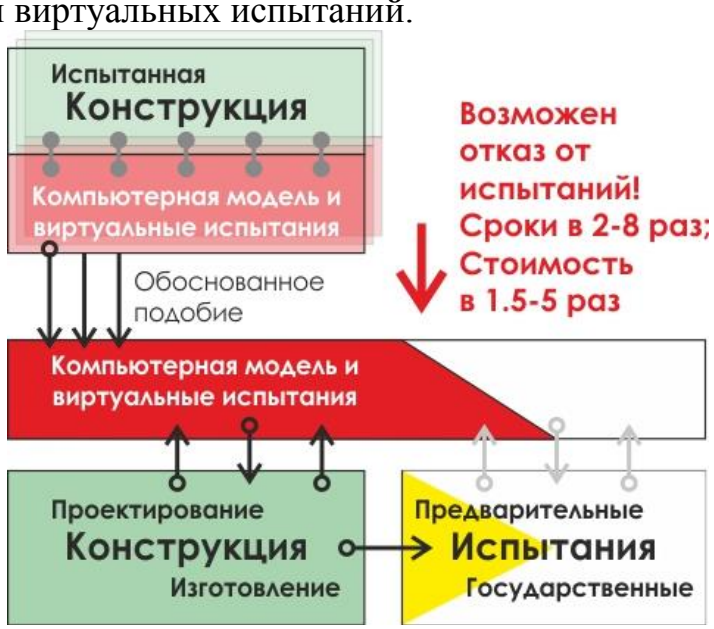

Рисунок 12 – Второй вариант использования КМ для ВИ – «от прототипа»

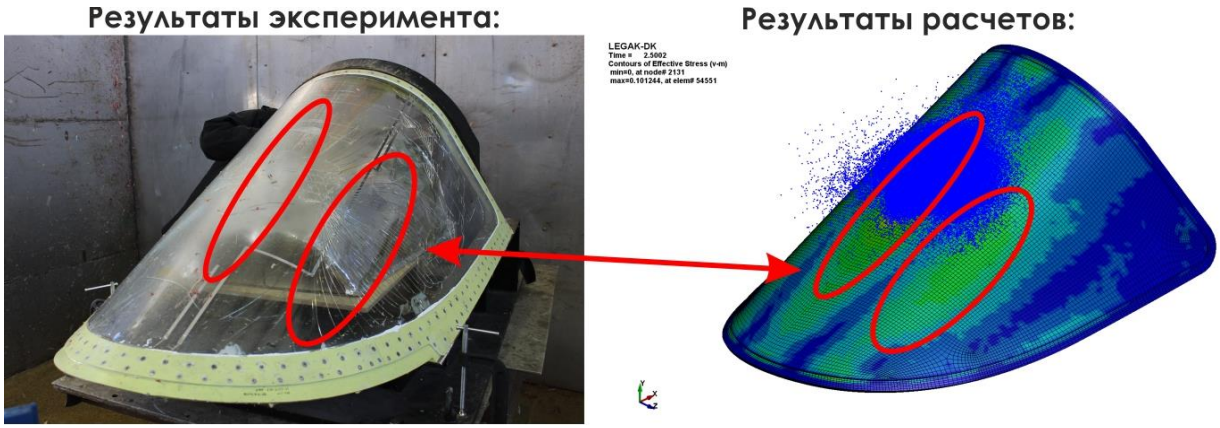

Рисунок 13 – Пример расчета несущих способностей остекления фонаря при попадании птицы

При выполнении НИР по разработке перспективного ЛА специалисты АО «Компания «Сухой» совместно с ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», на базе отечественного программного продукта инженерного анализа «Логос», разработали методику расчета системы пожаротушения для подтверждения требований по допустимым концентрациям огнегасящей смеси при срабатывании огнетушителей. Были разработаны эталонные компьютерные модели, прошедшие валидацию на базе ранее проведенных стендовых и летных испытаний маневренных летательных аппаратов поколения 4++ и 5. В результате были разработаны подробные компьютерные модели системы пожаротушения и отсеков силовой установки: гидравлическая часть содержит полные 3D модели огнетушителей, системы разветвлённых трубопроводов с коллекторами и форсунками (более 500 форсунок); газодинамическая модель (~50 млн. ячеек) основана на детализированных геометрических обводах исследуемого отсека со всеми конструктивно-компоновочными особенностями, включая воздухозаборный тракт, двигатель с обвязкой и эжекторной частью сопла. Условия продува воздухом отсека моделировались без упрощения с учетом обтекания ЛА на различных этапах полета. Весь цикл расчетных исследований проведен на супер-ЭВМ производительностью 20 Тфлоп/с в течение 2х месяцев. Выполненные расчетные исследования убедительно доказали достаточность системы пожаротушения по заданному в РИАТ времени выдерживания минимальной концентрации огнегасящей смеси в защищаемом объеме (см. рисунок 14). Полученные результаты могут стать одним из прецедентов внесения изменений в ОТТ ВСС в части условий применения виртуальных испытаний для подтверждения эффективности бортовых систем пожаротушения.

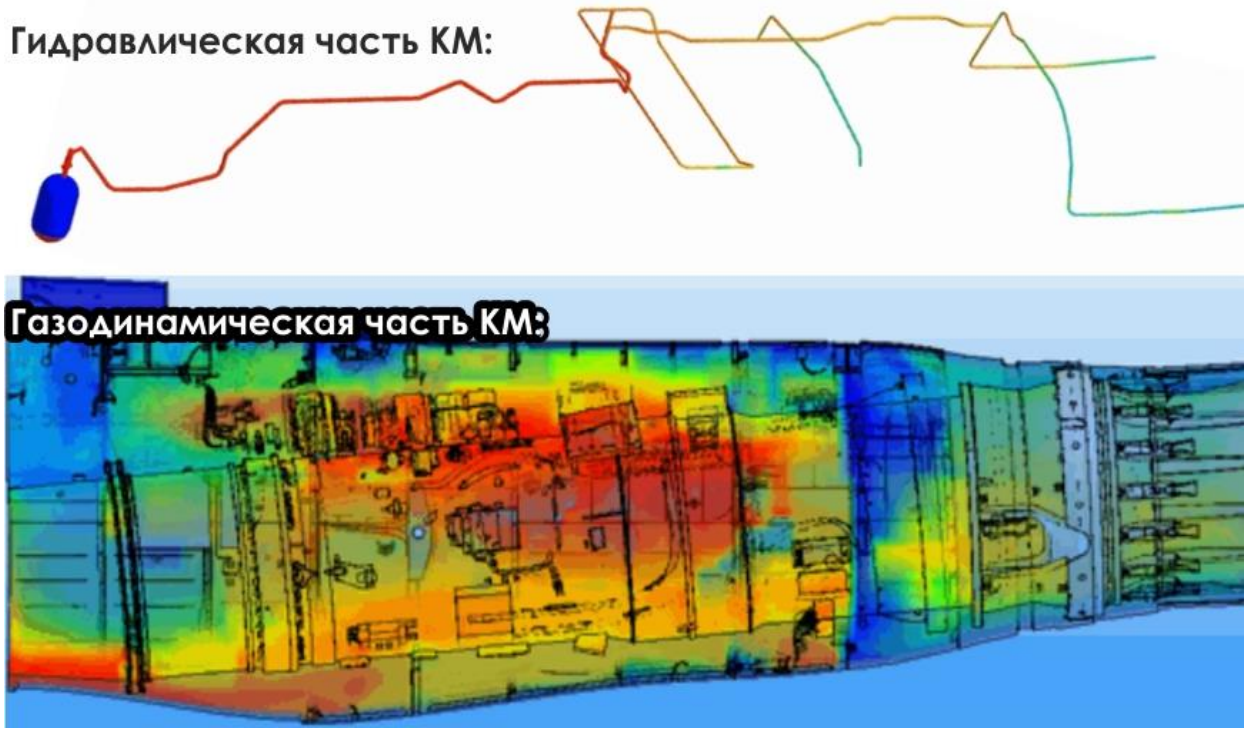

Рисунок 14 – Пример расчета «холодного» срабатывания системы пожаротушения

Рассмотренный метод («от прототипа») планируется использовать при разработке предложений в ОТТ ВВС (РИАТ) на базе эталонных моделей ЛА поколения 4++ и 5, реализованных как ВМФ.

Третий способ применения КМ для испытаний активно используется в сертификации автомобилей в области пассивной безопасности (краш-тесты) – снижение объема натурных испытаний за счет доказательства применимости компьютерной модели на контрольной выборке экспериментальных работ (см. рисунок 15).

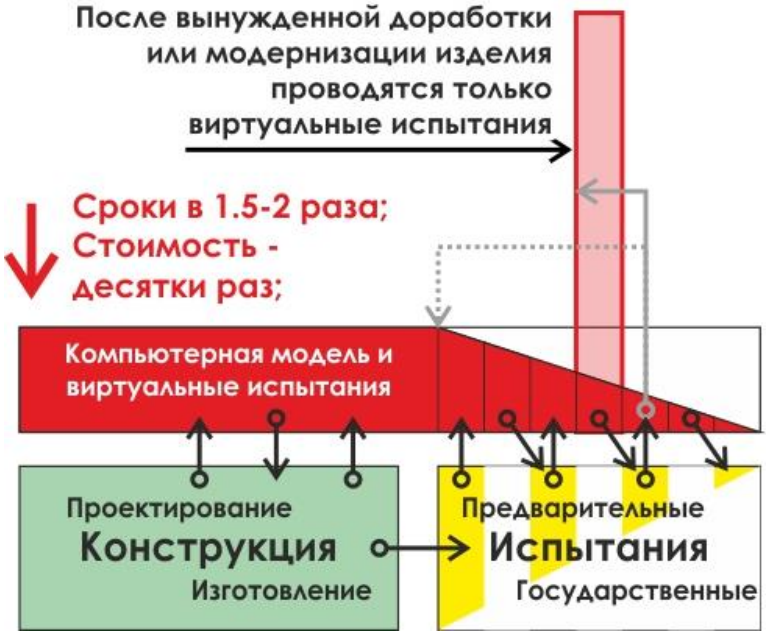

Рисунок 15 – Третий вариант использования КМ для ВИ – по контрольной выборке

КМ разрабатывается совместно с конструкцией. До начала натурных испытаний на КМ проводится весь объем планируемых испытаний. Далее результаты виртуальных испытаний предъявляются испытательному центру вместе с опытным образцом. Определяется первичный объем натурных испытаний (контрольная выборка), по результатам которых проверяется достоверность виртуальных испытаний. Если по заданным критериям виртуальные испытания соответствуют натурным, то либо происходит полный зачет всей программы натурных работ (как это происходит в автомобильной промышленности при краш-тестах: из 200 испытаний только 4 проводится на опытных образцах), либо происходит коррекция программы испытаний в сторону снижения ее объема. Порядок и организация работ применения метода «по контрольной выборке» требует подробной проработки и проверки на ранее проведенных испытаниях самолетов поколения 4++ и 5.

По предварительным оценкам ожидаемый результат применения виртуальных испытаний – сокращение отдельных видов испытаний на 20-40%. Например, для группы испытаний типовой программы ПИ и ГСИ, состоящей из 300 полетов возможно сокращение на 60-120 полетов (см. таблицу 1).

Таблица 1 – Сокращаемый объем типовой программы испытаний за счет применения ФЦД

№ п/п	Наименование оценки	Кол-во натурных работ, шт.	Кол-во виртуальных испытаний, %
1	Оценка устойчивости и управляемости, летно-технических и взлетно-посадочных характеристик	100	20-50
2	Оценка противообледенительной системы	30	15-30
3	Оценка воздухозаборника двигателя	20	30-50
4	Оценка системы воздушного охлаждения	20	10-20
5	Оценка системы жидкостного охлаждения	20	10-20
6	Оценка топливной системы	50	15-30
7	Оценка безопасности применения АСП	60	30-50

Учитывая количество агрегатов и компонентов, находящихся в составе систем ЛА, существуют риски создания функциональных двойников недостаточного качества, обусловленные неоднородной степенью готовности предприятий-кооперации к применению цифровых технологий для разработки компьютерных моделей. В настоящее время разработку ММ агрегатов и компонент систем Компания проводит самостоятельно, что является трудозатратным процессом, получаемые КМ могут содержать ошибки и описывать поведение агрегата не полно. Валидация моделей агрегатов проводится по фрагментам экспериментальных данных. Таким образом, сейчас ответственность за качество, адекватность и полноту ВМФ и ФЦД лежит только на ее разработчике. При формировании ТЗ на СЧ ОКР перспективных ЛА должны быть разработаны типовые требования по разработке ММ агрегатов и порядок их сдачи. Для проведения дальнейших работ необходимо выработать организационно-методические механизмы вовлечения предприятий-разработчиков СЧ в процессы создания виртуальной модели функционирования и функциональных цифровых двойников изделия, в том числе за счет внедрения новой НТД регламентирующей применение математического моделирования.

В настоящей работе приведено описание ВМФ боевого маневренного самолета:

- разработанного интеграционного программного модуля;
- сценарии поведения ЛА и основные группы моделей с различной детализацией описываемых физико-математических процессов.

1 Набор сценариев виртуальной модели функционирования

В качестве объекта исследования выбран маневренный самолет поколения 4+, который разрабатывался в ОКБ Сухого и серийно изготавливается с 90-х годов, эксплуатируется по настоящее время, являясь одним из лидеров в своем классе ЛА. Многолетний опыт эксплуатации позволяет использовать данные различных летных ситуаций в качестве надежного источника для проведения валидации и разработки методических материалов для применения в задачах проектирования, испытаний и эксплуатации перспективных образцов ЛА.

Для выполнения работы выбраны типовые, с точки зрения области применимости СКТ, задачи проектирования и испытаний ЛА, которые отражены в 11-ти сценариях функционирования боевого маневренного самолета (рисунок 16 и таблица 2): от взлета, выполнения различных полетных заданий, до посадки. Условно сценарии обозначены S01 - S11. Многие сценарии выполняются в несколько стадий, что повторено и в расчетах. Для выполнения расчетными методами сценария необходимо использовать определенные сочетания аэродинамических, прочностных, кинематических и управляющих математических моделей. Разработан ряд моделей (таблица 3), после объединения, которых, с использованием интеграционных программных средств, стало возможным выполнить расчет каждого из сценариев. В таблице 4 приведена матрица моделей и их применимость в выбранных сценариях.

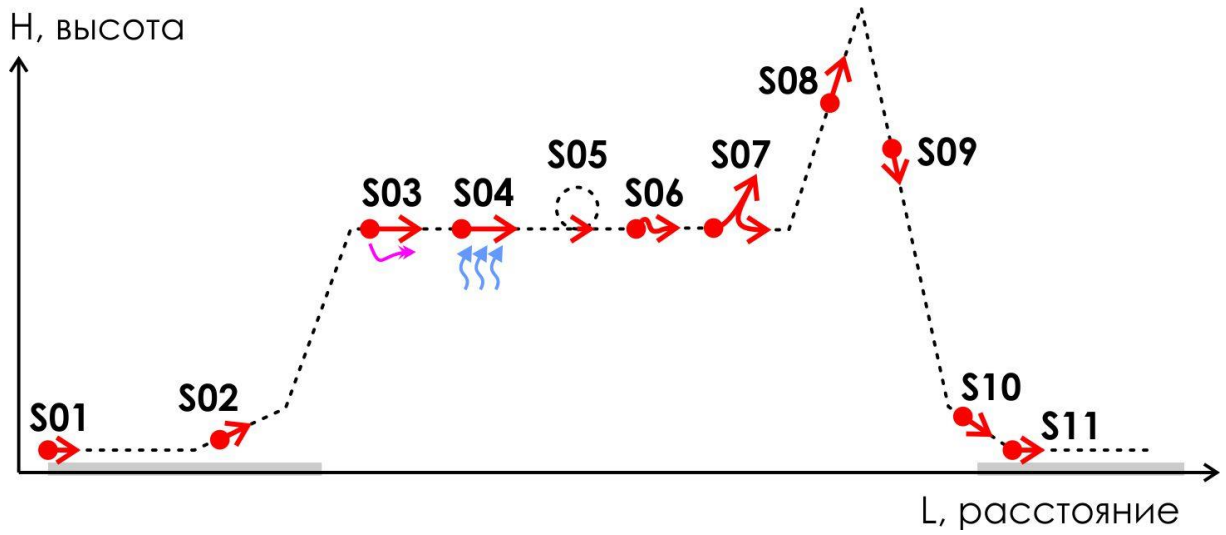

Рисунок 16 – Расположение сценарных условий на траектории полета ЛА

Таблица 2 – Сценарии применения «виртуального самолета»

Обозначение	Наименование	Описание
S01	Страгивание	Самолет находится на ВПП. Тормозные устройства находятся в активном состоянии. Двигатели работают в режиме «максимал». Происходит отключение тормозных устройств. Самолет начинает движение. При достижении скорости 20м/с двигатель переходит в режим «форсаж» и выполняется более интенсивный разгон. Сценарий предназначен для оценки особенностей и возможности попадания посторонних предметов от ВПП и работе створок подпитки ЛА
S02	Отрыв с набором высоты и уборкой стоек шасси	Рассматривается финальный разгонный участок движения самолета по ВПП. Отклоняются органы управления для увеличения кабрирующего момента. Происходит отрыв ПОШ, затем ООШ. После нескольких секунд выполняется команда на уборку шасси. Выполняется оценка протекания сценария и влияния выполняемых операций на аэродинамические характеристики
S03	Горизонтальный полет с АСП и его сброс	Выполняется горизонтальный полет с последующим сбросом АСП и определением траектории безопасного отхода от носителя
S04	Горизонтальный полет + порыв ветра	Выполняется горизонтальный полет с последующим воздействием на планер порыва ветра. Выполняется оценка влияния воздействия на аэродинамические характеристики
S05	Выход из петли	Выполняется выход из фигуры «Петля» в нижней точке фигуры. ЛА находится в сбалансированном состоянии и упругом равновесии. Проводится оценка протекания сценария и влияния выполняемых операций на характеристики аэродинамики и прочности

Таблица 2 (продолжение) – Сценарии применения «виртуального самолета»

S06	«Бочка» (360º)	Выполняется фигура «Бочка» - полный оборот вокруг продольной оси. ЛА находится в сбалансированном состоянии. Проводится оценка протекания сценария и влияния выполняемых операций на зеркало топлива в топливных баках и аэродинамические характеристики ЛА
S07	«Кобра»	Выполняется фигура «Кобра» путем динамического торможения в продольной плоскости с выходом на закритические углы атаки. Проводится оценка протекания сценария и аэродинамических характеристик
S08	Разгон до Ммакс	Выполняется разгон на больших числах М и высотах. Проводится оценка работы самолетных систем самолета и СКВ в частности, а также анализ уровня комфорта в кабине экипажа
S09	Пожар в мотоотсеке на снижении	В процессе полета на низких высотах со снижением возникает срабатывание системы пожаротушения. Проводится оценка эффективности продува мотоотсека и работы СПТ.
S10	Заход на посадку (выпуск стоек шасси)	Выполняется заход на посадку при умеренных углах атаки и дросселированных двигателях. Осуществляется выпуск створок ниш шасси и штатный выпуск стоек шасси. Проводится оценка изменения аэродинамических характеристик
S11	Касание ВПП	Выполняется интенсивный подход самолета к земле до касания сначала основными стойками, затем передней опорой шасси. Проводится оценка протекания сценария и влияния выполняемых операций на характеристики аэродинамики и прочности

Таблица 3 – Обозначения моделей

№	Обозначение модели	Наименование
1	A (model_A)	Аэродинамическая модель летательного аппарата с наличием органов управления, входами и выходами силовой установки, подвижным соплом и панелями воздухозаборника, передней и основным стойками шасси
2	B (model_B)	Аэродинамическая модель летательного аппарата вблизи ВПП
3	C (model_C)	Аэродинамическая модель летательного аппарата с АСП в транспортном положении
4	D (model_D)	Аэродинамическая модель входов и выходов патрубков с модулем пористого тела, имитирующим работу теплообменника
5	E (model_E)	Аэродинамическая модель пористого входа в полость с высоким гидравлическим сопротивлением за счет наличия аэродинамического “мусора”
6	F (model_F)	Аэродинамическая модель топливных баков с имитацией работы насосов дренажа и перетекания
7	G (model_G)	Аэродинамическая модель гидробаков и гидроцилиндров
8	H (model_H)	Аэродинамическая модель гидронасосов
9	I (model_I)	Аэродинамическая модель фрагментов высоконагруженных трубопроводов
10	J (model_J)	Аэродинамическая модель баков противопожарных систем
11	K (model_K)	Аэродинамическая модель кабины пилота с системой кондиционирования
12	L (model_L)	Упруго-массовая модель с кинематическими связями органов управления и элементов конструкции

Таблица 4 – Матрица применения моделей в сценариях

№	Наименование модели	Сценарий										
		S01	S02	S03	S04	S05	S06	S07	S08	S09	S10	S11
1	model_A	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
2	model_B	+	+								+	+
3	model_C			+								
4	model_D								+			
5	model_E									+		
6	model_F						+					
7	model_G								+		+	
8	model_H								+		+	
9	model_I								+		+	
10	model_J									+		
11	model_K								+			
12	model_L					+						+

1.1 Моделирование сценария S01 «Страгивание»

Сценарий S01 «Страгивание» включает четыре стадии:

- ЛА на тормозах – удерживание; силовая установка – «максимал»; створки подпитки работают; панели воздухозаборника убраны; сопла обжаты; V = 0 м/с; H = 0 м.
- ЛА – отпустить тормоза; силовая установка – «максимал»; створки подпитки работают; панели воздухозаборника убраны; сопла обжаты; амортизаторы стоек шасси разжимаются; V = 0 м/с; H = 0 м;
- ЛА разгоняется; силовая установка – полный «форсаж»; створки подпитки работают; панели воздухозаборника убраны; сопла меняют конфигурацию проточной части; работают створки подпитки; V = 20 м/с; H = 0 м;
- при достижении заданной скорости сценарий останавливается; V = 40 м/с; H = 0 м.

Схема связей в интеграционном модуле показана на рисунке 17.

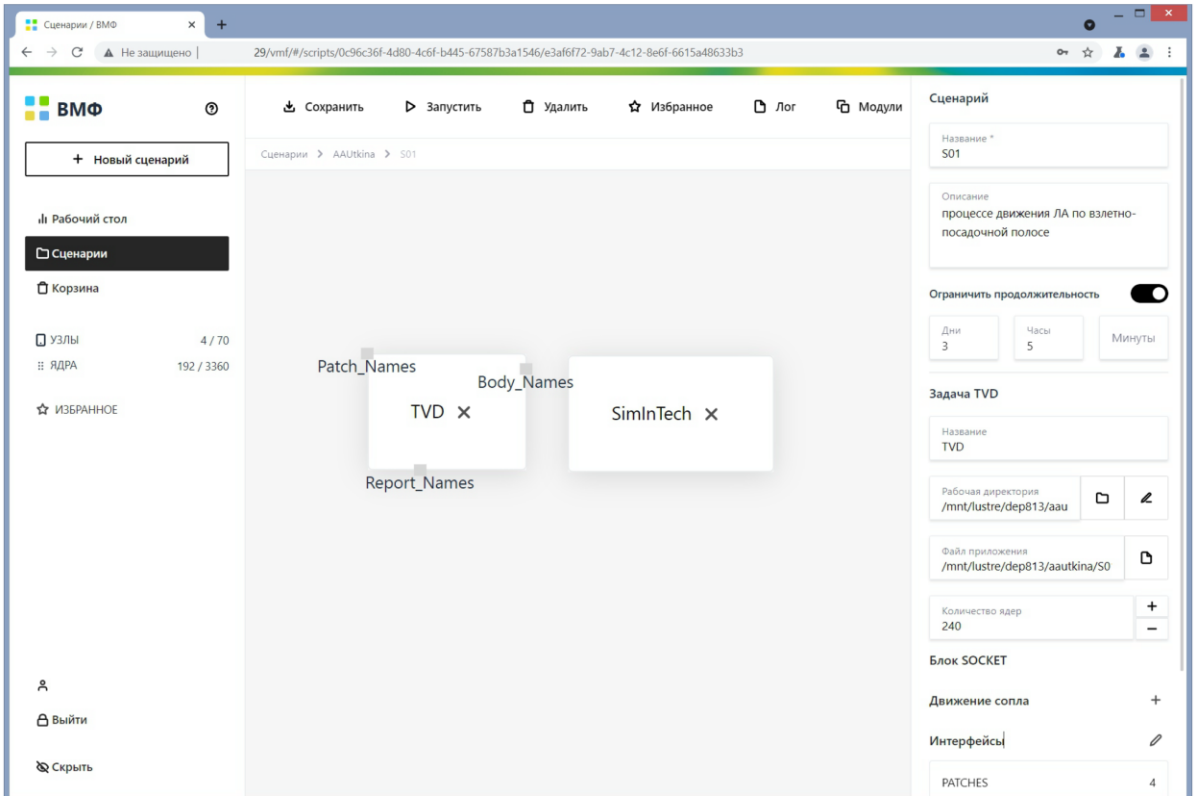

Рисунок 17– Схема связей в интеграционном модуле

Схема управления в ПК SimInTech для моделирования сценария S01 показана на рисунке 18.

Данная схема содержит описание логической структуры взаимодействия программных модулей – ПК SimInTech и ПП «Логос». Связь между программными модулями осуществляется посредством обмена данными через TCP-IP соединение.

С помощью схемы управления моделируются все стадии сценария S01. ПК SimInTech формирует набор значений, который передается через блок «клиент TCP-IP» в ПП «Логос». Скорость ЛА, полученная в ПП «Логос»,

отправляется в ПК SimInTech. В ПК SimInTech полученная скорость ЛА анализируется и визуализируется посредством блока «временной график».

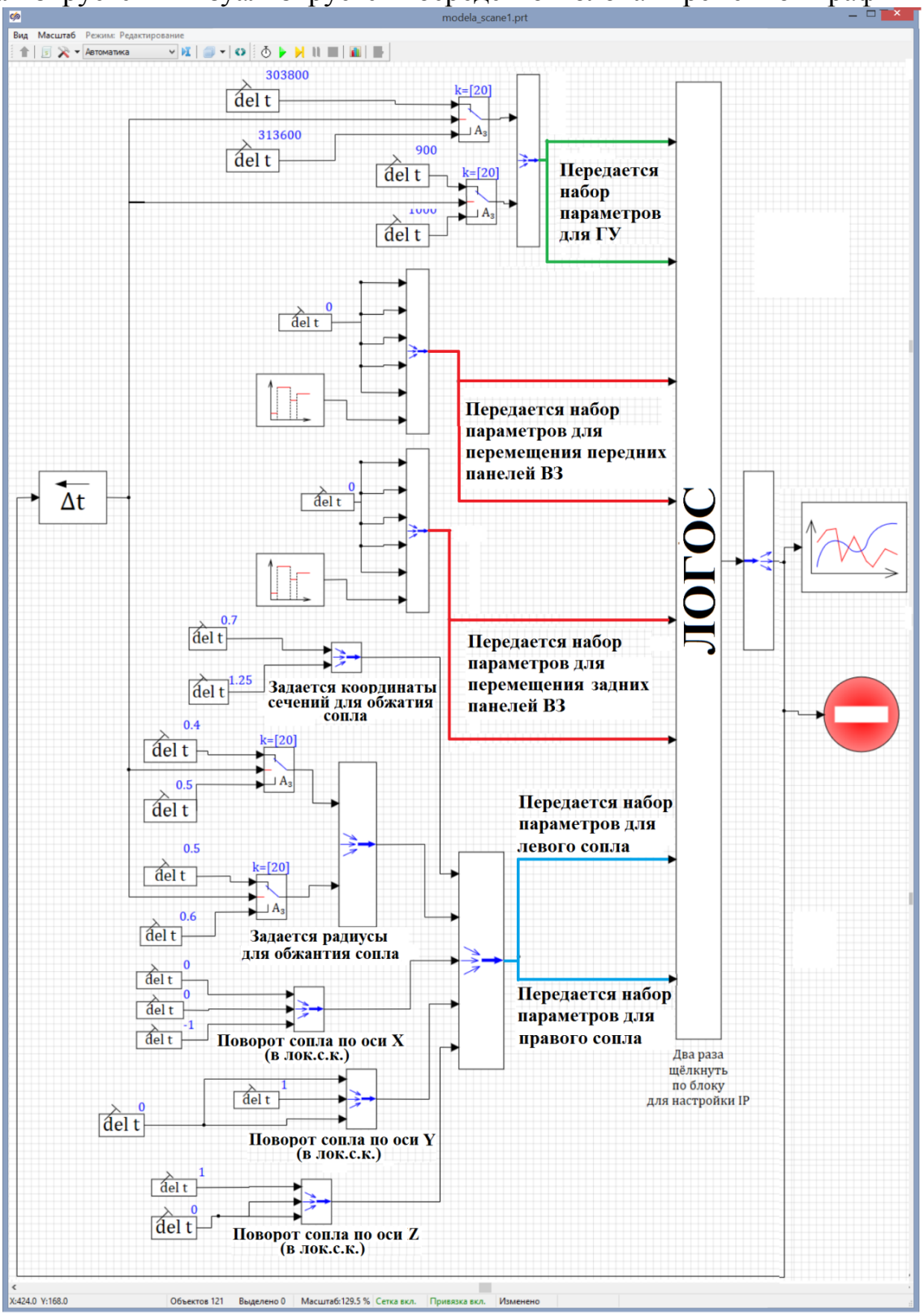

Рисунок 18 – Схема управления в ПК SimInTech

Для моделирования работы силовой установки из ПК SimInTech посредством блока констант в ПП «Логос» передаются значения полного давления и полной температуры, как показано на рисунке 19.

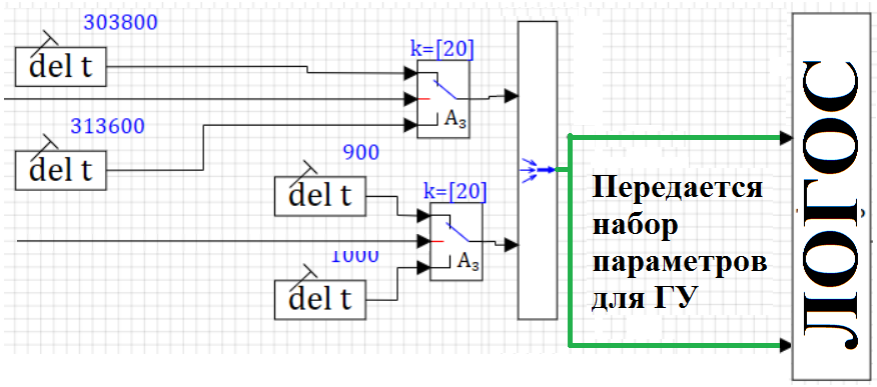

Рисунок 19 – Схема передачи набора параметров для ГУ

Для открытия «горла» воздухозаборника из ПК SimInTech посредством блоков «констант» и «кусочно-постоянная функция» в ПП «Логос» передаются значения для перемещения и поворота панелей воздухозаборника. Блок «кусочно-постоянная функция» обеспечивает поворот только в начальный момент времени и далее на протяжении всего расчета в качестве параметров передаются нулевые значения. Схема передачи набора параметров для перемещения панелей воздухозаборника приведена на рисунке 20.

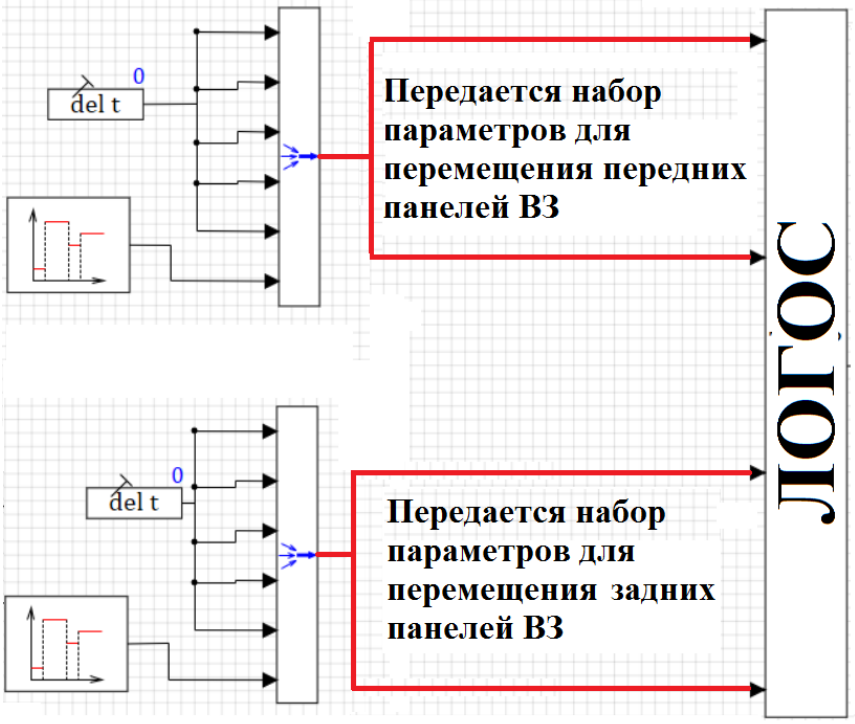

Рисунок 20 – Схема передачи набора параметров для перемещения панелей воздухозаборника

Для моделирования обжатия сопел из ПК SimInTech посредством блока «константа» передается набор значений необходимый для изменения конфигурации сопел. При достижении ЛА скорости 20 м/с сопла разжимаются. Схема передачи набора параметров для обжатия сопла показана на рисунке 21.

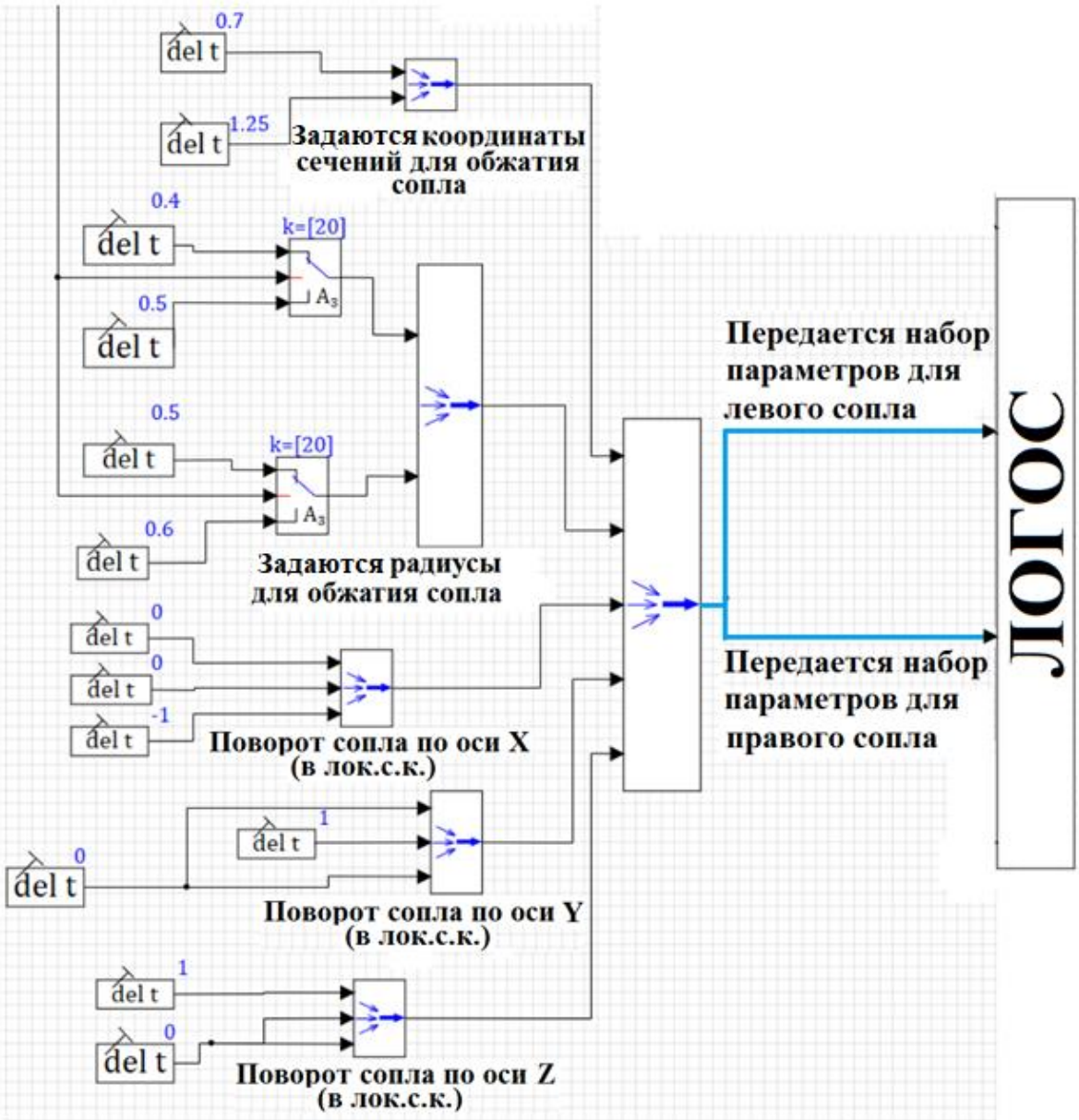

Рисунок 21 – Схема передачи набора параметров для обжатия сопла

При достижении ЛА скорости 40 м/с посредством блока «стоп-расчет» завершается работа сценария.

Моделирование «страгивания» ЛА по ВПП проводится в нестационарной постановке с использованием технологии расчета на сетках с перекрытиями. Расчетная сетка модели состоит из 48 регионов. Для каждого региона строится расчетная сетка, состоящая из усеченных шестигранников. Полученные расчетные сетки объединяются в одну расчетную сетку с перекрытиями. Итоговая расчетная сетка состоит из 20 млн ячеек.

Общий вид модели с включенными и выключенными интерфейсами приведен на рисунках 22 и 23.

Рисунок 22 – Общий вид модели с включенными интерфейсами (вид снизу)

Рисунок 23 – Общий вид модели с выключенными интерфейсами (вид снизу)

На поверхности фюзеляжа ЛА и органов управления задано ГУ «Стенка без проскальзывания». ЛА задается сущностью твердое тело «Plane», которое покоится до момента t = 0,6 с, что соответствует времени формирования струи из сопла. При достижении времени t = 0,6 с ЛА начинает двигаться под действием аэродинамических сил, что характеризует переход сценария S01 во вторую стадию.

Каждая створка подпитки воздухозаборников ЛА, являющаяся потомком твердого тела «Plane», находится в отдельной границе и определена сущностью твердое тело. На протяжении всего сценария створки подпитки двигаются под действием аэродинамических сил.

Панели воздухозаборника также определены твердым телом и являются потомками твердого тела «Plane».

В начальный момент времени сопла обжимаются с применением технологии деформирования расчетной сетки и соответствуют минимальному диаметру выходного сечения. На рисунках 24 и 25 приведены конфигурации сопла в начальный момент времени и после обжатия.

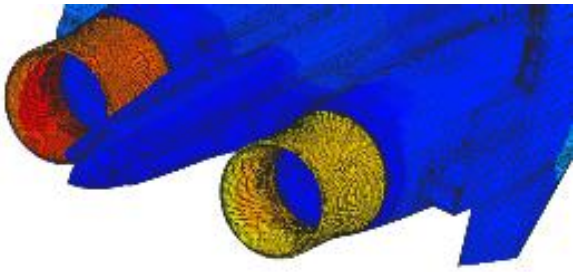

Рисунок 24 – Конфигурации сопла в начальный момент времени

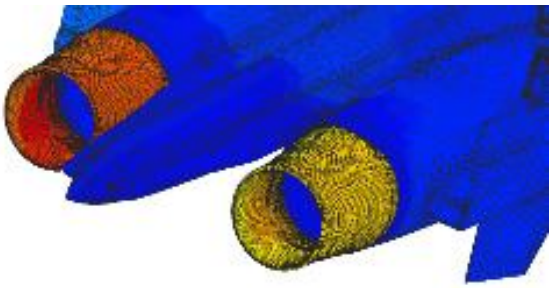

Рисунок 25 – Конфигурации сопла после обжатия

В начальный момент времени панели зажимают «горло» воздухозаборника. На рисунках 26 и 27 представлены конфигурации панелей воздухозаборника в исходной расчетной модели и после перемещения в положение «панели убраны».

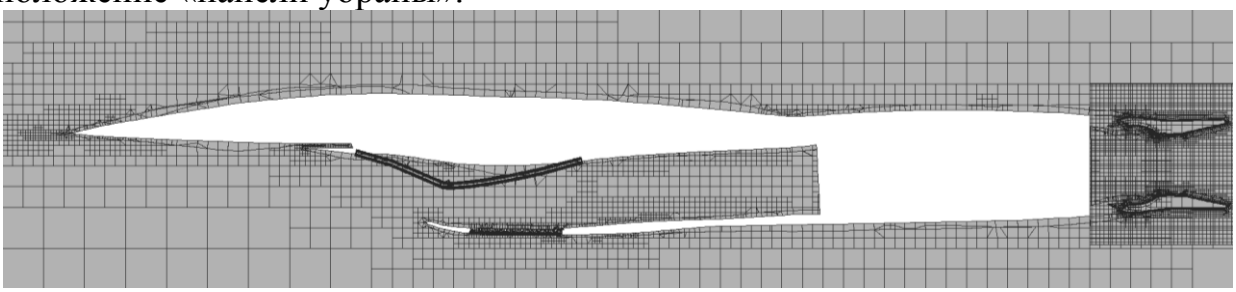

Рисунок 26 – Конфигурации панелей воздухозаборника в исходной расчетной модели

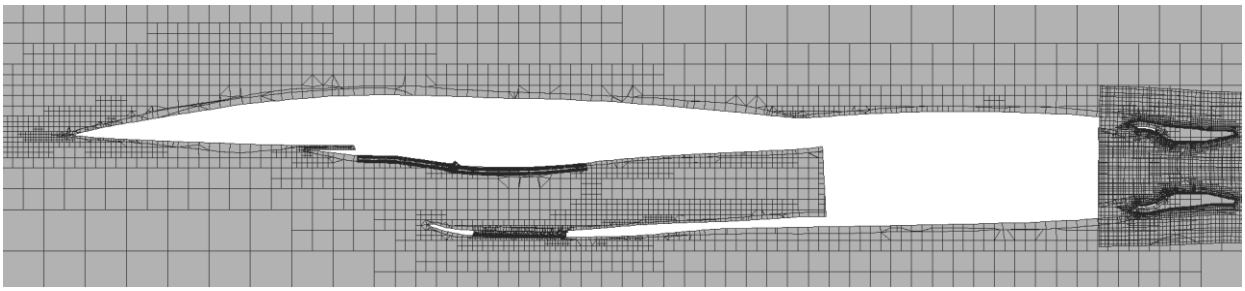

Рисунок 27 – Конфигурации панелей воздухозаборника после перемещения в положение «панели убраны»

На рисунках 28 и 29 приведены распределения давления на моменты времени 0,6 секунд и 11,5 секунд, что соответствует моментам начала движения ЛА (переход на вторую стадию) и скорости 40 м/с (завершение сценария) соответственно.

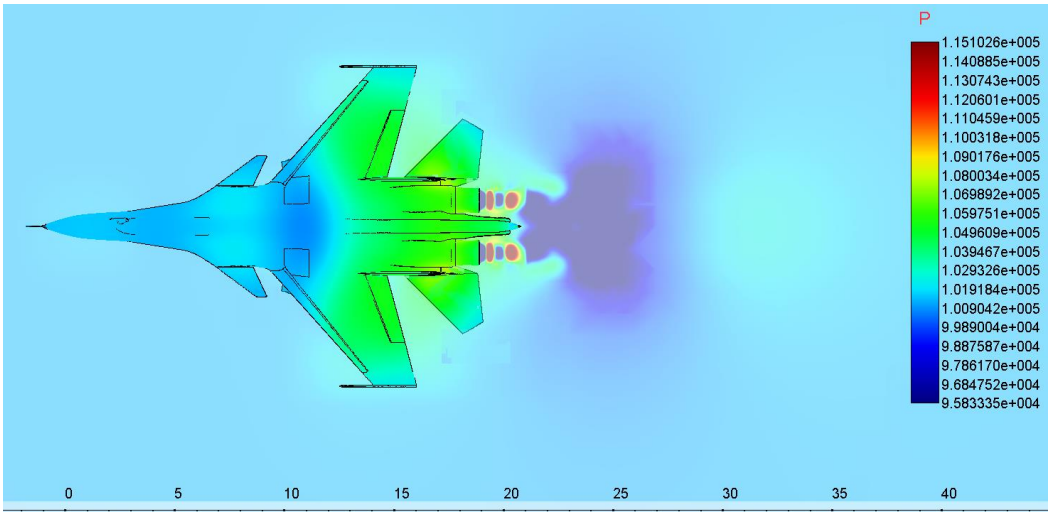

Рисунок 28 – Распределение давления на момент времени t = 0,6 с

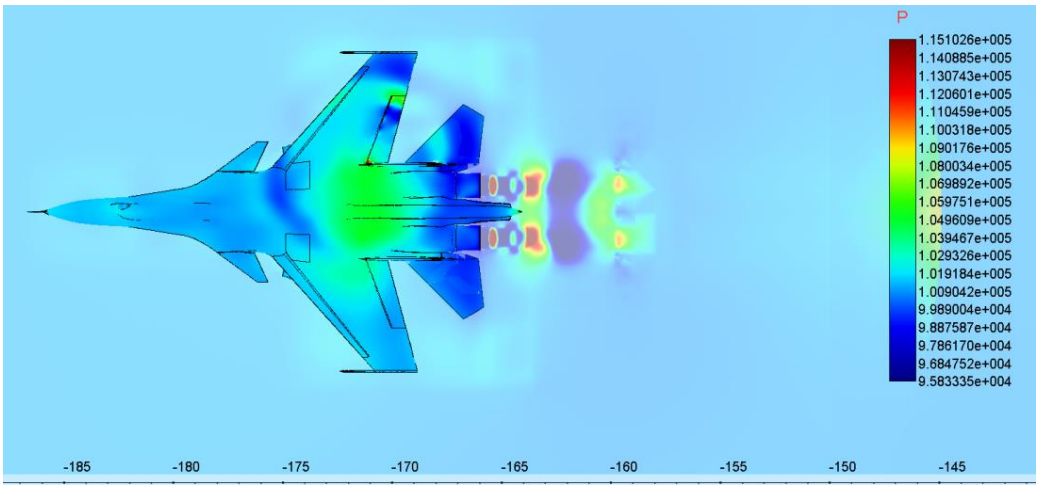

Рисунок 29 – Распределение давления на момент времени t = 11,5 с

На рисунке 30 приведен график амплитуды скорости ЛА, переданный из ПП «Логос» в ПК SimInTech.

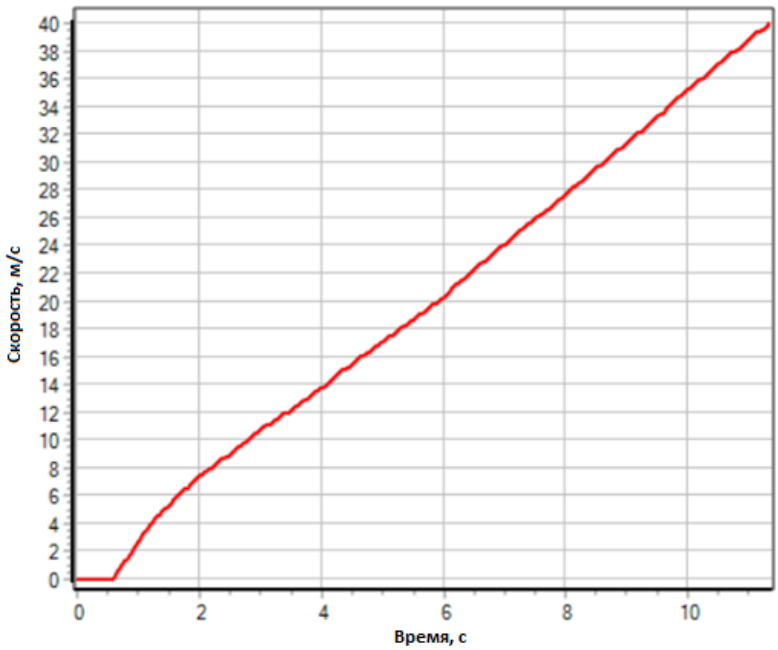

Рисунок 30 – График амплитуды скорости, переданный в ПК SimInTech

1.2 Моделирование сценария S02 «Набор высоты с уборкой стоек шасси»

Рассматривается финальный разгонный участок движения ЛА по ВПП. Для увеличения кабрирующего момента органы управления отклоняются. Происходит отрыв ПОШ, затем отрыв ООШ. После нескольких секунд полета выполняется команда на уборку стоек шасси. Выполняется оценка протекания сценария и влияния выполняемых операций на АДХ и нагрузки на створки в процессе уборки. Сценарий S02 «Набор высоты с уборкой стоек шасси» включает три стадии:

- стойки шасси – выпущены; силовая установка – полный «форсаж»; створки подпитки работают; панели воздухозаборника убраны; сопла разжаты;
- стойки шасси – уборка шасси; силовая установка – полный «форсаж»; створки подпитки работают; панели воздухозаборника убраны; сопла разжаты;
- стойки шасси – уборка шасси; створки ниш шасси убраны; силовая установка – полный «форсаж»; створки подпитки работают; панели воздухозаборника убраны; сопла разжаты; при наборе высоты 100 м сценарий завершается.

Схема связей в интеграционном модуле показана на рисунке 31. Схема управления в ПК SimInTech для моделирования сценария S02 показана на рисунке 32. ПК SimInTech принимает от ПП «Логос» координаты центра масс ЛА и интегральные аэродинамические силы, действующие на подвижные элементы ЛА. В ПК SimInTech полученные данные анализируются и визуализируются посредством блока «временной график». Для моделирования работы силовой установки из ПК SimInTech посредством блока констант в ПП «Логос» передаются значения давления и температуры (см. рисунок 33).

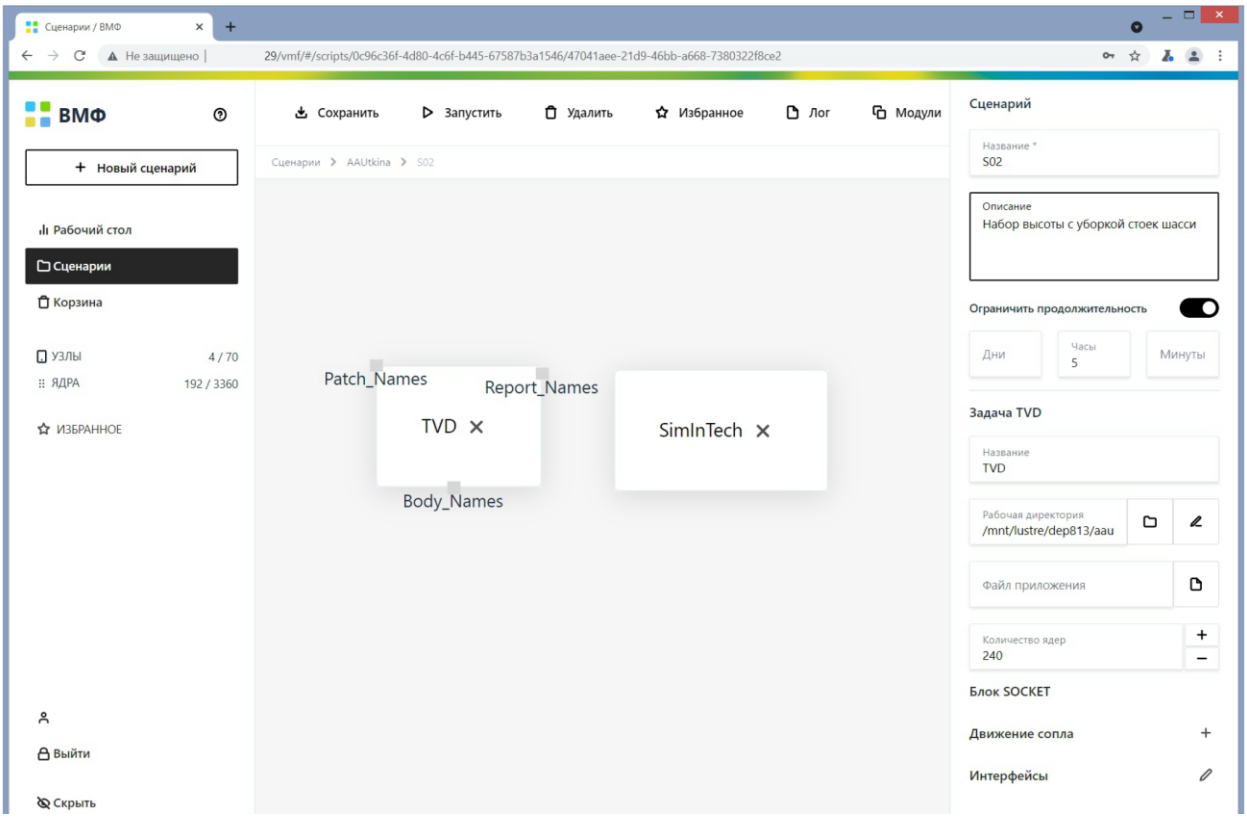

Рисунок 31 – Схема связей в интеграционном модуле

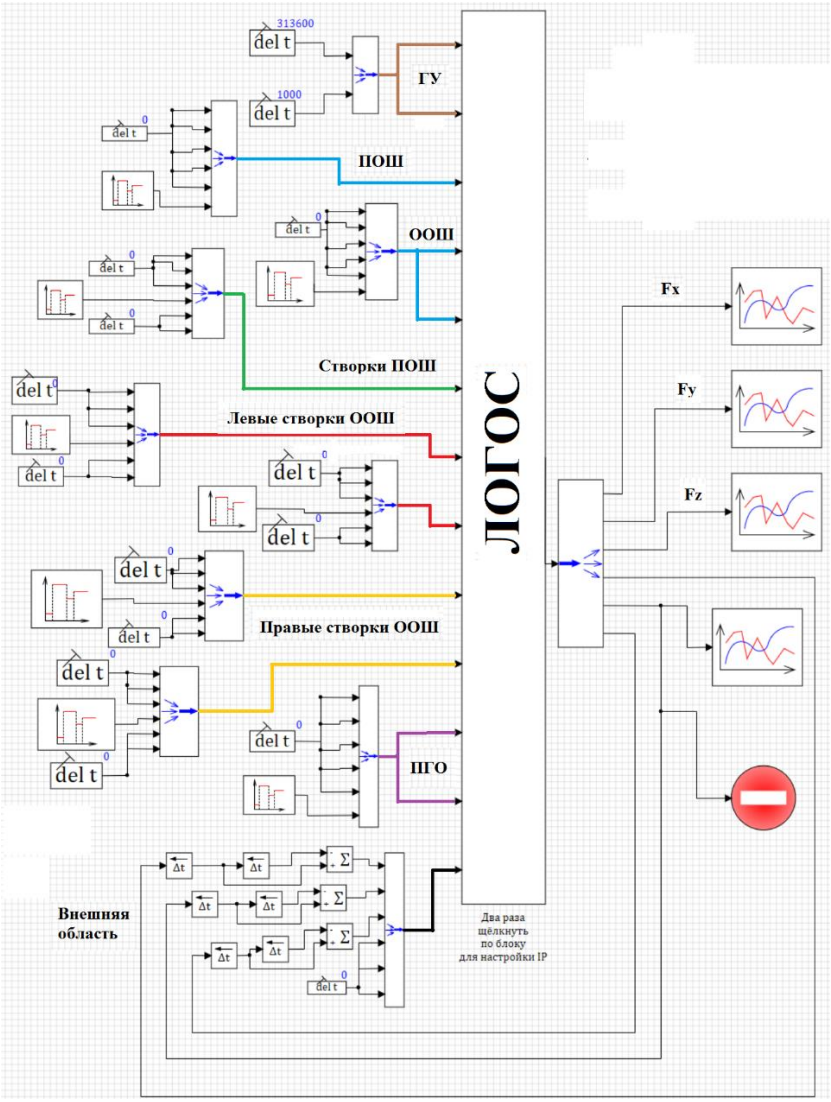

Рисунок 32 – Схема управления в ПК SimInTech

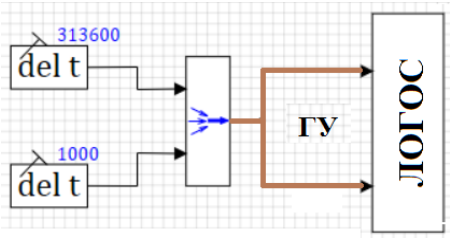

Рисунок 33 – Схема передачи набора параметров для ГУ

Для взлета ЛА необходимо повернуть ЦПГО на 20 градусов и вернуть в исходное положение ЦПГО в течении 1,0 – 2,0 с. Для этого из ПК SimInTech посредством блоков «констант» и «кусочно-постоянная функция» в ПП «Логос» передаются значения для поворота ЦПГО.

Для закрытия ПОШ и ООШ из ПК SimInTech посредством блоков «констант» и «кусочно-постоянная функция» в ПП «Логос» передаются значения для перемещения и поворота шасси. Через 5 с после начала взлета блок «кусочно-постоянная функция» обеспечивает поворот ПОШ и ООШ за период времени 3,7 с. Схема передачи набора параметров для уборки шасси приведена на рисунке 36.

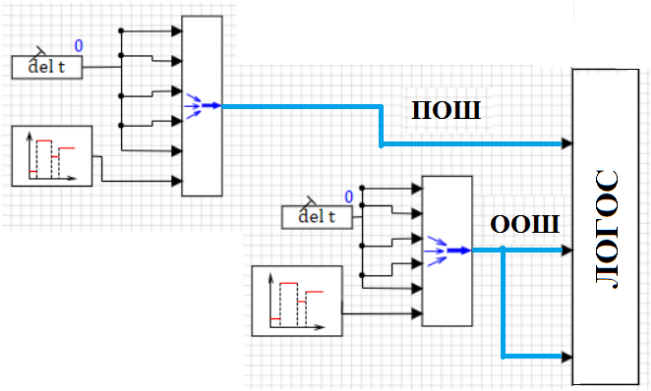

Рисунок 36 – Схема передачи набора параметров для поворота шасси

Для закрытия створок шасси из ПК SimInTech посредством блоков «констант» и «кусочно-постоянная функция» в ПП «Логос» передаются значения для перемещения и поворота створок шасси. Через 3 с после начала поворота шасси блок «кусочно-постоянная функция» обеспечивает поворот створок шасси за период времени 1,7 с. Схема передачи набора параметров для перемещения шасси приведена на рисунке 37.

При достижении ЛА высоты 100 м посредством блока «стоп-расчет» завершается работа сценария.

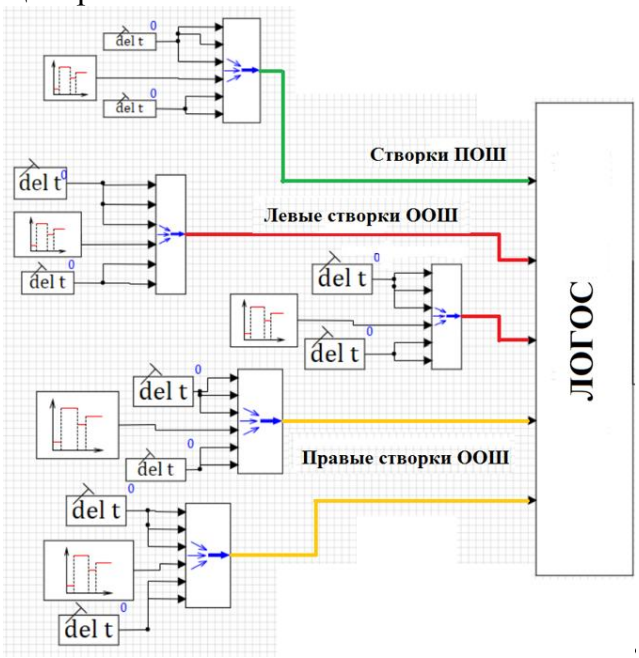

Рисунок 37 – Схема передачи набора параметров для поворота створок шасси

Моделирование сценария S02 проводится в нестационарной постановке как продолжение счета со сценария S01 «Страгивание», в котором ЛА разгоняется до скорости 40 м/с по ВПП. Аналогично сценарию S01 «Страгивание» расчет осуществляется с использованием технологии расчета на сетках с перекрытиями. Расчетная сетка модели состоит из 48 регионов. Для каждого региона строится расчетная сетка, состоящая из усеченных шестигранников. Полученные расчетные сетки объединяются в одну расчетную сетку с перекрытиями. Итоговая расчетная сетка состоит из 20 млн ячеек.

Общий вид модели с выпущенными шасси и открытыми створками приведен на рисунке 38. В сценарии вычисляются нестационарные АДХ ЛА и

нагрузки на его компоненты. На рисунке 39 приведен график компоненты центра масс ЛА по направлению оси Оу, переданный из ПП «Логос» в ПК SimInTech. На рисунке 40 приведено распределение давления на поверхности ЛА в момент начала взлета. ЦПГО находится в горизонтальном положении, шасси выпущены, створки открыты. На рисунке 41 приведено распределение давления на поверхности ЛА при уборке стоек шасси.

Рисунок 38 – Общий вид модели с выпущенными шасси и открытыми створками (вид снизу)

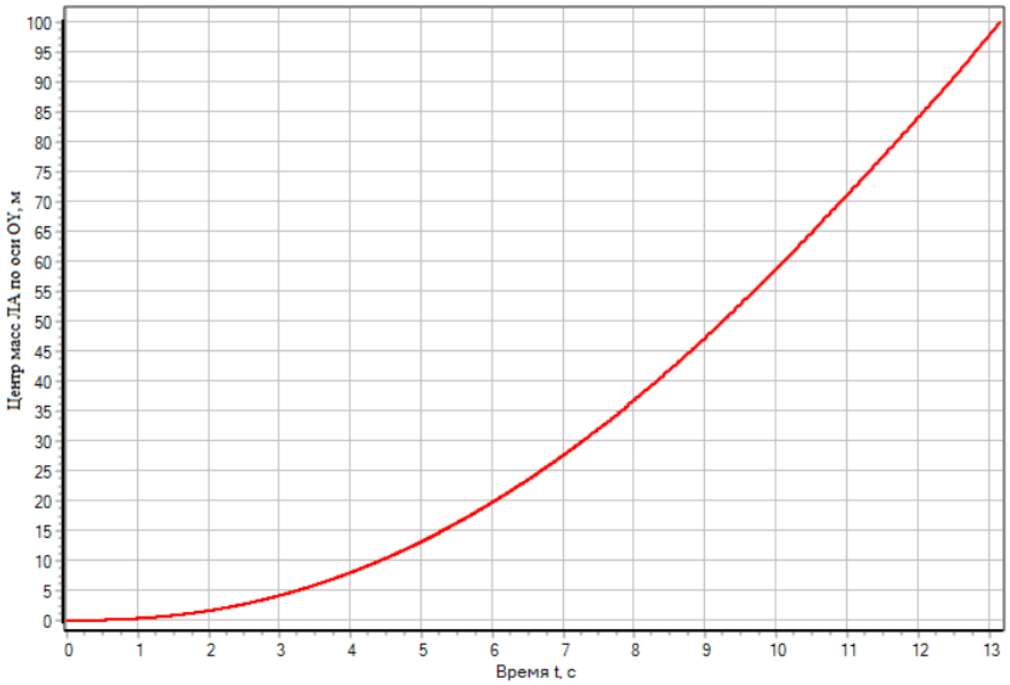

Рисунок 39 – График компоненты центра масс ЛА по направлению оси Оу, переданный в ПК SimInTech из ПК Логос

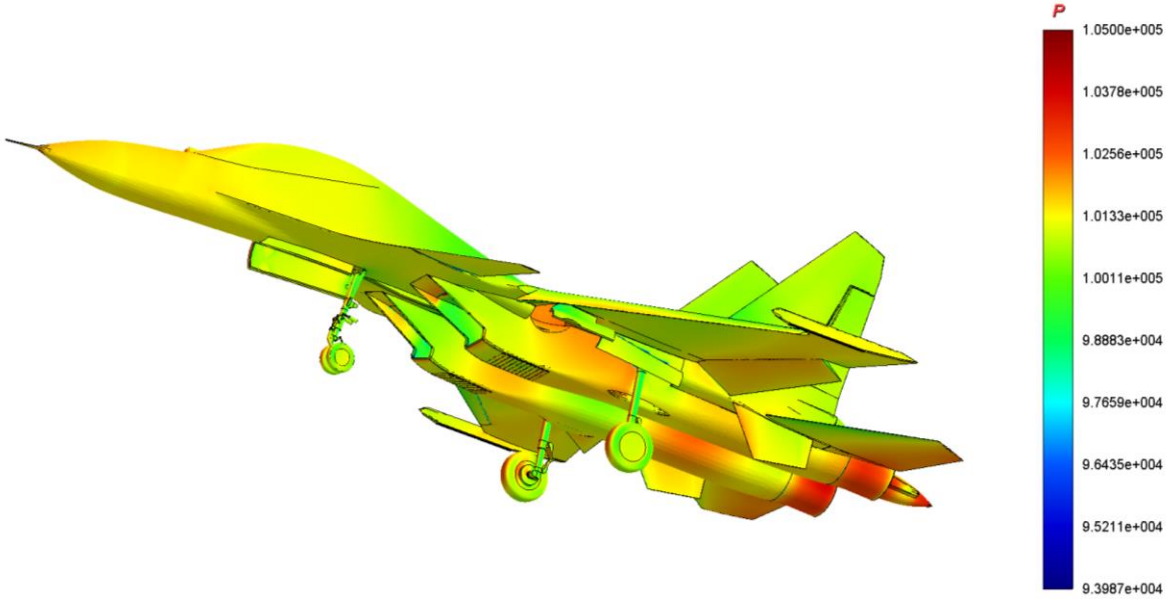

Рисунок 40 – Распределение давления на поверхности ЛА
в момент начала взлета, Па

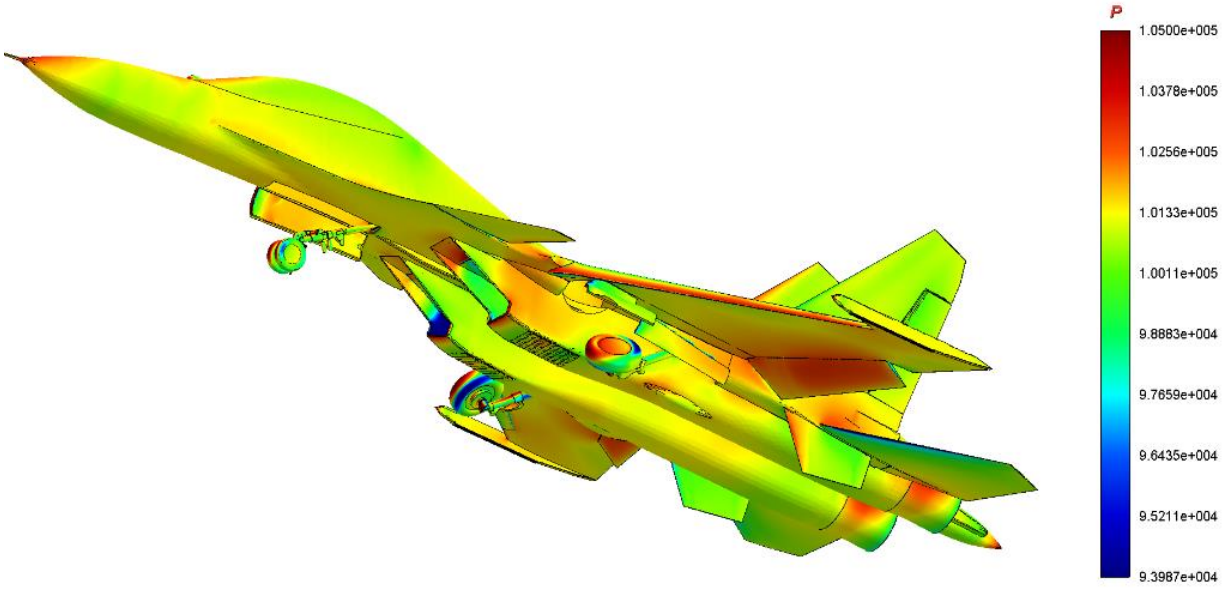

Рисунок 41 – Распределение давления на поверхности ЛА на t = 7 с
(уборка шасси), Па

1.3 Моделирование сценария S03 «Горизонтальный полет с грузом + сброс»

В сценарии S03 моделируется горизонтальный полет ЛА с четырьмя грузами, в процессе которого происходит сброс одного из грузов. Отделение груза от носителя происходит под действием катапульты с последующим включением разгонного двигателя. В качестве внешней среды используется вязкий сжимаемый газ с термодинамическими параметрами стандартной модели атмосферы для высоты H = 11 000 м и числа Маха M = 0,8. Необходимо определить траекторию отхода груза от носителя.

Сценарий S03 «Горизонтальный полет с грузом + сброс» включает пять стадий:

- ЛА – горизонтальный полет; органы управления и сопла в балансировочном положении; силовая установка работает номинально; створки подпитки не работают; панели воздухозаборника убраны; грузы в транспортном положении на катапультных устройствах;
- команда на старт; срабатывает катапульта; груз движется вместе с выводным устройством катапульты (0,3 м);
- груз свободно движется относительно ЛА под действием внешних аэродинамических сил; расчет проводится до отхода груза на расстояние 10 м;
- команда на запуск разгонного двигателя груза;
- груз движется относительно ЛА с включенным двигателем.

Схема связи в интеграционном модуле показана на рисунке 42. Схема управления в ПК SimInTech для моделирования сценария S03 показана на рисунке 43. С помощью схемы управления моделируются все стадии сценария S03 «Горизонтальный полет с грузом + сброс». ПК SimInTech формирует набор значений, который передается через блок «клиент TCP-IP» в ПП «Логос». В качестве значений выступают параметры работы разгонного двигателя груза и закон движения катапульты. Законом движения являются зависимости горизонтальной и вертикальной компонент вектора перемещения при моделировании работы катапультного устройства. Результатом расчета данного сценария является значение аэродинамической силы, действующей на груз по осям Ox, Oy, Oz, и значение перемещения груза для определения безопасного расстояния отхода груза от носителя. Компоненты аэродинамической силы и положение центра масс груза, полученные в ПП «Логос», передаются в ПК SimInTech и визуализируются посредством блока «временной график».

Первой стадией сценария S03 является моделирование горизонтального полета при номинальной работе силовой установки. Поэтому первые 10 с выполняется расчет для получения стационарного решения при числе Маха M = 0,8 на высоте H = 11000 м.

Для моделирования движения катапульты ПК SimInTech передает в ПП «Логос» закон ее движения в виде кусочно-линейной функции (рисунок 44).

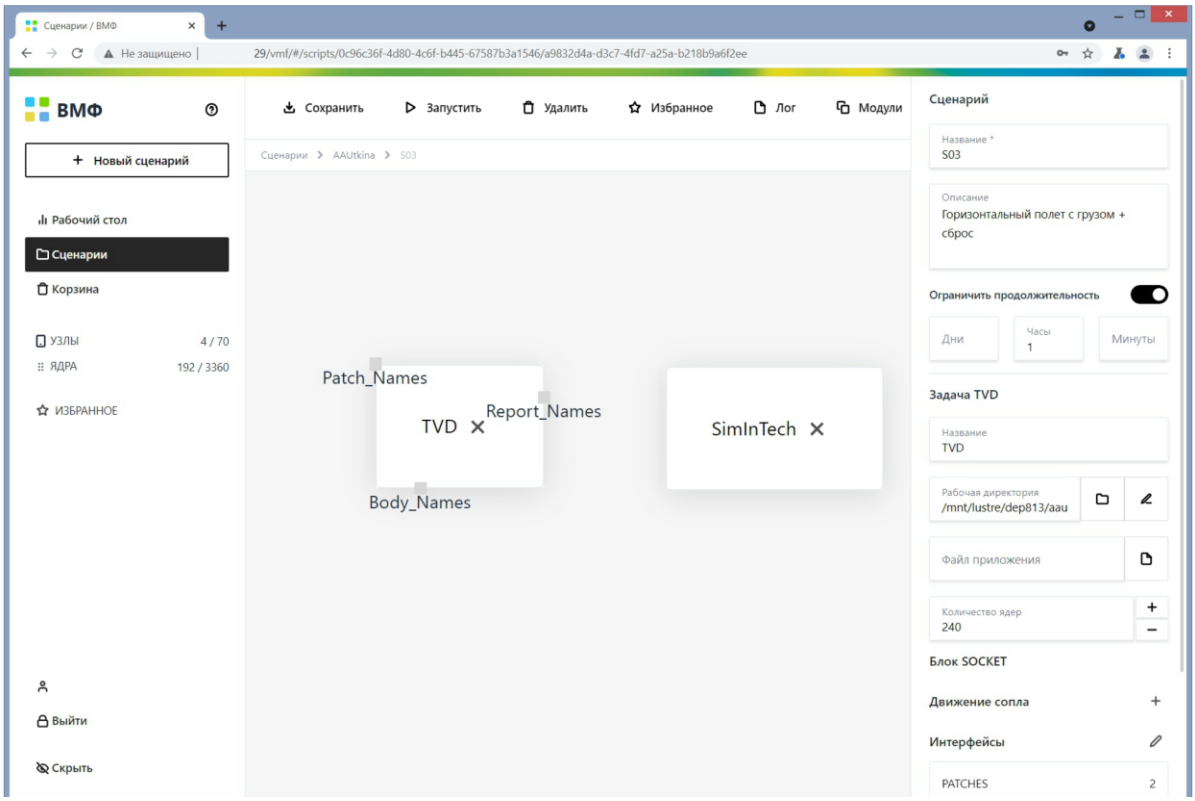

Рисунок 42 – Схема связей в интеграционном модуле

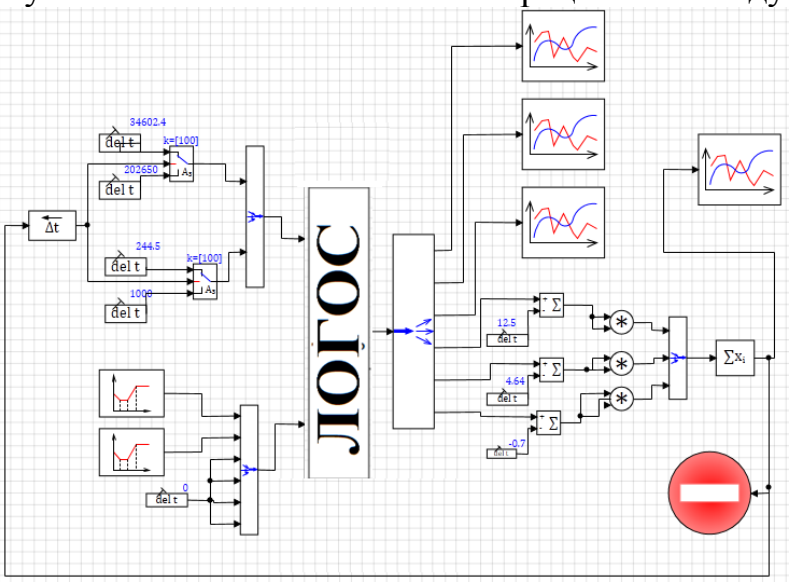

Рисунок 43 – Схема управления в ПК SimInTech

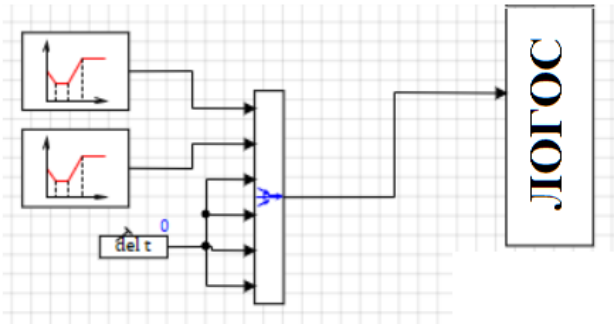

Рисунок 44 – Блок кусочно-линейная функция для задания закона движения катапульты

До момента отхода груза на расстояние 10 м двигатель груза выключен. Для моделирования неактивного состояния из ПК SimInTech посредством блока констант в ПП «Логос» передаются значения давления и температуры на срезе сопла груза. Далее происходит включение разгонного двигателя груза, значения полного давления и полной температуры меняются на новые (рисунок 44). При отходе груза от ЛА на расстояние 100 м посредством блока «стоп-расчет» работа сценария завершается.

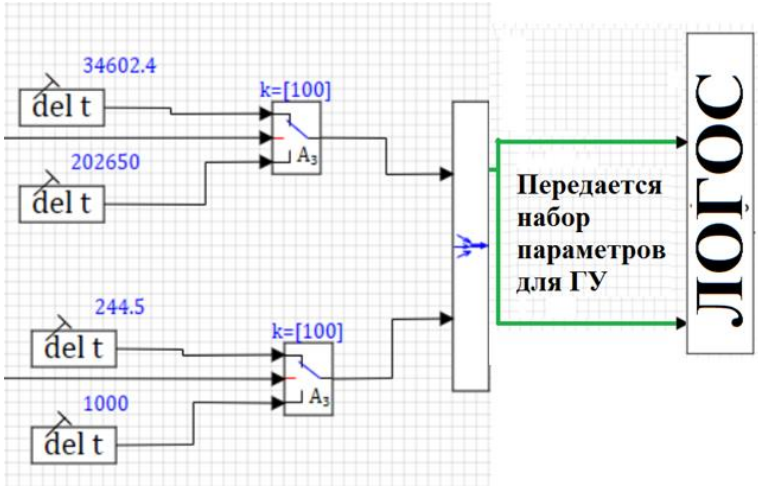

Рисунок 44 – Схема передачи набора параметров для ГУ

Моделирование сценария S03 проводится в нестационарной постановке с использованием технологии расчета на сетках с перекрытиями. Расчетная сетка модели состоит из 53 регионов. Для каждого региона строится расчетная сетка, состоящая из усеченных шестигранников. В области падения груза на расстоянии 20 м задан блок локального измельчения с размером ячейки 0,0625 м. Полученные сетки объединяются в одну расчетную сетку с перекрытиями. Итоговая модель состоит из 33 млн ячеек. На рисунке 45 приведен вид расчетной сетки в окрестности ЛА.

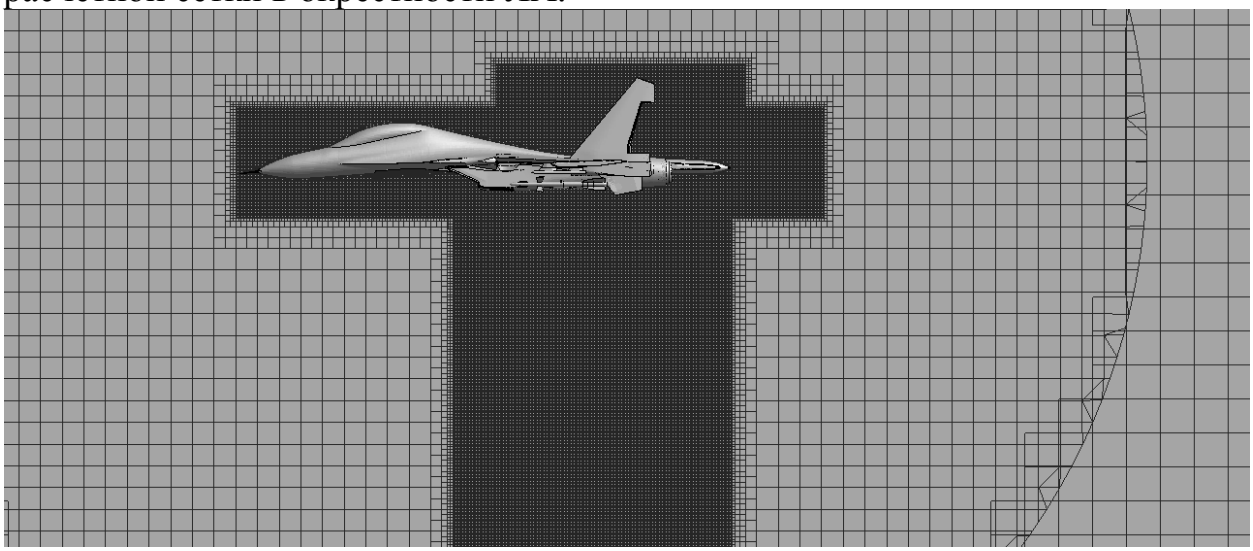

Рисунок 45 – Расчетная сетка в окрестности ЛА

В исходном состоянии грузы находятся в транспортном положении на катапультном устройстве. На рисунках 46 показана модель с начальным расположением грузов.

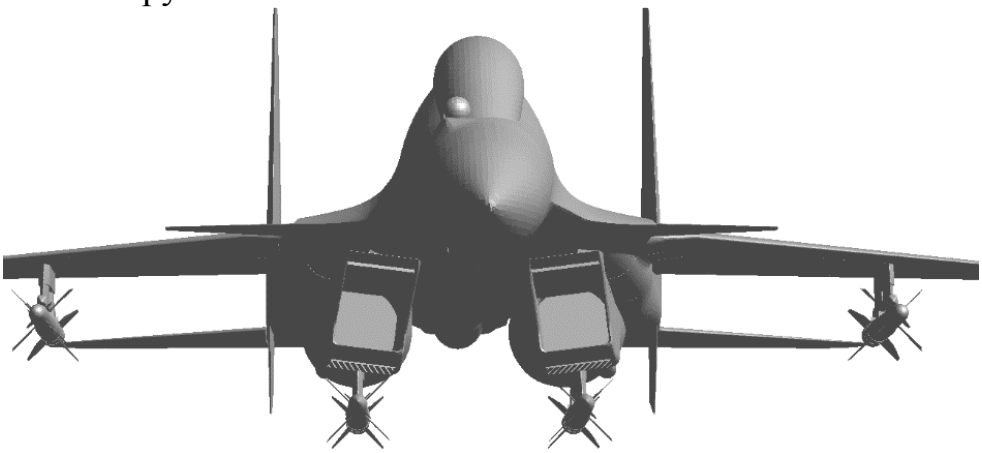

Рисунок 46 – Схема расположения грузов

В задаче вычисляются нестационарные АДХ сбрасываемого груза и положение его центра масс.

Для моделирования горизонтального полета начальные условия среды определяются следующими параметрами потока:

- скорость 236,12 м/с;
- давление 22699,9 Па;
- температура 216,7 К.

На внешней границе задается условие свободного потока с параметрами:

- число Маха 0,8;
- угол атаки 0 градусов.

Для моделирования номинального режима работы силовой установки на границе «Полное давление (Stangation)» задаются соответствующие значения давления и температуры. Параметры ГУ «Полное давление (Stangation)» для разгонного двигателя груза определяются константами, переданными из ПК SimInTech. На поверхности ЛА и грузов задается ГУ «Стенка без проскальзывания».

В начале сценария груз находится в транспортном состоянии без движения. При получении команды на старт катапульта срабатывает, и груз начинает двигаться вместе с выводным устройством катапульты. Изменение положения груза осуществляется по закону, переданному из ПК SimInTech. Для моделирования включения разгонного двигателя груза параметры ГУ «Полное давление (Stangation)» передаются на границе двигателя с помощью ПК SimInTech.

На рисунке 47 приведены распределения числа Маха в плоскости симметрии ЛА на момент времени 10 с. На рисунке 48 приведено поле распределения давления вблизи груза на момент времени t = 10 с. На рисунке 49 приведены поля распределения давления на грузе после завершения действия катапультного устройства.

Рисунок 47 – Поле распределения числа Маха на момент времени t = 10 с

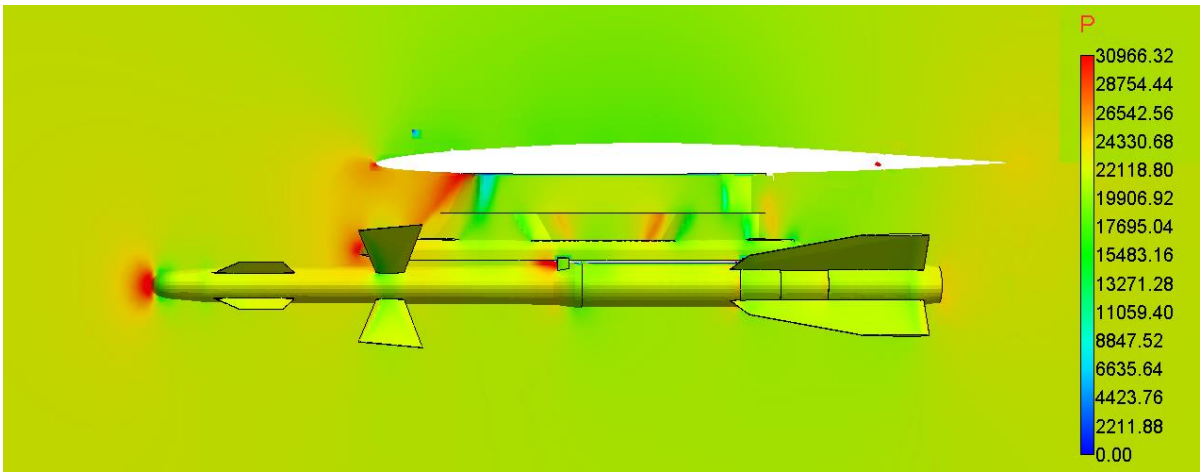

Рисунок 48 – Поле распределения давления вблизи груза
на момент времени t = 10 с, Па

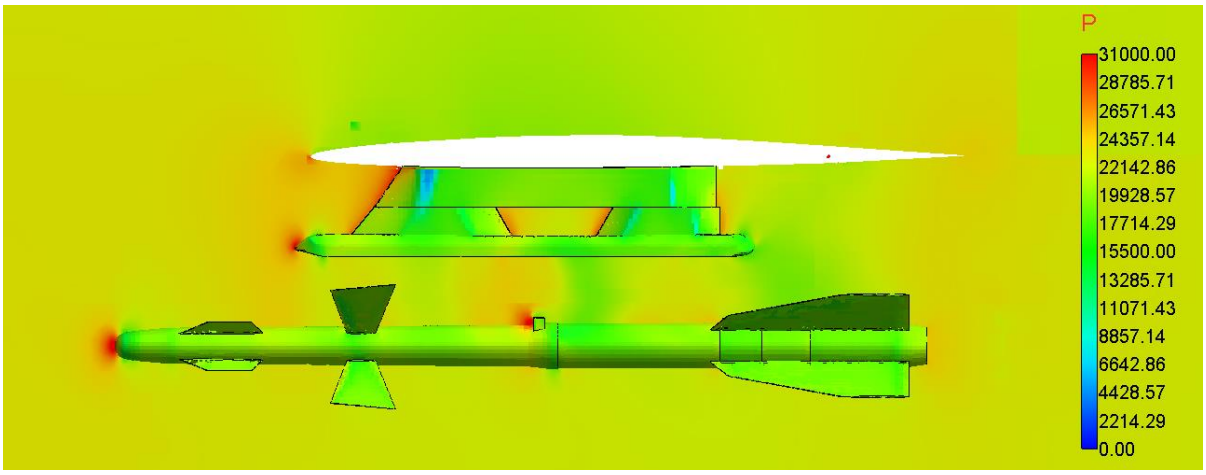

Рисунок 49 – Поле распределения давления вблизи груза после завершения
действия катапультного устройства, Па

Из рисунка 49 видно, что груз отошел от транспортного положения. Груз сместился на расстояние равное 0,3 м.

На рисунке 50 приведен график потока массы для разгонного двигателя груза. Начиная с момента времени 11,5 с видно включение двигателя. Этот момент времени наступает, когда груз отошел на расстояние 10 м от ЛА. На

рисунках 51 и 52 приведены поля давления на ЛА и АСП в процессе старта РДТТ и в начале разгона АСП. На рисунке 53 приведены изменения координаты Y центра массы АСП переданных из ПП «Логос» в ПК SimInTech.

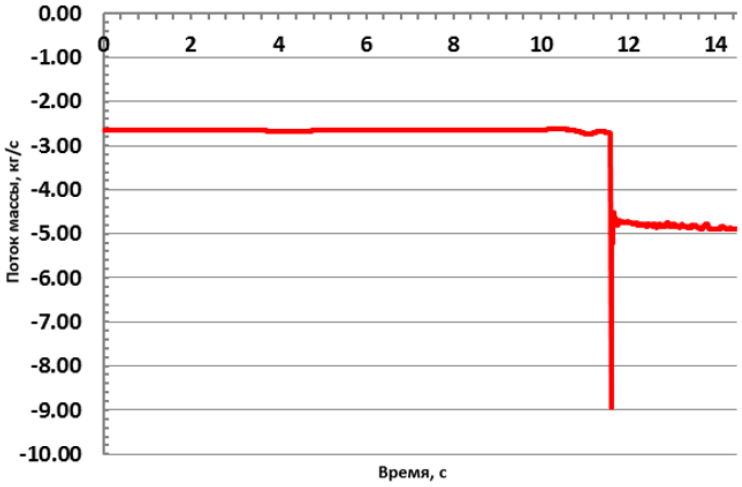

Рисунок 50 – График изменения потока массы

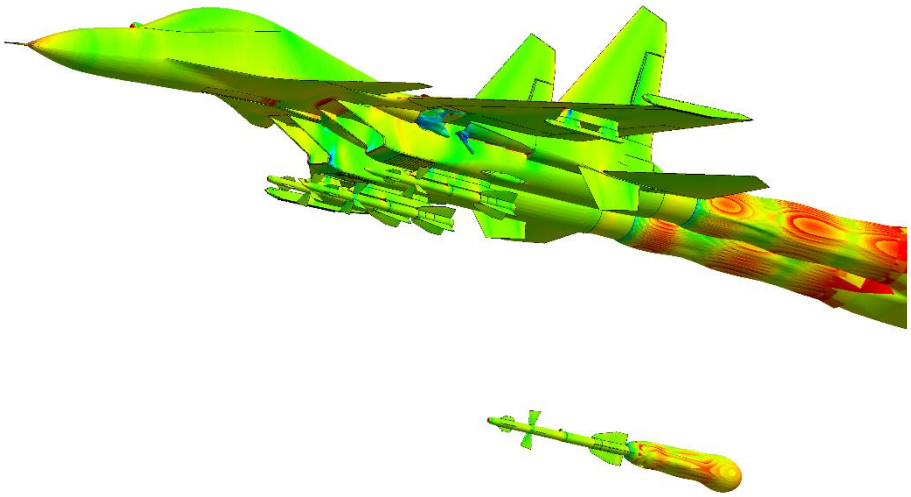

Рисунок 51 – Поля давления на ЛА и АСП при старте РДТТ

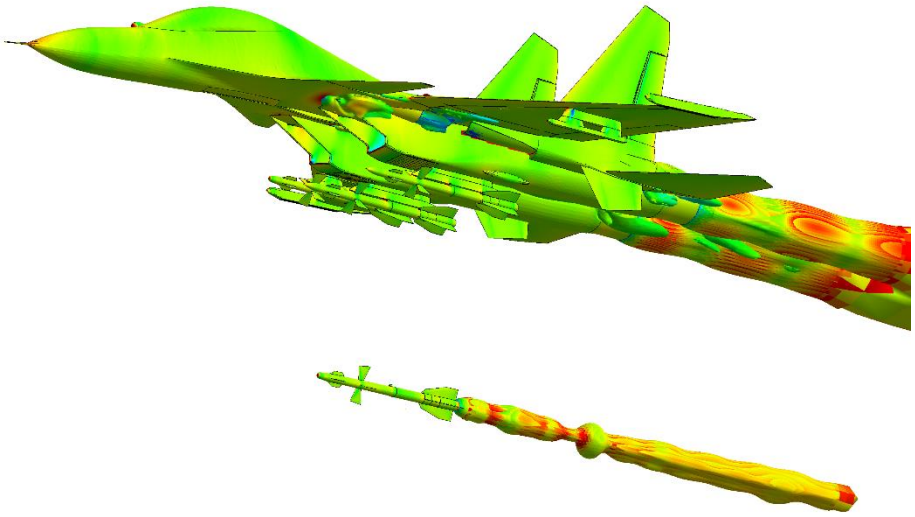

Рисунок 52 – Поля давления на ЛА и АСП в начальной стадии разгона АСП

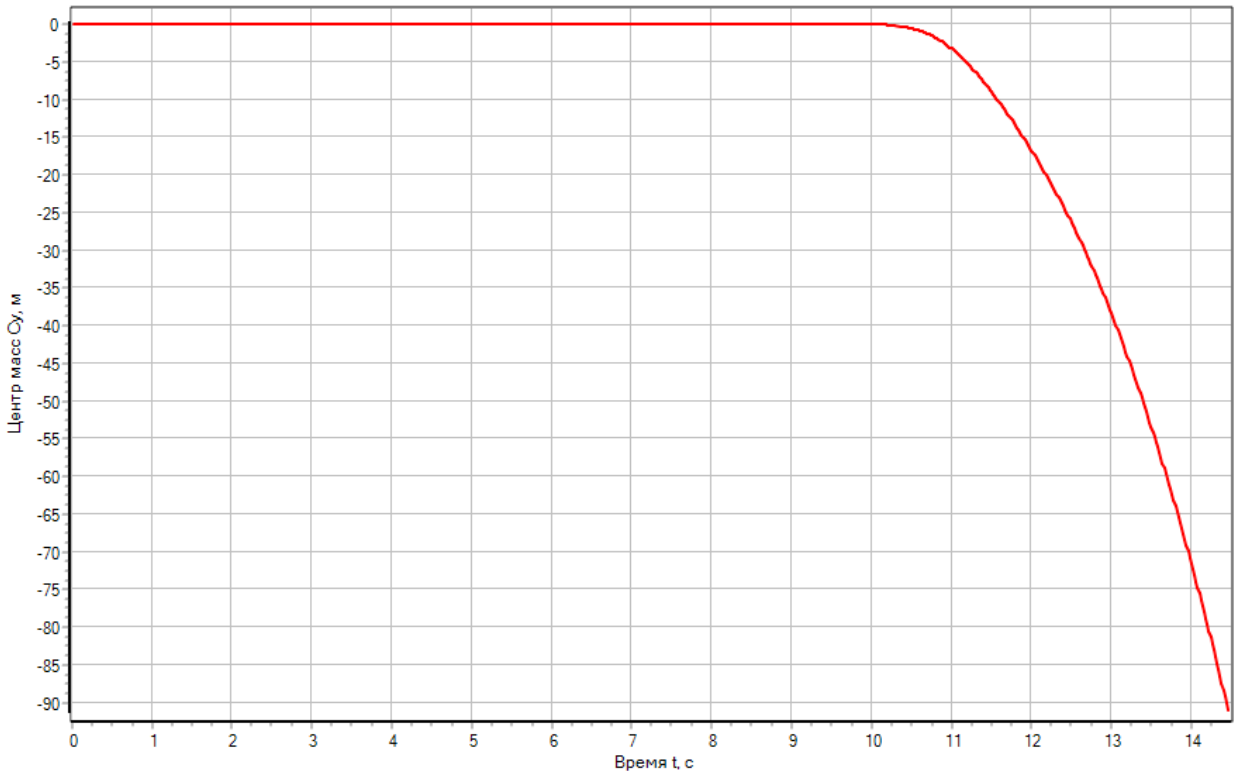

Рисунок 53 – График изменения координаты центра массы АСП по направлению Oy

Из рисунков видно, что после 10 с расчета АДХ и координаты центра массы груза начинают изменяться. Это происходит из-за начала движения груза: сначала под действием катапульты, затем в свободном падении. Как только груз отошел от ЛА на расстояние 10 м, происходит пуск его разгонного двигателя. Момент активации двигателя наблюдается на рисунке 50 для момента времени 11,5 с. Далее груз продолжает двигаться с включенным двигателем по траектории.

1.4 Моделирование сценария S04 «Горизонтальный полет + порыв ветра»

В сценарии S04 моделируется обтекание ЛА потоком вязкого сжимаемого газа, параметры которого определяются по стандартной модели атмосферы для значения высоты H = 11 000 м и числа Маха M = 0,8. Необходимо определить нестационарные АДХ ЛА. Во время горизонтального полета внешнее возмущение среды может стать причиной выхода ЛА из состояния аэродинамического равновесия, повлечь за собой потерю управления ЛА и его устойчивости. Источником внешнего возмущения среды может оказаться порыв ветра определенной интенсивности.

Сценарий S04 «Горизонтальный полет + порыв ветра» включает три стадии:

- ЛА – горизонтальный полет; органы управления и сопла в балансировочном положении; силовая установка работает номинально; створки подпитки не работают; панели воздухозаборника убраны; сопла сжаты;
- воздействие порыва ветра в виде заданной формы изменения компонент набегающего потока;
- выход из области воздействия порыва ветра; расчет проводится до момента выхода ЛА из области воздействия порыва ветра.

Схема связи в интеграционном модуле показана на рисунке 54.

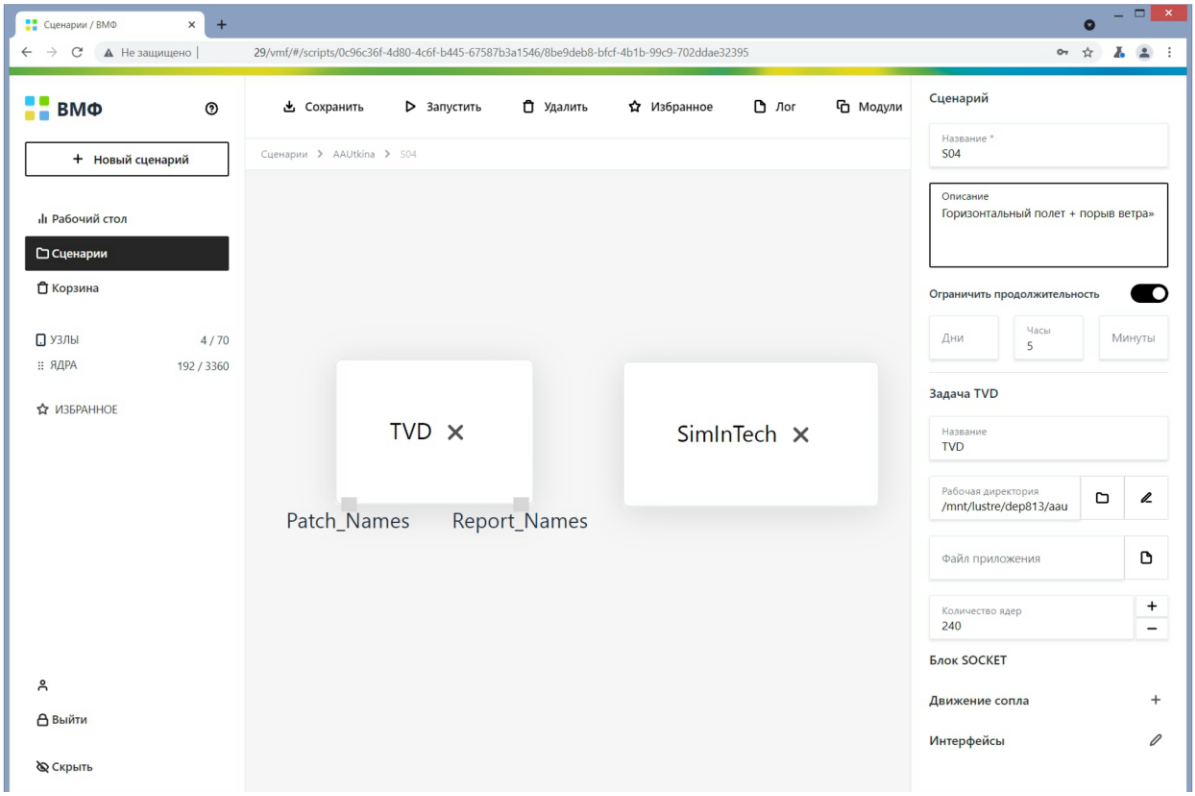

Рисунок 54 – Схема связей в интеграционном модуле

Схема управления в ПК SimInTech для моделирования сценария S04 показана на рисунке 55. Данная схема содержит описание логической структуры взаимодействия ПК SimInTech и ПП «Логос». ПК SimInTech

формирует набор значений, который передается через блок «клиент TCP-IP» в ПП «Логос». Интегральные аэродинамические силы, полученные в ПП «Логос», передаются в ПК SimInTech. В ПК SimInTech полученные силы, действующие на ЛА, анализируются и визуализируются посредством блока «временной график». Для моделирования работы силовой установки из ПК SimInTech посредством блока «константа» в ПП «Логос» передаются значения полного давления и полной температуры, соответствующие номинальному режиму работы силовой установки.

По условию сценария S04 моделируется горизонтальный полет, поэтому первые 20 с выполняется расчет АДХ ЛА. За время 20 с формируется решение, описывающее первую стадию сценария. Далее, при достижении заданного времени, равного 20 с, на ЛА происходит воздействие порыва ветра. Для этого из ПК SimInTech посредством блока «кусочно-линейная функция» в ПП «Логос» передается значение компоненты скорости по оси Oz в виде заданной функции. Блок «кусочно-линейная функция» обеспечивает затухающий порыв ветра и действует на протяжении 0,54 с.

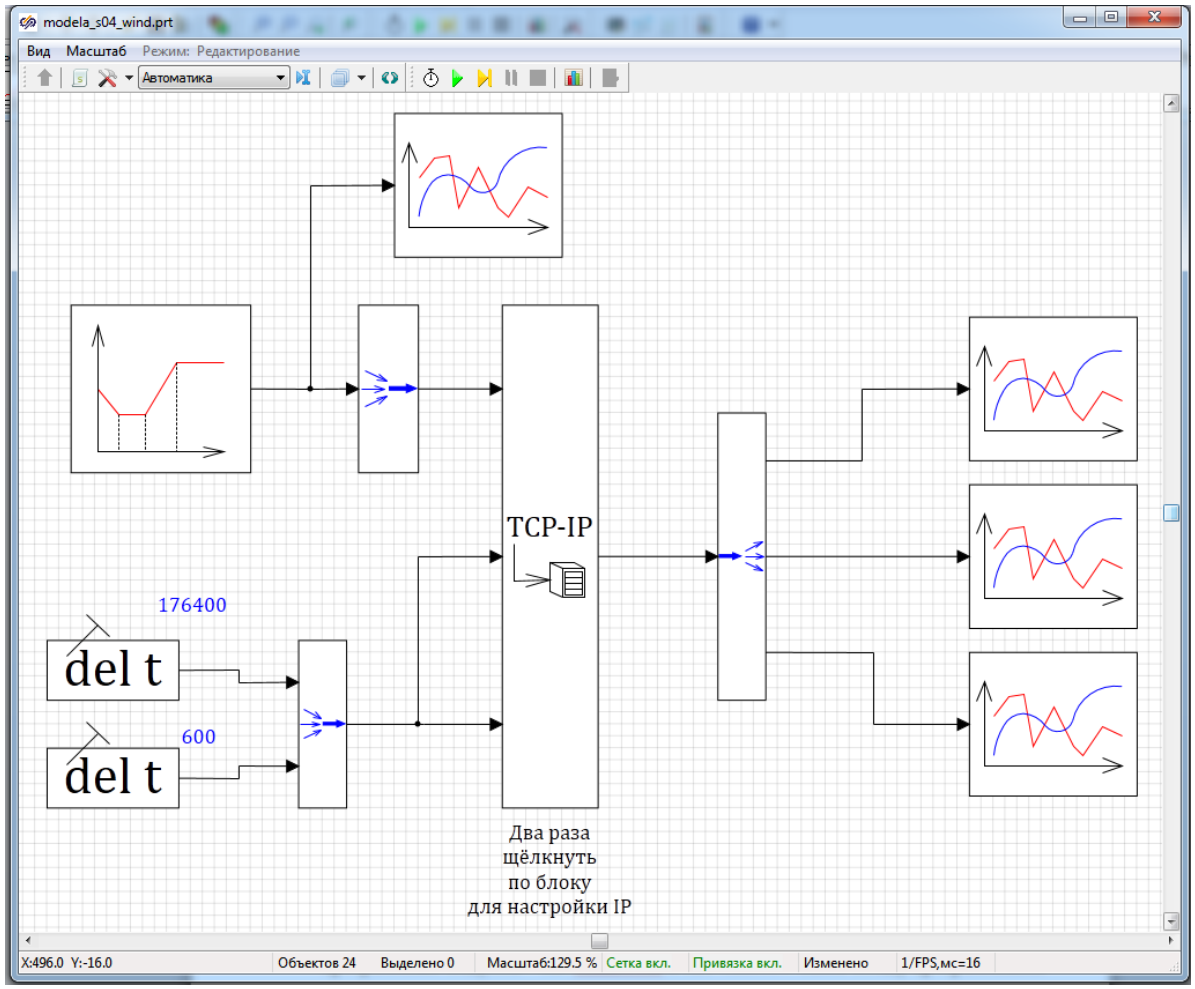

Рисунок 55 – Схема управления в ПК SimInTech

На рисунке 56 приведен график компоненты скорости по оси Oz для порыва ветра на внешней границе расчетной области, переданный из ПК SimInTech в ПП «Логос».

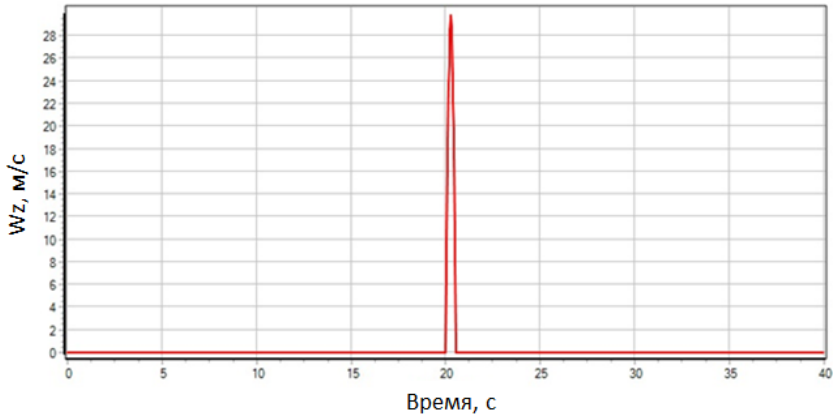

Рисунок 56 – График компоненты скорости по оси Oz для порыва ветра

Моделирование сценария проводится до обеспечения выхода ЛА из области воздействия порыва ветра. Для обеспечения этого условия расчет проводился до достижения времени 40 с. После этого работа сценария завершается.

Моделирование горизонтального полета под воздействием порыва ветра проводится в нестационарной постановке с использованием технологии расчета на сетках с перекрытиями. Расчетная сетка модели состоит из 48 регионов. Для каждого региона строится расчетная сетка, состоящая из усеченных шестигранников. Полученные расчетные сетки объединяются в одну расчетную сетку с перекрытиями. Итоговая расчетная сетка содержит 15 млн ячеек.

Для сохранения интенсивности моделируемого порыва ветра одна из внешних границ расчетной области расположена на расстоянии 28 м от ЛА. Характерный размер ячейки в области от этой границы до ЛА составляет 0,78 м. Общий вид внешней границы приведен на рисунке 57. Предполагается, что такой размер ячеек обеспечивает правильное воздействие порыва ветра на ЛА. Кроме того, за счет локального измельчения сетки интенсивность воздушного потока в большей мере дойдет до объекта.

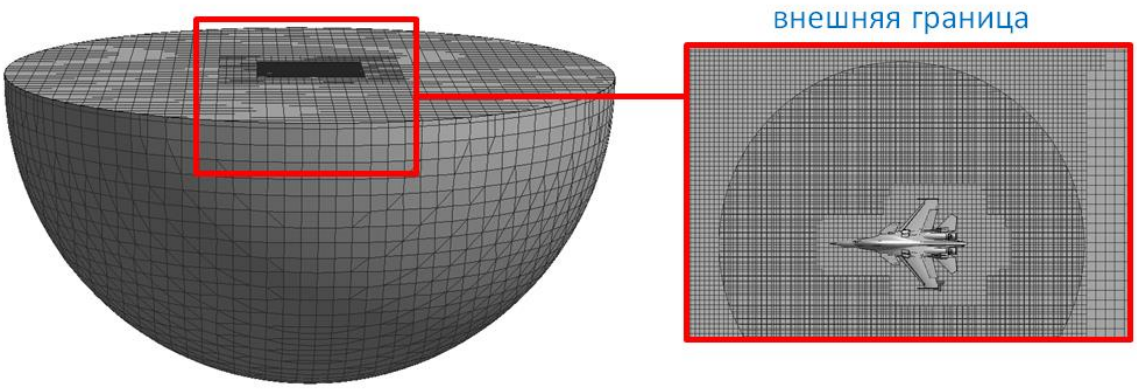

Рисунок 57 – Общий вид внешней границы

На рисунках 58 – 61 приведены распределения давления по поверхности ЛА на моменты времени 20 с; 20,8 с; 21,6 с и 22,4 с. Результаты показывают воздействие порыва ветра на исследуемый объект. На момент времени 20,8 с ЛА испытывает максимальное воздействие порыва ветра.

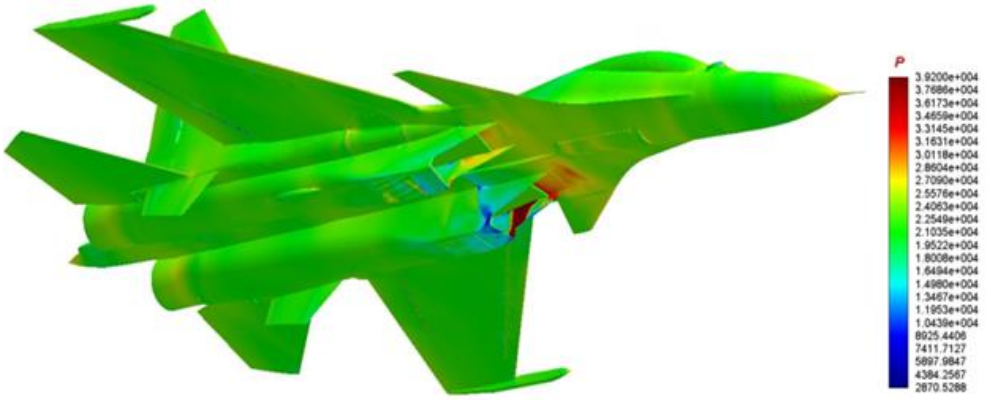

Рисунок 58 – Распределение давления на момент времени t = 20 с, Па

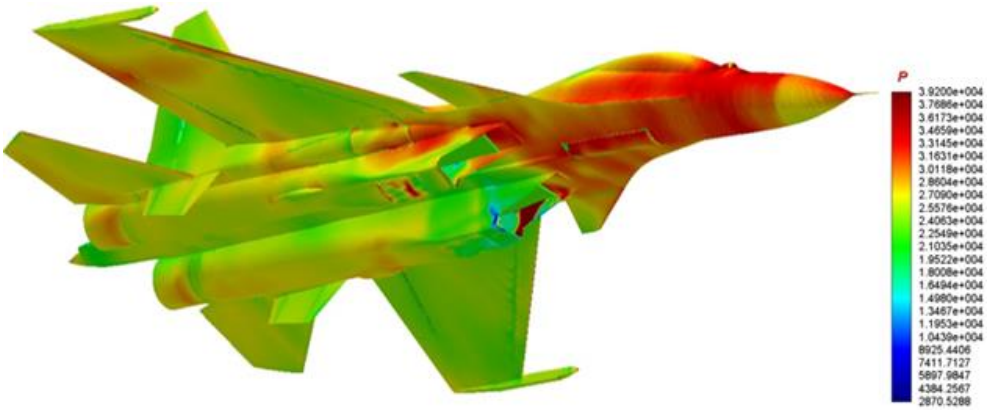

Рисунок 59 – Распределение давления на момент времени t = 20,8 с, Па

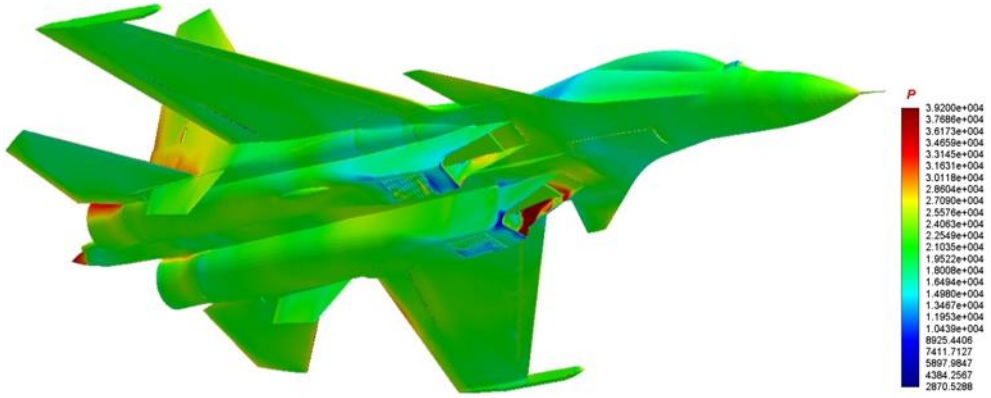

Рисунок 60 – Распределение давления на момент времени t = 21,6 с, Па

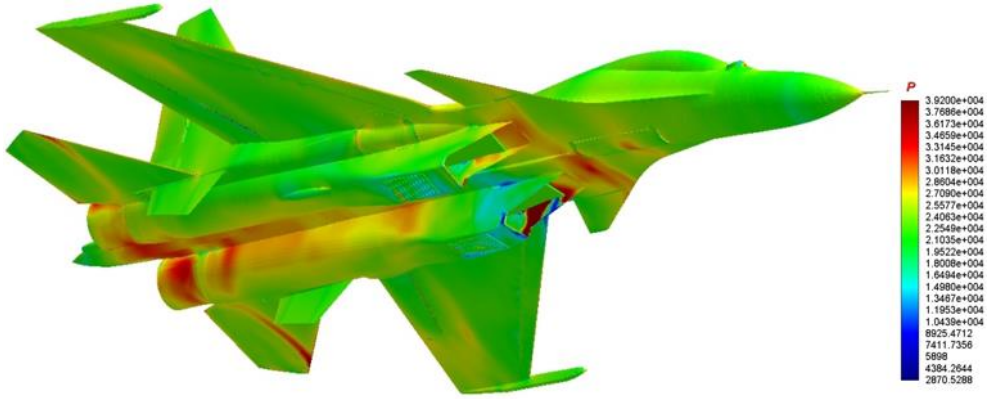

Рисунок 61 – Распределение давления на момент времени t = 22,4 с, Па

1.5 Моделирование сценария S05 «Выход из петли»

В сценарии S05 моделируется выход ЛА из фигуры «Петля». В нижней точке фигуры ЛА находится в сбалансированном состоянии ввиду воздействия инерционных и аэродинамических нагрузок (см. рисунок 62). Влиянию деформации наиболее подвержены крылья ЛА, по этой причине решается задача аэроупругого равновесия крыльев. Течение вязкого сжимаемого газа моделируется с помощью «Логос Аэро-Гидро», деформации крыльев под действием набегающего потока рассчитываются «Логос Прочность».

Сценарий состоит из одной стадии: ЛА сбалансирован и уравновешен, органы управления и сопла в балансировочном положении, силовая установка работает номинально, створки подпитки не работают, панели воздухозаборника убраны, сопла сжаты, режим соответствует числу Маха M = 0,8 и высоте H = 11000 м. В расчете оцениваются деформации вдоль размаха крыльев в состоянии аэроупругого равновесия. Схема связи в интеграционном модуле показана на рисунке 63.

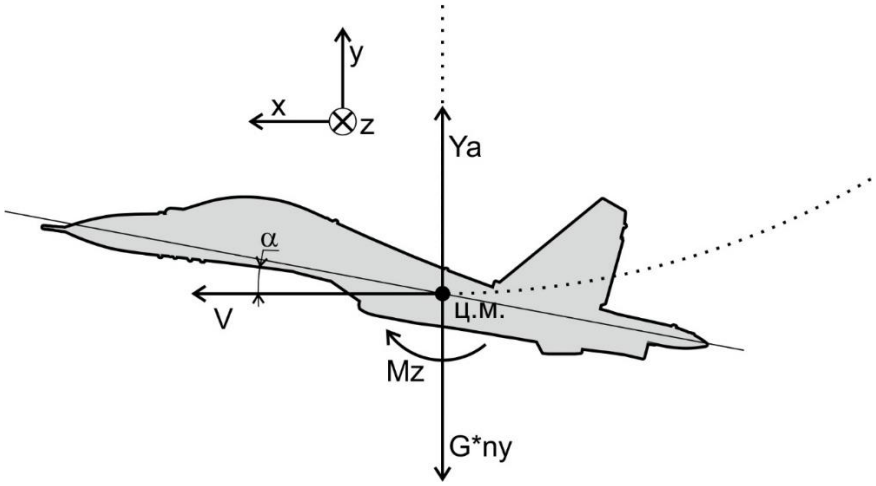

Рисунок 62 – Схема нагружения самолета с допущениями

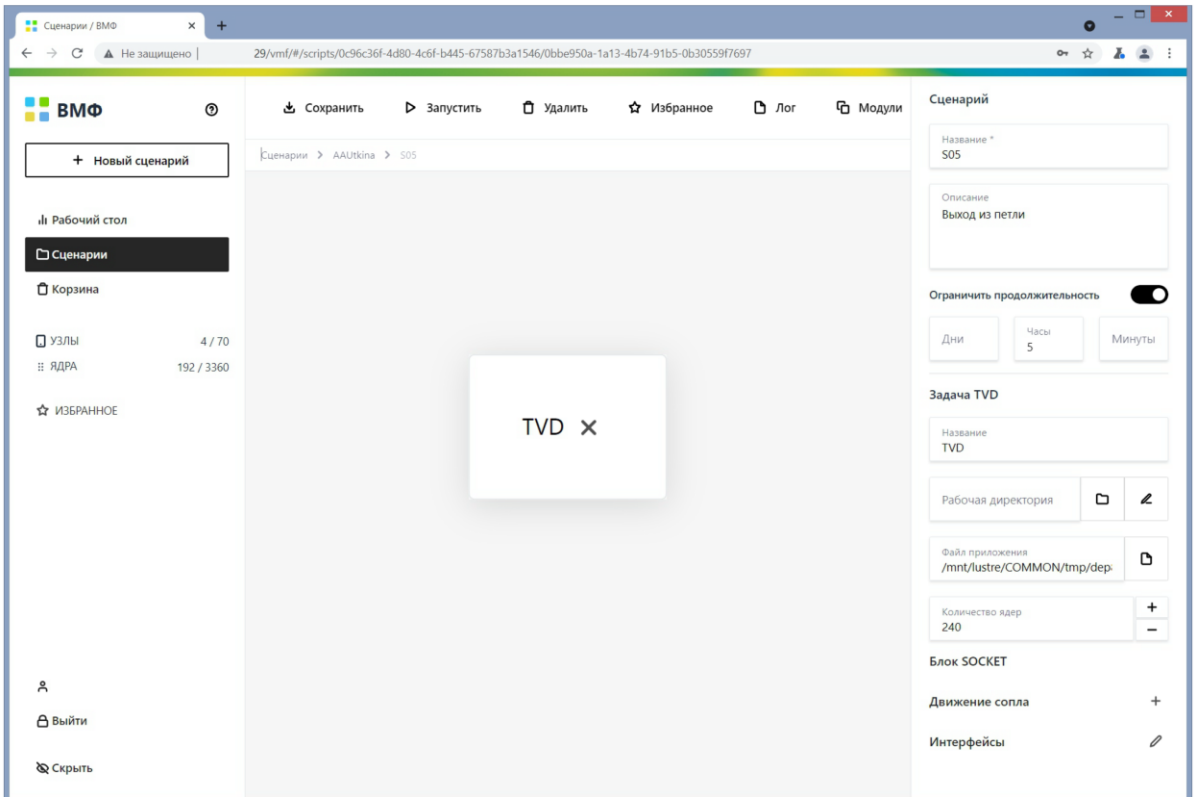

Рисунок 63 – Схема связей в интеграционном модуле

Сбалансированное положение органов управления получено из ПК SimInTech. Методика расчета связанных задач основана на принципе расщепления по физическим процессам. Метод расщепления предполагает разделение всей системы уравнений на подсистемы, которые решаются отдельно, периодически обмениваясь данными через заданный интервал времени.

Данный процесс представляет собой поочередную работу «Логос Аэро-Гидро» и «Логос Прочность». Межпроцессорное взаимодействие осуществляется посредством библиотеки «ccf». Перед выполнением расчета подготавливаются входные данные для обеих методик, в соответствии с предъявляемыми к ним требованиями. В каждой методике выделяется поверхность, являющаяся общей для обеих расчетных моделей. Данная поверхность называется интерфейсной поверхностью.

При моделировании шага в прочностном расчете вычисляются расчетные поля, и происходит изменение координат узлов твердотельной конструкции, а, следовательно, и интерфейсной поверхности. Перемещения узлов интерфейсной поверхности интерполируются на поверхностную сетку «Логос Аэро-Гидро».

Далее «Логос Аэро-Гидро» вычисляет на основе полученных данных новое положение узлов своей расчетной сетки, рассчитывает газодинамические параметры. Затем аэродинамические нагрузки интерполируются в «Логос Прочность». Дальше процесс повторяется.

На рисунке 64 схематично представлена последовательность работы «Логос Аэро-Гидро» и «Логос Прочность».

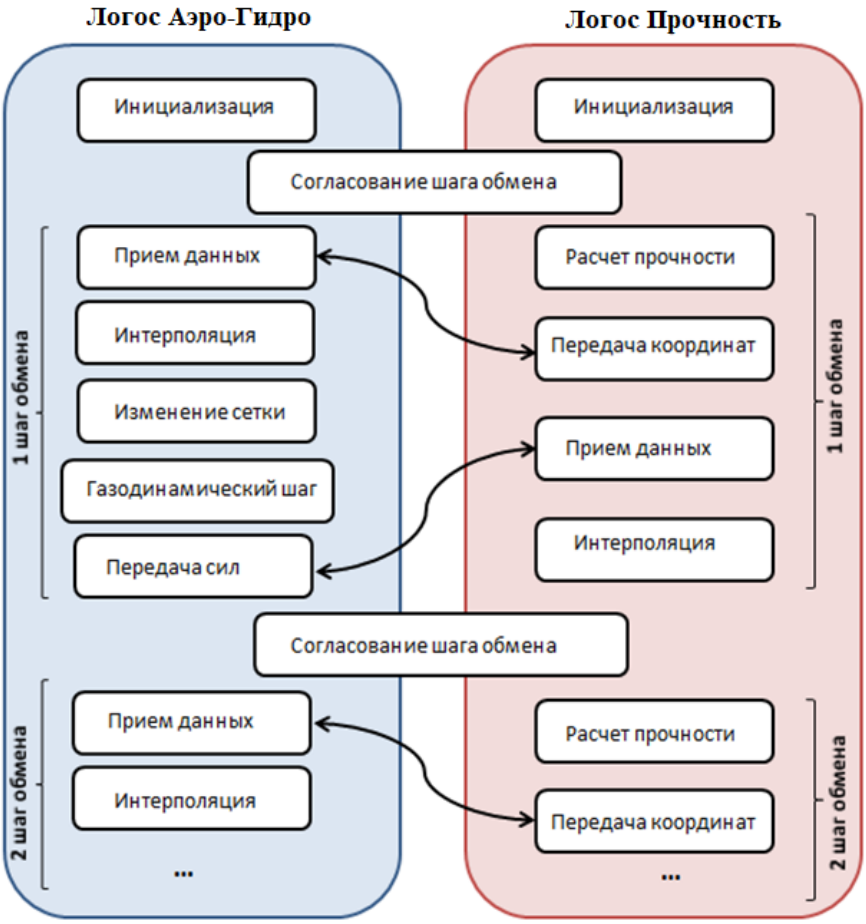

Рисунок 64 – Схема взаимодействия расчетных модулей

Моделирование сценария S05 проводится в два этапа:

- проведение предварительного стационарного расчета;
- проведение связанного расчета.

На каждом из этапов для решения задачи применяется технология расчета на сетках с перекрытиями. Расчетная сетка модели состоит из 45 регионов. Для каждого региона строится расчетная сетка, состоящая из усеченных шестигранников. Полученные расчетные сетки объединяются в одну расчетную сетку с перекрытиями. Итоговая расчетная сетка состоит из 15 млн ячеек.

Общий вид аэродинамической модели с выключенными интерфейсами приведен на рисунке 65.

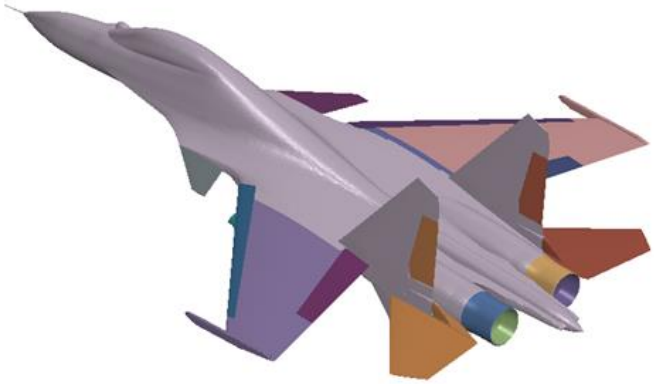

Рисунок 65– Общий вид модели с выключенными интерфейсами (вид сверху)

Начальные условия определяются следующими параметрами потока:

- скорость U = 235,548 м/с, V = 16,471 м/с, W = 0 м/с;
- давление 22699,9 Па, соответствует высоте полета 11000 м;
- температура 216,774 К.

На внешней границе задается условие свободного потока с параметрами:

- число Маха 0,8;
- угол атаки 4 градуса.

Значения полного давления и полной температуры на границе сопел «Полное давление (Stangation)» задаются константами 176400 Па и 600 К.

После приведения аэродинамической конфигурации ЛА в полетный режим, соответствующий сценарию расчета, проводится связанный расчет.

Прочностная конечно-элементная модель крыла состоит из балочных и оболочечных конечных элементов. Внешний вид модели приведен на рисунках 66 и 67.

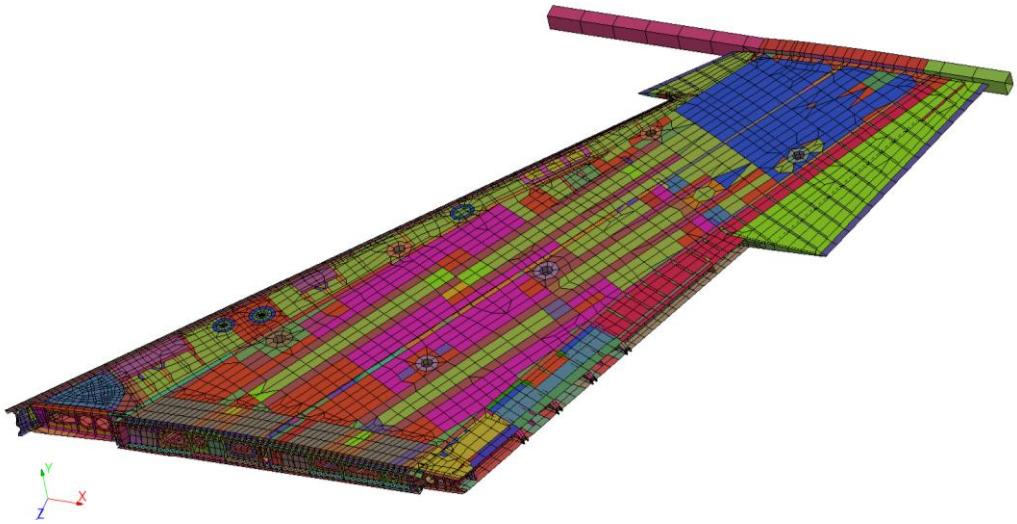

Рисунок 66 – Конечно-элементная модель крыла

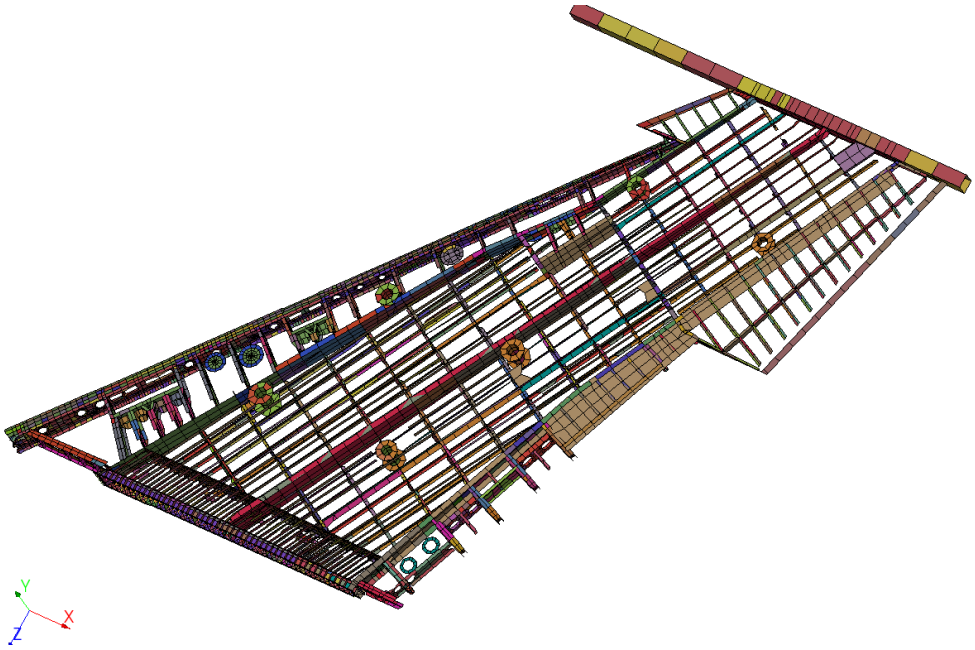

Рисунок 67 – Силовой набор конечно-элементной модели крыла

Конечно-элементная модель состоит из 20531 оболочечных конечных элементов и 949 балочных конечных элементов. В качестве модели материалов используется упругий изотропный материал.

В качестве имитации перегрузки в модели задана инерционная нагрузка 7g под углом 4 градуса.

На рисунках 68 и 69 приведены распределения давления на поверхности ЛА на начало связанного расчета и на 20 шаг обмена (завершение сценария) соответственно.

Для качественного анализа деформации крыльев рассматривается перемещение контрольных узлов, представленных на рисунке 70 красными точками. На рисунке 71 представлены графики перемещения узлов в зависимости от шага обмена.

Деформация крыла под действием инерционной нагрузки и воздушного потока вычислялась в процессе связанного расчета. На рисунке 72 приведено поле интенсивности напряжений по Мизесу для верхней поверхности оболочек после 20 итераций обмена.

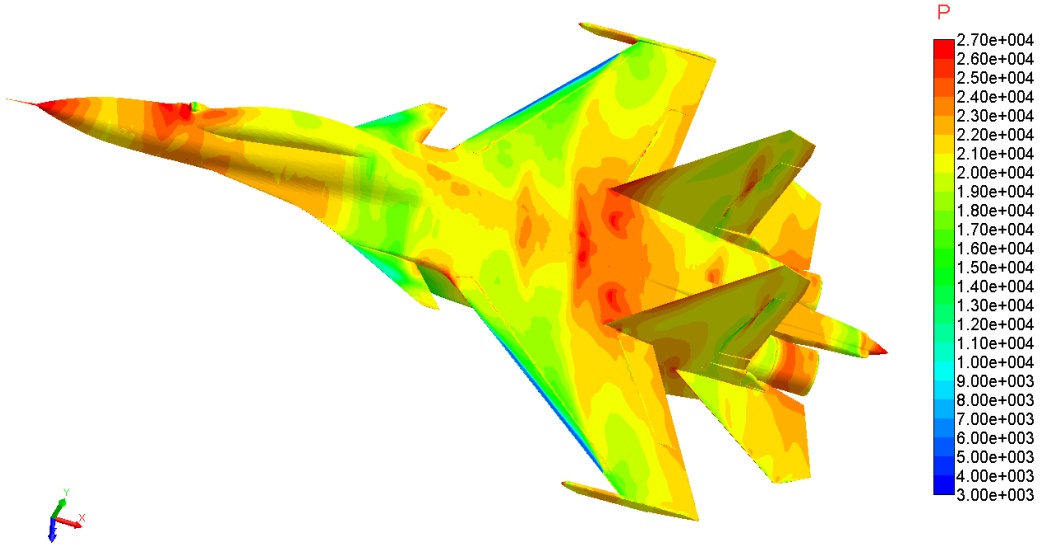

Рисунок 68 – Распределение поля давления в начале расчета (вид сверху), Па

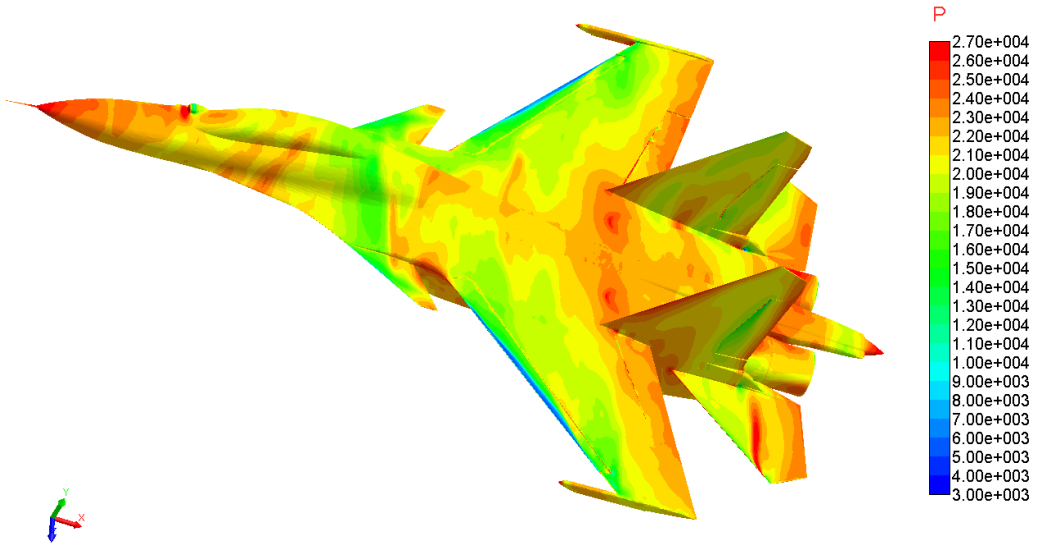

Рисунок 69 – Распределение поля давления на 20 шаг обмена (вид сверху), Па

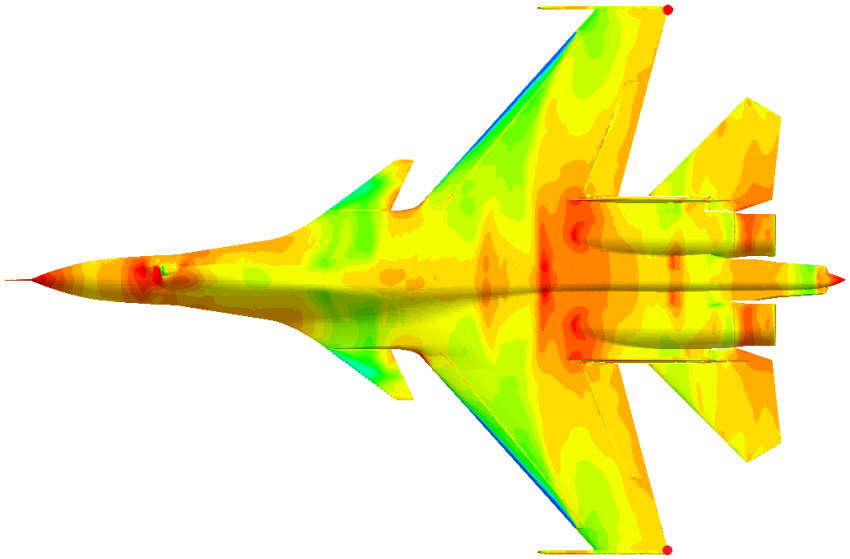

Рисунок 70 – Расположение первой группы контрольных узлов

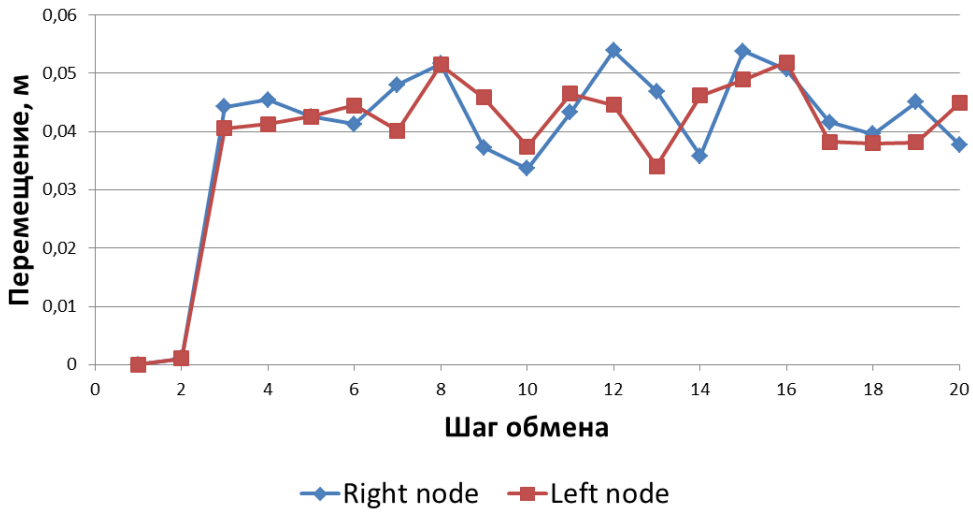

Рисунок 71 – Графики зависимости перемещения первой группы контрольных узлов от шага обмена

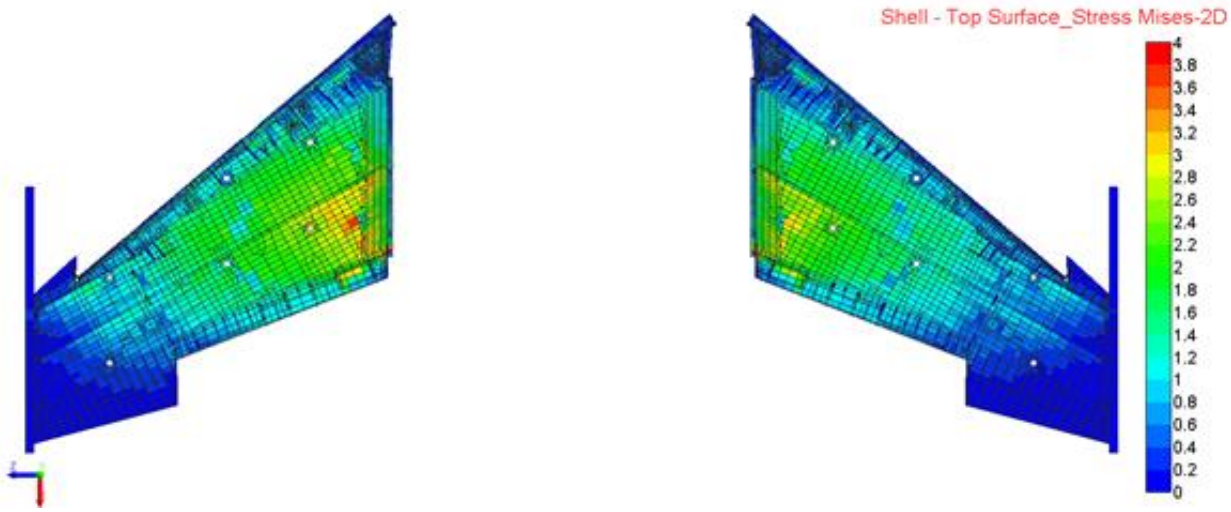

Рисунок 72 – Поле интенсивности напряжений по Мизесу для верхней поверхности оболочек, 10^7 Па

1.6 Моделирование сценария S06 «Бочка (360°)»

В процессе движения ЛА выполняется фигура «Бочка (360°)» – полный оборот вокруг продольной оси. ЛА находится в сбалансированном состоянии. Проводится оценка протекания сценария S06 «Бочка (360°)» и влияния выполняемых операций на зеркало топлива в топливных баках и АДХ ЛА. Сценарий S06 «Бочка (360°)» включает четыре стадии:

- ЛА – горизонтальный полет на H = 5000 м с M = 0,8; силовая установка работает номинально; створки подпитки не работают; панели воздухозаборника убраны; сопла сжаты;
- выполняется отклонение ЦПГО в противоположные стороны для образования крена;
- удерживается отклонение ЦПГО; выполняется полный оборот вокруг продольной оси самолета;
- выполняется отклонение ЦПГО для уменьшения, вплоть до нулевого значения, угловой скорости относительно продольной оси.

Схема связи в интеграционном модуле показана на рисунке 73.

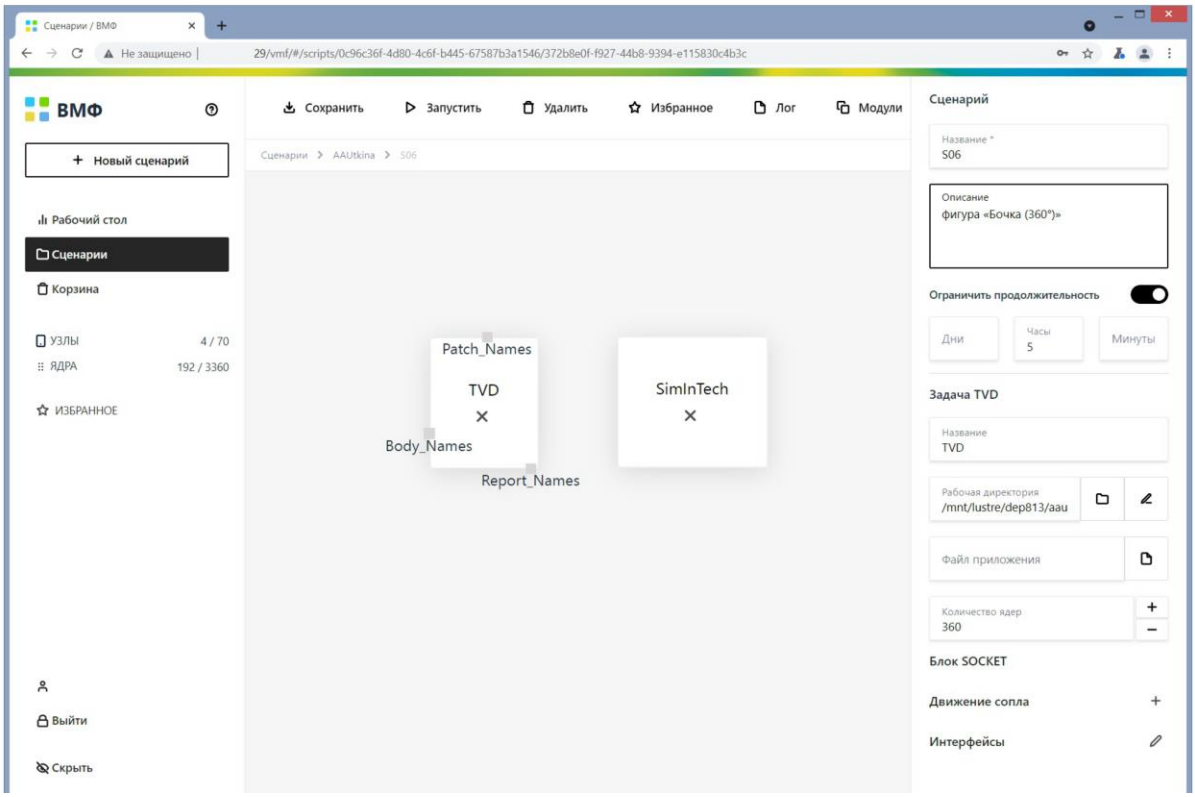

Рисунок 73 – Схема связей в интеграционном модуле

Схема управления в ПК SimInTech для моделирования сценария S06 «Бочка (360°)» показана на рисунке 74. С помощью схемы управления моделируются все стадии сценария S06 «Бочка (360°)». ПК SimInTech формирует набор значений, который передается через блок «клиент TCP-IP» в ПП «Логос». ПК SimInTech принимает от ПП «Логос» интегральные аэродинамические силы и моменты, действующие на ЛА, а также угол поворота и угловую скорость вокруг продольной оси, которые передаются после расчета в модуль гидродинамики для определения влияния выполняемых операций на зеркало топлива в топливных баках. В ПК

SimInTech полученные данные анализируются и визуализируются посредством блока «временной график».

Для выполнения фигуры «Бочка (360°)» необходимо отклонить ЦПГО на 15 градусов в противоположные стороны для образования крена по линейному закону за 0,5 с. Далее выполняется удержание ЦПГО в данном положении и затем осуществляется возврат ЦПГО в исходное положение. Для этого из ПК SimInTech посредством блоков «константа» и «кусочно-постоянная функция» в ПП «Логос» передаются значения для поворота ЦПГО.

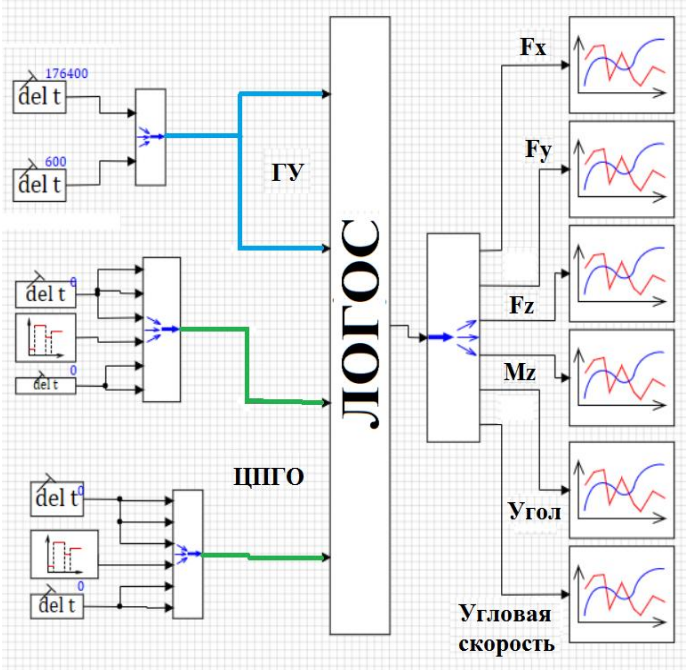

Рисунок 74 – Схема управления в ПК SimInTech

Моделирование сценария S06 «Бочка (360°) проводится в нестационарной постановке с использованием технологии расчета на сетках с перекрытиями. Расчетная сетка модели состоит из 48 регионов. Для каждого региона строится расчетная сетка, состоящая из усеченных шестигранников. Полученные сетки объединяются в одну расчетную сетку с перекрытиями. Итоговая модель состоит из 20 млн ячеек. Общий вид аэродинамической модели после модификации сетки приведен на рисунке 75.

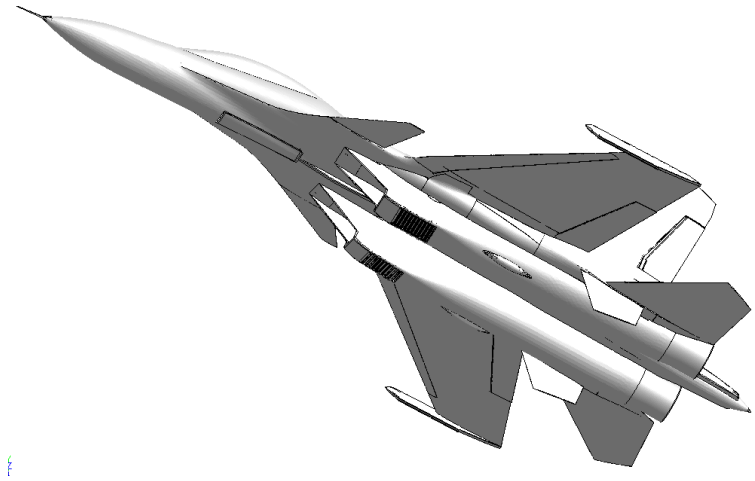

Рисунок 75 – Общий вид модели

Моделирование гидродинамической задачи сценария S06 проводится в нестационарной поставке с использованием односкоростной модели смеси. В качестве исходных данных используются 9 моделей топливных баков без агрегатов и трубопроводов (модельное допущение). В результате расчетная сетка полной модели состоит из 9 регионов. Для каждого региона построена расчетная сетка с помощью препостпроцессора ПП «Логос», состоящая из усеченных шестигранников. Полученные сетки объединяются в одну расчетную сеточную модель. Итоговая гидродинамическая модель состоит из 4 млн ячеек. Общий вид гидродинамическая модели приведен на рисунке 76.

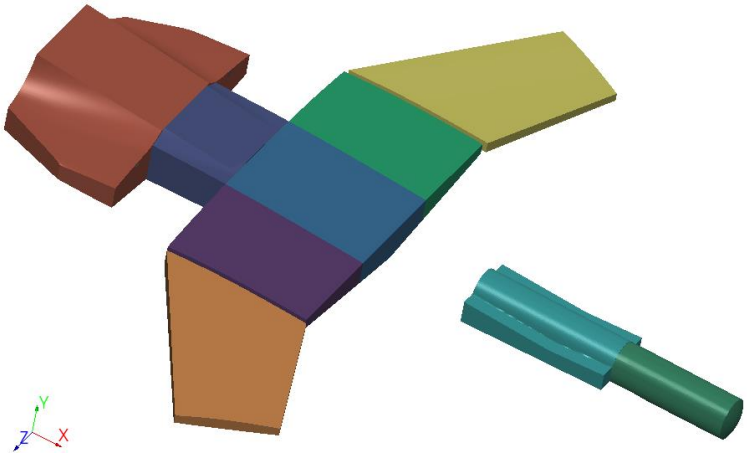

Рисунок 76 – Общий вид модели с девятью регионами (вид сверху)

Моделирование фигуры «Бочка (360°)» проводится в нестационарной постановке до 5 секунд с помощью односкоростной модели смеси. Явное вращение модели осуществляется по заданным табличным значениям угловой скорости, зависящей от времени. ЛА делает разворот вокруг продольной оси, проходящий через центр (10,5;1,5;0). Уровень наполненности баков (зеркало) составляет примерно 0,2 – 0,25 высоты каждого бака (см. рисунок 77). В качестве начальных условий задаются параметры воздуха и топлива. На поверхности баков ЛА задается ГУ «Стенка без проскальзывания». В задаче оценивается зеркало топлива на разные моменты времени.

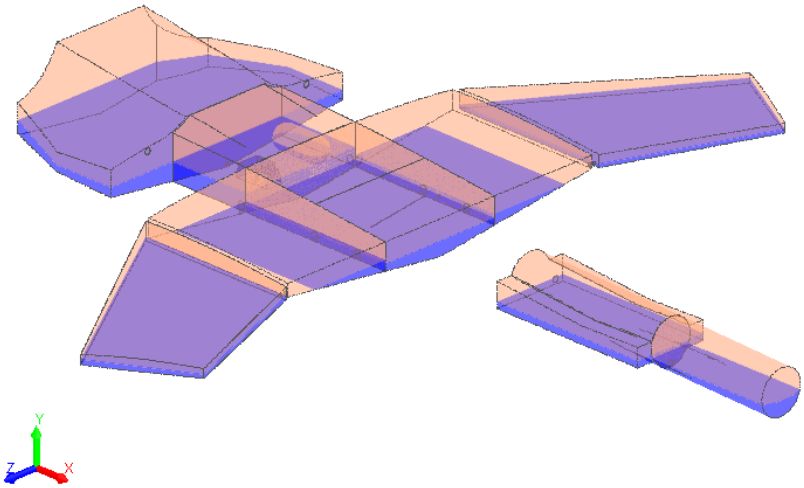

Рисунок 77 – Уровень наполненности баков (зеркало)

На рисунке 78 приведено распределение давления на поверхности ЛА и расположение «зеркала» топлива в баках в различные моменты времени.

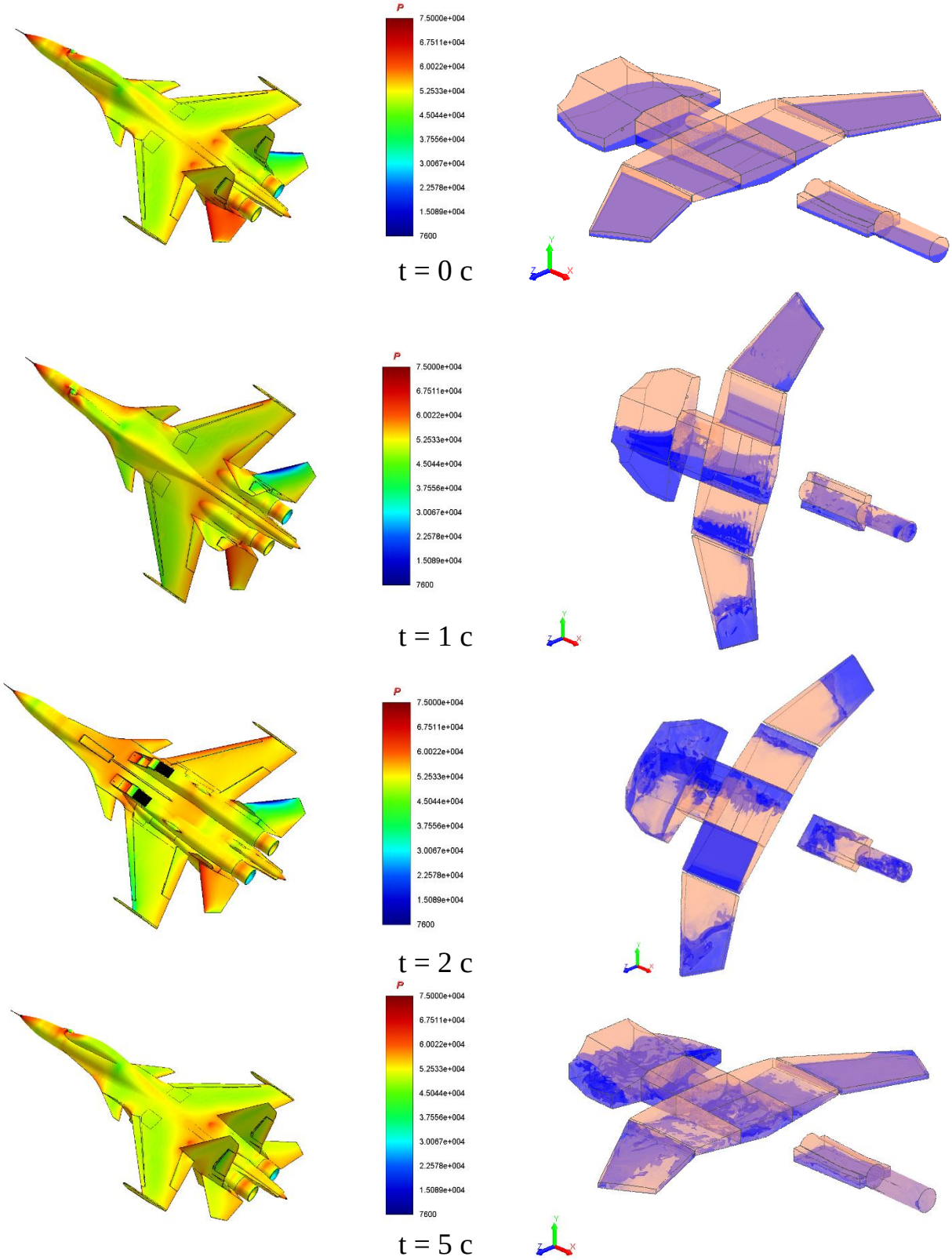

Рисунок 77 – Распределение давления на поверхности ЛА (слева), положение «зеркала» топлива (справа)

На рисунке 78 приведен график зависимости угла крена ЛА от времени, переданный из ПП «Логос» в ПК SimInTech.

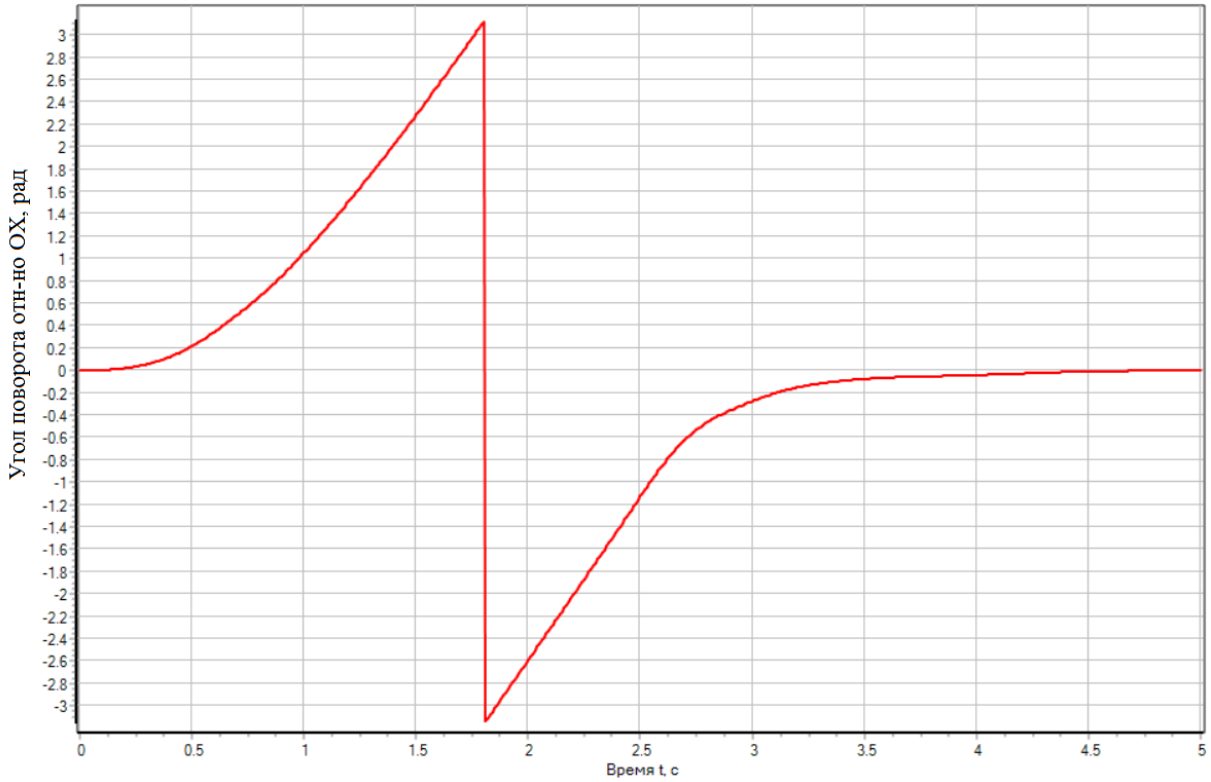

Рисунок 78 – График зависимости угла крена от времени, переданный в ПК SimInTech

1.7 Моделирование сценария S07 «Кобра»

В процессе движения ЛА выполняется фигура «Кобра» – выход на закритические углы атаки при динамическом торможении в продольной плоскости. Проводится оценка протекания сценария и АДХ. Сценарий S07 «Кобра» включает пять стадий:

- ЛА – горизонтальный полет на H = 5000 м с M = 0,3; силовая установка работает номинально; створки подпитки не работают; панели воздухозаборника убраны; сопла сжаты;
- по закону управления выполняется отклонение ЦПГО и ПГО для выхода на закритические углы атаки;
- ЛА удерживается на закритических углах 3-4 секунды;
- по закону управления выполняется отклонение ЦПГО и ПГО для выхода с закритических углов атаки;
- выполняется горизонтальный полет.

Схема связи в интеграционном модуле показана на рисунке 79. Схема управления в ПК SimInTech для моделирования сценария S07 «Кобра» показана на рисунке 80.

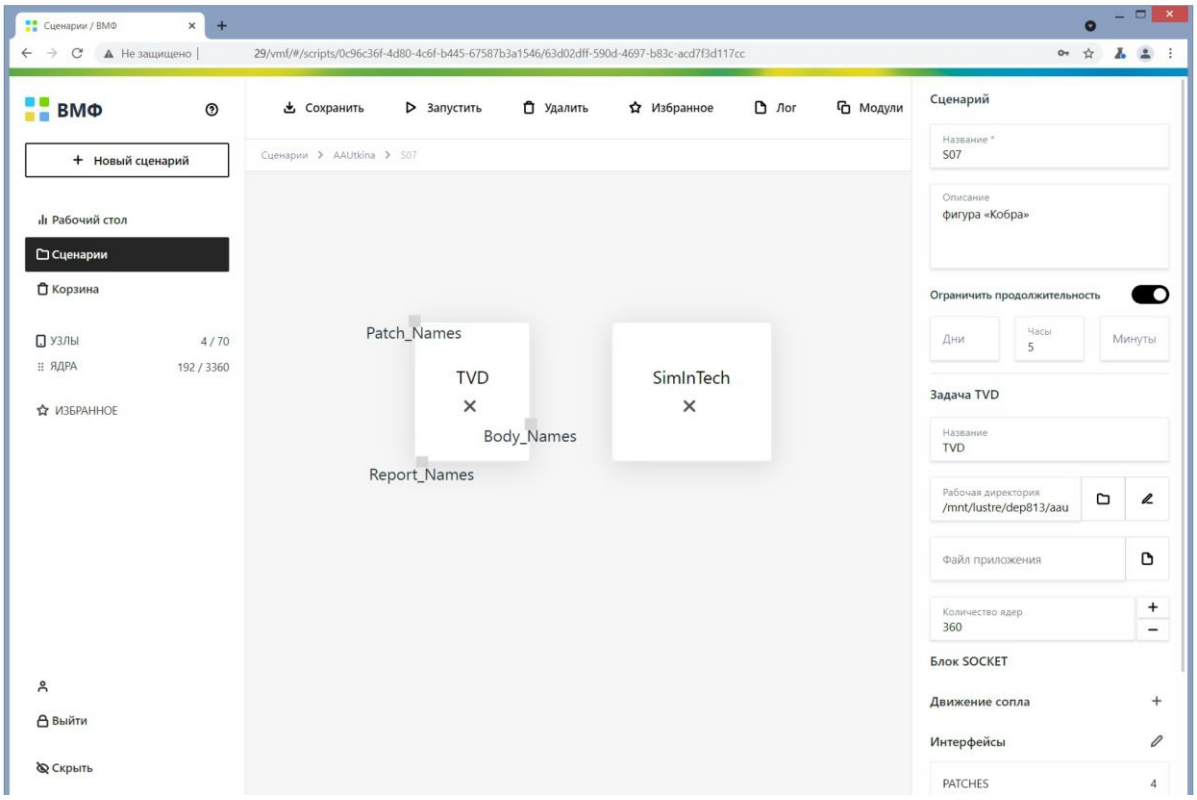

Рисунок 79 – Схема связей в интеграционном модуле

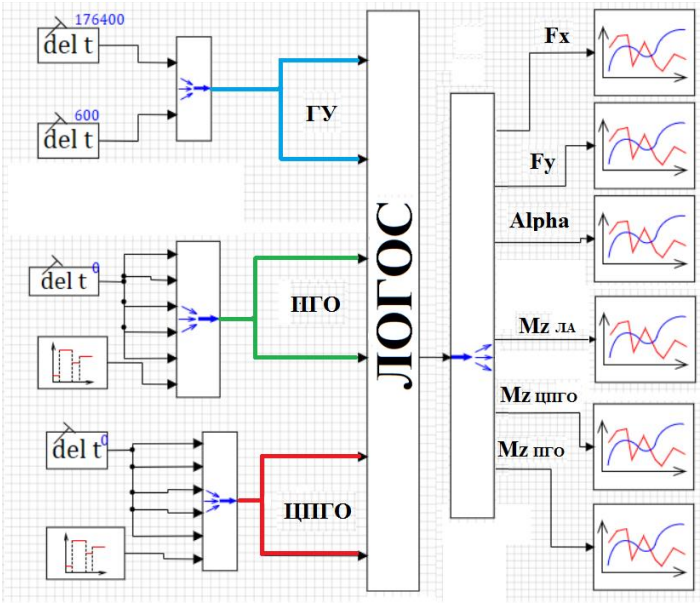

Рисунок 80 – Схема управления в ПК SimInTech

С помощью схемы управления моделируются все стадии сценария S07 «Кобра». ПК SimInTech формирует набор значений, который передается через блок «клиент TCP-IP» в ПП «Логос». ПК SimInTech принимает от ПП «Логос» интегральные аэродинамические силы и моменты, действующие на ЛА и его органы управления. В ПК SimInTech полученные данные анализируются и визуализируются посредством блока «временной график».

Для моделирования работы силовой установки из ПК SimInTech посредством блока «константа» в ПП «Логос» передаются значения давления и температуры на срезе сопла, соответствующие режиму «номинально».

Для выполнения фигуры «Кобра» необходимо отклонить ПГО для увеличения подъемной силы, а также отклонить ЦПГО для динамического торможения в продольной плоскости и выхода на закритические углы атаки.

Для этого из ПК SimInTech посредством блоков «константа» и «кусочно-постоянная функция» в ПП «Логос» передаются значения для поворота органов управления. Схемы передачи набора параметров для поворота ПГО и ЦПГО приведены на рисунках 81 и 82.

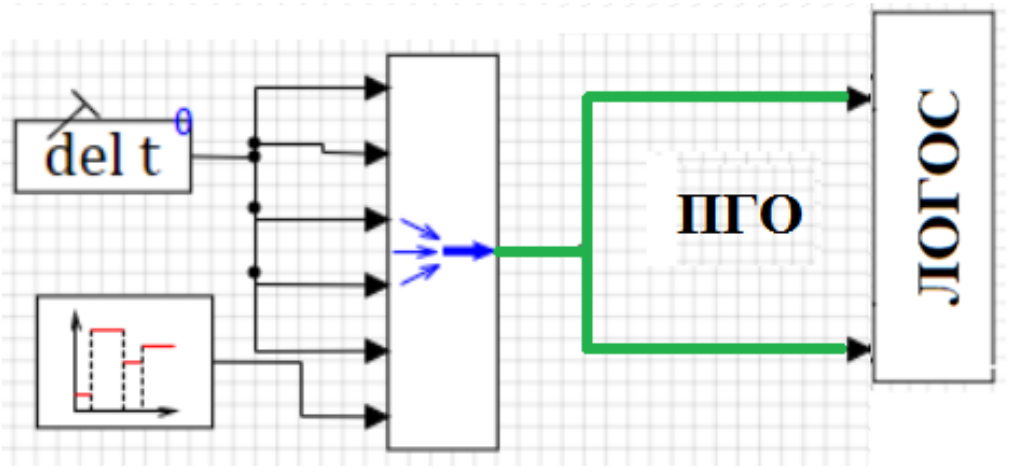

Рисунок 81 – Схема передачи набора параметров для поворота ПГО

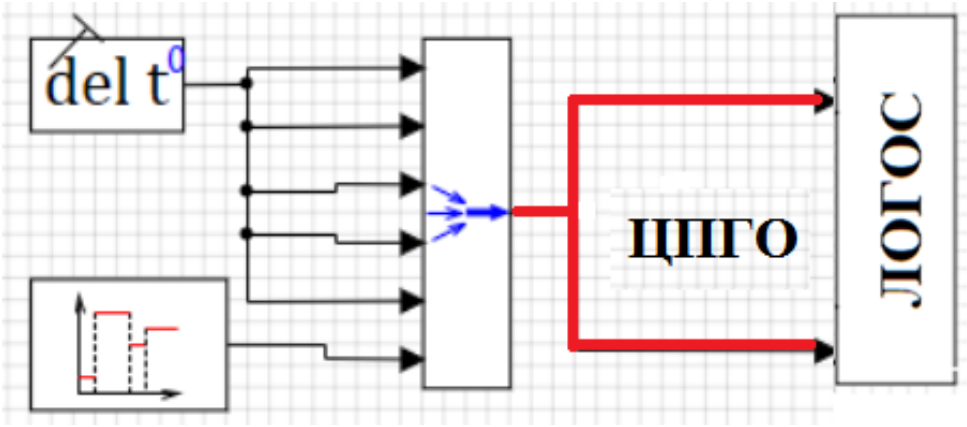

Рисунок 82 – Схема передачи набора параметров для поворота ЦПГО

Моделирование сценария S07 «Кобра» проводится в нестационарной постановке с использованием технологии расчета на сетках с перекрытиями. Расчетная сетка модели состоит из 48 регионов. Для каждого региона строится расчетная сетка, состоящая из усеченных шестигранников. Полученные сетки объединяются в одну расчетную сетку с перекрытиями. Итоговая модель состоит из 20 млн ячеек. Общий вид модели после модификации сетки приведен на рисунке 83.

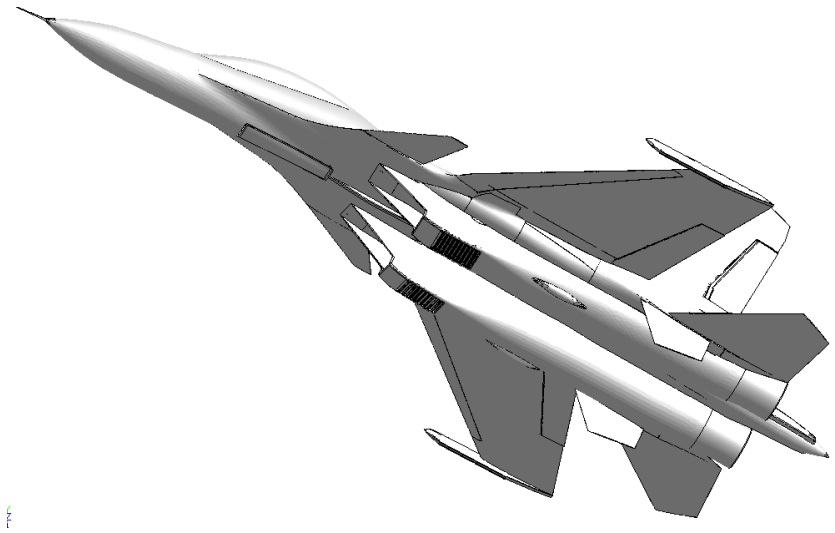

Рисунок 83 – Общий вид модели

Начальные условия определяются следующими параметрами потока:

- скорость 100 м/с;
- давление 54048,3 Па;
- температура 255,676 К.

На внешней границе задается условие свободного потока с параметрами:

- число Маха 0,3;
- угол атаки 0 градусов.

ПГО и ЦПГО, являющиеся потомками твердого тела «Plane», находятся в отдельной границе и определены сущностью твердое тело.

На рисунке 84 приведено распределение давления на поверхности ЛА в различные моменты времени выполнения фигуры «Кобра».

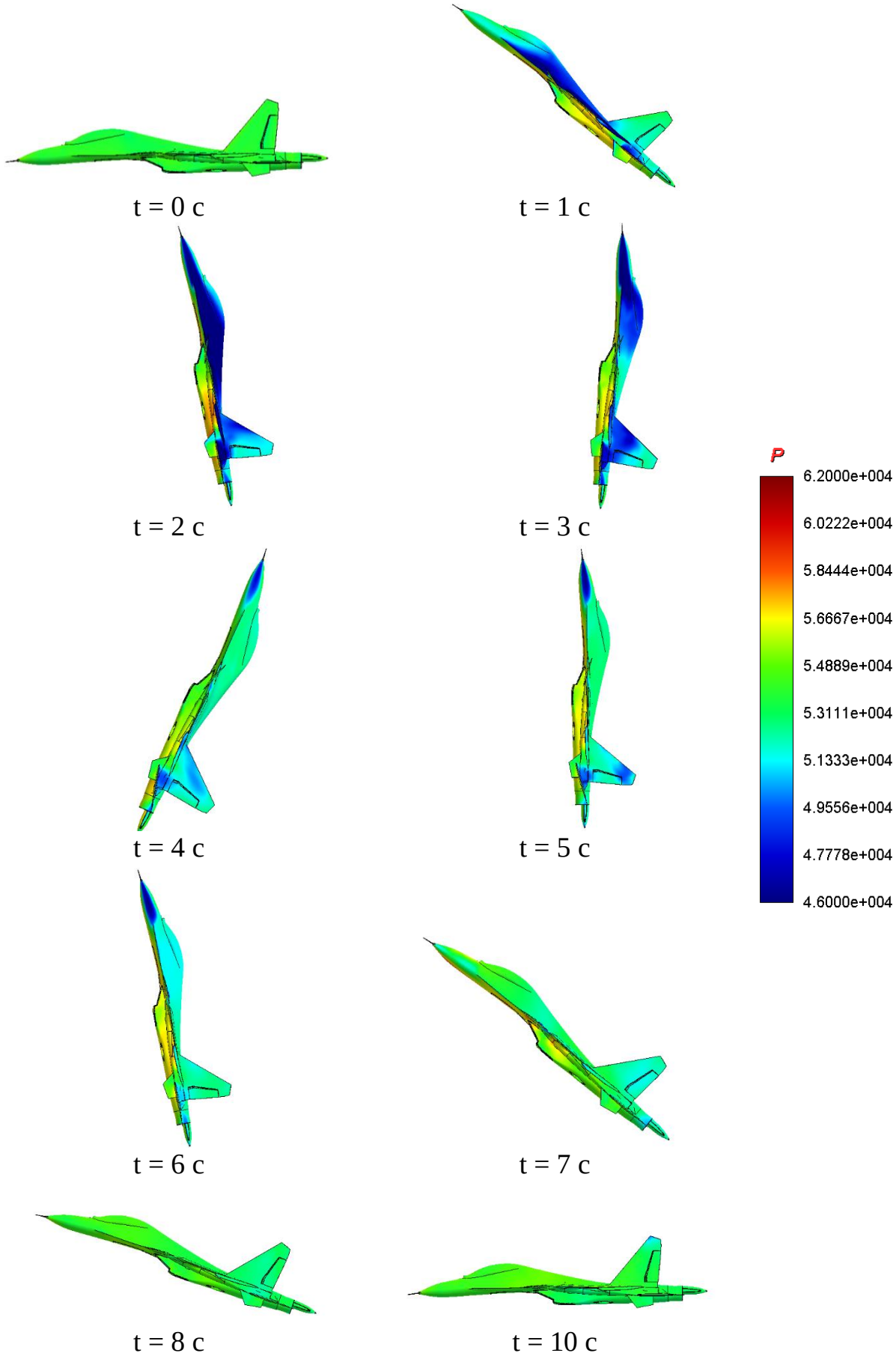

Рисунок 84 – Распределение давления на поверхности ЛА в различные моменты времени, Па

1.8 Моделирование сценария S08 «Разгон до максимального числа Маха»

В процессе движения ЛА выполняется разгон до высокого числа Маха на больших высотах. Выполняется расчет тепловых процессов в кабине экипажа с учетом кинетического нагрева, теплопроводности в остеклении фонаря и тепловыделений систем. Проводится оценка работы системы кондиционирования воздуха в кабине, а также анализ уровня комфорта в кабине экипажа. Параметры системы кондиционирования воздуха получены из ПК SimInTech (см. рисунок 85).

Моделирование сценария проводится в стационарной постановке, так как процесс разгона ЛА занимает значительно меньше времени, чем процесс прогрева кабины ЛА. ЛА обтекается вязким сжимаемым газом с термодинамическими параметрами стандартной модели атмосферы для H = 15000 м и M = 2,1. Направление потока газа определяется углом атаки $\alpha = 2°$.

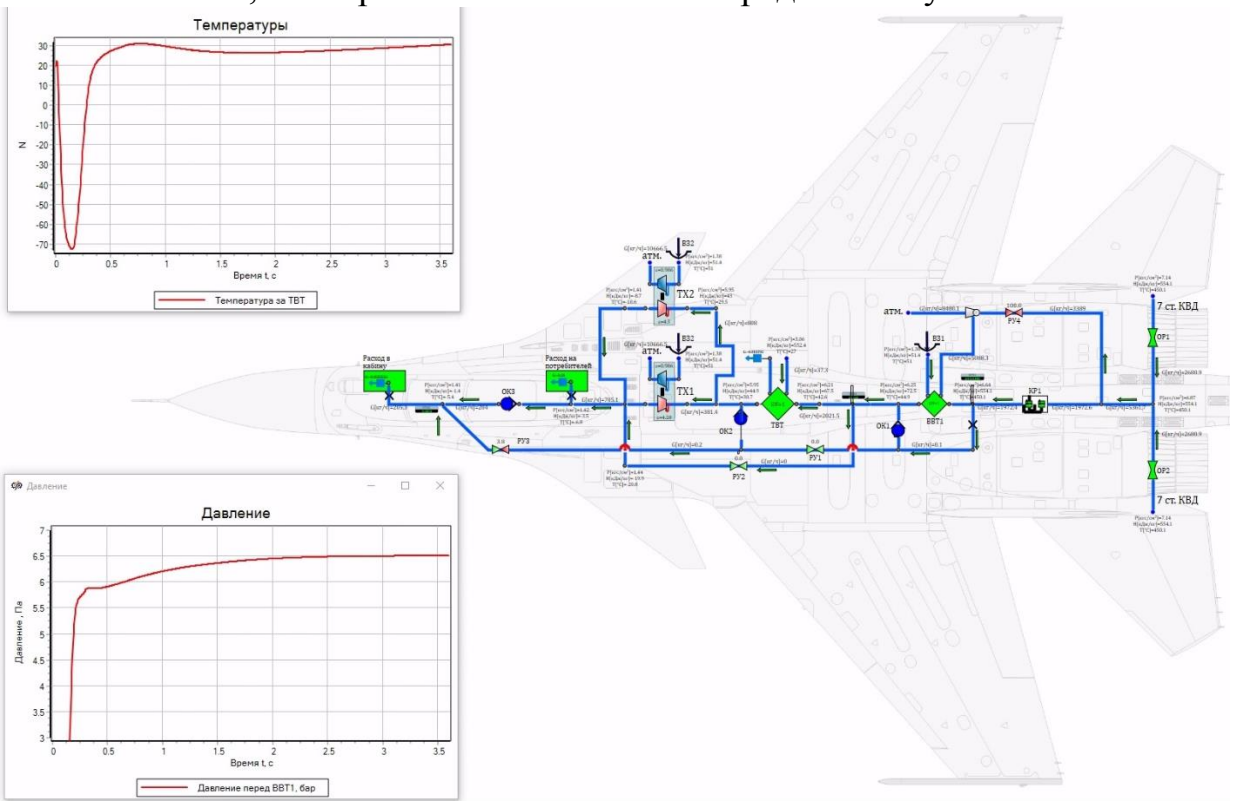

Рисунок 85 – Общий вид модели СКВ в ПП SimInTech и схема связи в интеграционном модуле

Схема сопряжения в интеграционном модуле представлена на рисунке 86. Расчетная область включает газодинамический и твердотельный регионы. Для данных регионов построены неструктурированные полиэдральные сетки.

Сетка для газодинамического региона содержит 16 призматических слоев. Размер сетки составляет около 17,5 млн ячеек. На рисунке 87 представлен общий вид расчетной сетки газодинамического региона в центральном сечении.

Сетка для твердотельного региона содержит 10 призматических слоев. Размер сетки составляет около 4 млн ячеек. На рисунке 88 представлен общий вид расчетной сетки твердотельного региона.

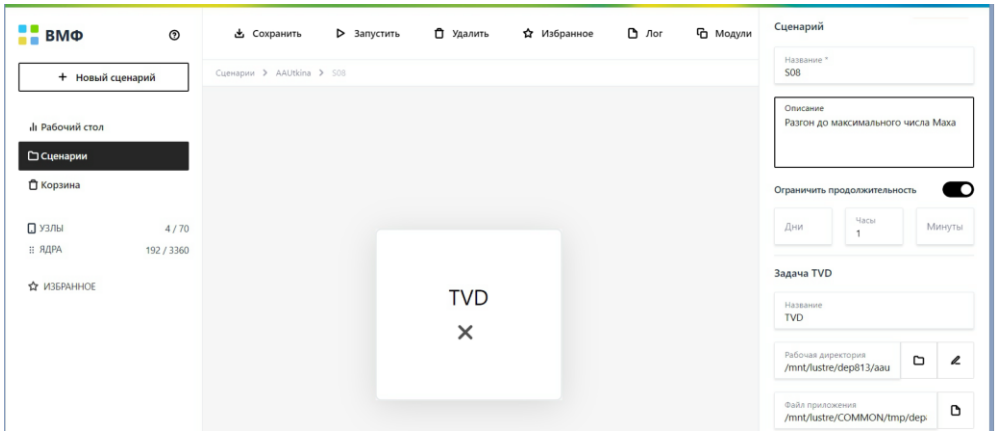

Рисунок 86 – Схема сопряжения в интеграционном модуле

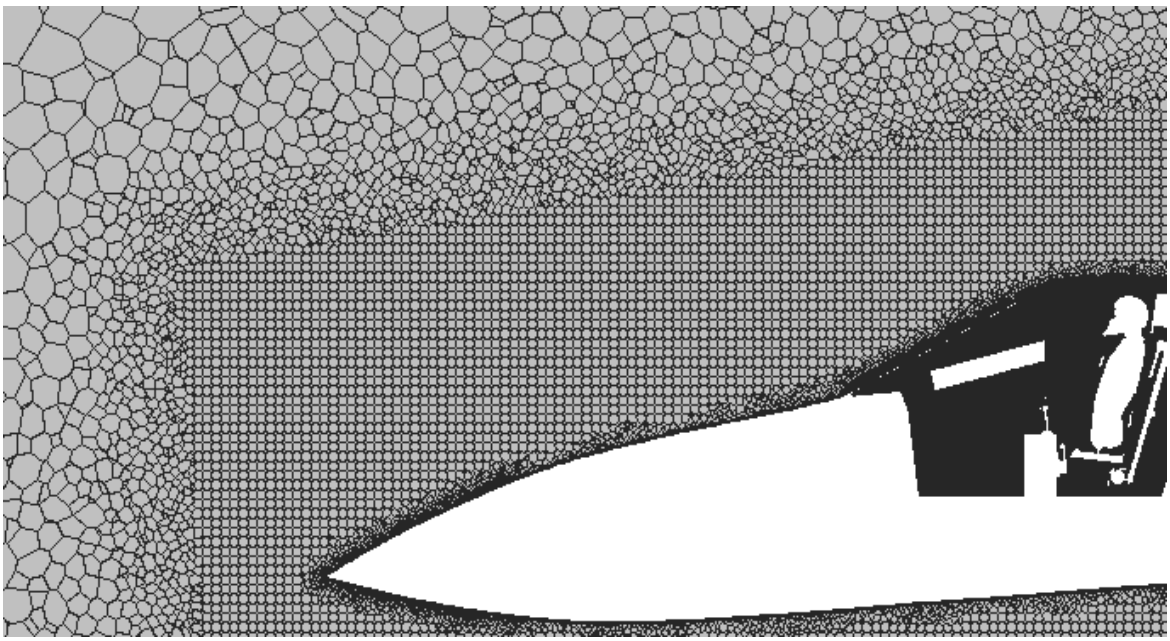

Рисунок 87 – Общий вид расчетной сетки в центральном сечении газодинамического региона

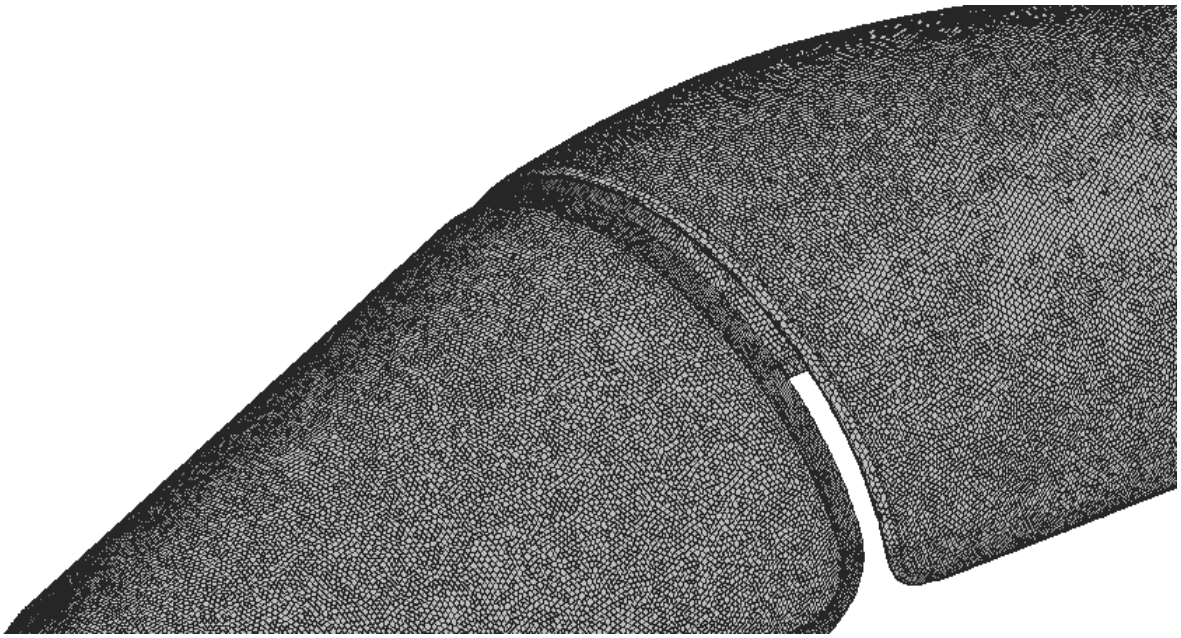

Рисунок 88 – Общий вид расчетной сетки твердотельного региона

В качестве материала твердотельной области используется стекло со следующими теплофизическими характеристиками:

- коэффициент теплопроводности 1 Вт/м·К;
- теплоемкость 720 Дж/кг·К;
- плотность 2500 кг/м^3.

Для моделирования обтекания кабины взяты следующие начальные условия параметров потока:

- компоненты скорости U = 235,548 м/с, V = 16,471 м/с, W = 0 м/с;
- давление 12111,8 Па, соответствует высоте полета 15000 м;
- температура 216,5 К.

На внешней границе задается условие свободного потока с параметрами:

- число Маха 2,1;
- угол атаки 2 градуса.

Для моделирования воздуха в кабине используются следующие параметры:

- давление 27577 Па;
- температура 287,5 К.

На поверхности ЛА задается ГУ «Стенка без проскальзывания» с заданным нулевым тепловым потоком. Теплообмен между воздухом внутри и снаружи ЛА осуществляется в части остекления кабины. На границе раздела твердотельной и газодинамической областей задается интерфейс связи.

Тепловыделяющее оборудование кабины экипажа состоит из пяти блоков и представлено на рисунке 89.

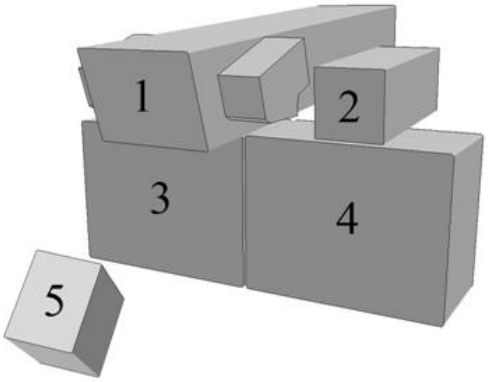

Рисунок 89 – Тепловыделяющее оборудование кабины экипажа

На поверхности тепловыделяющих блоков задано ГУ «Стенка без проскальзывания» с заданным тепловым потоком. Величина теплового потока, соответствующего каждому из блоков, Вт/м^2:

- Блок №1 - 199;
- Блок №2 - 522;
- Блок №3 - 367;
- Блок №4 - 367;
- Блок №5 - 390.

В кабине ЛА функционирует система кондиционирования. На элементах системы кондиционирования задавалось ГУ «Массовый расход». Температура воздуха, поступающего из системы кондиционирования, составляет 293 К.

На рисунке 90 представлено распределение температуры в сечении газодинамической области в плоскости симметрии. На рисунке 91 представлено распределение температуры в сечении кабины ЛА. На рисунке 92 представлено распределение температуры на поверхности летчика. На рисунке 93 приведено распределение температуры на поверхности приборов.

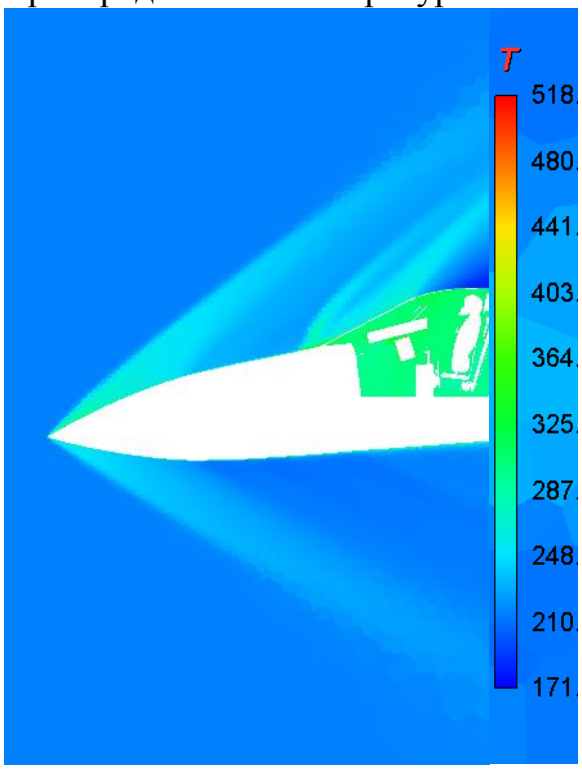

Рисунок 90 – Распределение температуры в сечении газодинамической области, К

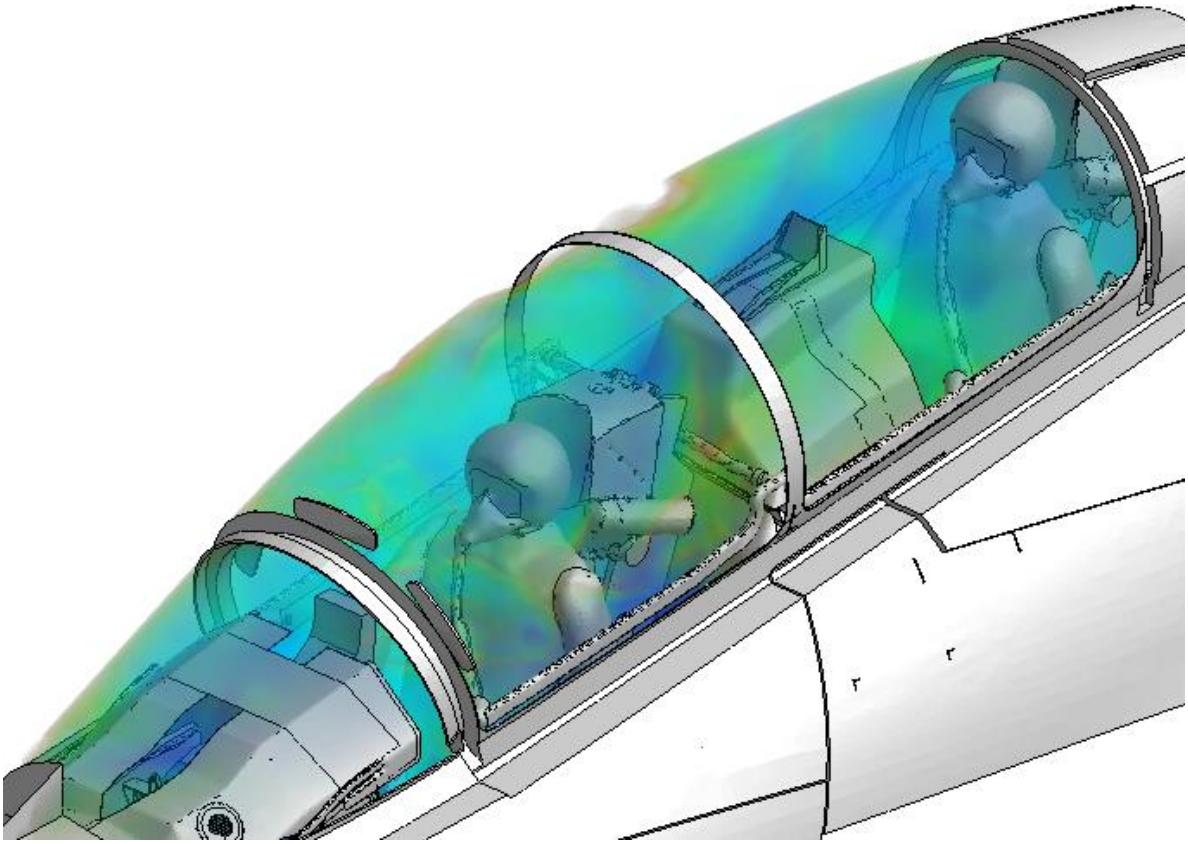

Рисунок 91 – Распределение температуры в кабине ЛА

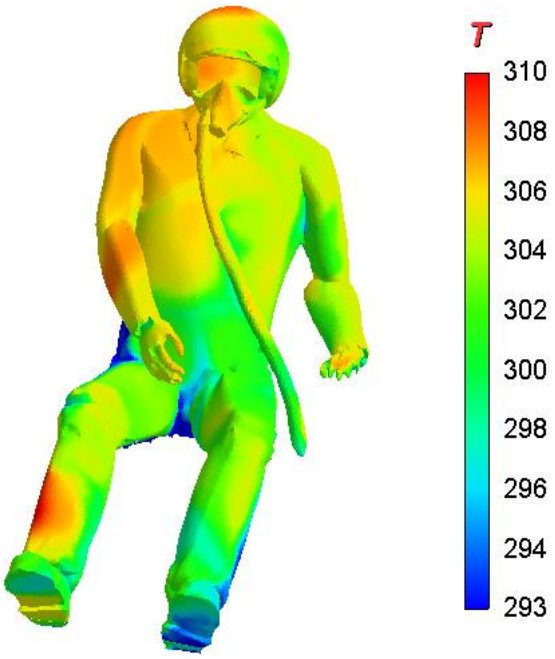

Рисунок 92 – Распределение температуры на поверхности летчика, К

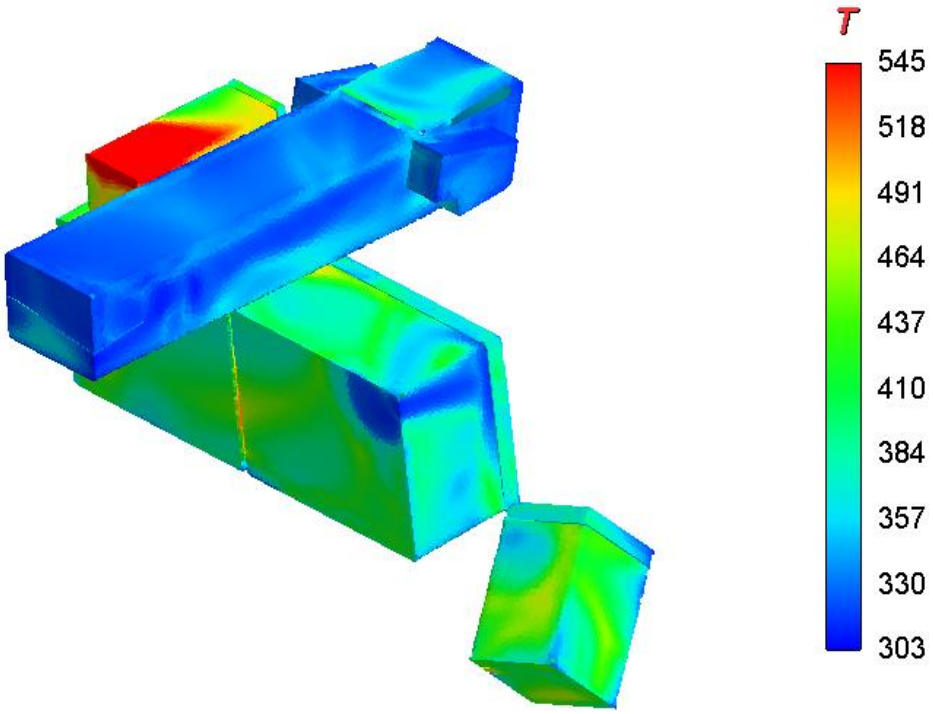

Рисунок 93 – Распределение температуры на поверхности приборов, К

1.9 Моделирование сценария S09 «Снижение + пожар в мотоотсеке»

В процессе полета на низких высотах со снижением в мотоотсеке срабатывает система пожаротушения и происходит тушение пожара. Проводится оценка эффективности продува мотоотсека. Сценарий S09 включает четыре стадии:

- штатный продув набегающим потоком мотоотсека через воздухозаборники продува;
- заполнение части отсека парами керосина;
- воспламенение в мотоотсеке; формирование процесса горения;
- срабатывает система пожаротушения; происходит разрядка баков с огнегасящей жидкостью; осуществляется распыление огнегасящей смеси в мотоотсеке; происходит процесс тушения.

Параметры системы пожаротушения получены из ПК SimInTech.

Общий вид сценария и схема связи в интеграционном модуле представлены на рисунке 94.

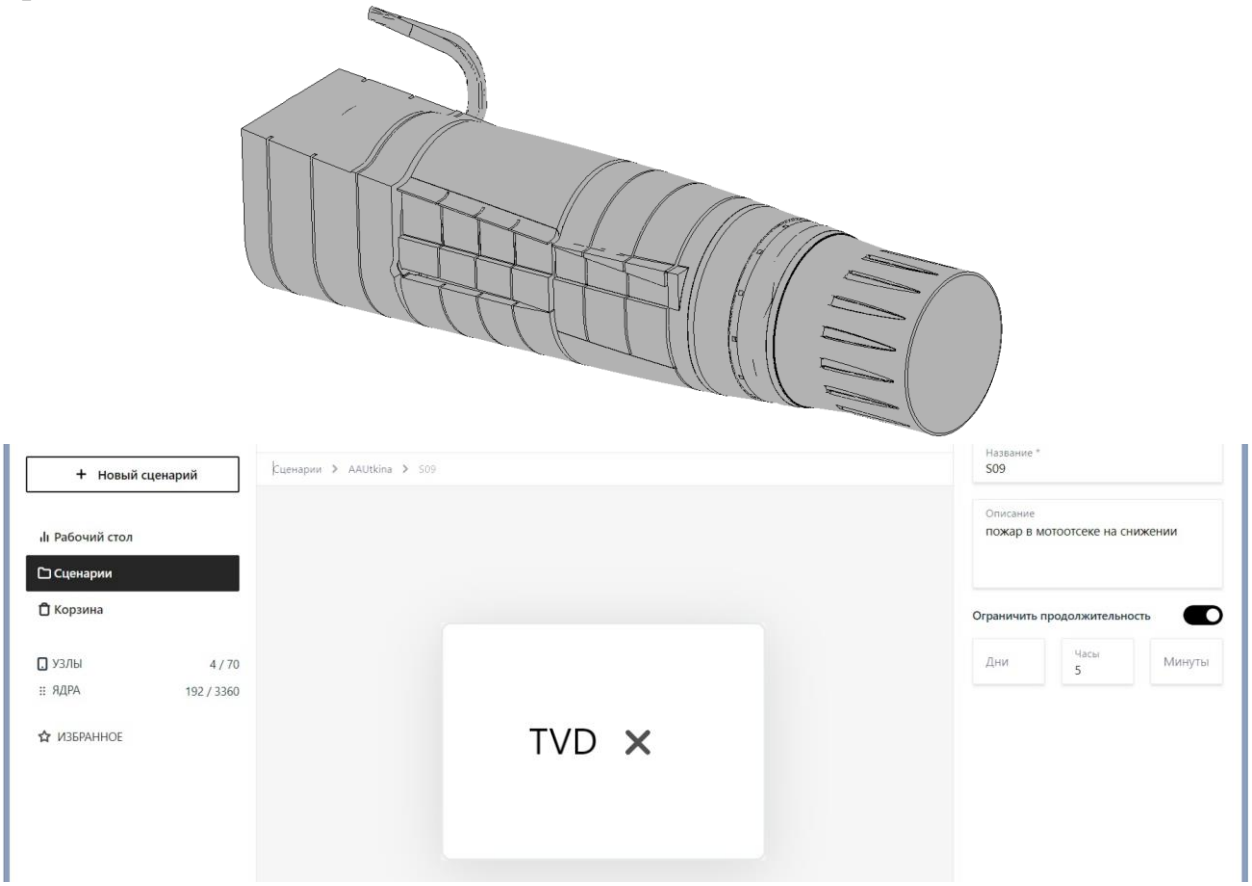

Рисунок 94 – Общий вид сценария и схема связи

Для расчетной модели построена неструктурированная расчетная сетка, состоящая из усеченных шестигранников. Расчетная сетка состоит из одного региона. Для более точного описания АДХ потока в области моторного отсека введена зона локального измельчения в виде цилиндра. Расчетная сетка обладает следующими характеристиками:

- общее количество ячеек приблизительно 2 млн;
- характерный линейный размер ячейки 0,02 м;

- целевой размер ячейки на поверхности 0,05 м;
- минимальный размер ячейки на поверхности 0,01 м;
- толщина призматического слоя 0,05 м;
- число призматических слоев 2.

На рисунках 95 – 97 представлена расчетная сетка в различных сечениях моторного отсека.

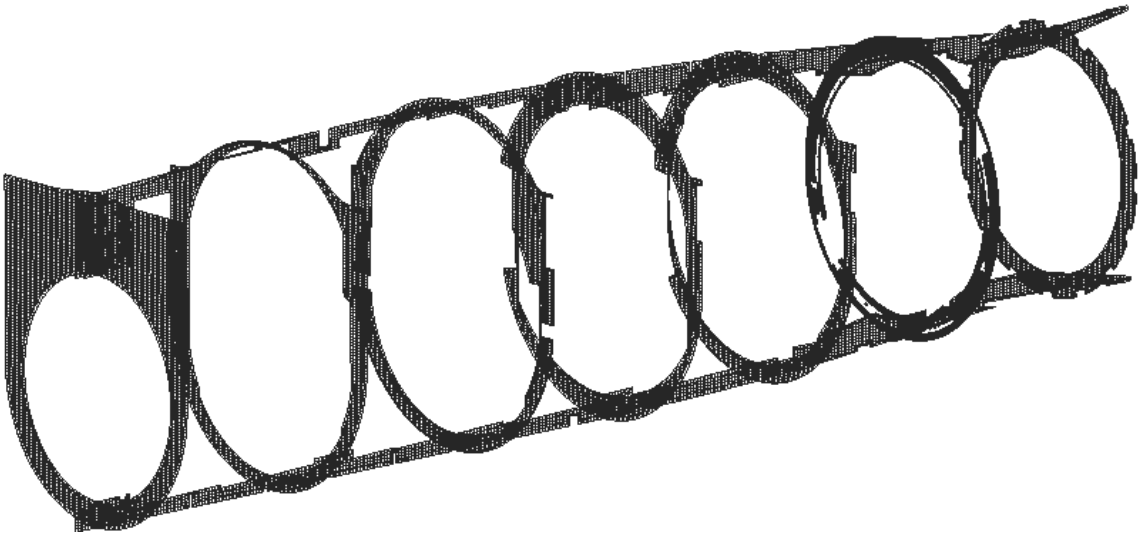

Рисунок 95 – Набор сечений по расчетной сетке

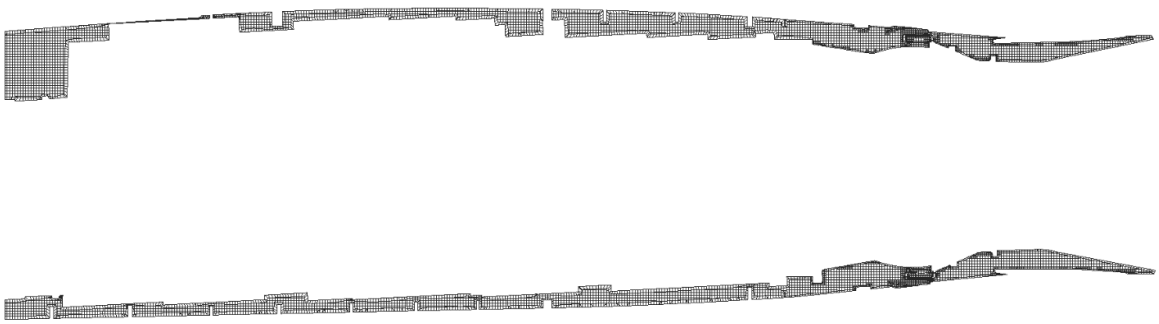

Рисунок 96 – Расчетная сетка в продольном сечении

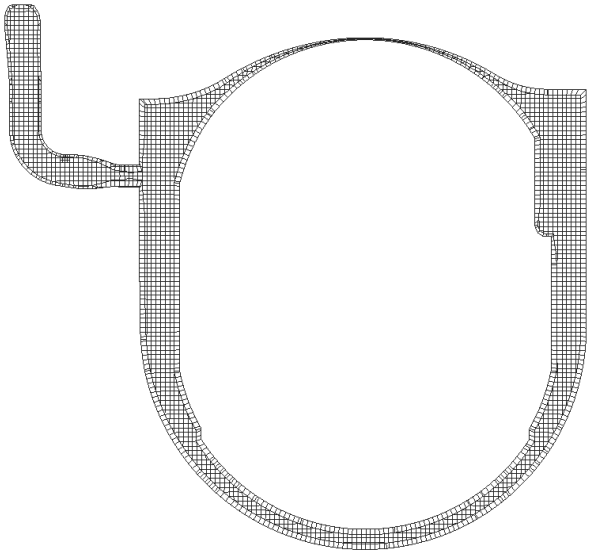

Рисунок 97 – Расчетная сетка в поперечном сечении

На первой стадии проводился стационарный расчет для получения сошедшегося решения. Для стационарного расчета в «Логос Аэро-Гидро» использовались следующие расчетные параметры:

- время: стационарное;
- тип течения: турбулентное;
- модель турбулентности SST;
- многофазное течение;
- метод расчета конвективных потоков: КИР;
- предобуславливание с коэффициентом 0,1.

На второй стадии активируется форсунка с подачей керосина в мотоотсек. На второй стадии в «Логос Аэро-Гидро» использовались следующие расчетные параметры:

- время: нестационарное;
- тип течения: турбулентное;
- модель турбулентности SST;
- многофазное течение;
- химические реакции: выключены;
- метод расчета конвективных потоков: КИР;
- предобуславливание с коэффициентом 0,1;
- шаг по времени: 0,01 с;
- число внутренних итераций: 20;
- физическое время счета 1 с.

На третьей стадии проводится инициация возгорания топлива с использованием пользовательской функции, с помощью которой производился подвод тепла в области, близкой к струе керосина. На третьей стадии использовались следующие расчетные параметры:

- время: нестационарное;
- тип течения: турбулентное;
- модель турбулентности SST;
- многофазное течение;
- химические реакции: включены;
- метод расчета конвективных потоков: КИР;
- предобуславливание с коэффициентом 0,1;
- шаг по времени: 0,005 с;
- число внутренних итераций: 20;
- физическое время счета 2 с.

На четвертой стадии проводится впрыск хладона в течении 1,4 с. На четвертой стадии использовались следующие расчетные параметры:

- время: нестационарное;
- тип течения: турбулентное;
- модель турбулентности SST;
- многофазное течение;
- химические реакции: включены;
- метод расчета конвективных потоков: КИР;
- предобуславливание с коэффициентом 0,1;

- шаг по времени: 0,005 с;
- число внутренних итераций: 20;
- число итераций по испарению: 10;
- физическое время счета 18 с.

Начальные условия для стационарного расчета определяются следующими параметрами потока:

- скорость 15 м/с;
- давление 101325 Па;
- температура 323 К;
- концентрация кислорода 0,24;
- концентрация азота 0,76.

На внешней границе задается ГУ «Давление (Pressure)» с параметрами:

- давление 101325 Па;
- температура 323 К.

На входе в мотоотсек задавались фиксированные значения массового расхода со значением 4 кг/с. Подача керосина моделируется с помощью ГУ «Массовый расход» со значением 0,75 кг/с.

На поверхности мотоотсека задано ГУ «Стенка без проскальзывания».

Результаты моделирования сценария S09 «Снижение + пожар в мотоотсеке»

На рисунках 98 - 101 приведены мгновенные распределения концентрации керосина и температуры в различных сечениях на момент поджога. На представленных ниже рисунках можно наблюдать перестроение поля температуры и концентраций керосина в момент поджога керосина.

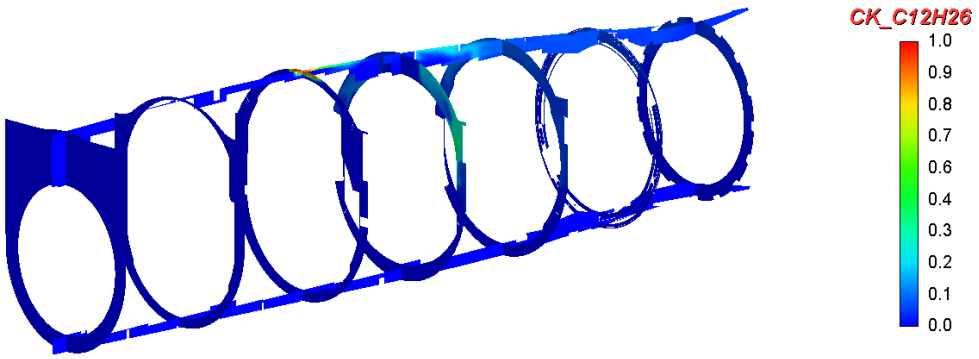

Рисунок 98 – Распределение концентрации керосина на t = 1 с

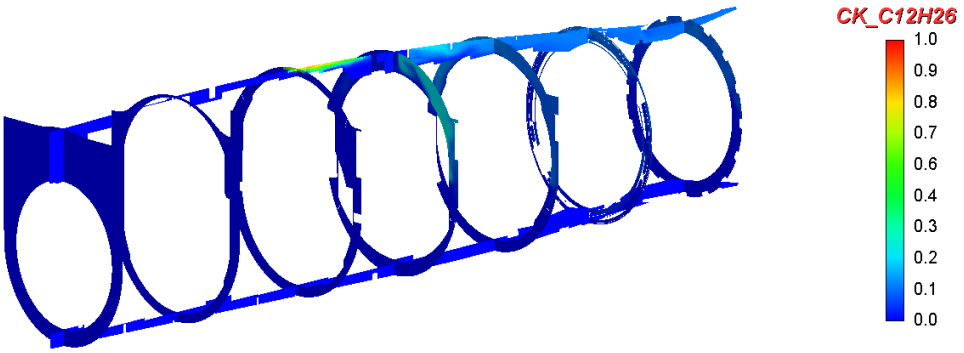

Рисунок 99 – Распределение концентрации керосина на t = 3 с

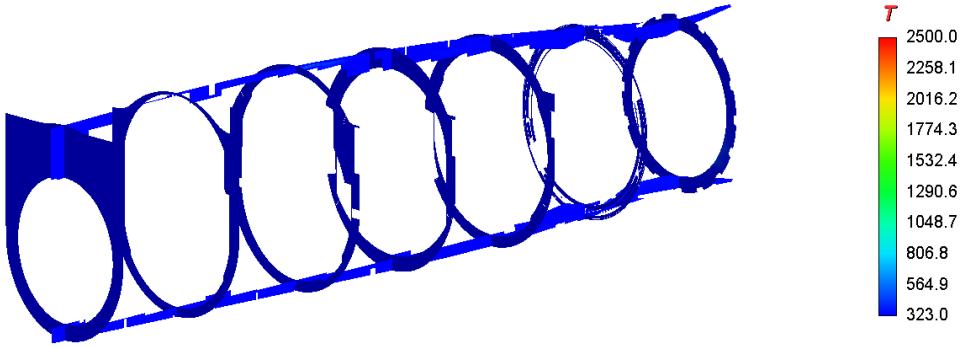

Рисунок 100 – Распределение температуры на t = 1 с, К

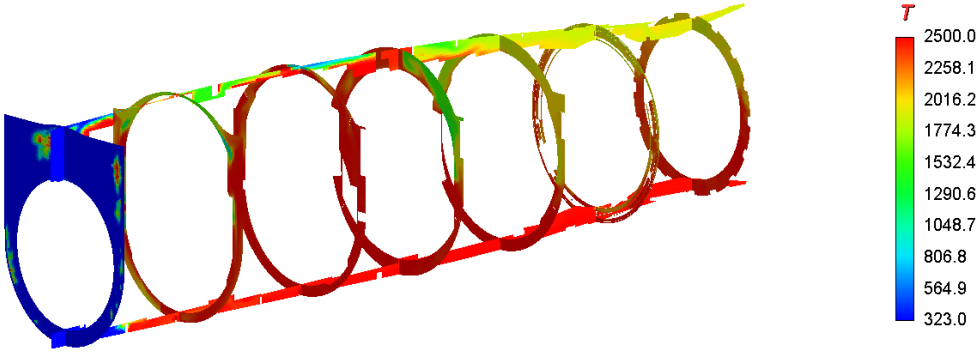

Рисунок 101 – Распределение температуры на t = 3 с, К

На момент времени t = 3 с осуществляется впрыск хладона. На рисунках 102 – 115 приведены мгновенные распределения частиц и температуры на различные моменты времени. На представленных ниже рисунках можно наблюдать распространение частиц хладона и его влияние (процесс тушения) на распределение температуры в мотоотсеке.

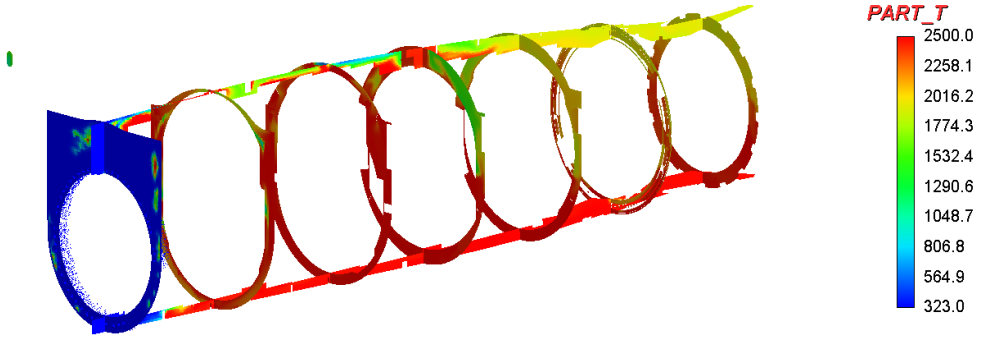

Рисунок 102 – Распределение частиц и температуры на t = 3,1 с, К

Рисунок 103 – Распределение частиц и температуры на t = 3,5 с, К

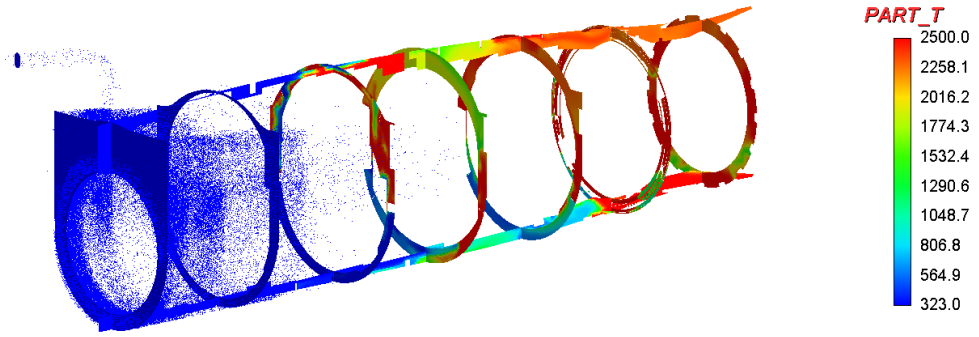

Рисунок 104 – Распределение частиц и температуры на t = 4 с, К

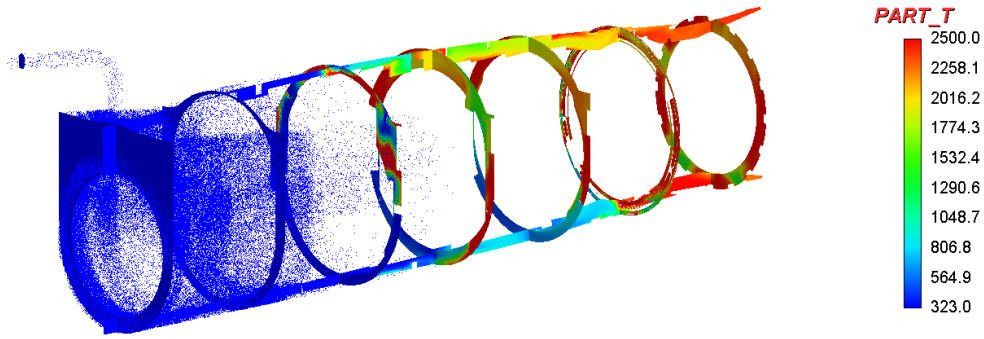

Рисунок 105 – Распределение частиц и температуры на t = 4,5 с, К

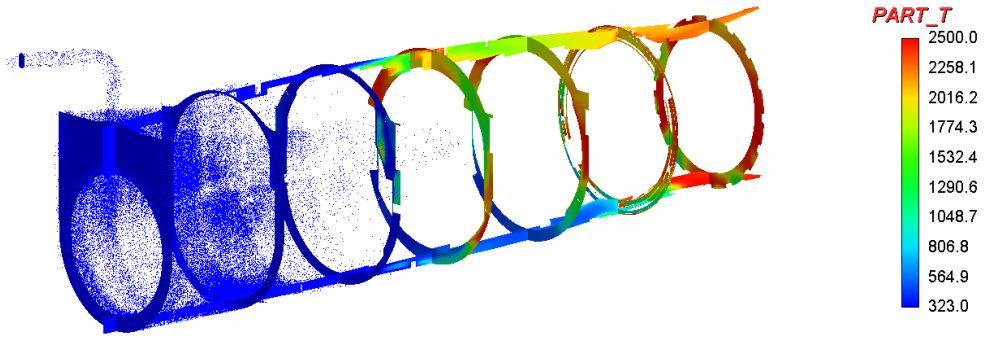

Рисунок 106 – Распределение частиц и температуры на t = 5 с, К

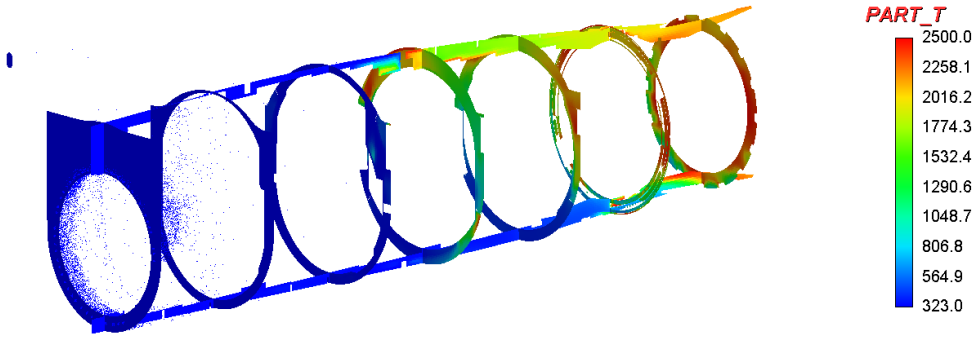

Рисунок 107 – Распределение частиц и температуры на t = 5,5 с, К

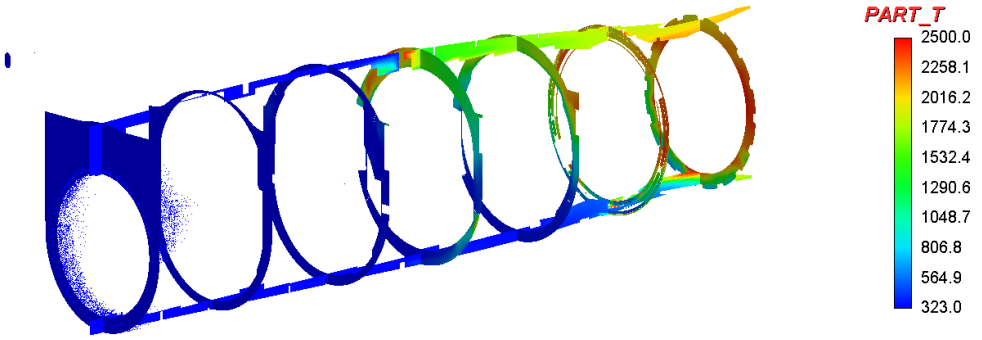

Рисунок 108 – Распределение частиц и температуры на t = 6 с, К

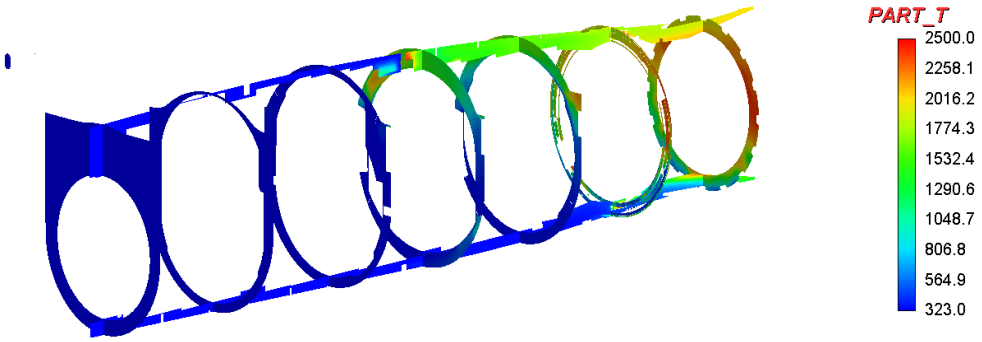

Рисунок 109 – Распределение частиц и температуры на t = 6,5 с, К

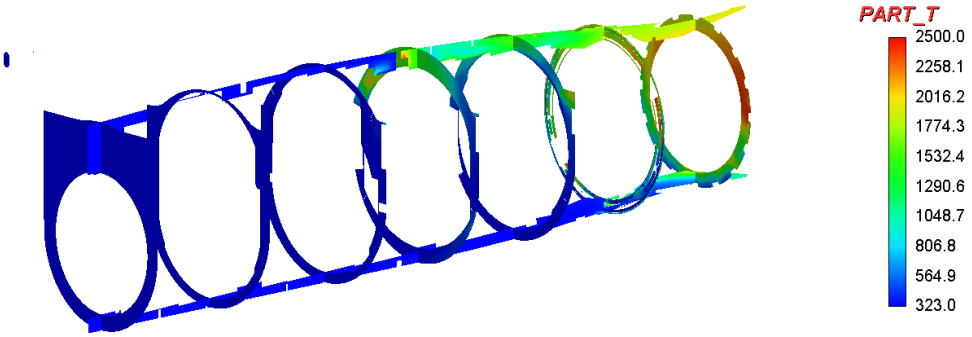

Рисунок 110 – Распределение частиц и температуры на t = 7 с, К

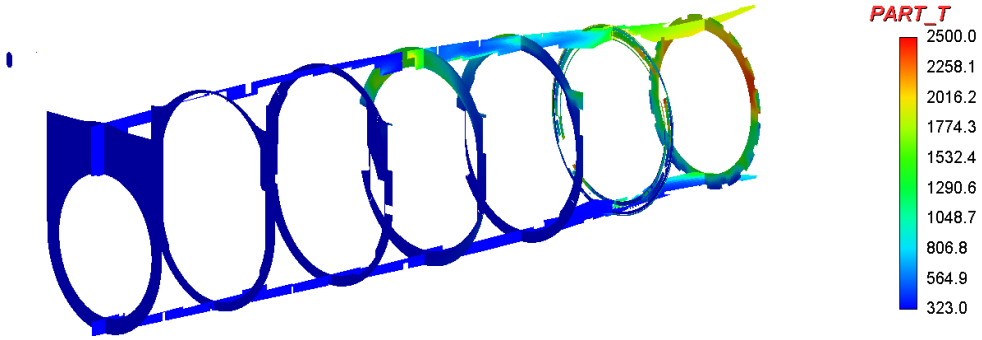

Рисунок 111 – Распределение частиц и температуры на t = 7,5 с, К

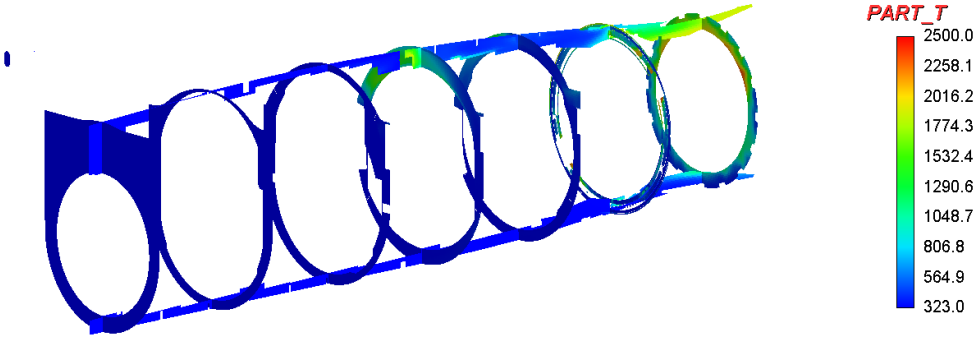

Рисунок 112 – Распределение частиц и температуры на t = 8 с, К

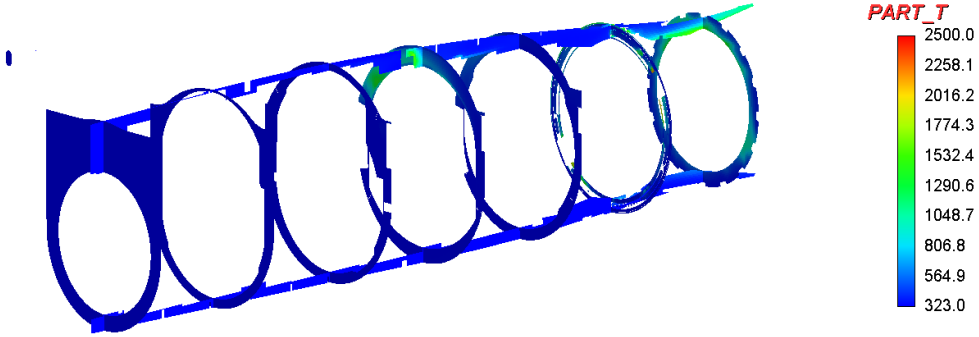

Рисунок 113 – Распределение частиц и температуры на t = 9 с, К

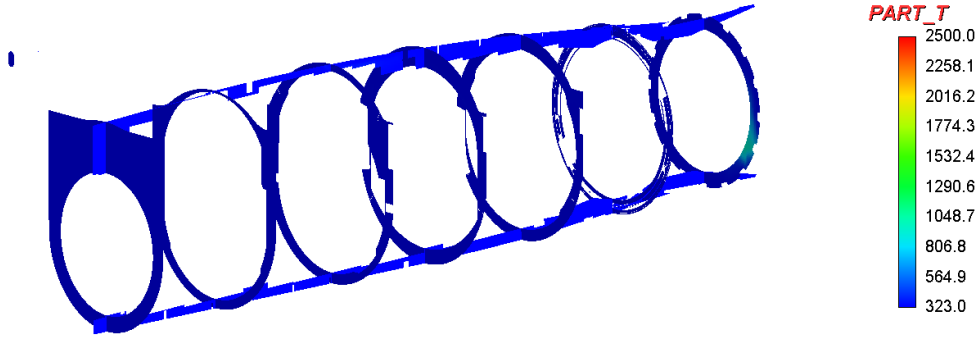

Рисунок 114 – Распределение частиц и температуры на t = 20 с, К

1.10 Моделирование сценария S10 «Снижение и выпуск стоек шасси»

В сценарии S10 моделируется заход на посадку ЛА при умеренных углах атаки. Параметры окружающей среды соответствуют стандартной модели атмосферы. В начальный момент времени самолет находится при скорости, соответствующей числу Маха набегающего потока 0,3. Сценарий состоит из трех стадий, выполняемых последовательно:

- ЛА – стойки шасси убраны; створки ниш шасси убраны; силовая установка – полный «форсаж»; створки подпитки работают; панели воздухозаборника убраны; сопла разжаты;
- ЛА – створки ниш шасси выпущены; силовая установка – полный «форсаж»; створки подпитки работают; панели воздухозаборника убраны; сопла разжаты;
- ЛА – стойки шасси выпущены; створки ниш шасси выпущены; силовая установка – полный «форсаж»; створки подпитки работают; панели воздухозаборника убраны; сопла разжаты.

По результатам моделирования проводится оценка изменения АДХ самолета.

Схема связи в интеграционном модуле показана на рисунке 115. Схема управления в ПК SimInTech для моделирования сценария S10 показана на рисунке 116.

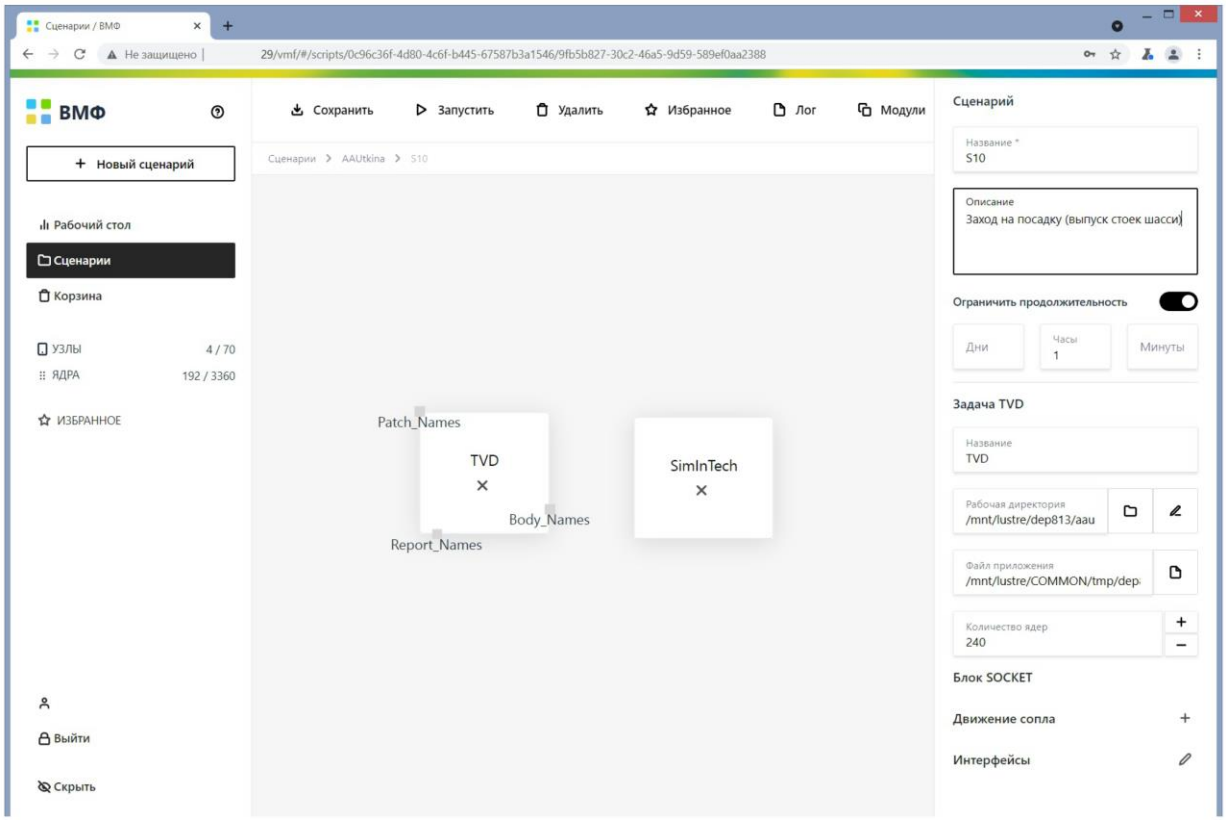

Рисунок 115 – Схема связей в интеграционном модуле

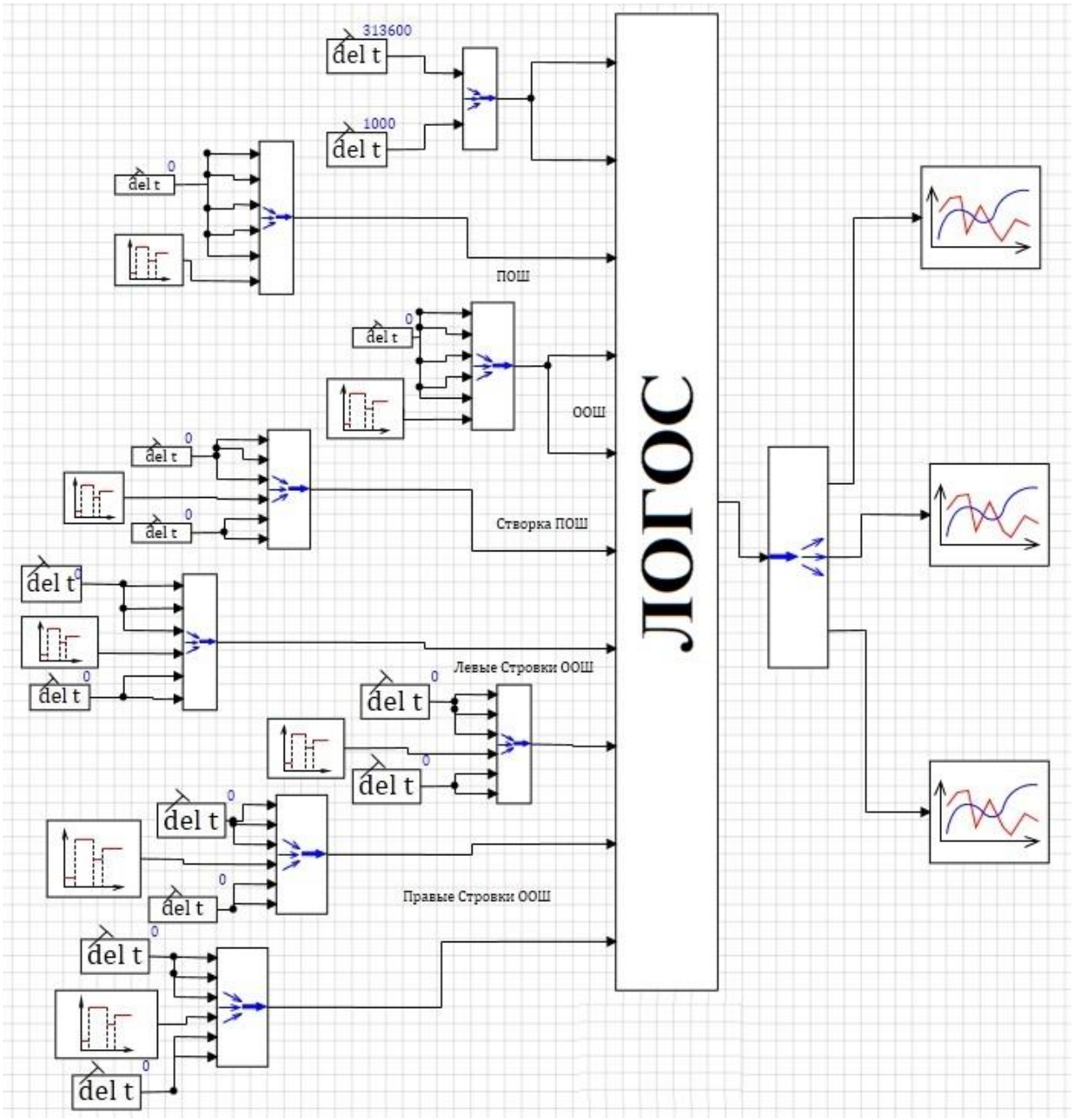

Рисунок 116 – Схема управления в ПК SimInTech

Данная схема содержит описание логической структуры взаимодействия ПК SimInTech и ПП «Логос». Связь между ПК SimInTech и ПП «Логос» осуществляется посредством обмена данными через TCP-IP соединение.

На рисунке 116 основными элементами схемы являются:

- клиент TCP-IP;
- константа;
- кусочно-постоянная функция;
- временной график.

С помощью приведенной схемы управления моделируются все этапы сценария S10. ПК SimInTech формирует набор значений, который передается через блок «клиент TCP-IP» в ПП «Логос». В качестве значений выступают параметры работы силовой установки самолета, закон движения стоек шасси (ПОШ и ООШ) и их створок. Законами движения являются зависимости угла

раскрытия механизированного элемента от времени. Результатом расчета данного сценария являются значения аэродинамической силы Fx, Fy и момента аэродинамической силы Mz, действующей на ЛА. Компоненты аэродинамической силы, полученные в ПП «Логос», отправляются в ПК SimInTech и визуализируются посредством блока «временной график».

Во время выполнения сценария происходит снижение самолета с начальной высоты 50 метров до высоты 20 метров. В процессе снижения выполняется раскрытие створок ниш шасси и выпуск стоек шасси.

В качестве законов раскрытия створок шасси и законов выпуска стоек шасси использовались зависимости угла раскрытия от времени, показанные на рисунке 117. Согласно рисунку 117 все створки шасси выполняют полное раскрытие за 1 секунду. При этом выпуск стоек шасси начинается после 0,8 секунд с момента начала раскрытия створок. Полный выпуск стоек шасси выполняется за 3 секунды.

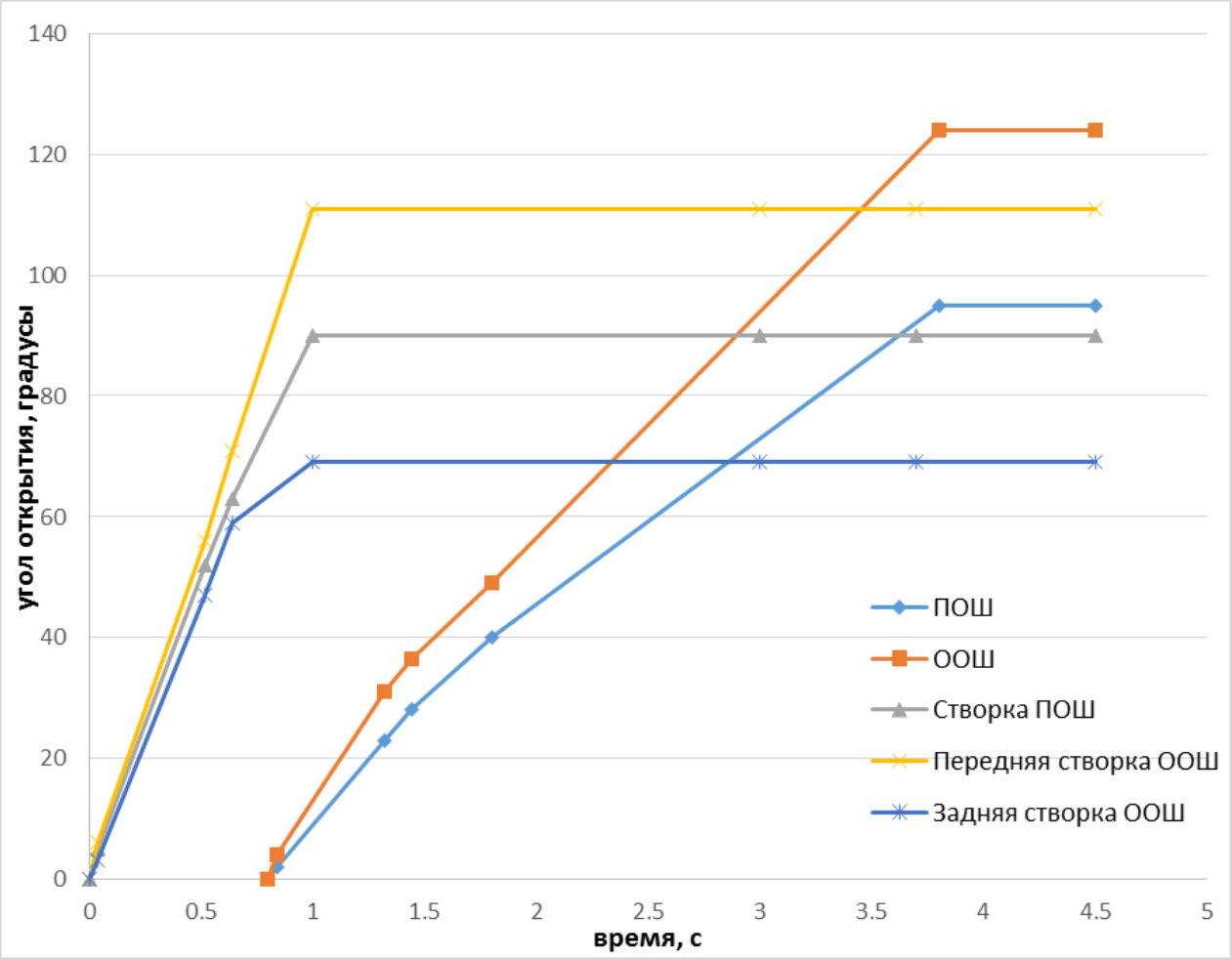

Рисунок 117 – График открытия створок и выпуска стоек шасси

Для моделирования работы силовой установки из ПК SimInTech посредством блока констант в ПП «Логос» передаются значения полного давления и полной температуры.

Моделирование сценария S10 проводится в нестационарной постановке с использованием технологии расчета на сетках с перекрытиями. Расчетная сетка модели состоит из 49 регионов. Для каждого региона строится расчетная сетка, состоящая из усеченных шестигранников. Вблизи самолета задан блок

локального измельчения, с размером ячейки 0,0625 м. Полученные сетки объединяются в одну расчетную сетку с перекрытиями. Итоговая расчетная модель состоит из 33 млн ячеек. На рисунке 118 приведена расчетная сетка в окрестности ЛА.

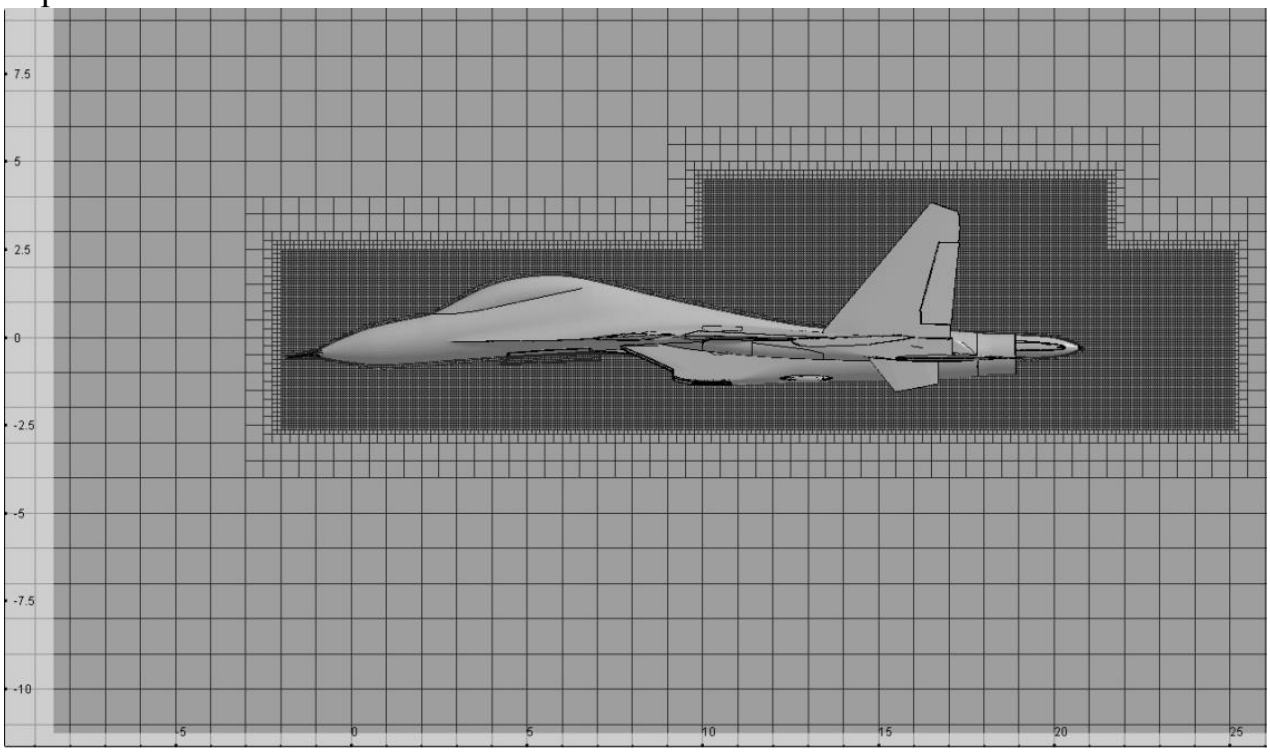

Рисунок 118 – Расчетная сетка в окрестности ЛА

Для моделирования полета начальные условия среды определяются следующими параметрами потока:

- скорость 102,02 м/с;
- давление 101325 Па;
- температура 288,15 К.

На внешней границе задается условие свободного потока с параметрами:

- число Маха 0,3;
- угол атаки 2 градуса.

На поверхности ЛА задано ГУ «Стенка без проскальзывания».

На рисунке 119 показаны результаты расчета в виде полей распределения давления на нижней поверхности ЛА в разные моменты времени раскрытия створок и выпуска шасси.

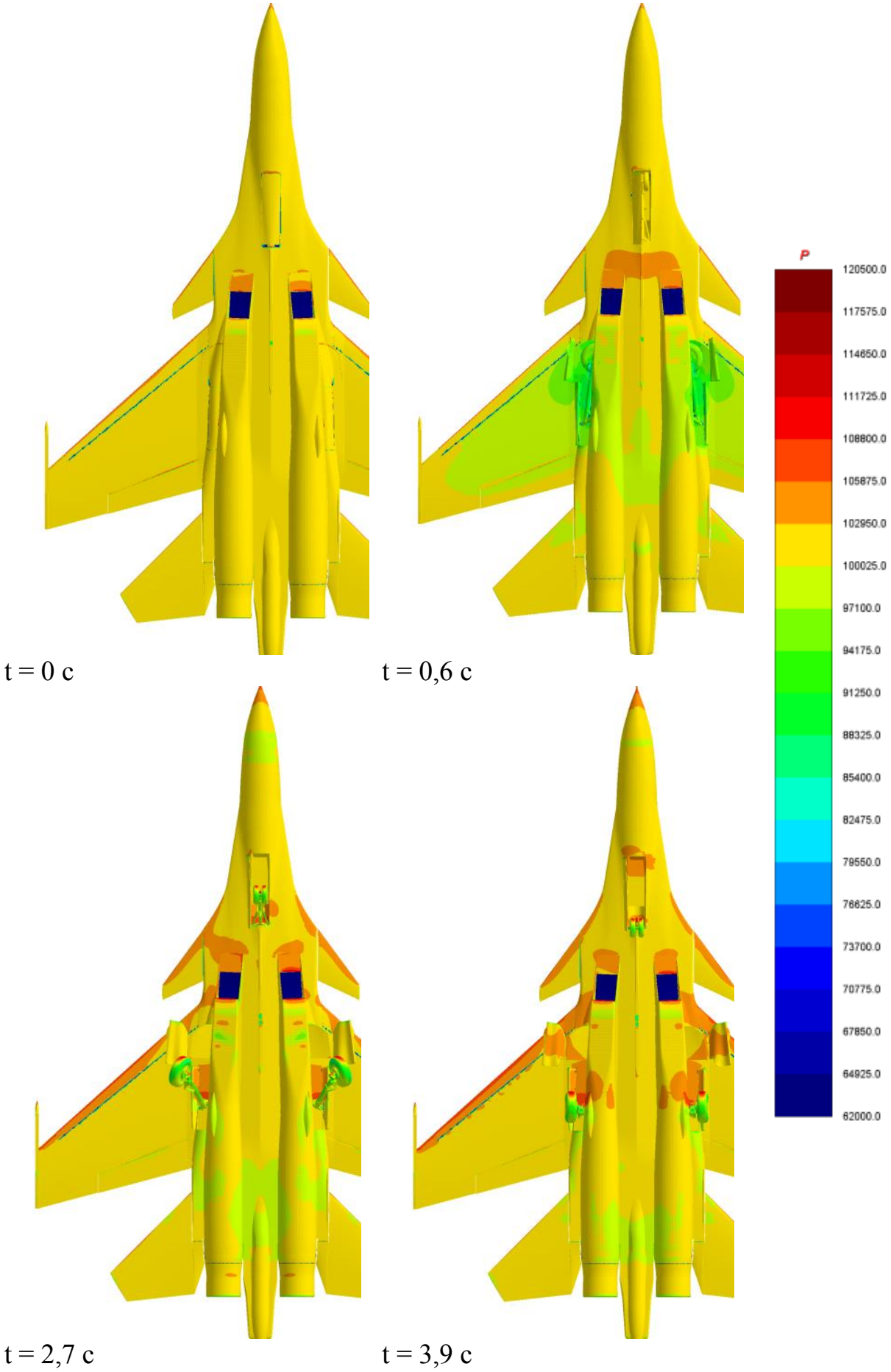

Рисунок 119 – Поля давления на нижней поверхности ЛА

1.11 Моделирование сценария S11 «Касание ВПП»

Выполняется интенсивный подход самолета к земле до касания сначала основными стойками шасси, затем ПОШ. Проводится оценка протекания сценария и влияния выполняемых операций на характеристики. Сценарий S11 «Касание ВПП» включает две стадии:

1. H = 25 м; стойки шасси – выпущены; створки ниш шасси – выпущены; силовая установка – минимал; створки подпитки работают; панели воздухозаборника убраны; сопла разжаты; движение по глиссаде с заданными законами траектории;

2. H = 0 м; касание ООШ ВПП.

Схема связи в интеграционном модуле показана на рисунке 120.

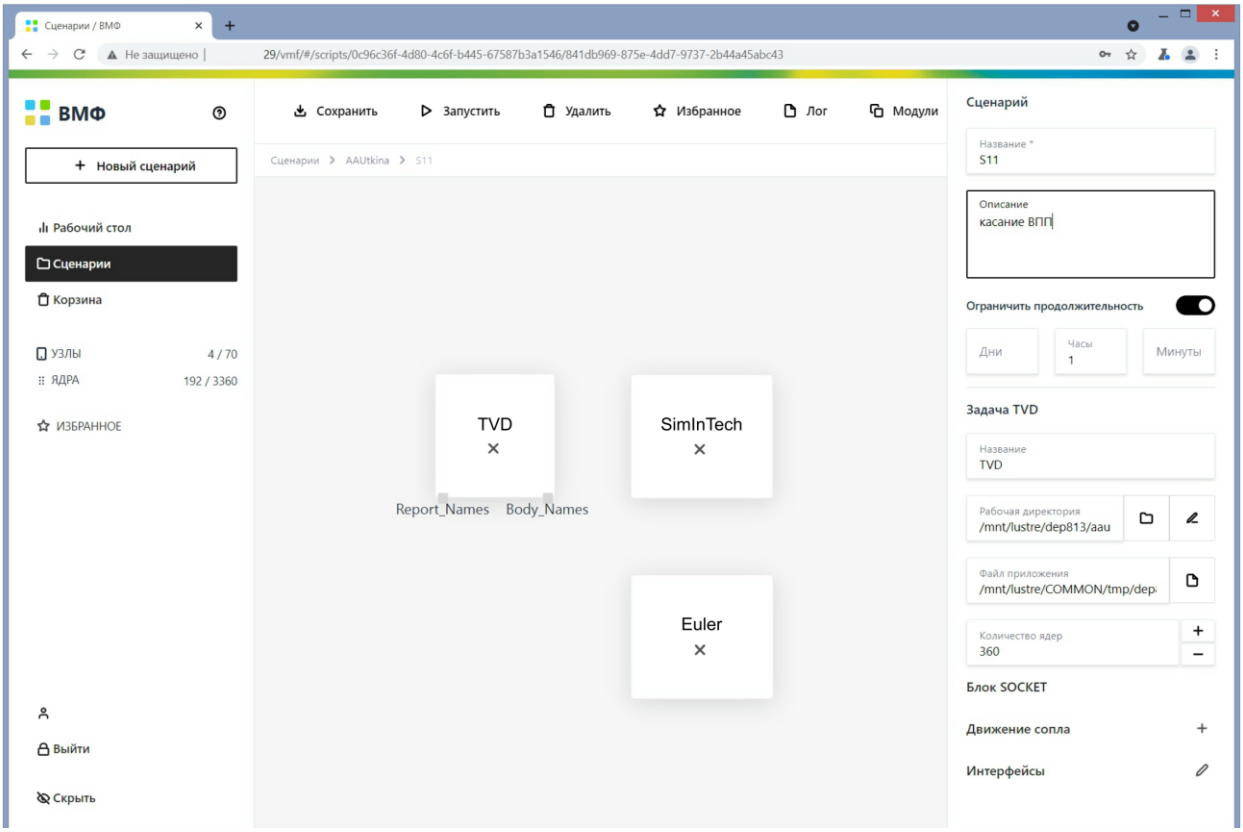

Рисунок 120 – Схема связей в интеграционном модуле

Схема управления в ПК SimInTech для моделирования сценария S11 показана на рисунке 121. Данная схема содержит описание логической структуры взаимодействия программных модулей – ПК SimInTech, ПП «Логос» и ПК Эйлер. Связь между программными модулями осуществляется посредством обмена данными через TCP-IP соединение.

С помощью схемы управления моделируются все стадии сценария S11. ПК SimInTech формирует набор значений, который передается через блок «клиент TCP-IP» в ПП «Логос» и ПК Эйлер. ПК SimInTech принимает от ПП «Логос» интегральные аэродинамические силы ЛА (Fx, Fy, Fz), а также моменты (Mz), действующие на ЛА и его органы управления. В ПК SimInTech

полученные данные анализируется, передаются в ПП Эйлер и визуализируется посредством блока «временной график».

Движение по глиссаде с заданными законами траектории осуществляется с помощью блока «в файл», который зачитывает компоненты скорости ЛА в данный момент времени. Далее значения компонент скорости умножаются на шаг по времени, заданный посредством «усилителя», и передаются в ПП «Логос». Для того, чтобы ЛА не выходил из области измельчения внешней области в ПП «Логос» передается тоже перемещение.

Для поворота ЛА и его органов управления также используется блок «в файл», который берет из файла значения положения элементов, заданные в градусах. После этого значение угла преобразуется в радианы средствами блока «перевод градусы в радианы». С помощью элементов «задержка на шаг интегрирования» и «сумматор» рассчитывается изменение угла поворота ЛА и его органов управления за текущий временной шаг.

Моделирование сценария S11 «Касание ВПП» проводится в нестационарной постановке с использованием технологии расчета на сетках с перекрытиями. Расчетная сетка модели аэродинамики состоит из 49 регионов. Для каждого региона строится расчетная сетка, состоящая из усеченных шестигранников. В области вблизи самолета задан блок локального измельчения, с размером ячейки 0,0625 м. Полученные сетки объединяются в одну расчетную сетку с перекрытиями. Итоговая модель состоит из 33 млн ячеек. Общий вид модели аэродинамики с выключенными интерфейсами приведен на рисунке 122. Расчетная сетка представлена на рисунке 123.

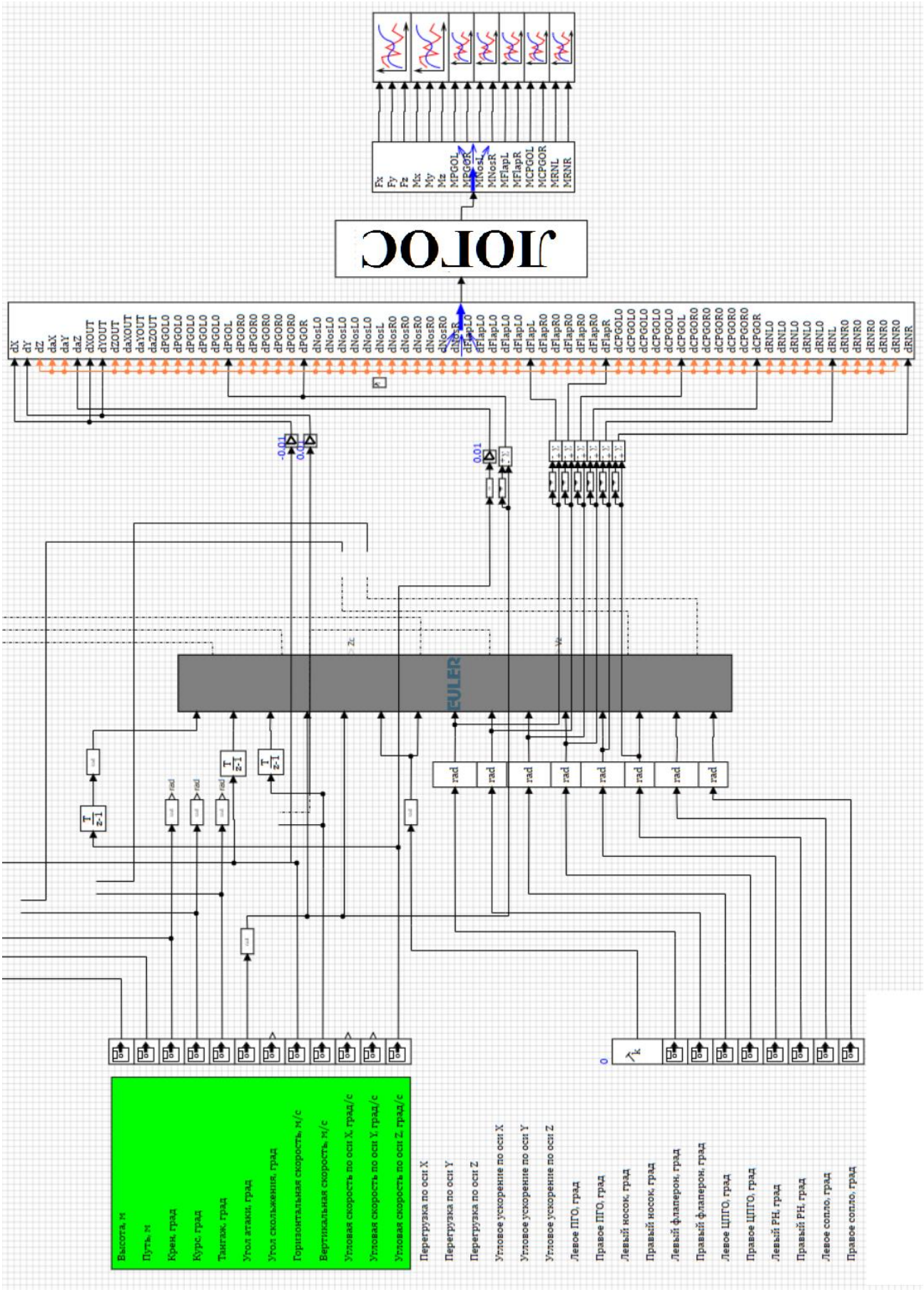

Рисунок 121 – Схема управления в ПК SimInTech

Рисунок 122 – Общий вид модели с выключенными интерфейсами (вид снизу)

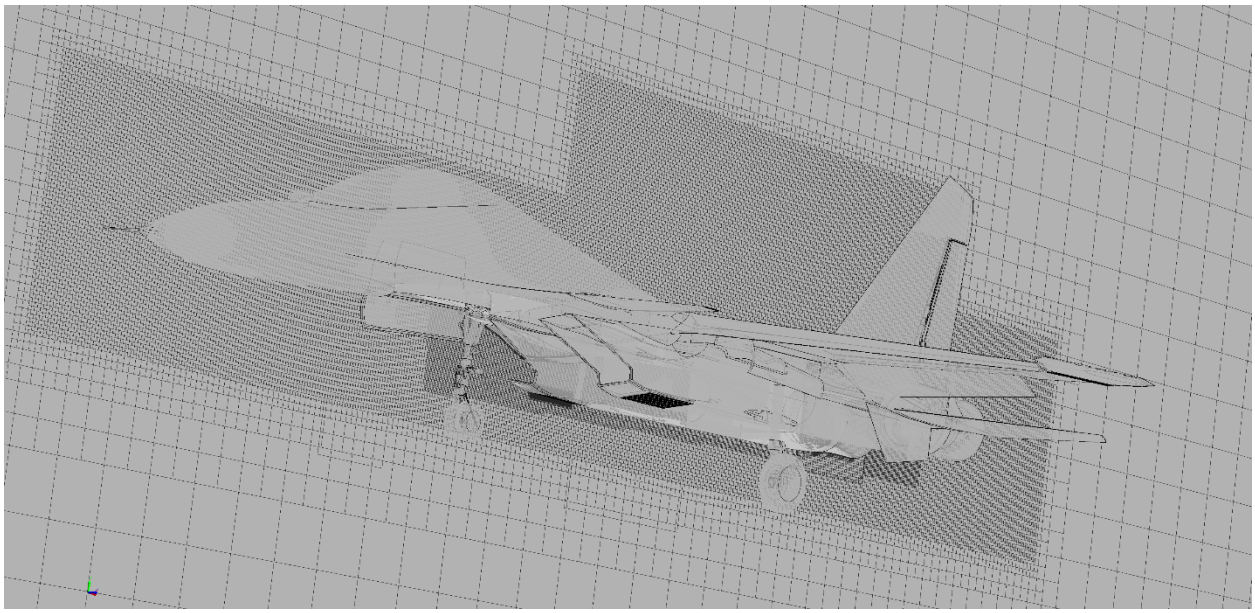

Рисунок 123 – Сетка в продольном сечении

В начальный момент с помощью технологии движения сеток выполняются повороты ЛА и его органов управления в заданное положения, соответствующие началу работы сценария:

- ЛА повернут относительно оси Oz на угол 5,955 градусов;
- ПГО повернуты относительно оси вращения на угол -8,674 градусов;
- носки повернуты относительно оси вращения на угол 0 градусов;
- левый флаперон повернут относительно оси вращения на угол 24,303 градуса;

- правый флаперон повернут относительно оси вращения на угол 22,412 градуса;
- левый ЦПГО повернут относительно оси вращения на угол -0,954 градуса;
- правый ЦПГО повернут относительно оси вращения на угол -2,013 градуса;
- левый руль направления повернут относительно оси вращения на угол 2,992 градуса;
- правый руль направления повернут относительно оси вращения на угол 1,287 градуса.

Общий вид модели после модифицирования сетки с выключенными интерфейсами приведен на рисунке 124.

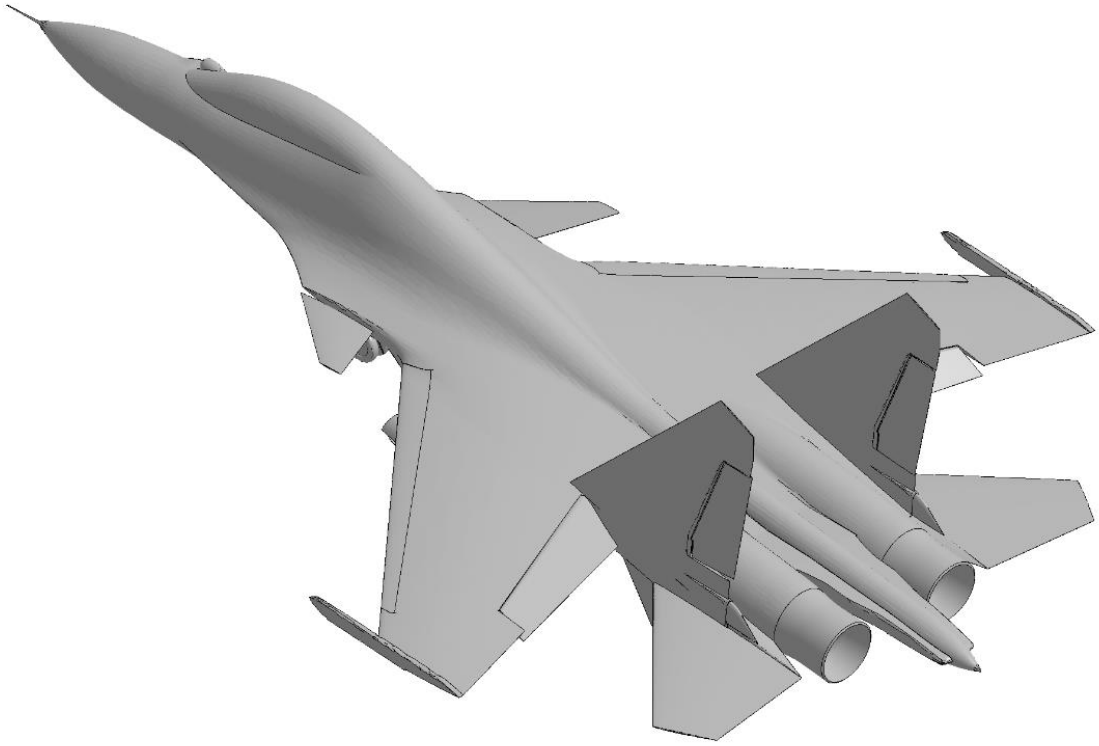

Рисунок 124 – Общий вид модели после модификаций сетки

Начальные условия для стационарного расчета определяются следующими параметрами потока:
- компонента скорость оси Ох 84,71 м/с;
- компонента скорость оси Оу -3,88 м/с;
- давление 101325 Па;
- температура 288,15 К.

На внешней границе задается условие свободного потока с параметрами:
- число Маха 0,25;
- угол атаки 0 градусов.

Протока воздуха между воздухозаборником и створками подпитки моделируется с помощью 88 интерфейсов «Перфорация».

На поверхности фюзеляжа ЛА и органов управления задано ГУ «Стенка без проскальзывания».

Внешняя область и ЛА задается сущностью твердое тело «OUTER» и «Plane», соответственно, которые перемещаются по закону, переданному из ПК SimInTech.

Каждая створка подпитки, являющаяся потомком твердого тела «Plane», находится в отдельной границе и определена сущностью твердое тело. На протяжении всего сценария створки подпитки двигаются под действием аэродинамических сил. Органы управления ЛА также определены твердым телом и являются потомками твердого тела «Plane».

На рисунке 125 приведен график компоненты центра масс ЛА по высоте, переданные из ПП «Логос» в ПК SimInTech.

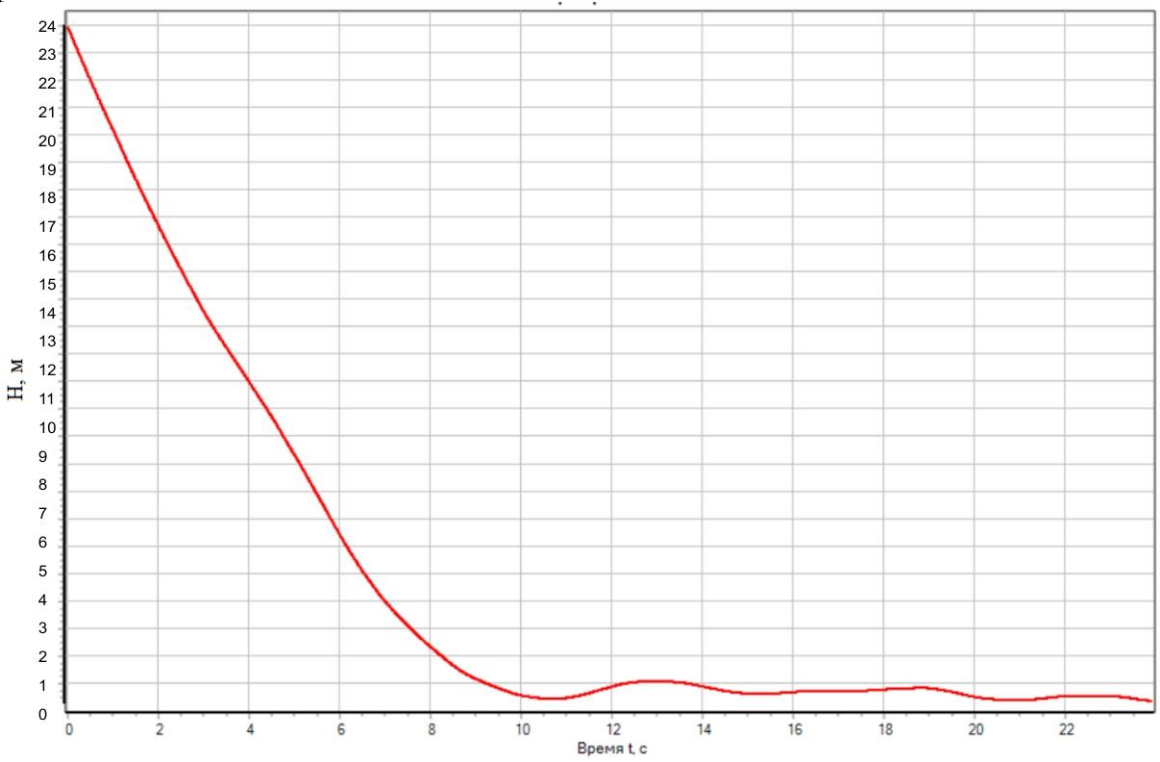

Рисунок 125 – График компоненты центра масс ЛА по высоте, переданный в ПК SimInTech

На рисунках 126 – 131 приведены распределения давления на поверхности ЛА на различные моменты времени. На представленных ниже рисунках можно наблюдать перестроение поля давления при выполнении сценария S11.

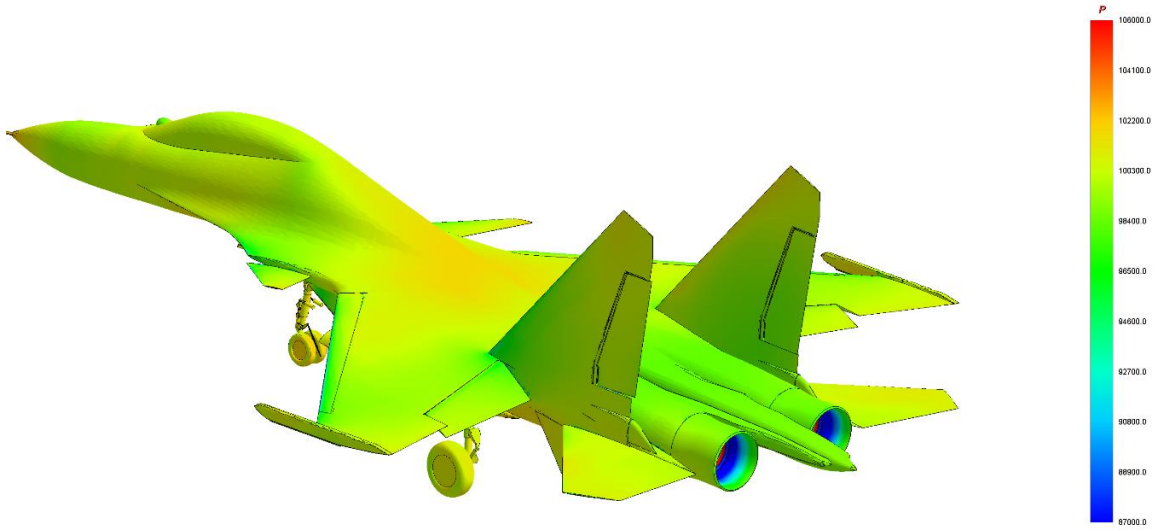

Рисунок 126 – Распределение давления на поверхности ЛА на t = 0 с, Па

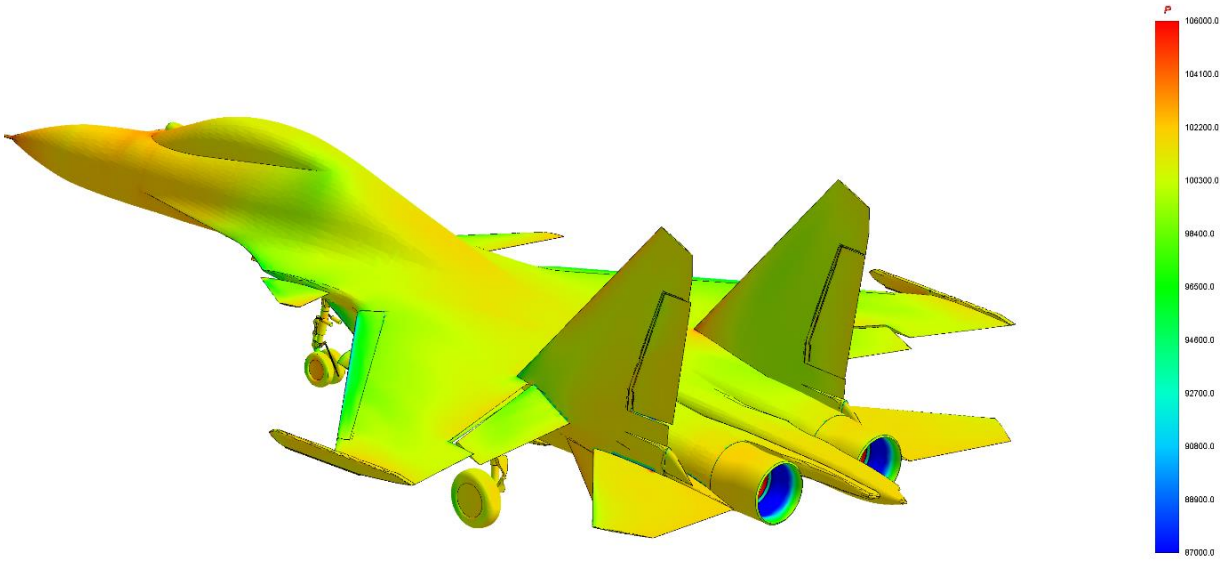

Рисунок 127 – Распределение давления на поверхности ЛА на t = 4 с, Па

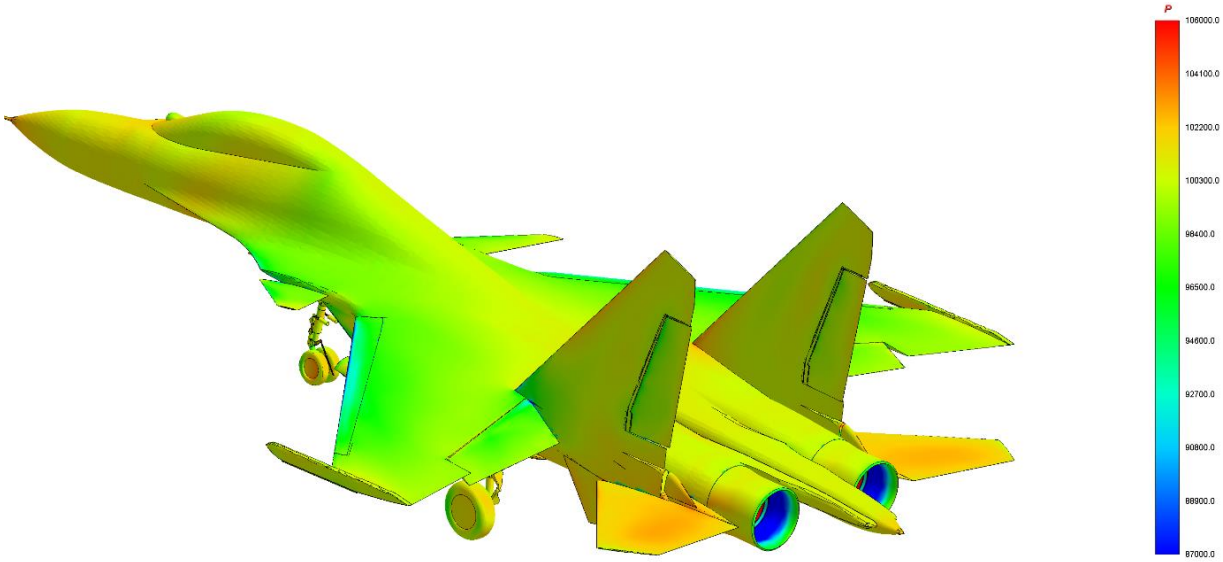

Рисунок 128 – Распределение давления на поверхности ЛА на t = 8 с, Па

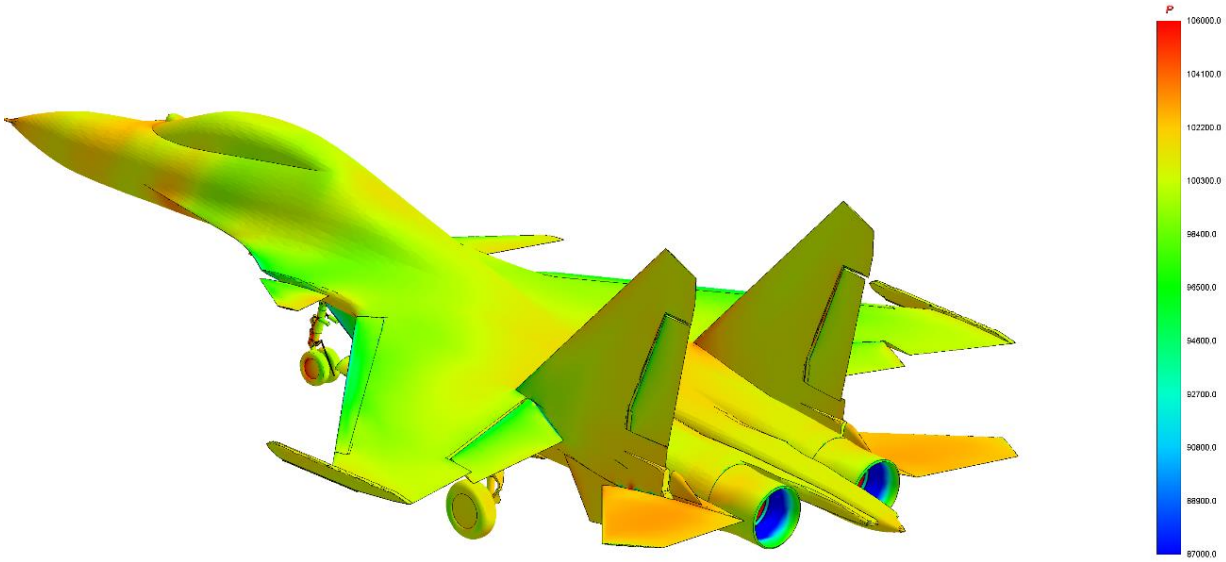

Рисунок 129 – Распределение давления на поверхности ЛА на t = 12 с, Па

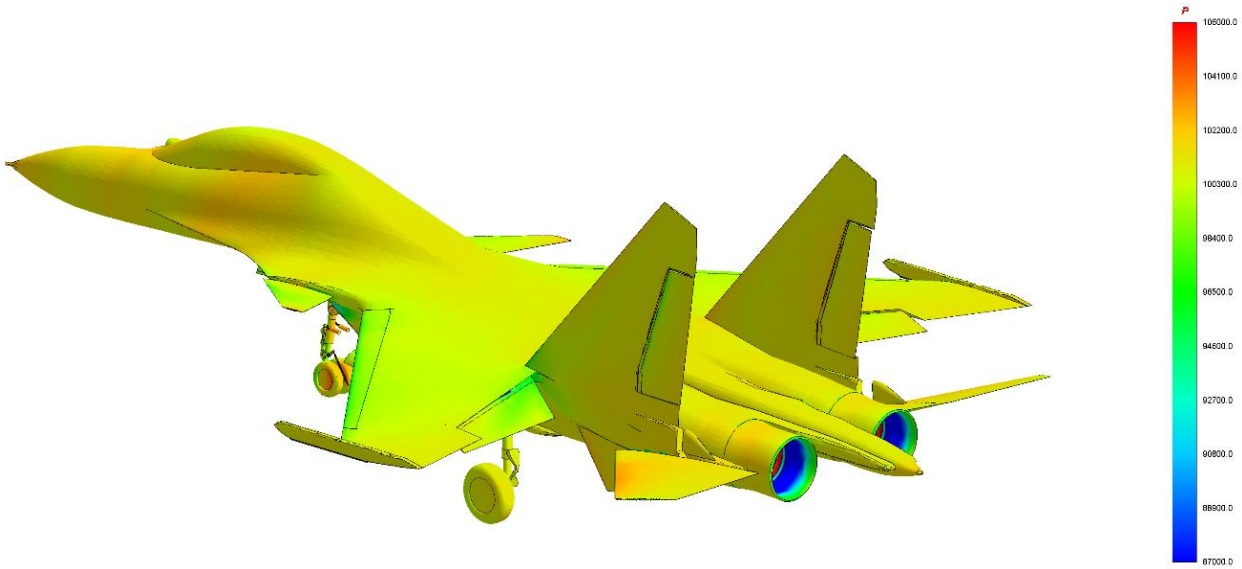

Рисунок 130 – Распределение давления на поверхности ЛА на t = 21 с, Па

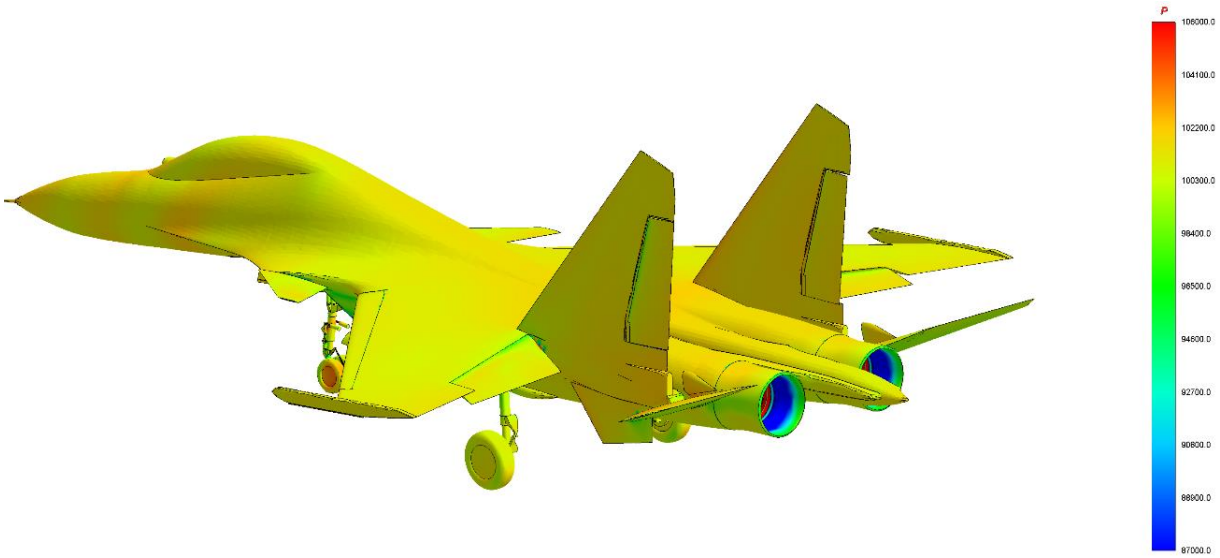

Рисунок 131 – Распределение давления на поверхности ЛА на t = 23,75 с, Па

2 Интеграционный модуль виртуальной модели функционирования

2.1 Макет интеграционного модуля в части пользовательского интерфейса и задания параметров задачи

В соответствии с ТЗ [] все сценарии виртуальной модели функционирования подразумевают расчет связанных задач, то есть одновременное решение нескольких независимых задач, которые обмениваются между собой данными в заданные моменты времени.

На рисунке 132 представлена общая схема решения задачи произвольного сценария.

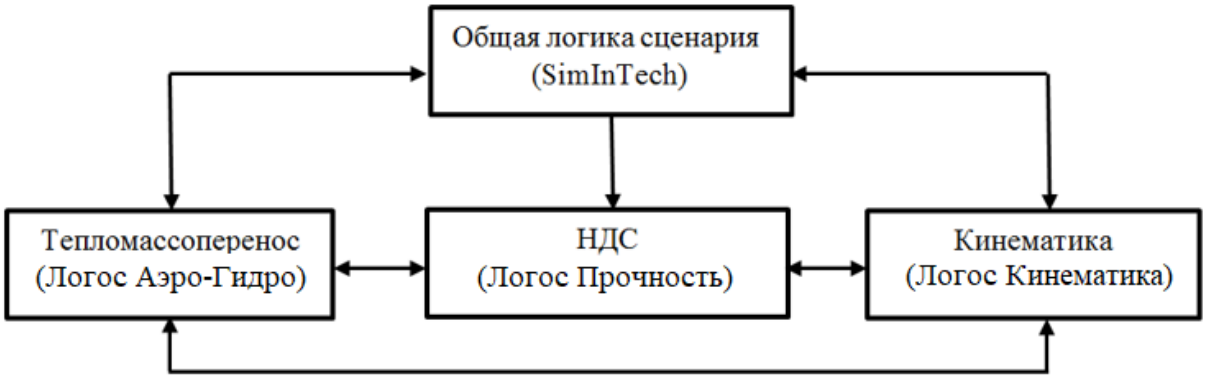

Рисунок 132 – Общая схема решения задачи произвольного сценария

Обратим внимание на детерминированность схемы обмена данными:

- модуль «Логос Аэро-Гидро» обменивается с модулем «Логос Прочность» информацией о силах и движениях узлов расчетной сетки;
- модуль «Логос Кинематика» обменивается с модулями «Логос Аэро-Гидро», «Логос Прочность» и SimInTech [0] информацией об изменении положения твердых тел.

В силу фиксированного набора программных пакетов и типов данных становится возможным подготовить максимально упрощенный проблемно-ориентированный модуль для интеграции расчетных моделей в интересах решения связанных задач.

Задание связанной задачи в разработанном интеграционном модуле состоит из трех шагов.

Шаг 1. Построение расчетных моделей, участвующих в решении задачи

Для решения связанной задачи необходимо подготовить расчетные модели в соответствующих программных модулях: «Логос Аэро-Гидро», «Логос Прочность», «Логос Кинематика», SimInTech, Flow-Designer. Расчетные модели сохраняются в директориях, предназначенных для проведения расчета.

Шаг 2. Выбор расчетных модулей, участвующих в решении задачи

Макет главного окна интеграционного модуля при начале работы с ним представлен на рисунке 133.

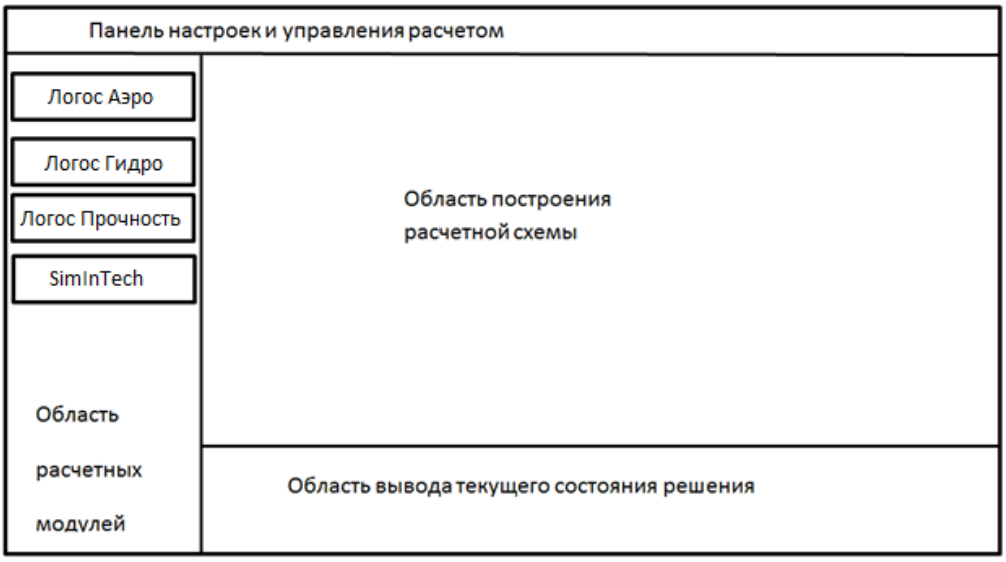

Рисунок 133 – Макет главного окна интеграционного модуля

В области расчетных модулей пользователь видит доступные расчетные модули, для которых формализовано взаимодействие на уровне обмена данными через функции библиотеки CCF модуля «Логос МИП».

В области построения расчетной схемы выполняется построение схемы взаимодействия моделей в рамках моделируемой задачи, в соответствии с выбранным сценарием.

Область вывода текущего состояния решения предназначена для вывода общей информации о процессе решения связанной задачи, либо характерных данных от локальных задач.

На шаге 1 пользователь выбирает используемые в связанном расчете расчетные модули и переносит их в область построения расчетной схемы. Макет окна интеграционного модуля в этом случае приведен на рисунке 134.

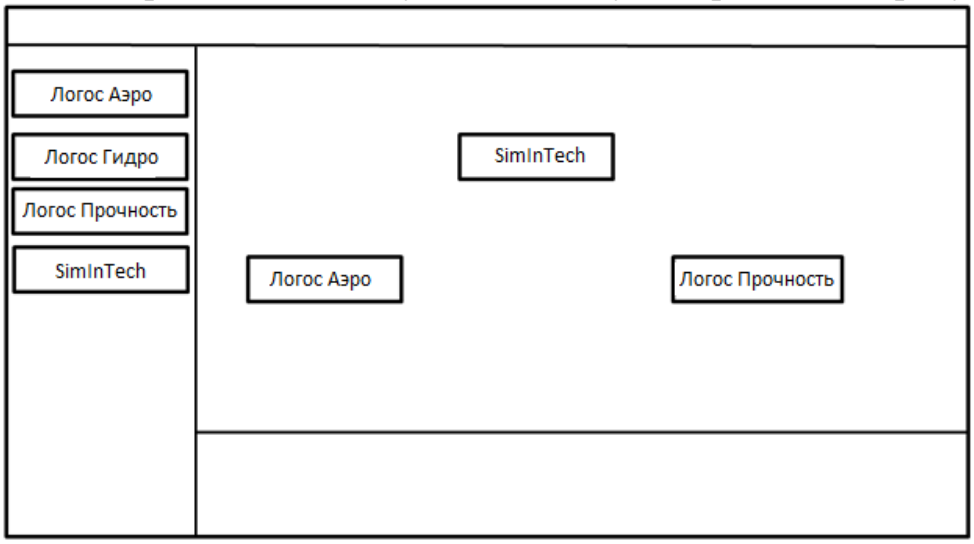

Рисунок 134 – Макет главного окна интеграционного модуля после добавления в него расчетных модулей

На данном этапе блоки в интеграционном модуле представляют собой расчетные модули. Пользователь же при построении связанной задачи

оперирует терминами «модели». Под моделью в данном случае понимается пара: расчетный модуль и задача.

Таким образом, задачей следующего шага подготовки связанной задачи является конфигурация расчетных моделей.

Шаг 3. Конфигурация расчетной модели

Для задания расчетной модели необходимо определить следующие свойства для каждого прямоугольника: расчетную директорию и параметры интерфейсов. На этапе задания расчетной директории пользователь должен указать следующий набор параметров:

- тип запуска – локальный/удаленный;
- рабочая директория;
- количество ядер.

На втором этапе необходимо сконфигурировать параметры интерфейсов. Здесь важно помнить, что тип решателя определяет доступные интерфейсы и настройки в параметрах задачи. Макет интерфейса для задания свойств модели приведен на рисунке 135.

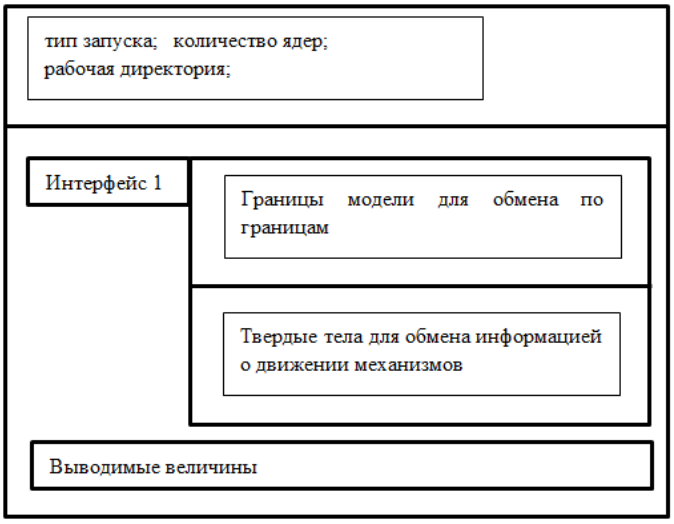

Рисунок 135 – Макет окна конфигурирования свойств модели

Обычно расчетные модули выводят большое количество информации о процессе решения задачи. В данном случае подразумевается, что пользователь выбирает только самое необходимое для визуализации процесса решения связанной задачи. После задания всех указанных выше параметров прямоугольник в схемном редакторе представляет уже не расчетный модуль, а расчетную модель с заданными интерфейсами для связи с другими моделями. Макет интерфейса с расчетными моделями представлен на рисунке 136.

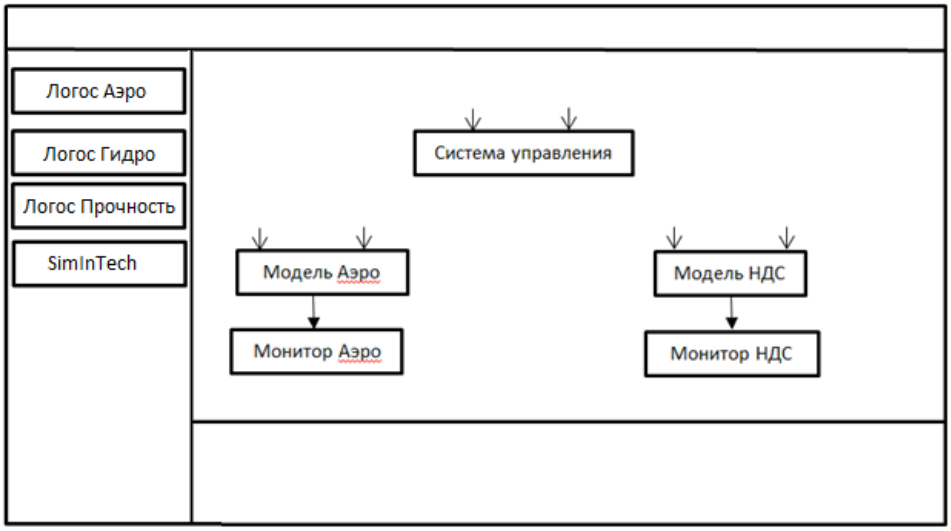

Рисунок 136 – Макет окна интеграционного модуля с расчетными моделями

На рисунке 136 названия блоков области построения расчетной схемы поменялись по сравнению с рисунком 134, это сделано для демонстрации того факта, что в данном случае данные блоки представляют собой пару «расчетный модуль» + «расчетная модель». Количество входов/выходов совпадает с количеством интерфейсов, определенных для каждой расчетной модели. Блоки Монитор Аэро и Монитор НДС позволяют отслеживать изменение состояния моделей в процессе расчета.

На последнем этапе подготовки расчетной модели пользователь определяет схему связей между расчетными моделями. Макет финального окна показан на рисунке 137.

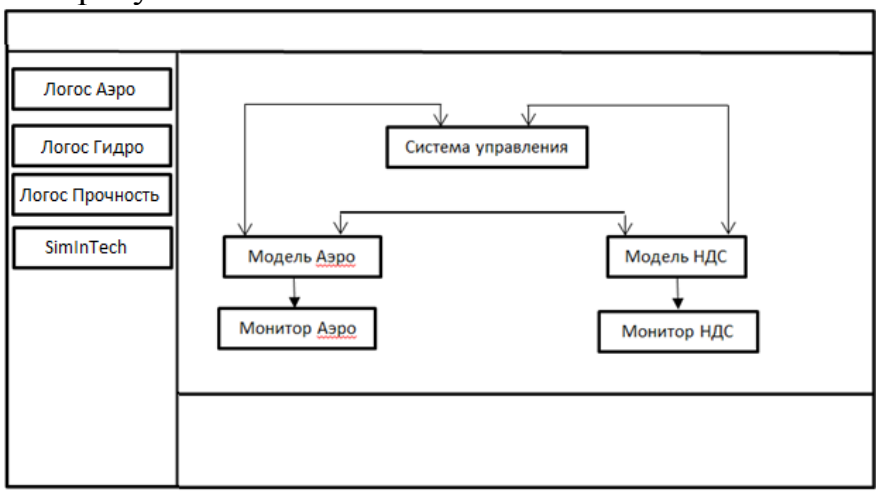

Рисунок 137 – Макет окна интеграционного модуля с расчетными моделями

После выполнения всех перечисленных действий необходимо запустить подготовленную связанную задачу на решение. Система автоматически сгенерирует сценарий с последовательностью запуска задач на указанных пользователем вычислительных ресурсах.

2.2 Выбор и обоснование средств разработки пользовательского интерфейса интеграционного модуля

В последнее десятилетие, благодаря бурному развитию информационных технологий в области Интернет, огромную популярность набирает концепция вычислительной сети физических предметов, оснащенных встроенными технологиями для взаимодействия друг с другом или с внешней средой, рассматривающая организацию таких сетей, как явление, способное перестроить экономические и общественные процессы, исключающее из части действий и операций необходимость участия человека. Наполнение данной концепции многообразным технологическим содержанием и внедрение практических решений для ее реализации начиная с 2010-х годов считается устойчивой тенденцией в информационных технологиях, прежде всего, благодаря повсеместному распространению беспроводных сетей, появлению облачных вычислений, развитию технологий межмашинного взаимодействия, началу активного перехода на новую версию межсетевого протокола IPv6 и освоению программно-конфигурируемых сетей. Поэтому все большую роль в области информационных технологий играют именно веб-приложения.

Переход от статических страниц HTML к динамическому представлению данных и диалогу с пользователем открыл новые возможности в области реализации данного программного обеспечения. Растущее число сайтов в Интернет имитируют классические настольные приложения. Это всевозможные текстовые редакторы, инструменты для обработки фотографий и видео, веб-сервисы для имитационного моделирования, сайты с картами, онлайн игры и т.д. Современный пользователь все чаще отдает предпочтение облачным веб-сервисам и в качестве основного программного инструмента на своем компьютере использует веб-браузер. Поэтому все больше программных продуктов базируются на облачных принципах и технологиях, которые дают больше гибкости и мобильности.

Особого внимания заслуживает визуальная составляющая веб-приложений, где развитие интерфейсных возможностей, в отличие от классических настольных приложений, шагнуло далеко вперед. Веб-разработчик не ограничен стандартными графическими примитивами операционной системы. В его арсенале богатый набор инструментов для реализации уникального дизайна интерфейса создаваемого веб-приложения, что в современных реалиях может являться ключевым фактором при разработке программного решения.

Следуя последним тенденциям, с точки зрения функциональных возможностей, веб-приложения не уступают классическим настольным приложениям, а в некоторых случаях даже превосходят их, так как могут перенести вычислительную нагрузку с рабочей станции пользователя на удаленный вычислительный ресурс и обеспечить работу в режиме «тонкий клиент». Здесь можно выделить следующие функциональные преимущества веб-приложений:

- мобильность (доступ с любого устройства подключенного к сети приложения);
- легкость развертывания (не требуется переустановка программных модулей на рабочих станциях пользователей);
- быстрое обновление (единовременная настройка и централизованное моментальное обновление);
- совместимость с устройствами (платформо-независимость);
- производительность (основная логика веб-приложения выполняется на сервере, что не затрагивает пользовательские ресурсы);
- простота создания инфраструктуры.

2.3 Облик интеграционного модуля в части обмена данными между расчетными модулями

Выполнение сценариев связанных и сопряженных задач осуществляет обработчик сценариев «Логос МИП» – среда выполнения этапов расчета. Обработчик сценария «Логос МИП» осуществляет пошаговое выполнение этапов сценария и обеспечивает следующие функциональные возможности:

- передача управления модулям обработчика сценария в соответствии со сценарием;
- ведение журнала хода выполнения сценария;
- сохранение статусов выполнения отдельных модулей обработчика сценария в единую базу данных с возможностью предоставления доступа к ней.

На рисунке 138 представлена блок-схема работы обработчика сценария.

Рисунок 138 – Блок-схема работы обработчика сценария

Для осуществления запуска задачи и выполнения обмена данными между расчетными модулями должны быть сформированы следующие конфигурационные файлы:

- схема сценария для модуля обработчика сценариев;
- конфигурационный файл транспортного уровня «Логос МИП», данный файл должен быть размещен в каждой директории расчетной задачи.

Ранее подготовленные сценарии типовых операций в виде шаблонов предоставляет «Логос МИП». Для подготовки сценариев выполнения связанных или сопряженных задач необходимо в типовом шаблоне «Логос МИП» заполнить отдельные поля данными, полученными из графического интерфейса интеграционного модуля.

2.4 Реализация блока представления задачи в интеграционном модуле

Блок представления задачи представляет собой веб-сервис, в основе которого лежит модульный подход (SOAP) к разработке программного обеспечения, основанный на использовании распределенных, слабо связанных заменяемых компонентов, оснащенных стандартизированными интерфейсами для взаимодействия по стандартизированным протоколам.

Программные комплексы, разработанные в соответствии с SOA, обычно реализуются как набор веб-служб, которые могут взаимодействовать друг с другом и со сторонними приложениями посредством сообщений, основанных на определенных протоколах (SOAP, JSON-RPC, REST и т. д.). Веб-служба является единицей модульности при использовании SOA приложения.

Интерфейсы компонентов в SOA инкапсулируют детали реализации (операционную систему, платформу, язык программирования) от остальных компонентов, таким образом, обеспечивая комбинирование и многократное использование компонентов для построения сложных распределенных программных комплексов, обеспечивая независимость от используемых платформ и инструментов разработки, способствуя масштабируемости и управляемости создаваемых систем.

Архитектура не привязана к какой-то определенной технологии. Она может быть реализована с использованием широкого спектра технологий. Например, главным преимуществом SOA является возможность использования независимых сервисов с четко определенными интерфейсами, которые для выполнения своих задач могут быть вызваны неким стандартным способом, при REST, RPC, CORBA или веб-сервисы. SOA может быть реализована с использованием одного из этих протоколов при условии, что сервисы заранее ничего не знают о приложении, которое их вызовет, а приложение не знает, каким образом сервисы выполняют свою задачу.

SOA также может рассматриваться как стиль архитектуры информационных систем, который позволяет создавать приложения, построенные путем комбинации слабосвязанных и взаимодействующих сервисов. Эти сервисы взаимодействуют на основе какого-либо строго

определенного платформенно-независимого и языково-независимого интерфейса (например, WSDL). Определение интерфейса скрывает языково-зависимую реализацию сервиса.

Таким образом, системы, основанные на SOA, могут быть независимы от технологий разработки и платформ (таких как Java, .NET и т. д.). К примеру, сервисы, написанные на языке программирования C#, работающие на платформах .Net и сервисы на Java, работающие на платформах Java EE, могут быть с одинаковым успехом вызваны общим составным приложением. Приложения, работающие на одних платформах, могут вызывать сервисы, работающие на других платформах, что облегчает повторное использование компонентов.

SOA может поддерживать интеграцию и консолидацию операций в составе сложных систем, однако SOA не определяет и не предоставляет методологий или готовых фреймворк для документирования сервисов.

На рисунке 139 приведена реализованная архитектура блока представления задачи, которая включает в себя следующие функциональные блоки:

- графический интерфейс пользователя (front-end);
- серверное приложение (back-end)
- база данных;
- файловое хранилище.

Рисунок 139 – Архитектура блока представления задачи

Графический интерфейс пользователя представляет собой одностраничное веб-приложение, которое разрабатывается на языке программирования TypeScript с использованием графических примитивов из библиотеки Angular. Загрузка данного приложения в веб-браузер производится единожды при первом запросе на сервер, любой последующий рендеринг осуществляется на стороне пользователя. Структурно, веб-приложение состоит из программного каркаса и динамически подключаемых интерфейсных модулей, интеграция которых автоматизирует рабочее место конечного пользователя блока представления задачи (далее – веб-сервис).

Серверное приложение разрабатывается на языке программирования PHP на кодовой базе фреймворка Symfony и реализует REST-API дистанционного взаимодействия с веб-сервисом. REST является архитектурным стилем взаимодействия компонентов распределенного приложения в сети. По факту получения REST-запроса, ядро серверного приложения инициализирует соответствующую подсистему. Каждая подсистема представляет собой совокупность сервисных возможностей. Бизнес-логика каждого отдельного сервиса в системе реализована посредством модуля сопряжения, который взаимодействуя с определенным целевым исполнителем посредством API функций, реализует требуемые функциональные возможности. Ядро является центральной частью серверного приложения, предоставляя координированный доступ к функциональным возможностям веб-сервиса, обеспечивает решение следующих задач:

- хранение и инициализация параметров функционирования серверного приложения;
- идентификация, аутентификация и авторизация пользователей в системе;
- управление доступом пользователей;
- обработка запросов;
- инициализация подсистем и подключение модулей сопряжения, необходимых для выполнения запроса;
- протоколирование запросов, ошибок, диагностических сообщений и нештатных ситуаций.

База данных функционирует под управлением СУБД PostgreSQL и обеспечивает хранение сценариев связанных расчетов и учетных данных пользователя.

Файловое хранилище представляет собой POSIX-совместимую файловую систему. Оно предназначено для размещения входных и выходных данных связанных расчетов.

Графический интерфейс схемного построителя предназначен для формирования сценария связных расчетов.

При попытке доступа к графическому интерфейсу схемного построителя пользователь попадает на страницу идентификации и аутентификации пользователей, приведенную на рисунке 140.

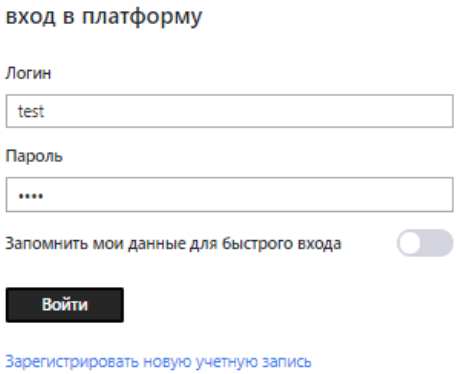

Рисунок 140 – Страница идентификации и аутентификации пользователей

В центральной части страницы расположена форма для входа пользователей. Для выполнения входа на платформу необходимо ввести логин и пароль в соответствующие поля для ввода и нажать кнопку Войти, расположенную в форме.

После прохождения процедуры идентификации и аутентификации пользователь получает доступ к платформе. На рисунке 141 приведен вид страницы, на которой пользователь оказывается после входа. Визуально страница делится на две части: слева область навигации, справа рабочая область.

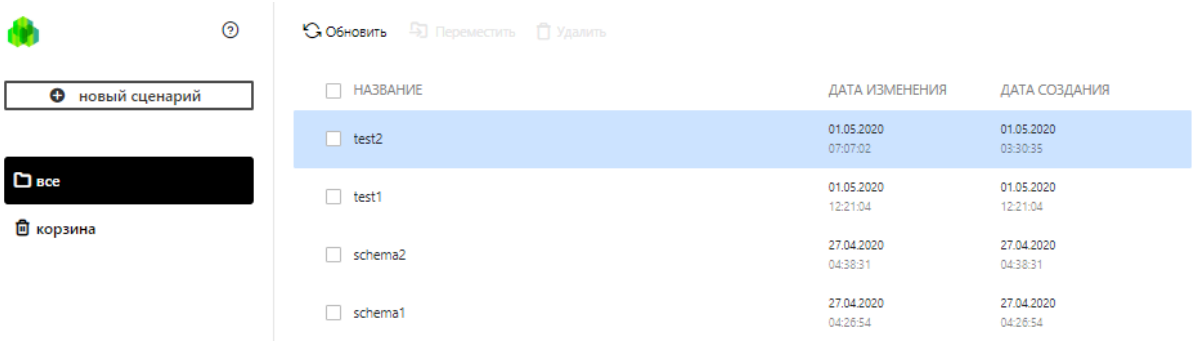

Рисунок 141 – Структура страницы

Для просмотра списка всех расчетных схем необходимо выбрать пункт Все в области навигации, расположение которого указано на рисунке 26 красной стрелкой. Для просмотра удаленных расчетных сценариев необходимо нажать на пункт Корзина, указанный голубой стрелкой на рисунке 142.

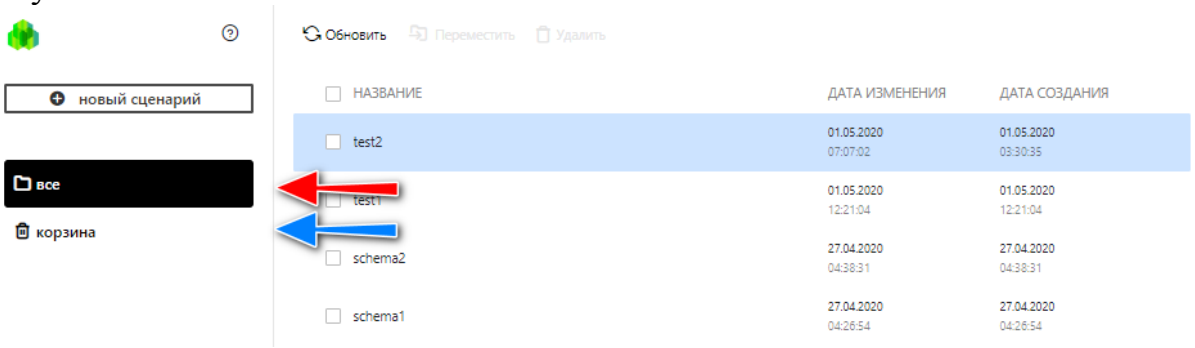

Рисунок 142 – Расположение элементов в области навигации

Для перехода в режим создания расчетной схемы необходимо нажать на кнопку *Новый сценарий*, указанную красной стрелкой на рисунке 143.

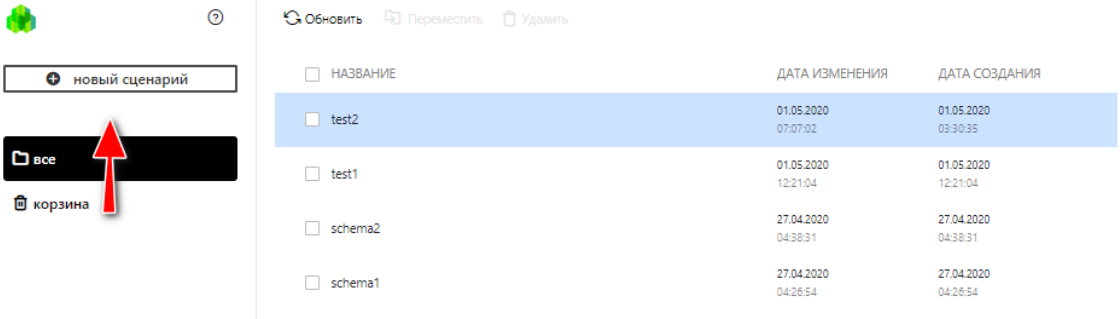

Рисунок 143 – Создание новой расчетной схемы

После нажатия открывается страница создания расчетной схемы, представленная на рисунке 144. Страница разделена на три части: слева область навигации, в центре рабочая область, справа область параметров сценария.

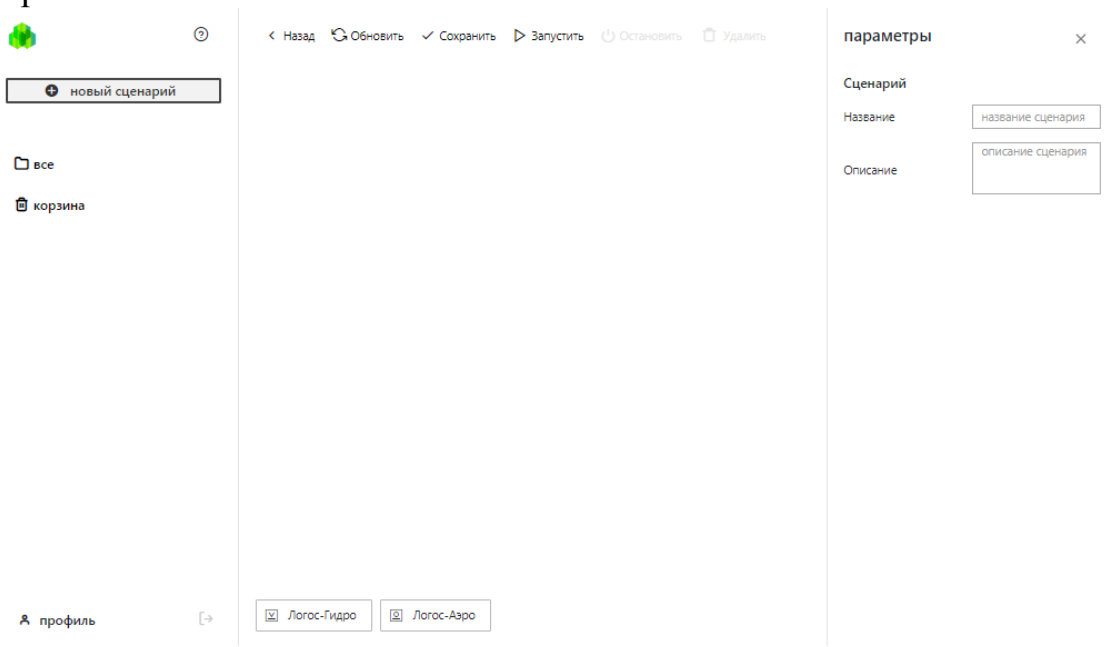

Рисунок 144 – Страница создания расчетной схемы

В верхней части рабочей области расположены элементы управления. Они включают в себя кнопки для возврата к списку сценариев, обновления и сохранения сценария, запуска и остановки расчетов, удаления блоков задач.

В нижней части рабочей области расположен список доступных расчетных модулей для решения задач.

В области параметров сценария отображаются поля для настройки сценария. После создания задачи доступны поля для ввода названия сценария и краткого описания сценария.

Для сохранения изменений сценария необходимо нажать на кнопку Сохранить, расположенную в верхней части рабочей области страницы. Расположение кнопки сохранения указано стрелкой на рисунке 145.

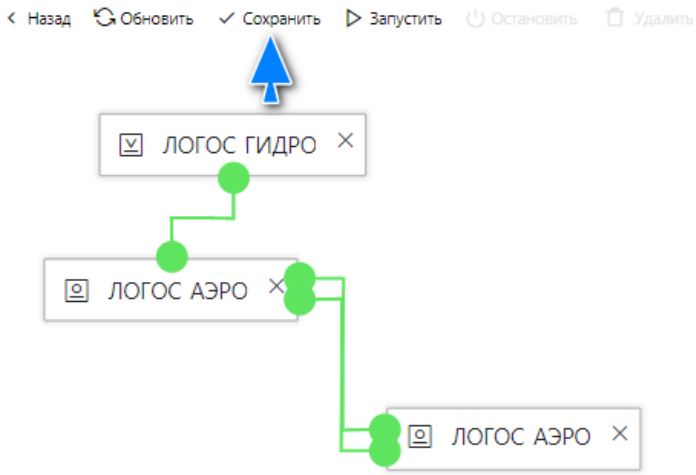

Рисунок 145 – Расположение кнопки сохранения

Для перехода в режим просмотра и редактирования расчетной схемы необходимо открыть список расчетных схем и нажать на название расчетной схемы. После чего открывается страница, аналогичная странице создания расчетной схемы, но с уже существующей связной задачей. Вид страницы приведен на рисунке 146.

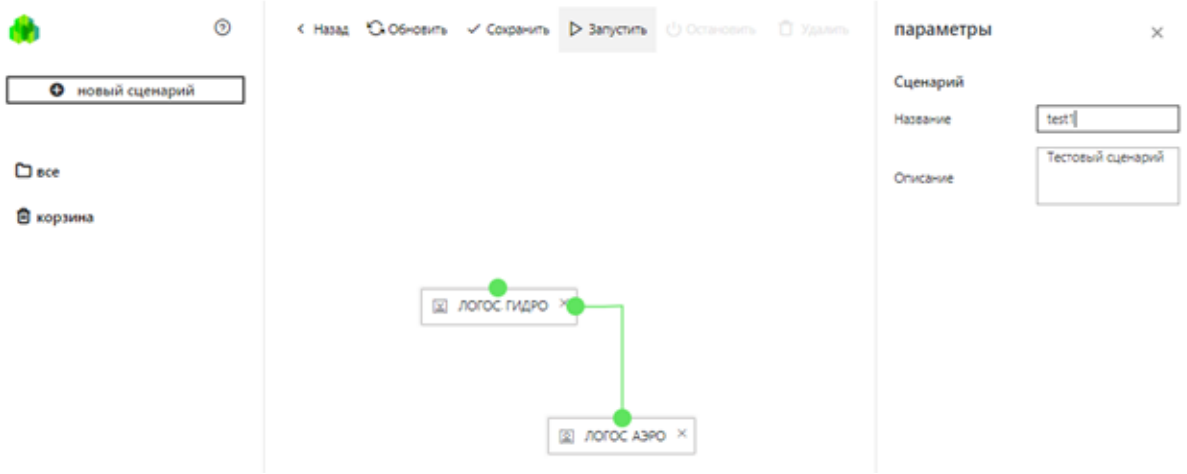

Рисунок 146 – Вид страницы просмотра и редактирования сценария

Для запуска расчета необходимо нажать на кнопку *Запустить*, указанную стрелкой на рисунке 147.

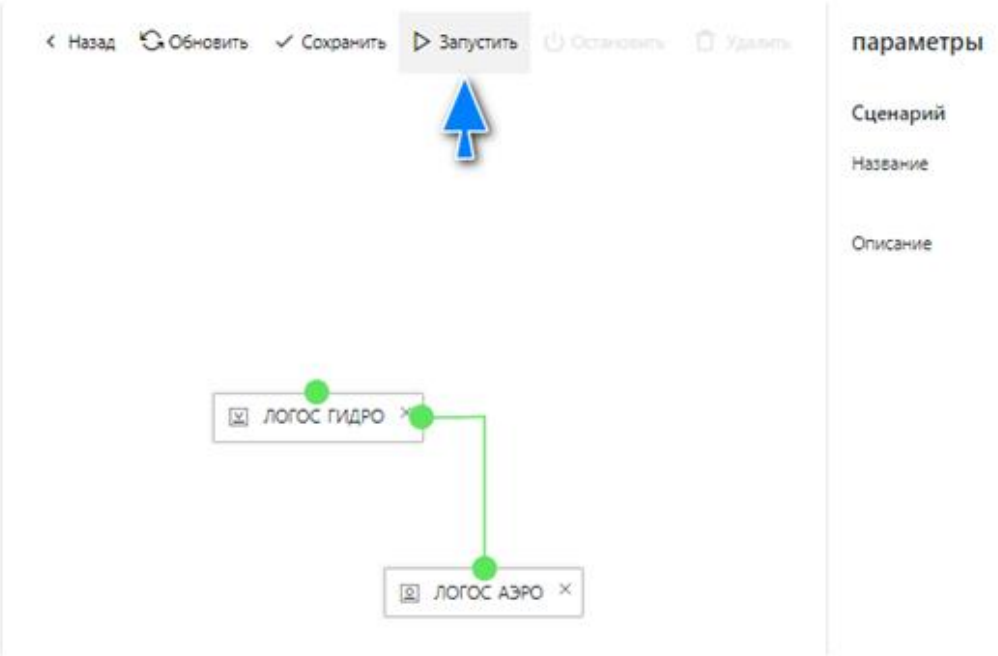

Рисунок 147 – Расположение кнопки запуска расчета

Для остановки запущенного расчета необходимо нажать на кнопку *Остановить*, указанную стрелкой на рисунке 148. Если расчет сценария не запущен, то кнопка не активна.

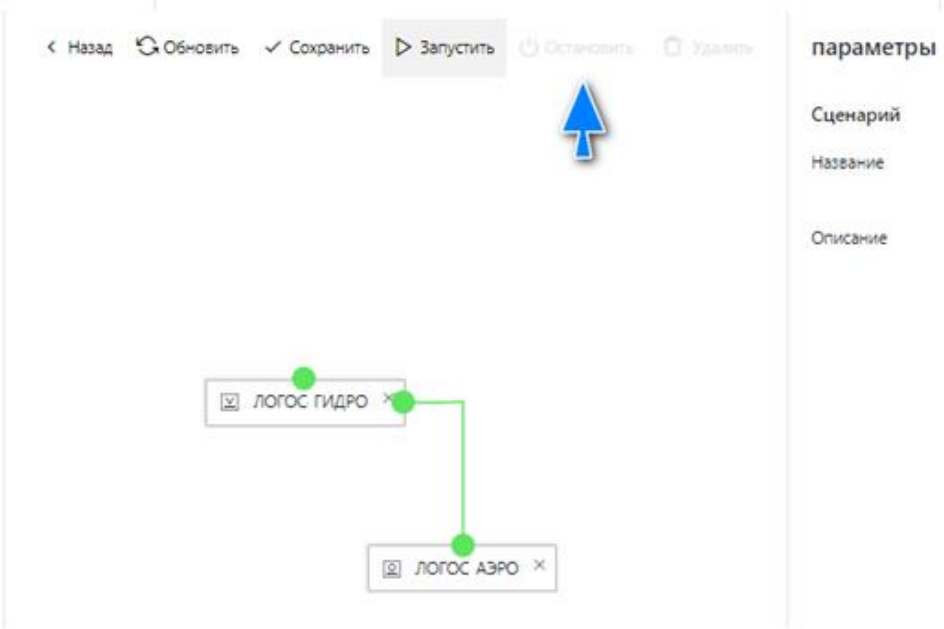

Рисунок 148 – Расположение кнопки остановки расчета

Связная задача включает в себя несколько задач, связанных при помощи интерфейсов. Для создания связной задачи необходимо создать задачи для расчета с использованием расчетных модулей, затем создать интерфейсы задач и установить связи между ними.

Для создания задачи необходимо выбрать один из доступных расчетных модулей и перенести его в рабочую область при помощи мыши. Процесс переноса блока расчетного модуля показан на рисунке 149.

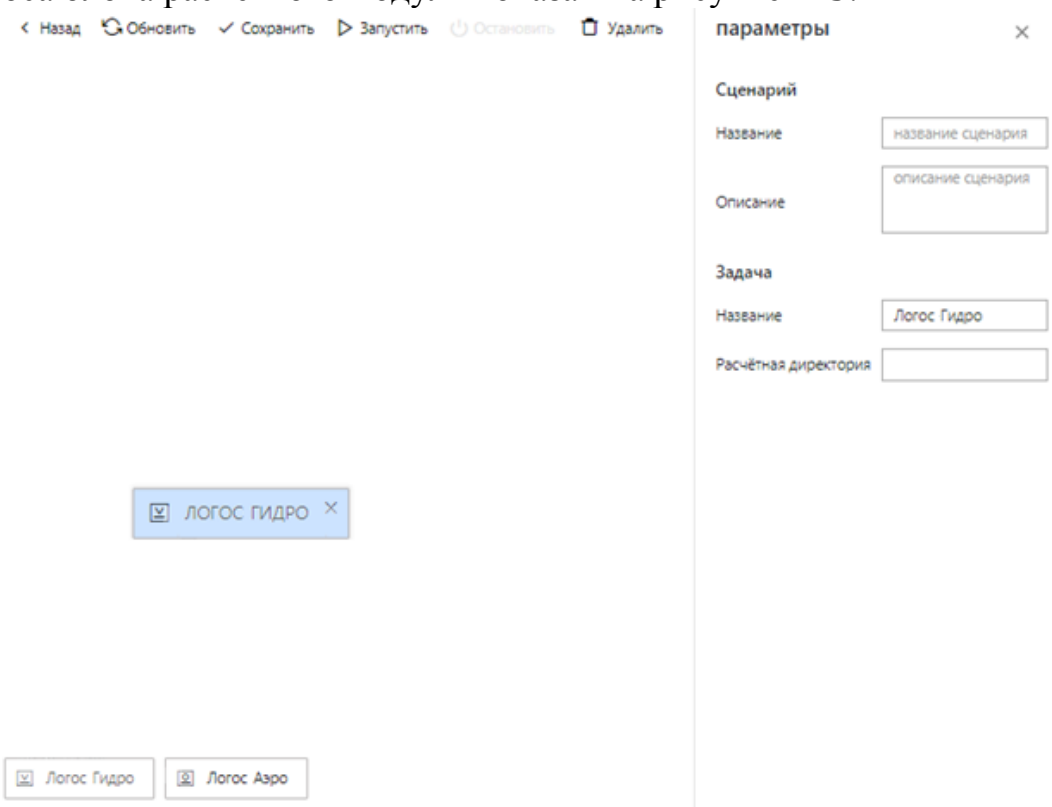

Рисунок 149 – Перенос блока расчетного модуля в рабочую область

Параметры задачи хранятся в файле с расширением yaml в расчетной директории задачи. Для подключения расчетной директории задачи необходимо выделить блок задачи и воспользоваться появившемся полем Расчетная директория в области параметров сценария. Вид области параметров сценария после выделения блока задачи приведен на рисунке 150.

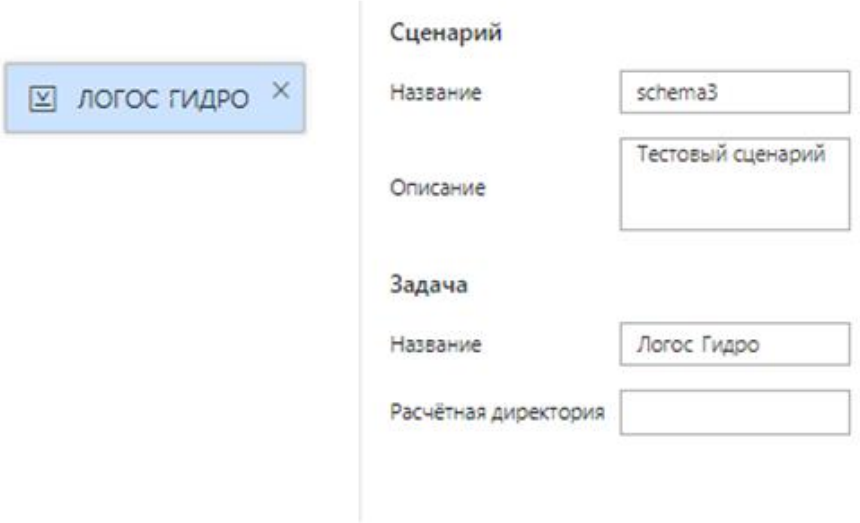

Рисунок 150 – Добавление расчетной директории

Интерфейсы необходимы для взаимодействия задач в рамках связной задачи. Для добавления интерфейса необходимо выделить блок задачи и в области параметров сценария нажать на кнопку Добавить интерфейс, указанную стрелкой на рисунке 151.

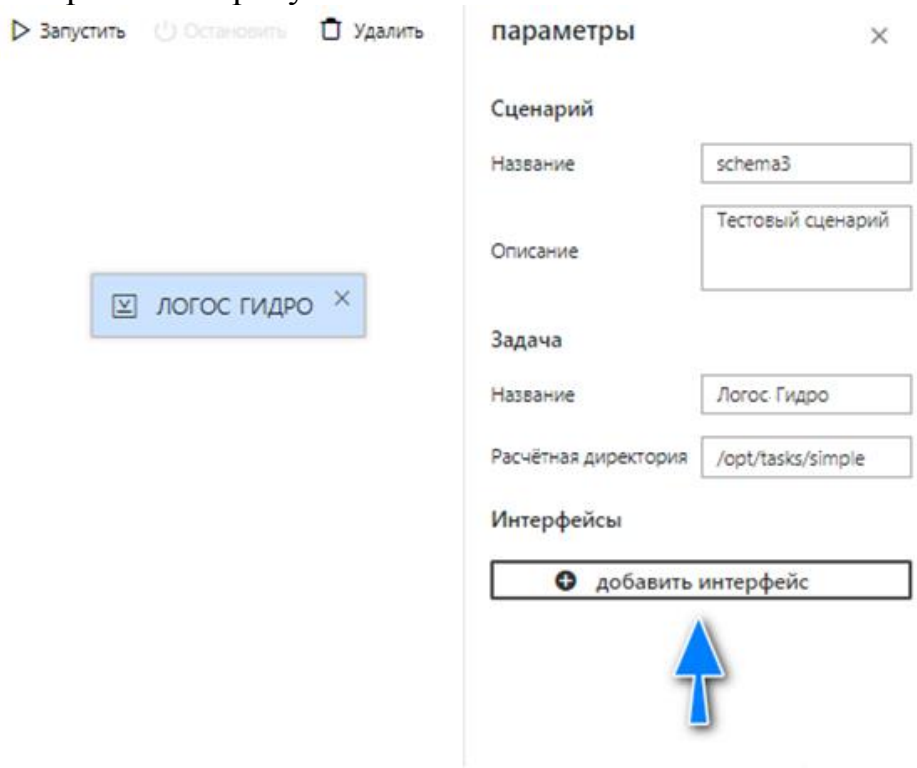

Рисунок 151 – Добавление интерфейса задачи

После нажатия на кнопку появляется диалоговое окно добавления интерфейса. Вид окна приведен на рисунке 152.

Рисунок 152 - Диалоговое окно добавления интерфейса

Диалоговое окно содержит выпадающие списки для выбора типа и названия интерфейса. Для добавления интерфейса необходимо нажать на кнопку Выбрать, для отмены операции – на кнопку Отмена.

Добавленные интерфейсы отображаются в списке интерфейсов задачи. На рисунке 153 показан вид списка интерфейсов.

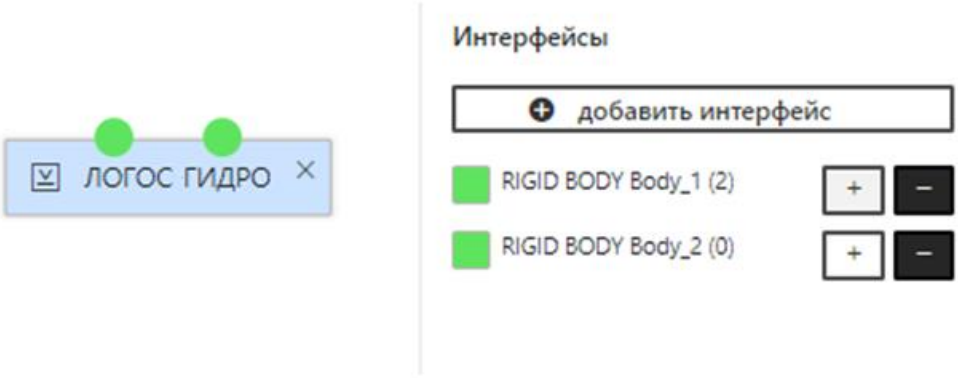

Рисунок 153 - Список интерфейсов задачи

Для дальнейшего использования интерфейсов необходимо добавить их в задачу. Каждый активный интерфейс задачи отображается в виде зеленой точки в блоке задачи в рабочей области. После добавления нескольких задач и добавления активных интерфейсов необходимо установить связи интерфейсов. На рисунке 154 приведен вид рабочей области с тремя задачами и активными интерфейсами. Для установки связи необходимо при помощи мыши соединить интерфейсы двух задач. Процесс показан на рисунке 155.

Рисунок 154 – Задачи с активными интерфейсами

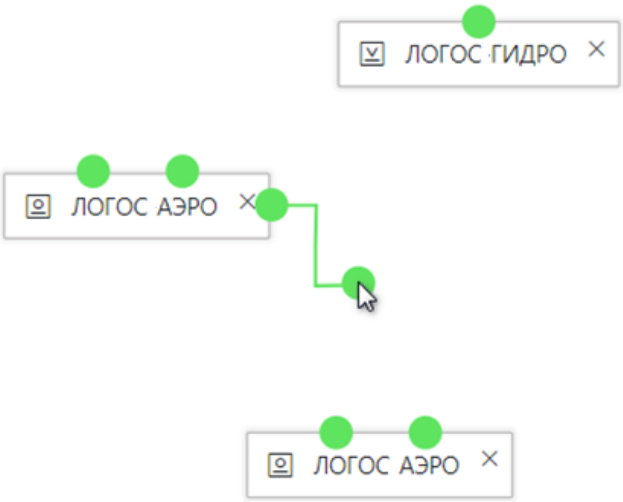

Рисунок 155 – Процесс связи интерфейсов задач

После установки связей между интерфейсами задача является связной. Вид связной задачи приведен на рисунке 156.

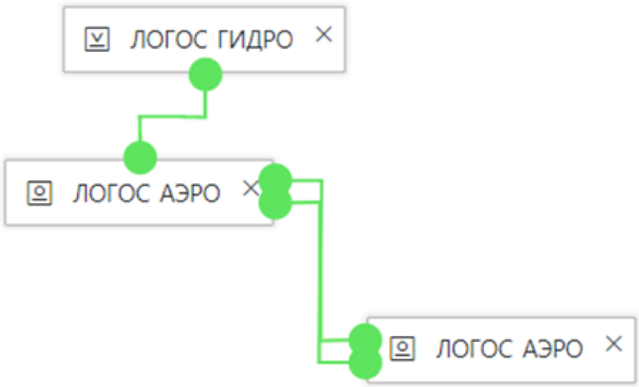

Рисунок 156 – Связная задача

2.5 Серверное приложение интеграционного модуля

Данная программная часть предназначена для выполнения следующих функциональных возможностей:

- хранение и инициализация параметров функционирования серверного приложения;
- идентификация, аутентификация и авторизация пользователей в системе;
- управление доступом пользователей;
- обработка запросов;
- инициализация подсистем и подключение модулей сопряжения, необходимых для выполнения запроса;
- протоколирование запросов, ошибок, диагностических сообщений и нештатных ситуаций.

Подсистема Сценарий является основной для манипулирования всеми сущностями схемного построителя и реализует следующие функциональные возможности:

- получение списка модулей;
- получение списка сценариев;
- получение сценария по его uuid (от англ. universally unique identifier);
- удаление сценария;
- хождение по файловой структуре для поиска директории задачи;
- получение конфигурации задачи;
- создание сценария;
- обновление сценария.

Подсистема оперирует следующими сущностями – сценарии, задачи, модули, интерфейсы, соединения.

Подготовленный сценарий сохраняется в узле phpcr-дерева с названием, заданным в графическом интерфейсе. Данный узел является дочерним для узла /schemas. В сценарии имеются следующие параметры: название, описание, задачи, соединения между задачами, uuid, дата последнего изменения и дата создания.

Во время запуска сценария выполняется модификация конфигурационных файлов задачи.

Технология запуска сценарного связанного расчета подразумевает реализацию механизмов дистанционного управления параметрами входных и выходных данных задач с последующей организацией определенной последовательности запуска описанных в сценарии задач на вычислительной среде в режиме коллективного доступа к ресурсам.

Для запуска задач в интеграционном модуле был разработан специализированный модуль сопряжения с системой управления вычислительными ресурсами SLURM. Данный модуль производит передачу параметров сценарного связанного расчета в среду SLURM с последующим запускам и мониторингом хода выполнения сценария в вычислительной среде под управлением SLURM. Взаимодействие модуля сопряжения производится

посредством реализованного плагина slurm_php, который реализует низкоуровневое API-взаимодействия с системой SLURM.

Для обеспечения взаимодействия расчетных пакетов программ (методик) используется механизм мультидисциплинарного взаимодействия счетных модулей через сокетные соединения ЛОГОС-МИП. Пример взаимодействия через сокетные соединения двух математических методик во время расчета совместной мультидисциплинарной задачи представлен на рисунке 157.

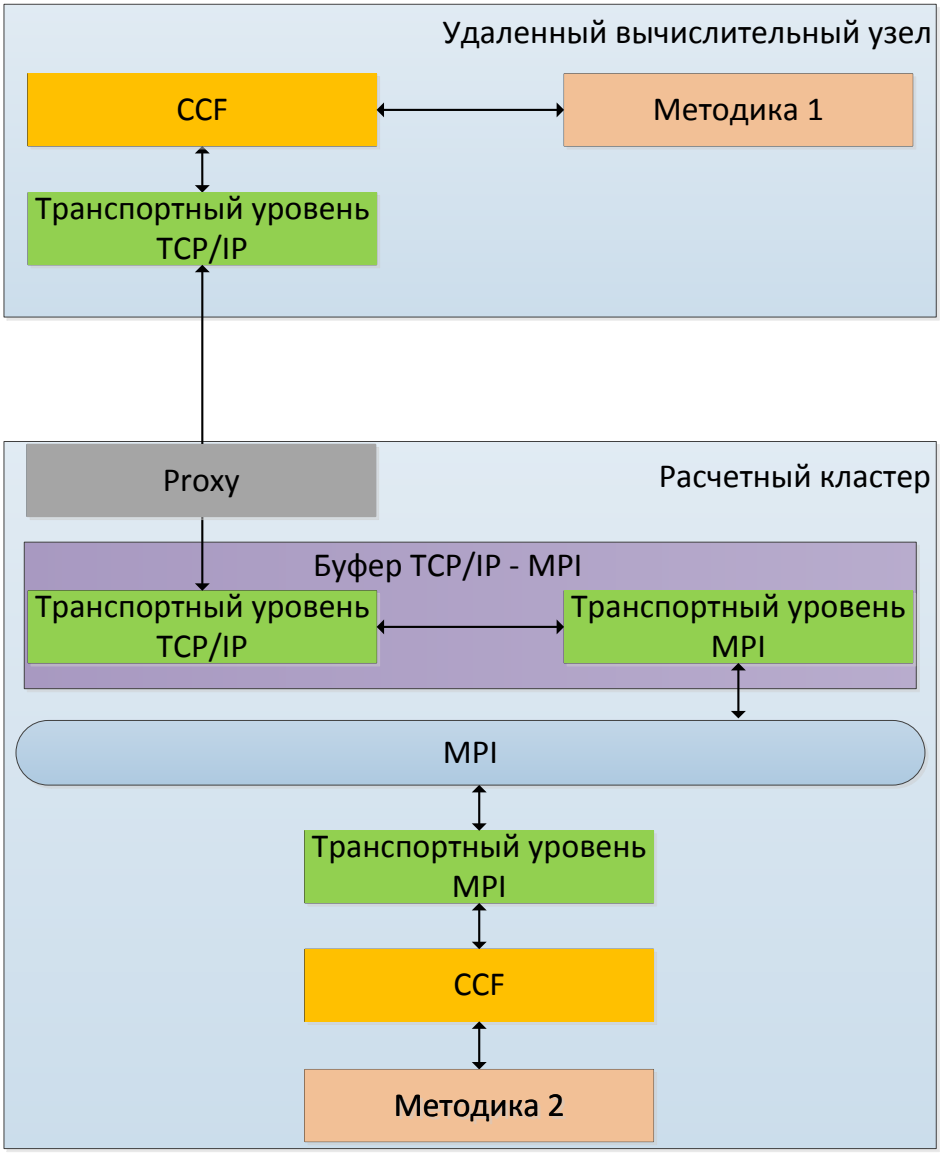

Рисунок 157 – Схема взаимодействия расчетных методик

Алгоритм такого подключения можно описать как последовательность следующих шагов:

- методика 2 выполняется на расчетном кластере;
- методика 1 выполняется на удаленной вычислительной машине, которая имеет возможность взаимодействия с расчетным кластером через сетевое соединение;

- через модуль совместного расчета CCF данные от методики поступают в транспортный уровень TCP/IP, откуда отсылаются на расчетный кластер;
- на расчетном кластере выполняется приложение, которое выступает в роли буфера, задача которого принять данные по протоколу TCP/IP и обеспечить выполнение требований о логической целостности и последовательности данных;
- данные перекладываются буфером в MPI.

Взаимодействие математической методики и CCF обеспечивается с помощью модуля сопряжения CCF_Bridge, и специального модуля взаимодействия, который называется Binder. Для каждой методики разрабатывается свой модуль взаимодействия. Схема взаимодействия модулей приведена на рисунке 158.

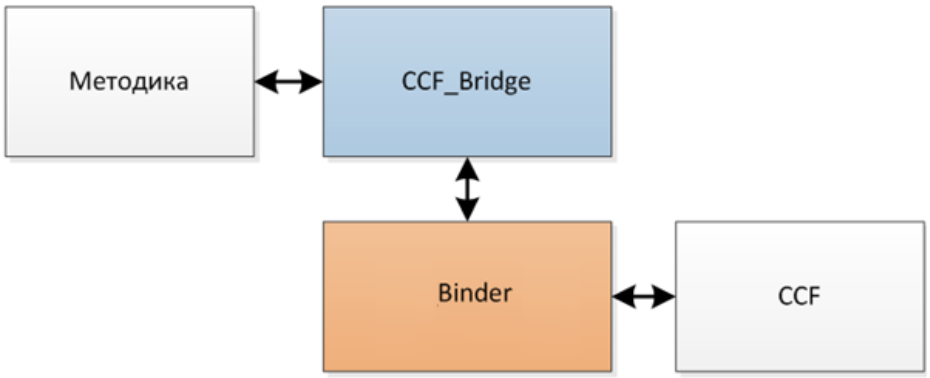

Рисунок 158 – Схема взаимодействия математической методики и CCF

В математической методике реализованы сервисные функции для доступа к данным и определены точки передачи управления CCF (инициализация, начало модельного шага, окончание расчета и т.д.). В момент инициализации CCF_Bridge происходит регистрация сервисных функций в коннекторах, реализованных в модуле взаимодействия.

Данная технология используется для обеспечения проведения связанного расчета всех участвующих в сценариях расчетных модулей (методик).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. В результате проведенной работы разработан интеграционный модуль, объединяющий расчетные модели отдельных элементов систем маневренного самолета в единую систему функционирования маневренного самолета в соответствии со сценарием, соответствующим фрагменту полетного задания. В процессе разработки интеграционного модуля:

- сформирован облик интеграционного модуля;
- реализован блок представления задачи в интеграционном модуле;
- разработан пользовательский интерфейс интеграционного модуля;
- разработана система запуска задач в интеграционном модуле.

Разработанный интеграционный модуль:

- обеспечивает конфигурирование расчетных моделей элементов систем маневренного самолета для объединения в сценарий;
- обеспечивает объединение расчетных моделей отдельных элементов систем маневренного самолета в сценарий, соответствующий фрагменту полетного задания;
- предоставляет возможность включения в сценарий воздействия от внешнего блока управления;
- обеспечивает возможность сохранения и загрузки подготовленного сценария, соответствующего фрагменту полетного задания.

2. Разработанная виртуальная модель функционирования маневренного самолета позволяет моделировать следующие сценарии, соответствующие фрагментам эксплуатационных ситуаций:

- сценарий S01 «Страгивание» (происходит после прекращения удерживания тормозными устройствами ООШ и при наличии необходимой тяги двигателей для начала энергичного разбега);
- сценарий S02 «Набор высоты с уборкой стоек шасси» (происходит при достижении ЛА скорости 40 м/с и при наличии необходимой тяги двигателей для начала взлета);
- сценарий S03 «Горизонтальный полет с грузом + сброс» (отделение груза происходит под действием катапультного устройства, при достижении безопасного расстояния включается разгонный двигатель груза, и груз продолжает двигаться по определенной траектории);
- сценарий S04 «Горизонтальный полет + порыв ветра» (моделирует горизонтальный полет ЛА с учетом внешнего возмущения среды);
- сценарий S05 «Выход из петли» (моделирует процесс выхода ЛА из фигуры «Петля»);
- сценарий S06 «Бочка (360°)» (происходит при отклонении ЦПГО в противоположные стороны и при образовании крена);
- сценарий S07 «Кобра» (происходит при отклонении ЦПГО и ПГО по закону управления для выхода на закритические углы атаки);
- сценарий S08 «Разгон до максимального числа Маха» (моделирует процесс разгона на больших М, углах тангажа и высотах);

- сценарий S09 «Снижение + пожар в мотоотсеке» (моделирует воспламенение и тушение пожара в мотоотсеке);
- сценарий S10 «Снижение и выпуск стоек шасси» (выполняется при умеренных углах атаки, осуществляется выпуск створок и стоек шасси);
- сценарий S11 «Касание ВПП» (моделирует интенсивный подход ЛА к земле).

В качестве модуля управления, генерирующего управляющие сигналы и контролирующего процесс выполнения сценариев S01, S02, S03, S04, S06, S07, S10, S11, используется ПК SimInTech, который обладает всем необходимым функционалом. Для выполнения сценариев S05, S08, S09 управляющие воздействия задаются внутри ПП «Логос», согласно заранее подготовленным в ПК SimInTech данным. При выполнении сценария S11 применяется многокомпонентная динамическая модель ПК Euler для описания поведения стоек шасси при взаимодействии с ВПП.

Для каждого сценария ВМФ маневренного самолета определены используемые расчетные модели и их связи. Сценарии осуществляют детальные расчеты функционирования боевого маневренного самолета. Таким образом ВМФ позволяет решать следующие классы задач: аэродинамики и газодинамики с подвижными органами управления; течения в топливной системе и гидравлических системах маневренного самолета; течения полидисперсных сред; моделирование многокомпонентных течений; расчет кинематики узлов маневренного самолета; расчет характеристик упруго-массовой модели самолета с кинематическими связями органов управления и элементов конструкций.

3. По результатам выполнения работы в целом ВМФ боевого маневренного самолета разработана в соответствии с ТЗ и принята Техническим заказчиком – ПАО «ОАК».

4. Работа выполнена на основе только отечественного программного обеспечения из единого реестра российских программ для ЭВМ и баз данных.

5. Разработан стандарт организации (см. Приложение №1).

6. На интеграционный модуль ВМФ получено свидетельство о регистрации программы для ЭВМ (см. Приложение №2).

7. Интеграционный модуль внедрен в эксплуатацию в АО «Компания «Сухой» (см. Приложение 3).

8. Результаты работы применяются в практической деятельности АО «Компания «Сухой» для проектирования и испытаний новых и модернизируемых образцов авиационной техники военного назначения. Проектирование перспективного ЛА “Check-Mate” было выполнено с использованием ВМФ.

9. В течении 2021г. результаты работы по разработке ВМФ были опубликованы в книге под редакцией И.Ю. Борисова [28], а так же представлены в докладах конференций, в том числе международных.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Техническое задание на выполнение работы «Создание единой виртуальной модели функционирования боевого маневренного самолета». Утверждено директором ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», вице-президентом по инновациям, генеральным конструктором ПАО «ОАК» 29.08.2018. Инв. № 8/27949. 14 с.
2. Дополнение №1 к техническому заданию на выполнение работы «Создание единой виртуальной модели функционирования боевого маневренного самолета». Утверждено директором ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», генеральным конструктором, заместителем генерального директора ПАО «ОАК» 29.12.2020. Инв. № 8/29347. 4 с.
3. Разработка аэродинамических моделей и упруго-массовой модели самолета с кинематическими связями органов управления и элементов конструкции. Научно-технический отчет. АО «Компания «Сухой». Корнев А.В. Инв. № 8/28722. 2019. 92 с.
4. Формирование концепции единой виртуальной модели функционирования боевого маневренного самолета. Отчет-аннотация. Инв. № 8/28275. 2019. 23с.
5. Разработка структур данных для обеспечения обмена данными между расчетными моделями в соответствии с выработанными сценариями работы. Отчет-аннотация. Инв. № 8/28413. 2019. 33с.
6. Разработка программных интерфейсов для обеспечения обмена данными между расчетными моделями в соответствии с выработанными сценариями работы. Отчет-аннотация. Инв. № 8/28596. 2019. 56с.
7. Разработка методик расчета для аэродинамических моделей. Этап 2019 года. Научно-технический отчет. ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ». Козелков А.С. Инв. № 8/28728. 2019. 150 с.
8. Формирование облика интеграционного модуля, объединяющего расчетные модели отдельных элементов систем маневренного самолета в единую систему функционирования маневренного самолета в соответствии со сценарием, соответствующим фрагменту полетного задания. Отчет-аннотация. Инв. № 8/28979. 2020. 20с.
9. Разработка методики расчета характеристик модели баков противопожарных систем. Отчет-аннотация. Инв. № 8/28980. 2020. 11с.
10. Реализация блока представления задачи в интеграционном модуле. Отчет-аннотация. Инв. № 8/29019. 2020. 45с.
11. Разработка методики расчета характеристик модели фрагментов высоконагруженных трубопроводов. Отчет-аннотация. Инв. № 8/29020. 2020. 16с.
12. Разработка пользовательского интерфейса интеграционного модуля. Отчет-аннотация. Инв. № 8/29118. 2020. 21с.
13. Разработка методики расчета характеристик модели гидробаков и гидроцилиндров. Отчет-аннотация. Инв. № 8/29119. 2020. 28с.

14. Разработка аэродинамических моделей: модель гидробаков и гидроцилиндров; модель гидронасосов; модель фрагментов высоконагруженных трубопроводов; модель баков противопожарных систем; модель кабины пилота с системой кондиционирования. Разработка упруго-массовой модели самолета с кинематическими связями органов управления и элементов конструкций. АО «Компания «Сухой». Корнев А.В. Инв. № 8/29190. 2020. 120 с.

15. Разработка интеграционного модуля, объединяющего расчетные модели отдельных элементов систем маневренного самолета. Разработка методик расчета для аэродинамических моделей. Этап 2. ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ». Козелков А.С. Инв. № 8/29234. 2020. 162 с.

16. Разработка методики генерации упруго-массовой модели. Отчет-аннотация. Инв. № 8/29366. 2021. 24с.

17. Решение задачи моделирования сценария S01. Отчет-аннотация. Инв. № 8/29367. 2021. 20с.

18. Разработка методики генерации кинематических связей для органов управления и элементов конструкций. Отчет-аннотация. Инв. № 8/29422. 2021. 29с.

19. Решение задачи моделирования сценариев S02, S03, S04, S05. Отчет-аннотация. Инв. № 8/29423. 2021. 76с.

20. Разработка тактики проведения расчета характеристик упруго-массовой модели самолета. Отчет-аннотация. Инв. № 8/29531. 2021. 12с.

21. Решение задачи моделирования сценариев S06, S07, S08. Отчет-аннотация. Инв. № 8/29532. 2021. 43с.

22. Разработка методики расчета характеристик упруго-массовой модели самолета с кинематическими связями органов управления и элементов конструкций. ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ». Козелков А.С. Инв. № 8/29558. 2021. 54 с.

23. Моделирование объединенной единой системы функционирования маневренного самолета в ПП ЛОГОС для расчета и учета внешних воздействий и аэродинамических характеристик на примере самолета СУ-30МКИ при различных условиях на базе сценариев взаимодействия моделей отдельных элементов систем. ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ». Козелков А.С. инв. № 8/29615. 2021. 285 с.

24. Программный комплекс «Логос» [Электронный ресурс]: официальный сайт Логос / ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ». – М., [2021] – Режим доступа: http://www.logos.vniief.ru (дата обращения 2021-05-01).

25. Карташов Б. А., Щекатуров А. М., Козлов О. С., Шабаев Е. А. Среда динамического моделирования технических систем SimInTech. – М.: ДМК Пресс, 2017. – С. 424.

26. Программный комплекс «Среда динамического моделирования технических систем SimInTech» [Электронный ресурс]: официальный сайт SimInTech / ООО «ЗВ Сервис». – М., [2018-2019] – Режим доступа: http://www.simintech.ru (дата обращения 2021-05-01).

27. Программный комплекс «Euler» [Электронный ресурс]: официальный сайт Euler/ ООО «АвтоМеханика». – М., [2021] – Режим доступа: http://www.euler.ru (дата обращения 2021-05-01).

28. «ПРИМЕНЕНИЕ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОБРАЗЦОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ», Стрелец М.Ю., Степанов В.Д., Корнев А.В., Козелков А.С. "Оборонная наука - экономике России" под общей редакцией Заместителя Председателя Правительства Российской Федерации, председателя коллегии Военно-промышленной комиссии Российской Федерации Ю.И.Борисова. 2021г. с.174-187. г.Москва.

29. «ПРИМЕНЕНИЕ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОБРАЗЦОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ», Корнев А.В., Козелков А.С., «Современные информационные технологии и ИТ-образование» 2021г., Т.17. №2. с.250 – 264. г.Москва.

30. "ПРОМЫШЛЕННАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ НА БАЗЕ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ПАКЕТА ПРОГРАММ ЛОГОС В ЗАДАЧАХ МАНЕВРЕННОЙ АВИАЦИИ", Корнев А.В., Козелков А.С. Конференция XXII Харитоновские тематические научные чтения «Суперкомпьютерное моделирование и искусственный интеллект» 24 – 27 мая 2021г. г.Саров.

31. "ВИРТУАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАЯ – ЦИФРОВЫЕ ДВОЙНИКИ»", Корнев А.В. «Международный авиационно-космический салон» (МАКС-2021) 20 – 25 июля 2021г. г.Жуковский.

32. "ОПЫТ ПРАКТИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ЗАДАЧАХ АО «КОМПАНИЯ «СУХОЙ»", Корнев А.В. и Козелков А.С. X Форум "ИТ на службе оборонно-промышленного комплекса" (ИТОПК-2021) 15 – 17 сентября 2021г. г.Москва.

33. "ОПЫТ ПРАКТИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ЗАДАЧАХ АО «КОМПАНИЯ «СУХОЙ»", Корнев А.В.. Конференция «Логос: практика экспертов в инженерном ПО - 2021», 12 октября 2021г. г.Москва.

34. "ПРИМЕНЕНИЕ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОБРАЗЦОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ", Корнев А.В. и Козелков А.С. Международный конгресс «Современные информационные технологии и ИТ-образование», 25 ноября 2021г. г.Москва.

35. Пункт №2 перечня поручений Президента Российской Федерации В.В. Путина от 7 августа 2016 г. № Пр-1552.

36. Пункт №5 протокола совещания у Председателя Правительства Российской Федерации Д.А. Медведева «О российских информационных и суперкомпьютерных технологиях» от 19.02.2016 № ДМ-П7-18пр.

37. Поручение Правительства Российской Федерации от 09 июня 2017г. №РД-П7-3706 «О разработке высокотехнологичных и перспективных изделий ВВСТ только с применением современных технологий

компьютерного проектирования, электронного математического моделирования».

38. Указ Президента РФ от 07.05.2018г. №204 «О национальных целях и стратегических задачах развития РФ на период до 2024 года».

39. Постановление Правительства РФ от 20.06.2018г. №707 «Об утверждения Правил предоставления субсидий из федерального бюджета организациям оборонно-промышленного комплекса на возмещение затрат, связанных с высокопроизводительными вычислениями, включая суперкомпьютерные технологии в интересах создания вооружений, военной и специальной техники».

40. А.Д. Миронов и др., «Задачи и структура летных испытаний самолетов и вертолетов» – М., Машиностроение, 1982г. – 144 с.

Приложение 1

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2021662027

Интеграционный модуль для конфигурирования расчетных моделей элементов систем маневренного самолета

Правообладатель: ***Федеральное государственное унитарное предприятие «Российский федеральный ядерный центр - Всероссийский научно-исследовательский институт экспериментальной физики» (ФГУП «РФЯЦ - ВНИИЭФ») (RU)***

Авторы: ***см. на обороте***

Заявка № **2021661245**
Дата поступления **15 июля 2021 г.**
Дата государственной регистрации
в Реестре программ для ЭВМ ***21 июля 2021 г.***

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев

Авторы: ***Козелков Андрей Сергеевич (RU), Корнев Александр Владимирович (RU), Останко Денис Андреевич (RU), Сатин Анатолий Анатольевич (RU), Бармин Александр Михайлович (RU), Лашкин Сергей Викторович (RU), Курулин Вадим Викторович (RU), Жучков Роман Николаевич (RU), Саразов Алексей Владимирович (RU), Уткина Анна Александровна (RU), Щур Ирина Александровна (RU), Ялозо Андрей Владимирович (RU), Володченкова Ксения Борисовна (RU), Галанов Николай Геннадьевич (RU), Коротков Алексей Владимирович (RU), Симаков Виталий Юрьевич (RU), Стручков Андрей Викторович (RU), Новиков Олег Вячеславович (RU), Юрлова Ирина Александровна (RU), Дерюгин Юрий Николаевич (RU), Зеленский Дмитрий Константинович (RU), Абрамова Ольга Александровна (RU), Веселова Елена Александровна (RU), Говорунов Илья Николаевич (RU), Гиниятуллина Анастасия Геннадьевна (RU)***

Приложение 2

СУХОЙ SUKHOI

Экз. № 1

УТВЕРЖДАЮ

СТАНДАРТ ОРГАНИЗАЦИИ

Проект

Информационные технологии **ЕДИНАЯ МОДЕЛЬ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БОЕВОГО МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА** **Термины и определения. Общие положения. Порядок разработки и применения**	**СТО 04.230-2021**

АО «Компания «Сухой»

Приложение 3

Экз.№ 2

УТВЕРЖДАЮ

[redacted]

АКТ

о внедрении программы для ЭВМ «Интеграционный модуль для конфигурирования расчетных моделей элементов систем маневренного самолета» и оснащении рабочих мест в АО «Компания «Сухой»

N1/451084/10/a от « 11 » ноября 2021г.

Настоящий акт составлен о том, что:

1. Программа для ЭВМ «Интеграционный модуль для конфигурирования расчетных моделей элементов систем маневренного самолета», разработанная ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ» в соответствии с техническим заданием на выполнение работы «Создание единой виртуальной модели функционирования боевого маневренного самолета», инв. № 8/27949, действующим с дополнением №1 инв. № 8/29347, шифр «Виртуальный самолет», внедрена в АО «Компания «Сухой» и ей оснащены 10 рабочих мест.

2. АО «Компания «Сухой» претензий по объему переданных прав и срокам их передачи не имеет.

3. Настоящий Акт составлен в двух идентичных экземплярах, имеющих равную юридическую силу, по одному для каждой из сторон.

[redacted]