

**Краткое руководство пользователя специализированного программного
обеспечения СПО АВИА**

Содержание

1. Обзор продукта.....	3
2. Классы решаемых задач	3
3. Используемые математические модели.....	4
4. Примеры решения задач	7
4.1 Задача моделирования процесса ледообразования на двухзвенном профиле крыла с учетом температуры водяных капель	7
4.2 Задача моделирования зеркала невырабатываемого остатка топлива топливных баков ЛА в заданном положении	13

1. Обзор продукта

Специализированное программное обеспечение СПО АВИА предназначено для проведения суперкомпьютерного моделирования процессов, протекающих при решении практических задач для изделий авиастроения, на персональных электронно-вычислительных машинах и суперкомпьютерных вычислительных системах.

2. Классы решаемых задач

СПО АВИА применимо для решения следующих классов задач:

- аэро- и газовая динамика: внешняя аэродинамика на дозвуковых скоростях;
- аэро- и газовая динамика: внешняя аэродинамика на трансзвуковых скоростях;
- аэро- и газовая динамика: внешняя аэродинамика с учетом подвижных элементов;
- аэро- и газовая динамика: внешняя аэродинамика с учетом с вращающихся и подвижных элементов;
- аэро- и газовая динамика: газовая динамика с турбулентными течениями;
- аэро- и газовая динамика: горение;
- аэро- и газовая динамика: газовая динамика на дозвуковых скоростях;
- аэро- и газовая динамика: газовая динамика на трансзвуковых скоростях;
- аэро- и газовая динамика: газовая динамика с турбулентными течениями;
- аэро- и газовая динамика: газовая динамика с ламинарно-турбулентным переходом;
- аэро- и газовая динамика: дозвуковое горение газообразных горючих;
- аэро- и газовая динамика: газовая динамика течения с частицами (твердое топливо);
- обледенение: ПОС;
- обледенение: нарастание льда;
- обледенение: крупные переохлажденные капли;
- теплоперенос: теплопроводность в твердом теле;
- теплоперенос: перенос теплового излучения в газовых средах;
- теплоперенос: расчет теплового состояния подвижных элементов конструкции;
- гидродинамика: турбулентные течения;
- гидродинамика: турбулентные течения с RANS-приближением;
- гидродинамика: течения со свободной поверхностью;
- гидродинамика: однофазные течения;
- гидродинамика: ламинарные течения;
- акустика: акустика ближнего поля;

- многодисциплинарные задачи: аэроупругость, динамическая аэроупругость (бафтинг);
- многодисциплинарные задачи: связанное моделирование с использованием расчетных методик различной размерности (1d - 3d);
- многодисциплинарные задачи: сопряженные расчеты (газ-обледенение);
- имитационное моделирование: моделирование управляемого движения образцов;
- имитационное моделирование: моделирование управляемого движения образцов и их групп;
- электромагнетизм: радиолокационная заметность;
- электромагнетизм: электромагнитное излучение.

3. Используемые математические модели

В СПО АВИА имеется возможность выбора следующих математических моделей, методов и алгоритмов для решения следующих задач:

- модели, методы и алгоритмы расчета течения водяных капель в приближении Эйлера с учетом изменения их температуры;
- модели, методы и алгоритмы учета специализированной модели шероховатости поверхности при расчете обледенения;
- модели, методы и алгоритмы моделирования течения многофазного потока с высокой объемной концентрацией твердой фазы, превышающей объем ячейки, в котором находятся частицы, описывающие твердую фазу;
- модели, методы и алгоритмы использования неявной схемы для расчета на сетках с перекрытием в задачах аэро- и гидродинамики;
- модели, методы и алгоритмы передачи результатов моделирования аэродинамических характеристик летательного аппарата в качестве нестационарного граничного условия для последующего решения задач определения аэродинамических характеристик летательного аппарата в спутном следе;
- модели, методы и алгоритмы моделирования перехода сплошной среды водяной фазы в фазу дискретных частиц (discrete phase method);
- модели, методы и алгоритмы моделирования процесса буксировки грузов на тросовых системах подвеса и дозаправки в воздухе с учетом поведения рукава дозаправки устройства подвесного агрегата заправки, давления в нем;
- модели, методы и алгоритмы моделирования методики дросселирования на этапе чтения расчетной сетки решателем при решении задачи моделирования распределения расхода воздуха потребителей для разветвленной воздушной сети системы кондиционирования воздуха и системы жидкостного охлаждения;

- модели, методы и алгоритмы моделирования зеркала невырабатываемого остатка топлива топливных баков летательных аппаратов для разных углов тангажа, крена, рыскания;
- модели, методы и алгоритмы расчета компонент тензора сопротивления анизотропной пористой среды с учетом заданной локальной системы координат;
- модели, методы и алгоритмы расчета коэффициентов сопротивления изотропной и ортотропной пористой среды с использованием степенного закона;
- модели, методы и алгоритмы расчета расхода Лагранжевых частиц через пользовательские сечения с целью контроля массового расхода твердого топлива в заданных сечениях расчетной области;
- модели, методы и алгоритмы расчета многокомпонентных течений в задачах сопряженного теплообмена;
- модели, методы и алгоритмы учета дополнительного нестационарного ускорения расчетной области для моделирования процессов в топливных баках летательных аппаратов;
- модели, методы и алгоритмы интегрирования СПМ ТМП-АВИА с программным комплексом SimInTech для моделирования электрической противообледенительной системы в части определения величины теплового потока от нагревательных элементов с учетом охлаждения модели аэродинамическим потоком;
- модели, методы и алгоритмы моделирования радиолокационных характеристик перспективного авиационного комплекса с учетом характеристик радиопоглощающих материалов с возможностью расчета: эффективной поверхности рассеяния электромагнитных волн на элементах конструкции летательного аппарата; электрических и магнитных токов на поверхностях летательного аппарата; напряженностей электромагнитных полей в ближней зоне;
- модели, методы и алгоритмы моделирования наведенных токов и напряжения в бортовой цепи перспективного авиационного комплекса при воздействии радиочастотных электромагнитных полей и разрядов молнии;
- модели, методы и алгоритмы генерации поверхностных сеток с использованием структурированного шаблона на аналитических поверхностях летательных аппаратов в виде четырехугольников с фиксированным количеством соседей через узел для треугольников;
- модели, методы и алгоритмы измельчения сетки на заданном наборе граней с учетом кривизны аэродинамической поверхности летательных аппаратов с сохранением целевого размера на замкнутой поверхностной сетке в среднем и уменьшением ребер треугольников для описания особенностей поверхности;

- модели, методы и алгоритмы генерации поверхностных сеток тонких кромок аэродинамических поверхностей летательных аппаратов с учетом контрольных областей с толщиной с целью сокращения количества ячеек в расчетной области;
- модели, методы и алгоритмы генерации замкнутой поверхностной сетки на близко расположенных поверхностях системы кондиционирования с сохранением среднего размера элемента, заданного пользователем в качестве среднего;
- модели, методы и алгоритмы генерации неструктурированных расчетных сеток методом отсечения в пользовательской системе координат для согласования сеточных линий с направлением потока;
- модели, методы и алгоритмы генерации поверхностных сеток с учетом близости треугольников поверхностей системы кондиционирования с возможностью регулирования измельчения итоговой сетки.

4. Примеры решения задач

В данном разделе кратко представлены примеры использования СПО АВИА. Для каждого примера приведена постановка задачи и результаты моделирования, этап подготовки расчетной модели опущен.

4.1 Задача моделирования процесса ледообразования на двухзвенном профиле крыла с учетом температуры водяных капель

В разделе приводится описание задачи моделирования процесса ледообразования на двухзвенном профиле крыла CRM65 в трехмерной постановке, которое проводилось в несколько этапов:

- 1) моделирование обтекания двухзвенного профиля крыла вязким потоком газа;
- 2) моделирование движения водяных капель в приближении Эйлера;
- 3) моделирование течения жидких пленок и моделирование трансформации поверхности модели при образовании ледяных наростов.

Водяные капли в расчетной области моделируются в приближении Эйлера с учетом изменения их температуры.

Исследуемая модель представляет собой трехмерный несимметричный двухзвенный профиль крыла CRM65 с длиной хорды $c = 1,8958$ м и размахом $s = 2,28$ м. Двухзвенный профиль крыла имеет угол наклона относительно нижней точки крыла равный $37,5^\circ$. Геометрия двухзвенного профиля крыла CRM65 представлена на рисунке 1.

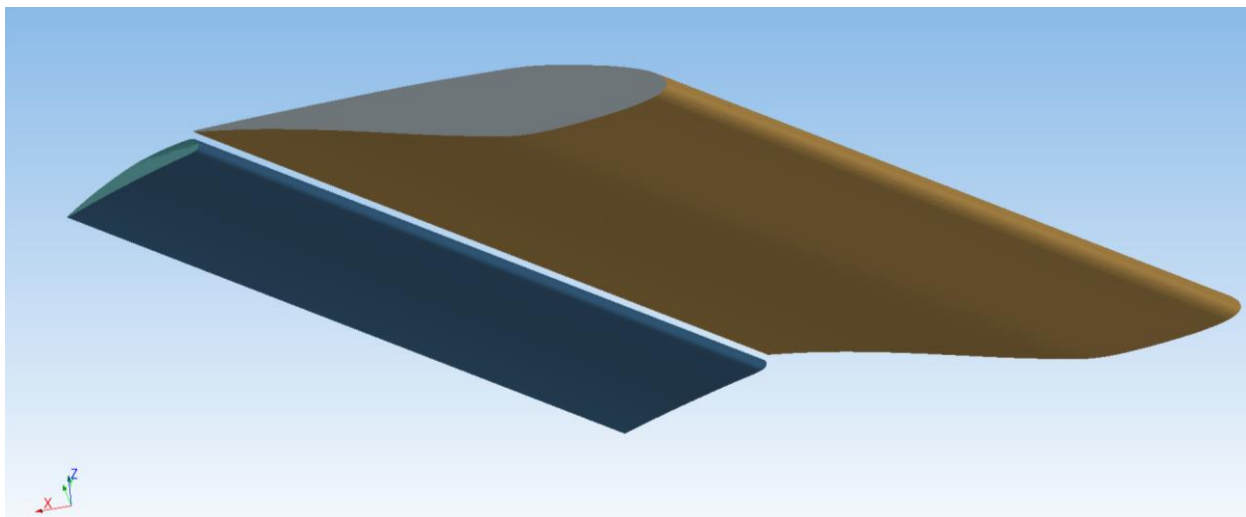


Рисунок 1 – Геометрия двухзвенного профиля крыла

Расчетная область представляет собой модель экспериментальной аэродинамической трубы, в центре которой находится двухзвенный профиль крыла CRM65 (рисунок 2). Модель экспериментальной аэродинамической трубы представлена в виде параллелепипеда со сторонами $18,3 \times 1,76 \times 2,74$ м. Ширина расчетной области принята равной размаху крыла.

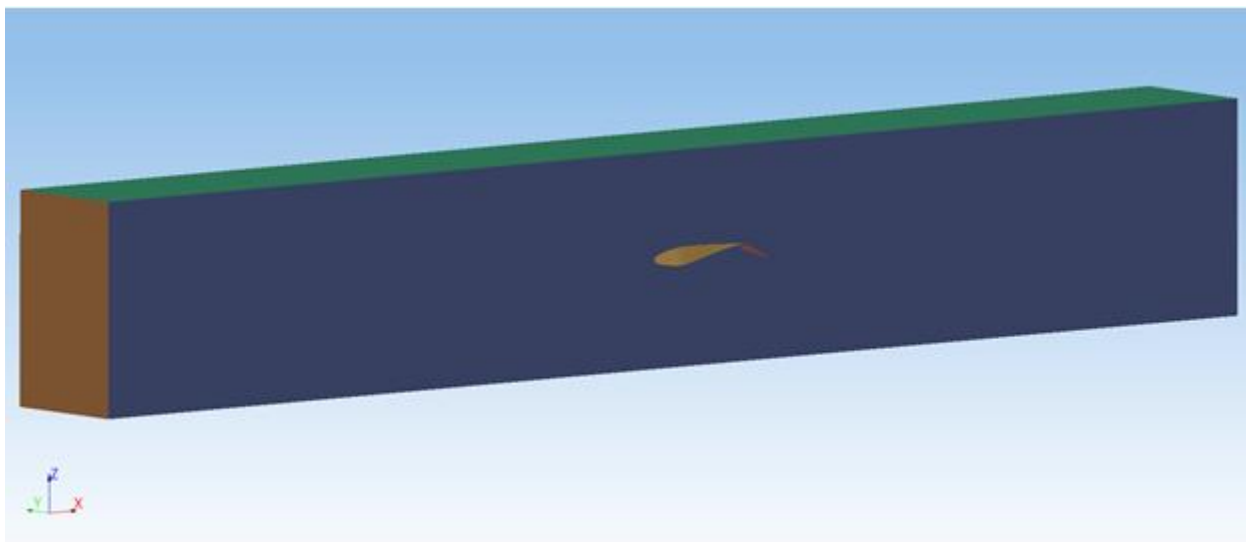


Рисунок 2 – Общий вид расчетной области

Для расчетной области построена неструктурированная расчетная сетка, состоящая из усеченных шестигранников, представленная на рисунке 3. Расчетная сетка состоит из одного региона и обладает характеристиками, приведенными в таблице 1.

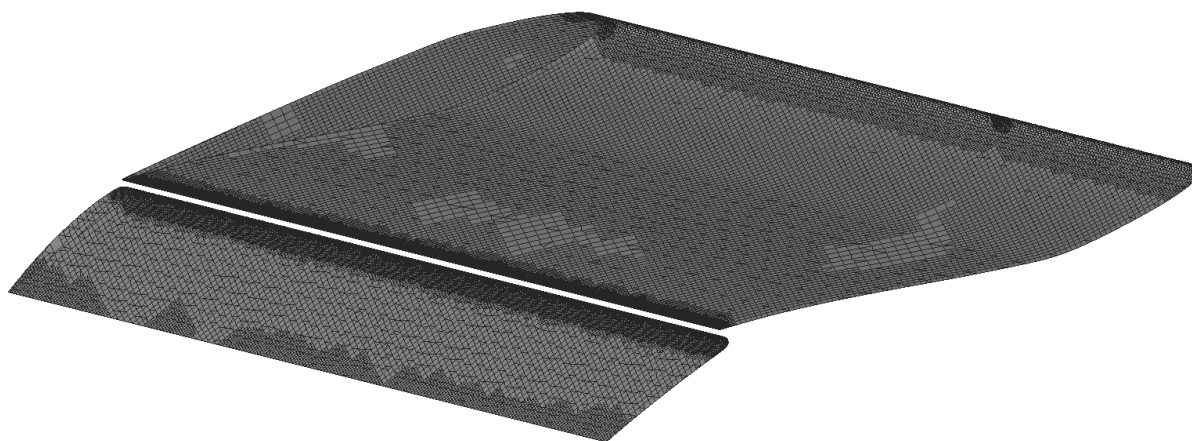


Рисунок 3 – Объемная сетка на поверхности двухзвенного профиля крыла

Таблица 1 – Характеристики расчетной сетки

Параметр	Значение
Общее количество ячеек	~ 1,1 млн
Характерный линейный размер ячейки вблизи объекта, м	0,01
Целевой размер ячейки на поверхности в области предполагаемого ледообразования, мм	3,6
Размер первой ячейки пограничного слоя составляет, м	0,0014
Толщина призматического слоя, м	0,0015
Число призматических слоев	5

Двухзвенный профиль крыла **CRM65** обтекается потоком влажного воздуха с учетом образования жидкой пленки и ледяного нароста на поверхности модели. На

рисунке 4 представлены типы граничных условий, которые задаются на поверхностях расчетной модели.

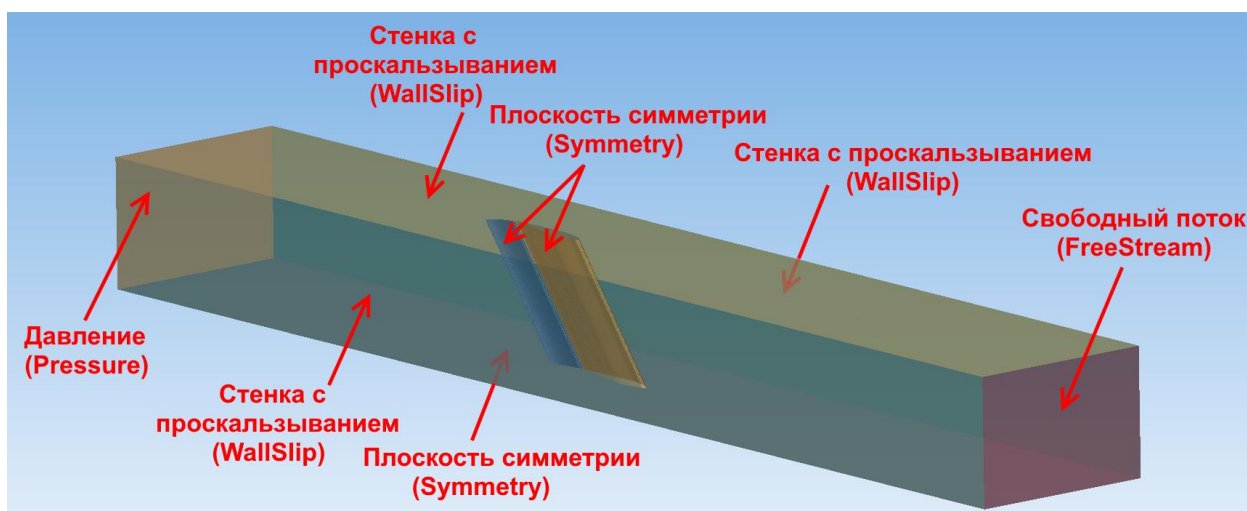


Рисунок 4 – Типы граничных условий, задаваемые на поверхностях расчетной модели

Для граничного условия «Свободный поток» (FreeStream) на поверхности входа потока в расчетную область задаются параметры, представленные в таблице 2.

Таблица 2 – Параметры для граничного условия «Свободный поток»

Параметр	Значение
Давление, Па	94458,17
Температура, К	264,55
Число Маха	0,2
Угол атаки, °	0
Массовая доля воды (водность), кг/м ³	$1 \cdot 10^{-3}$
Тип границы	фиксированная

Для граничного условия «Стенка с проскальзыванием» (WallSlip) на верхней и боковых поверхностях расчетной области задается тип границы – фиксированная.

Для граничного условия «Симметрия» (Symmetry) на нижней поверхности расчетной области задается тип границы – свободная.

Для граничного условия «Давление» (Pressure) на поверхности выхода потока из расчетной области задаются параметры, представленные в таблице 3.

Таблица 3 – Параметры для граничного условия «Давление»

Параметр	Значение
Давление, Па	94458,17
Температура, К	264,55
Массовая доля воды (водность), кг/м ³	$1 \cdot 10^{-3}$
Тип границы	фиксированная

Для граничного условия «Стенка без проскальзывания» (WallNoSlip) на поверхности двухзвенного профиля задаются параметры, представленные в таблице 4.

Таблица 4 – Параметры для граничного условия «Стенка без проскальзывания»

Параметр	Значение
Температура, К	267,6
Тонкая пленка	Вкл.
Тип границы	подвижная

Начальные условия определяются параметрами потока, представленными в таблице 5.

Таблица 5 – Параметры потока

Параметр	Значение
Скорость, м/с	66,9
Давление, Па	94458,17
Температура потока, К	264,55
Температура торможения потока, К	266,6

Для расчета газодинамического этапа задаются расчетные параметры, представленные в таблице 6.

Таблица 6 – Параметры для расчета газодинамического этапа

Параметр	Значение
Тип решателя	связный
Время	нестационарное
Тип течения	турбулентное
Модель турбулентности	SST
Функция стенки	ALL Y+
Многофазное течение	Многоскоростная (Эйлер)
Модель обледенения	Гладкий лед
Метод расчета конвективных потоков	AUSMPW
Метод расчет градиентов	метод наименьших квадратов
Шаг по времени, с	580
Число внутренних итераций	5000
Время окончания счета	1740
Начальное число Куранта	1
Коэффициент роста числа Куранта	1,1
Максимальное число Куранта	30

Для моделирования движения водяной пленки по поверхности двухзвенного профиля крыла CRM65 в ПП «Логос» задаются расчетные параметры, представленные в таблице 7.

Таблица 7 – Расчетные параметры для моделирования движения водяной пленки по поверхности крыла

Параметр	Значение
Обновление температуры стенки	Вкл.
Движение пленки	Вкл.
Теплообмен пленки	Вкл.
Испарение пленки	MCARTHUR
Трение между пленкой и стенкой	Вкл.
Отключить влияние пленки на газ	Вкл.
Адаптивный шаг по времени	Вкл.
Начальный шаг по времени, с	$1 \cdot 10^{-3}$
Число Куранта	1
Минимальная толщина пленки, м	$1 \cdot 10^{-12}$
Максимальная толщина пленки, м	$1 \cdot 10^{-3}$
Максимальная невязка для уравнения энергии	$1 \cdot 10^{-4}$
Число итераций сглаживания источников от капель	50
Вес для сглаживания источников от капель	0,3
Относительная невязка для стационарного течения	$1 \cdot 10^{-4}$

Для моделирования формирования наростов льда в ПП «Логос» задаются расчетные параметры из таблицы 8.

Таблица 8 – Расчетные параметры для моделирования формирования наростов льда

Параметр	Значение
Плотность инея, кг/м ³	880
Плотность твердого льда, кг/м ³	917
Температура торможения потока, К	266,6
Статическая температура потока, К	264,55
Статическое давление потока, Па	94458,17
Время одной стадии обледенения, с	580
Относительная влажность набегающего потока, %	100
Сглаживание сетки	Вкл.
Число итераций сглаживания сетки	100
Параметр сглаживания сетки	0,2
Частота сдвига узлов 3d сетки	50
Коэффициент для определения «угла»	0,2
Коэффициент для определения «гребня»	0,1
Число итераций сглаживания направлений	20
Весовой множитель в сглаживании направлений	10
Предельный вес в сглаживании направлений	0,15
Число итераций сглаживания высот	20
Ограничитель в сглаживании высот	0,2
Фактор переноса в сглаживании высот	0,6
Максимальное смещение узла при сглаживании, м	$1 \cdot 10^{-3}$
Малый фактор роста	$1 \cdot 10^{-3}$
Минимально допустимый фактор роста	$5 \cdot 10^{-5}$
Интервал нахождения минимального фактора	0

Расчет проводился в параллельном режиме. Для расчета использовалось 96 вычислительных ядер. Время расчета составило около 2 часов.

На рисунках 5, 6 представлены распределения водности в сечении (1,8 м от нулевой точки крыла) вблизи объекта обтекания на начальный и конечный момент времени.

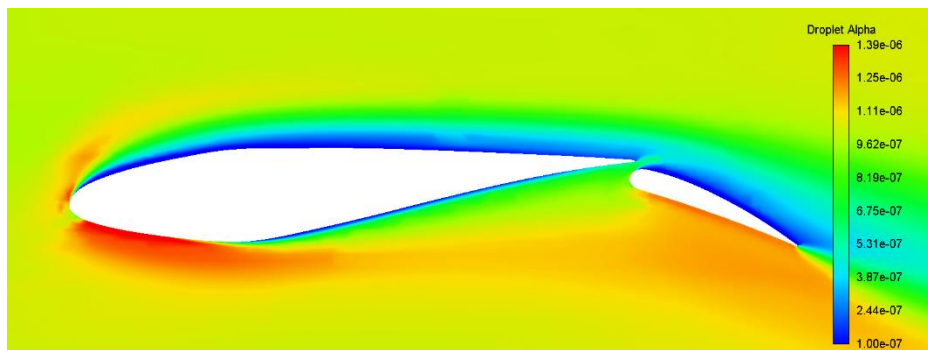


Рисунок 5 – Распределение величины водности в окрестности профиля крыла на начальный момент времени

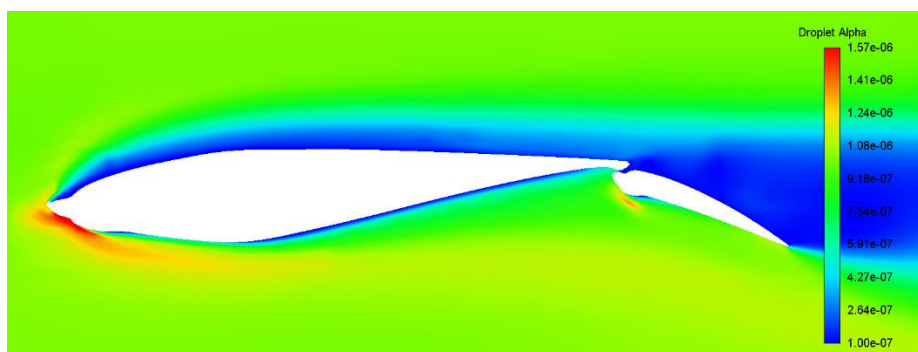


Рисунок 6 – Распределение величины водности в окрестности профиля крыла на конечный момент времени

На рисунках 7, 8 представлены распределения льда на профиле крыла на начало и конец расчета ($t = 1740$ с).

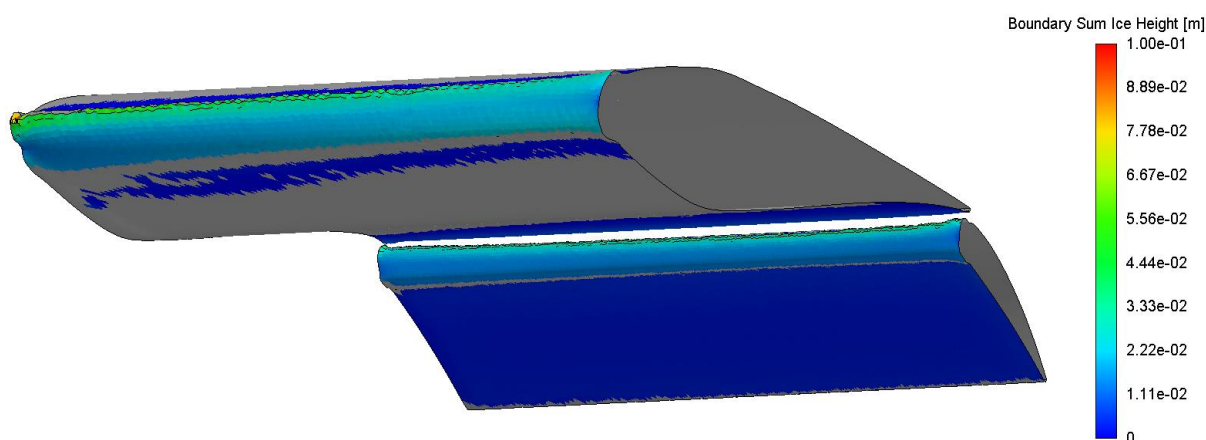


Рисунок 7 – Распределение льда на поверхности профиля крыла CRM65, полученное без учета температуры водяных капель

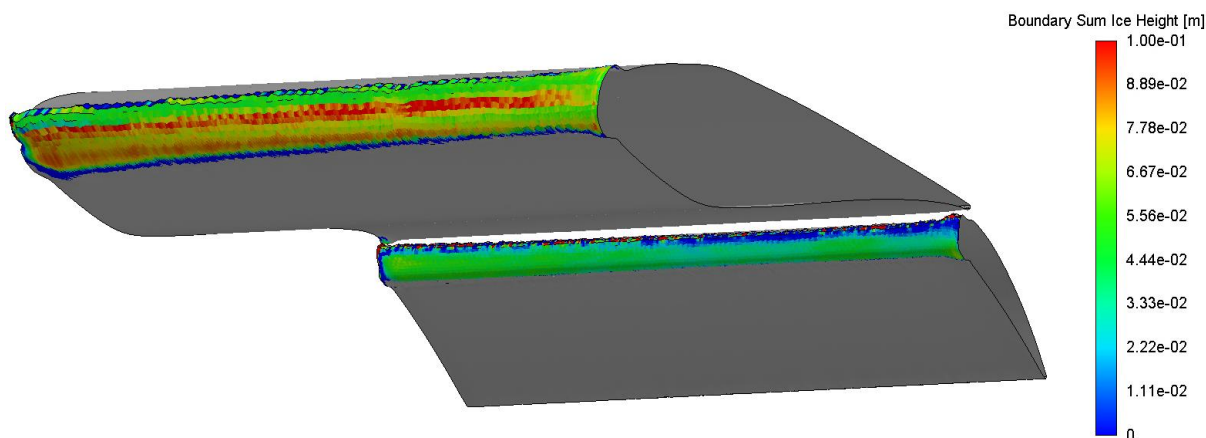


Рисунок 8 – Распределение льда на поверхности профиля крыла CRM65, полученное с учетом температуры водяных капель

Из рисунков видно, что без учета температуры водяных капель ледяной нарос может образовываться практически на всей модели крыла, т.к. водяная пленка растекается по поверхности крыла и замерзает.

По результатам расчета можно видеть, что СПО АВИА позволяет проводить расчет течения водяных капель в приближении Эйлера с учетом изменения их температуры.

4.2 Задача моделирования зеркала невырабатываемого остатка топлива топливных баков ЛА в заданном положении

В разделе приводится описание задачи моделирования многофазного движения жидкости со свободной поверхностью в призматическом баке.

На рисунке 9 представлена геометрия топливного бака.

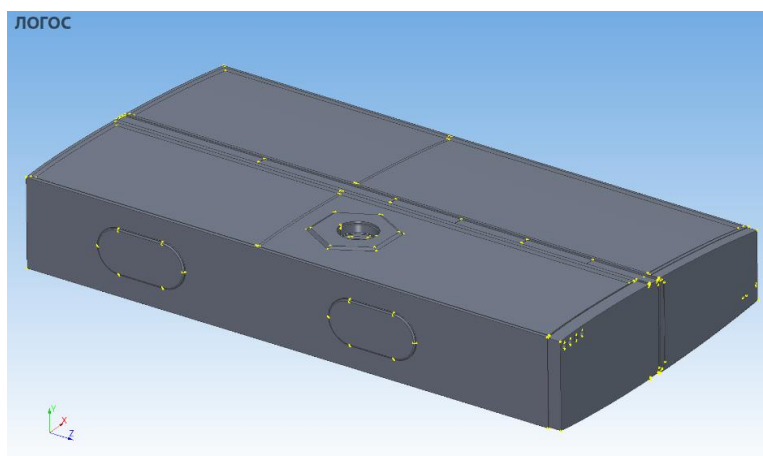


Рисунок 9 – Геометрия топливного бака

Для проведения расчета с помощью генератора неструктурированной расчетной сетки построена расчетная сетка, базовый размер ячейки которой составляет 0,005 м. Расчетная сетка показана на рисунке 10, количество ячеек ~ 2,6 млн.

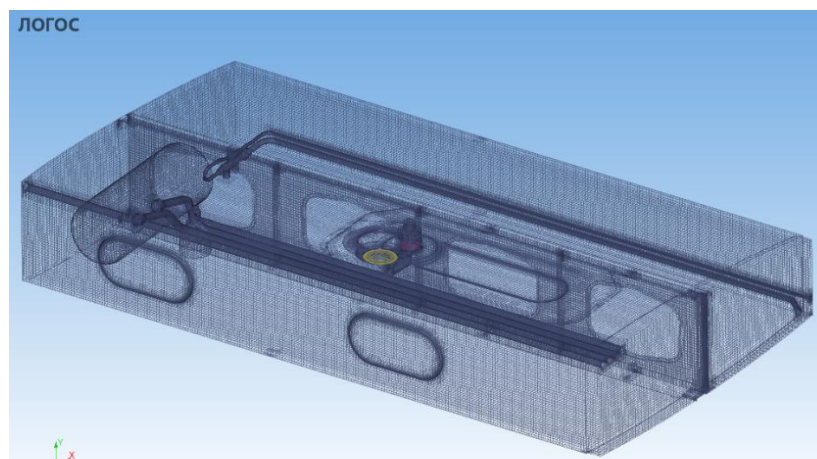


Рисунок 10 – Расчетная сетка для моделирования процессов в топливном баке

На начальный момент времени уровень топлива в баке составляет 0,1 м от нижней стенки (рисунок 11).

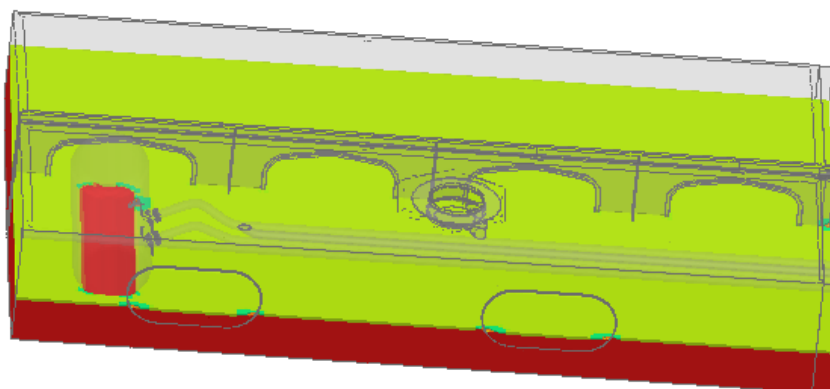


Рисунок 11 – Начальное положение топлива в баке

Расход топлива через выходное отверстие на дне бака составляет 1 кг/с, на входном отверстии задано нулевое фиксированное давление. На объем топлива действуют постоянные гравитационные ускорения по осям x , y и z , равные -2 м/с^2 , $-4,7 \text{ м/с}^2$, $5,2 \text{ м/с}^2$ соответственно. Для моделирования многофазного течения со свободной поверхностью используется метод VOF, для аппроксимации конвективных членов уравнения переноса объемной доли используется схема HRIC. Учет турбулентности осуществляется с помощью модели SST. Шаг по времени в расчете составляет 0,002 с. Динамическая вязкость топлива $\mu_f = 1,49 \cdot 10^{-3} \text{ Па}\cdot\text{с}$, плотность $\rho_f = 819 \text{ кг/м}^3$.

Для анализа результатов численного моделирования, полученных с помощью СПО АВИА, проводится сравнение полученного изменения положения границы двух сред с результатами расчета в коммерческом ПО. На рисунках 12 – 18 показаны положения границ двух сред на различные моменты времени, сверху показаны результаты, полученные в коммерческом ПО, снизу – с помощью СПО АВИА. Результаты решения задачи представлены в виде отображения поверхностей, вдоль которых объемная доля топлива составляет 0,99; 0,7; 0,2.

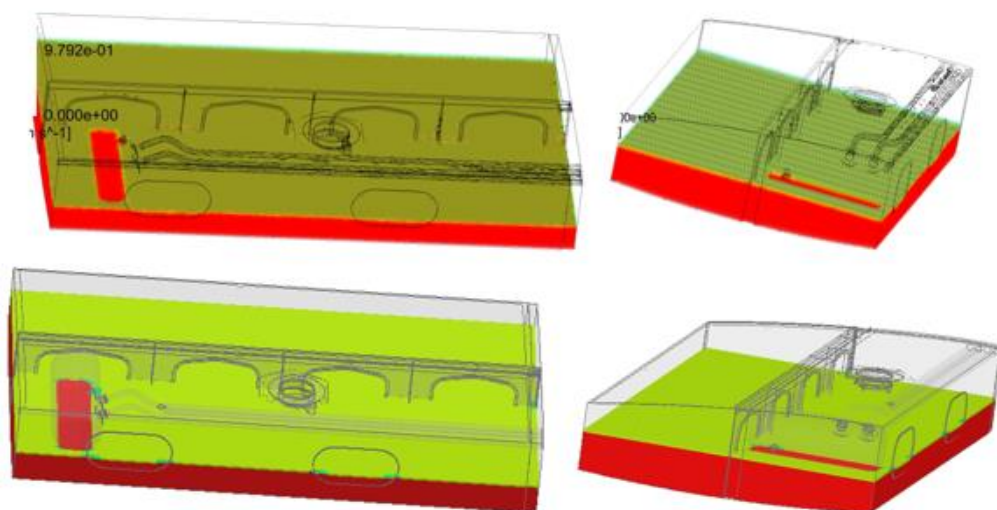


Рисунок 12 – Положение границ двух сред в момент времени 0 с

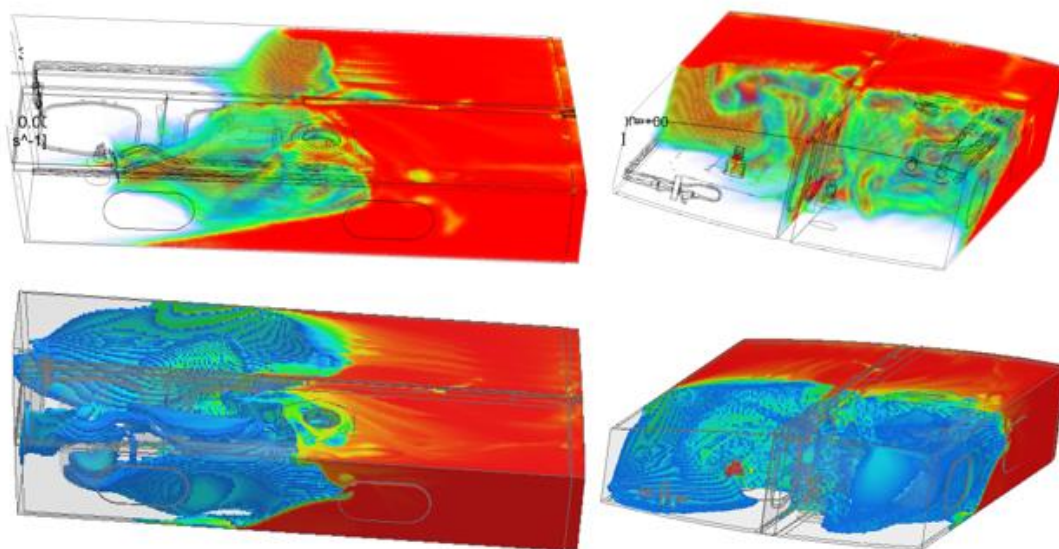


Рисунок 13 – Положение границ двух сред в момент времени 0,8 с

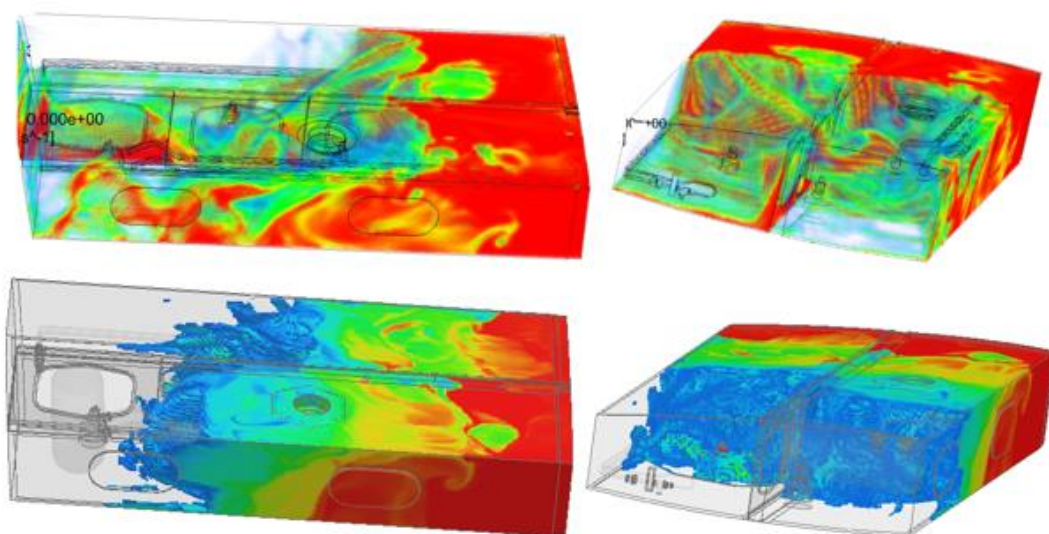


Рисунок 14 – Положение границ двух сред в момент времени 1,6 с

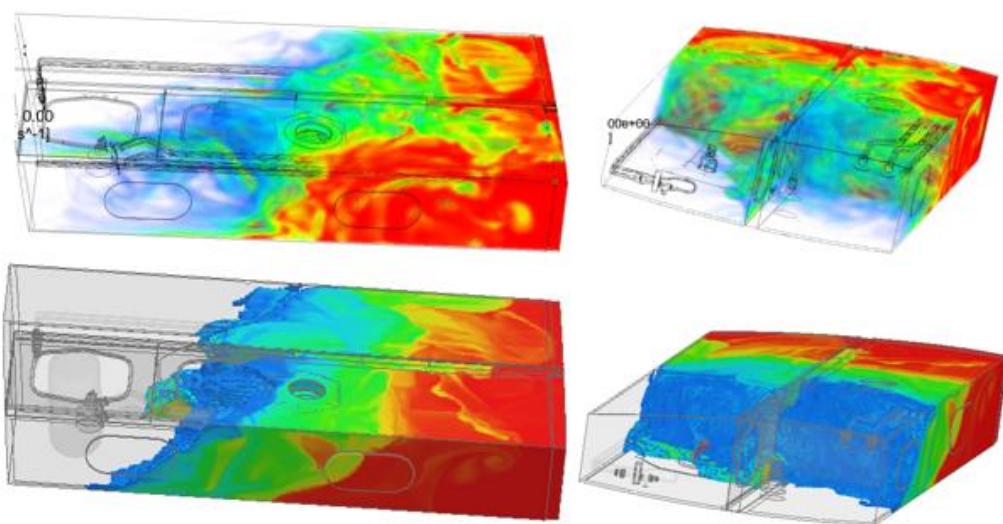


Рисунок 15 – Положение границ двух сред в момент времени 2,4 с

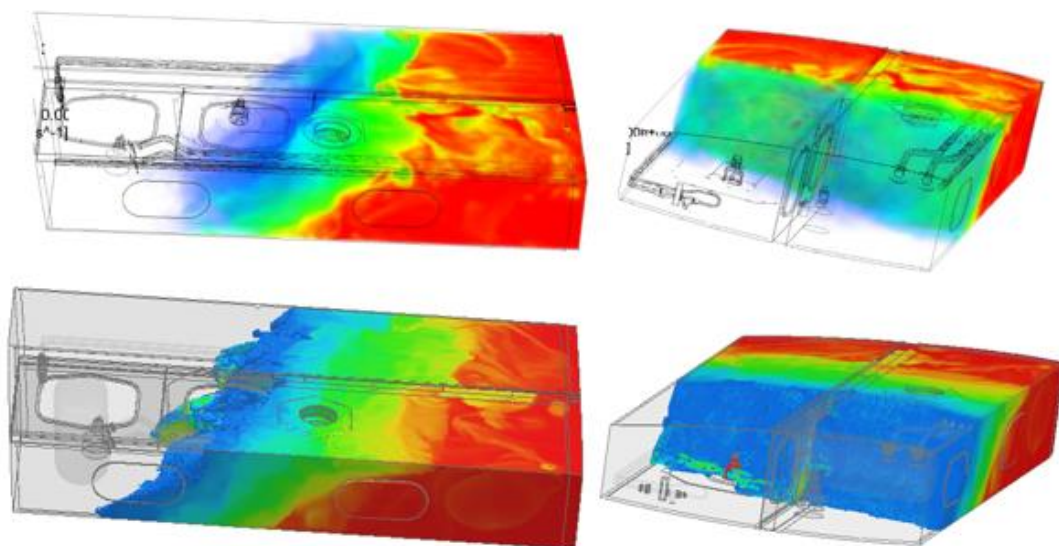


Рисунок 16 – Положение границ двух сред в момент времени 3,2 с

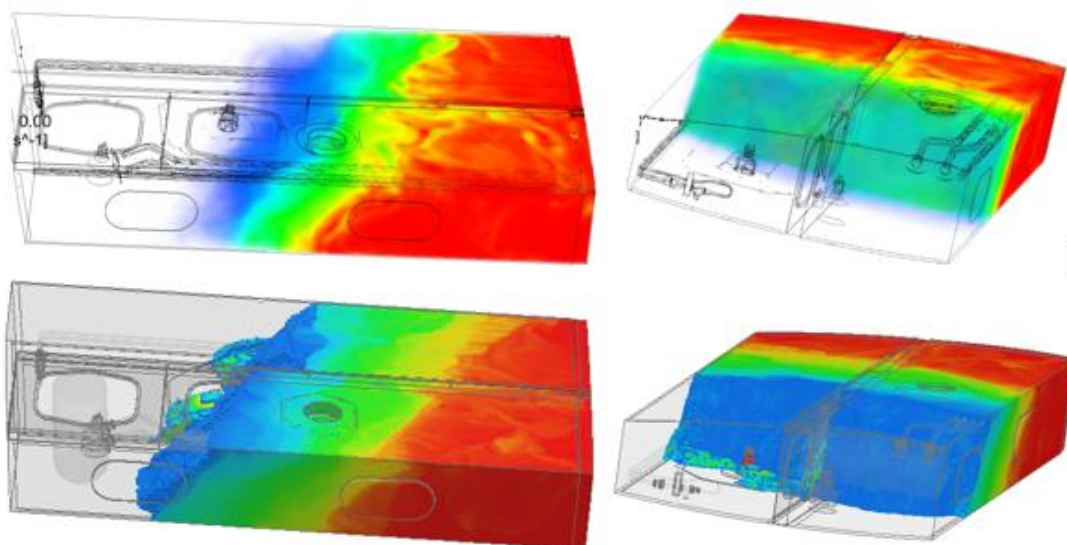


Рисунок 17 – Положение границ двух сред в момент времени 4 с

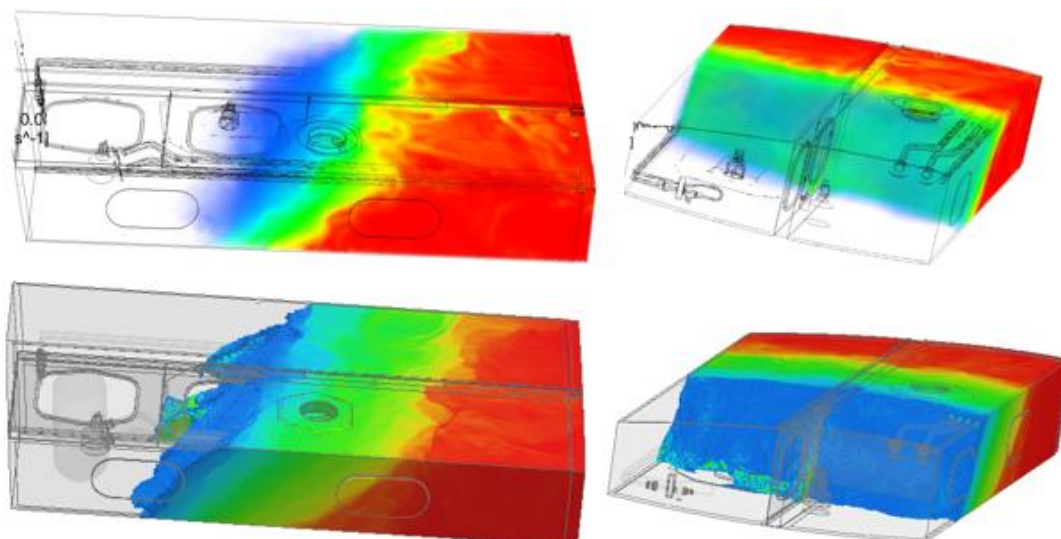


Рисунок 18 – Положение границ двух сред в момент времени 4,8 с

Из рисунков 12 – 18 видна динамика изменения формы свободной поверхности топлива в топливном баке. В начальный момент времени свободная поверхность топлива горизонтальна. Под действием гравитационного ускорения топливо смещается в сторону, возникает наклон свободной поверхности. Результаты численного моделирования визуально согласуются с результатами расчета в коммерческом ПО. На начальные моменты времени формы свободной поверхности топлива схожи. На конец расчета, когда топливо принимает стабильное положение, близки углы наклона свободной поверхности.

Анализ результатов показал, что использование СПО АВИА позволяет физически корректно учитывать дополнительное нестационарное ускорение расчетной области для моделирования процессов в топливных баках летательных аппаратов.

Подробное руководство пользователя СПО АВИА будет предоставлено по факту обращения.