



АО «ГРЦ Макеева»

*Опыт суперкомпьютерного
имитационного моделирования
аэрогазогидродинамики
в работах Государственного
ракетного центра*

В.И. Хлыбов –
главный конструктор
АО «ГРЦ Макеева», д.ф.-м.н.

2019, Снежинск

Имитационное моделирование

- Имитационное моделирование как метод исследования является частью математического моделирования, при котором изучаемая система заменяется численной компьютерной моделью, с необходимой для целей исследования точностью описывающей реальную систему. В рамках этой модели с помощью изменения входных параметров, начальных и граничных условий возможно проведение вычислительных экспериментов, так называемая имитация работы системы, позволяющая изучать поведение и характеристики моделируемой системы.
- Развитие ракетно-космической техники в значительной степени стимулировало прогресс в области математического моделирования процессов аэрогазогидродинамики и теплообмена, что позволяет разрабатывать все более детальные и адекватные имитационные модели. Это дает возможность сократить затраты на наземную экспериментальную отработку в аэродинамических трубах и тепловых установках, а также уменьшить количество летных испытаний.
- В области аэрогазогидродинамики и теплообмена математические и имитационные модели строятся на основе допускающих дополнение пользовательскими модулями программных средств, реализующих решение уравнений Навье-Стокса для движения в сплошной среде (CFD-пакеты) или использующих прямое статистическое моделирование (например, метод Монте-Карло) для решения уравнений Больцмана при движении в разреженной среде. При исследовании ударно-волновых процессов в газах используется УРС реального газа, учитывающее ионизацию и диссоциацию; для материалов применяются многопараметрические УРС с областью жидкость-пар.

Перечень основных задач ГРЦ и расчетных моделей

- *Старт:* наземный, с самолета-носителя.
- *Полет РН по траектории:* интегральные и распределенные АДХ с учетом струй двигателей, разделение ступеней, воздействия при срабатывании пиросредств, отделение частей и их падение, воздействие струй в вакууме, аэродинамическое и струйное тепловое воздействие, модель СВА, воздействие УВ удаленного взрыва.
- *Аэродинамика и тепловые режимы спускаемых ЛА:* АДХ, тепловые режимы ЛА вне атмосферы, тепловые режимы ЛА с учетом абляции ТЗП, температурные режимы в донной области, сопряженный аэротермодинамический расчет траектории и тепловых режимов спускаемых ЛА с перестройкой геометрии в процессе счета.
- *Наземная эксплуатация РН:* ТВР РН при транспортировке и на стартовом комплексе, внутренние течения в отсеках при термостатировании в процессе подготовки, длительное хранение, старение материалов.



ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

АО «ГРЦ Макеева»

- Кластер (90 ядер, 0.5 *TFlops*, разработка *TechInKom*, АО «ГРЦ Макеева»)
- Кластер (372 ядра, 3 *TFlops*, разработка РФЯЦ-ВНИИЭФ)
- Рабочие станции (*HP Z840, HP Z800, HP Z400*), оснащены графическими ускорителями *NVIDIA Tesla K40, INTEL Xeon Phi*
- Кластер (1080 ядер, 30 *TFlops*, разработка *TechInKom*, АО «ГРЦ Макеева»)



Программное обеспечение АО «ГРЦ Макеева» для решения задач с использованием имитационного математического моделирования

ПО для сплошной среды (до 70-80 км)

1. *AeroShape3D* - с 1991 года.
2. *COSMOS-M* - с 1991 года.
3. *NASTRAN-CFDesign* - с 1997 года.
4. *ANSYS CFX (ANSYS Inc.)* - с 2002 года.
5. *FlowVision («ТЕСИС»)* - с 2002 года.
6. *Flo EFD («Mentor Grafics»)* - с 2005 года.
7. *OpenFoam (open GNU)* - с 2010 года.
8. *ANSYS Fluent (ANSYS Inc.)* - с 2011 года.
9. *ANSYS Mechanical* - с 2013 года.
10. *ЛОГОС (РФЯЦ-ВНИИЭФ)* - с 2018 года.

Для разреженной среды

11. *SMILE (ИТПМ СО РАН)* - с 2013 года.



Элементы имитационной математической модели

1. Уравнения Навье-Стокса в CFD-пакетах.
2. Модель турбулентности SST в двухпараметрическом варианте (k. ω) с учетом ламинарно-турбулентного перехода.
3. Граничные условия (при моделировании крейсерского полета):
входные (Inlet) – сверхзвуковые: скорость и направление потока, статические давление и температура, степень турбулентности (малая - относительные пульсации $u/U \sim 1-2\%$) .
открытые (Opening): задаются статические давление, температура, степень турбулентности для втекающего газа, втекание – вытекание газа в любой области границы определяется разностью давлений во внешней среде и в расчетной области.
выходная (Outlet): сверхзвуковая (неотражающая).
4. Стенки ГЛА и ГПВРД адиабатические или для КС с заданным тепловым потоком, соответствующим охлаждению стенок камеры сгорания топливом, нагреваемом в контуре охлаждения.
5. Жидкое топливо может подаваться в газовой, газожидкостной или жидкой фазе, с размером капель до 20 мкм.
6. Все физические параметры газовых компонент воздуха, топлива и продуктов горения задаются в виде коэффициентов формата NASA, позволяющих вычислять удельные теплоемкость, энтальпию и энтропию до температур 5000К.
7. Коэффициенты вязкости и теплопроводности заданы в форме Сезерленда.
8. Модель горения: Finite Rate Chemistry and Eddy Dissipation (с ограниченным набором химических реакций, для полной сборки ГЛА) или Extended Coherent Flame Model (с большим количеством реакций для модельной камеры сгорания).
9. Модель излучения: DT (Discrete Transfer), $\epsilon_w = 0.9$, серая изотропная, коэффициент поглощения вычисляется, исходя из молярной концентрации паров топлива, H_2O и CO_2 .



Разработка методов физического и математического моделирования гидродинамики нестационарных течений со свободными границами

- Изучена физическая картина нестационарных течений со свободными границами, выделены доминирующие факторы.
- Разработаны безразмерные критерии моделирования нестационарных течений со свободными границами, требования к унифицированным моделям изделия и пусковой установки (геометрии, термодинамическим характеристикам и расходу энергосистем старта.
- Проведены верификация и валидация математических методов путем сравнения численных расчетов с результатами испытаний моделей.

Работы по направлению «Разработка математических моделей турбулентности»

Обзор моделей турбулентности, пригодных для моделирования свободных струйных течений (k-ε модель турбулентности)

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k U_i) - \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] = P - \rho \varepsilon + S_{CC}$$

поправка, отвечающая за сжимаемую диссипацию

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \varepsilon U_i) - \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] = C_{\varepsilon_1} P \frac{\varepsilon}{k} - C_{\varepsilon_2} \rho \varepsilon \frac{\varepsilon}{k} + S_{VS}$$

$$\mu_T = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon}, \quad P = \rho \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}, \quad \tau_{ij} = 2\mu_T \left[\frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{1}{3} \frac{\partial u_m}{\partial x_m} \delta_{ij} \right] - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij}$$

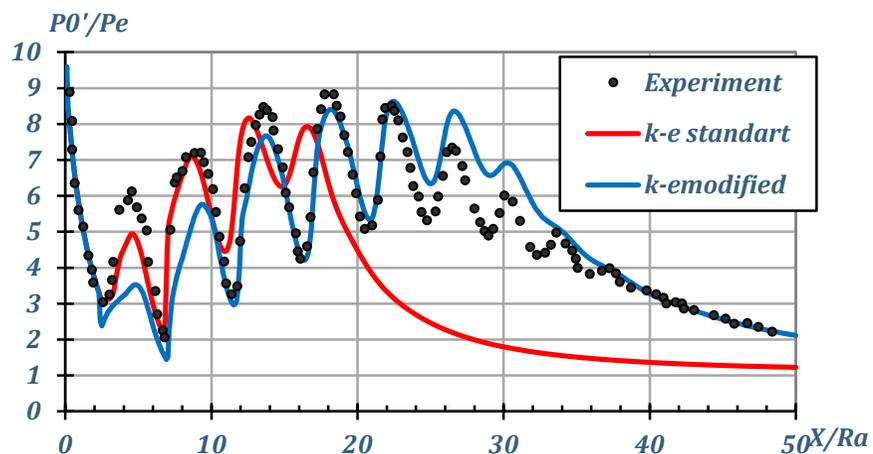
$$C_{\varepsilon_1} = 1.43 \quad C_\mu = 0.09 \quad \sigma_k = 1.0$$

$$C_{\varepsilon_2} = 1.92 \quad \sigma_\varepsilon = 1.3$$

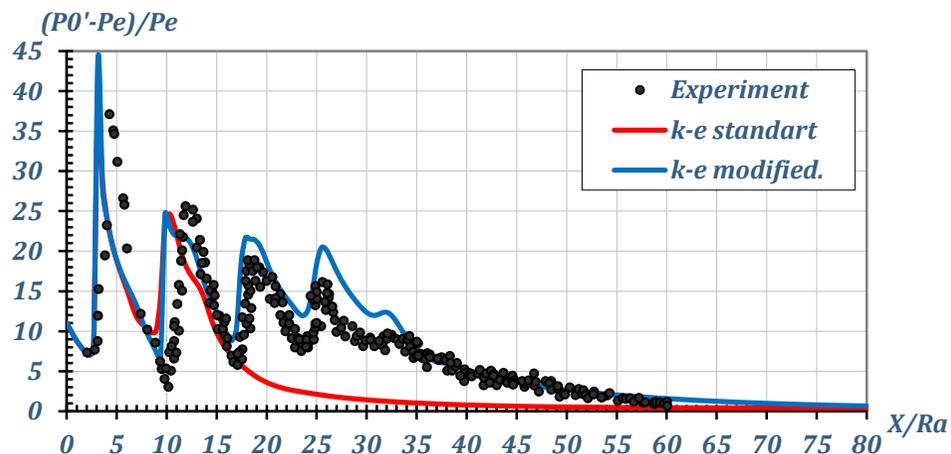
- Compressibility correction (Sarkar variant)

$$S_{CC} = \overline{u'_{ii}} + \overline{p'u'_{i,i}} = -\alpha_1 \tilde{M}_T^2 P - \alpha_2 \tilde{M}_T^2 \rho \varepsilon \quad \text{where} \quad \tilde{M}_T = \max(M_T - \lambda, 0), \quad M_T^2 = \frac{2k}{a^2}$$

$$\alpha_1 = 2.5, \quad \alpha_2 = 2.0, \quad \lambda = 0.2$$



Распределение давления Пито по оси «холодной» струи. Эксперимент Запрыгаева В. И. ($p_a/p_e=0.6$, $M_a=3$, $T_a=294K$)



Распределение давления Пито по оси «горячей» струи. Эксперимент ЦНИИмаш ($p_a/p_e=0.65$, $M_a=4$, $T_a=2860K$)

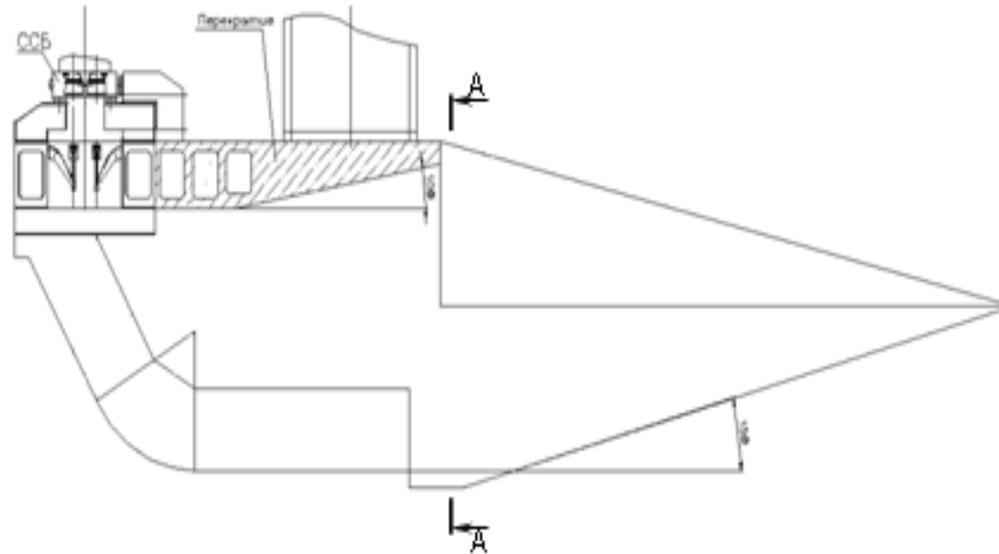


Примеры использования математических имитационных моделей:

Наземный старт с космодрома

Оптимизация газохода

Изменённая конфигурация газохода

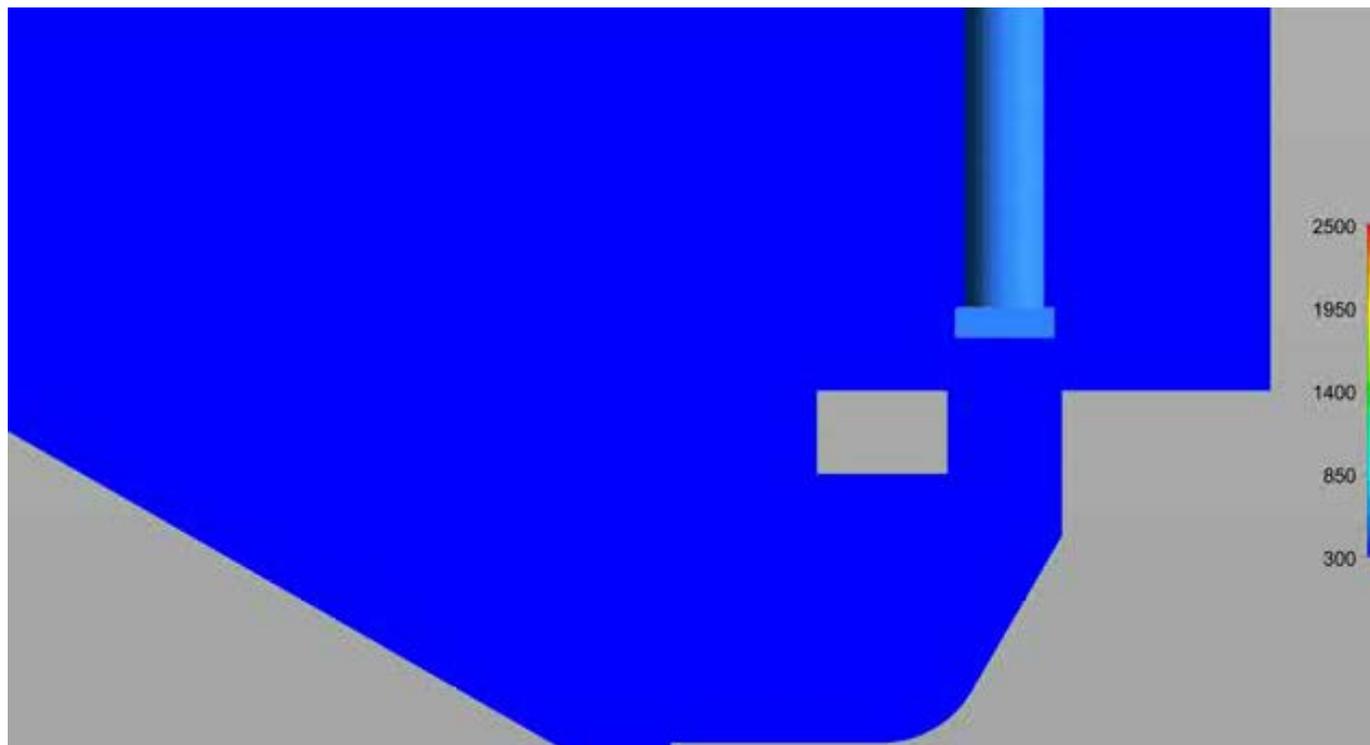


- *увеличена глубина газохода;*
- *увеличена длина перекрытия;*
- *уменьшен угол наклона открытой части газоотражателя;*
- *добавлен скос боковых стенок открытой части газохода.*

Примеры использования математических имитационных моделей:

Наземный старт с космодрома

Воздействие многоблочных струй на стартовое сооружение.
Температурная 2D-анимация расчета воздействия струй на газопровод стартового сооружения.

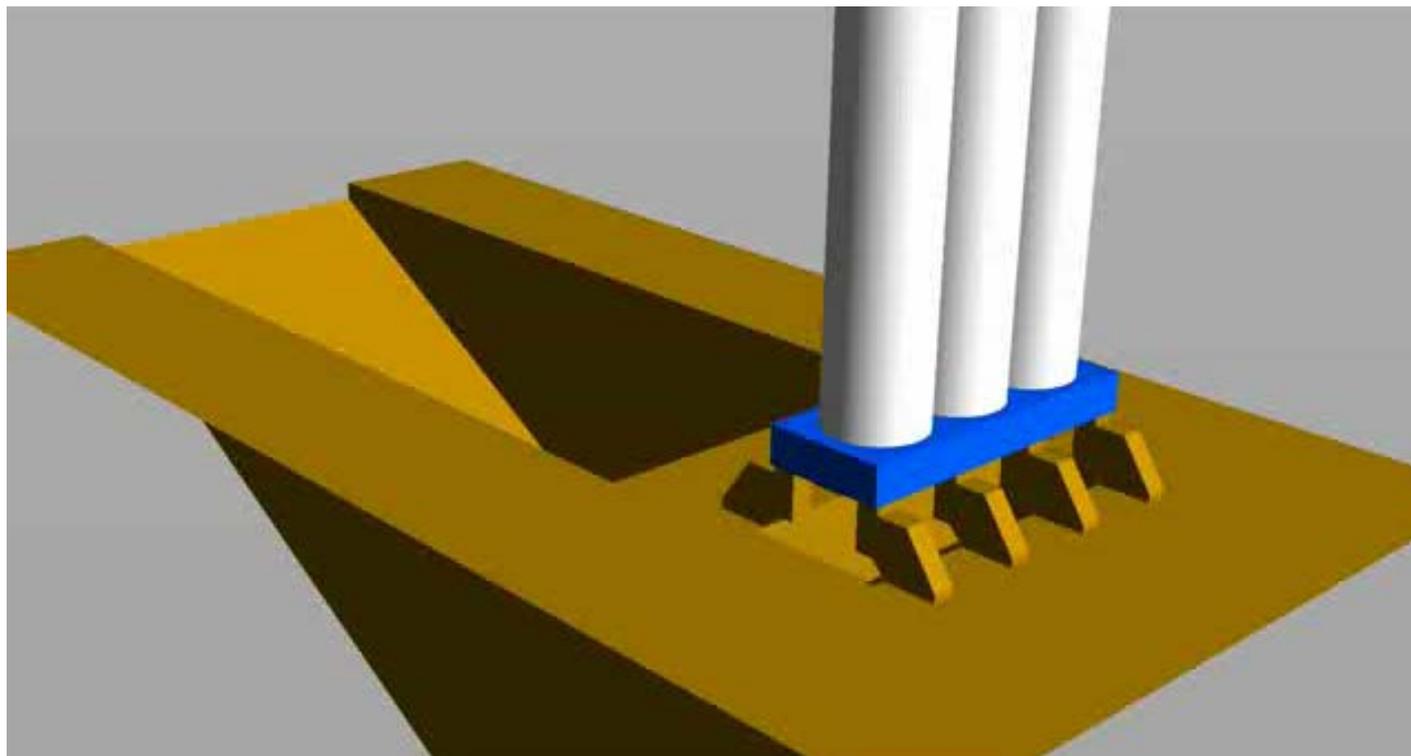


Примеры использования математических имитационных моделей:

Наземный старт с космодрома

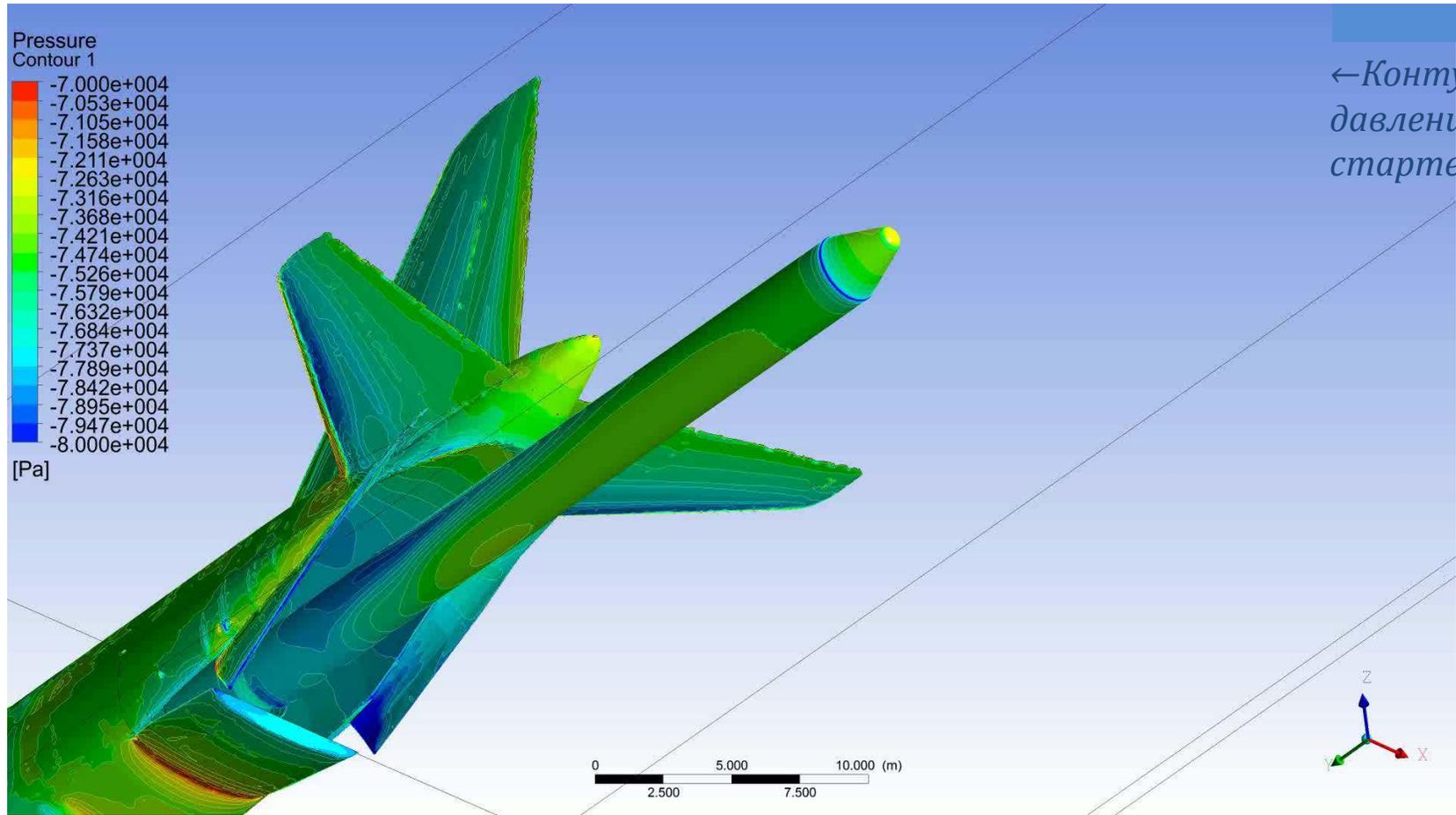
Воздействие многоблочных струй на стартовое сооружение.

Температурная 3D-анимация расчета воздействия струй на газопровод стартового сооружения (изоповерхности $T = 400\text{K}$).



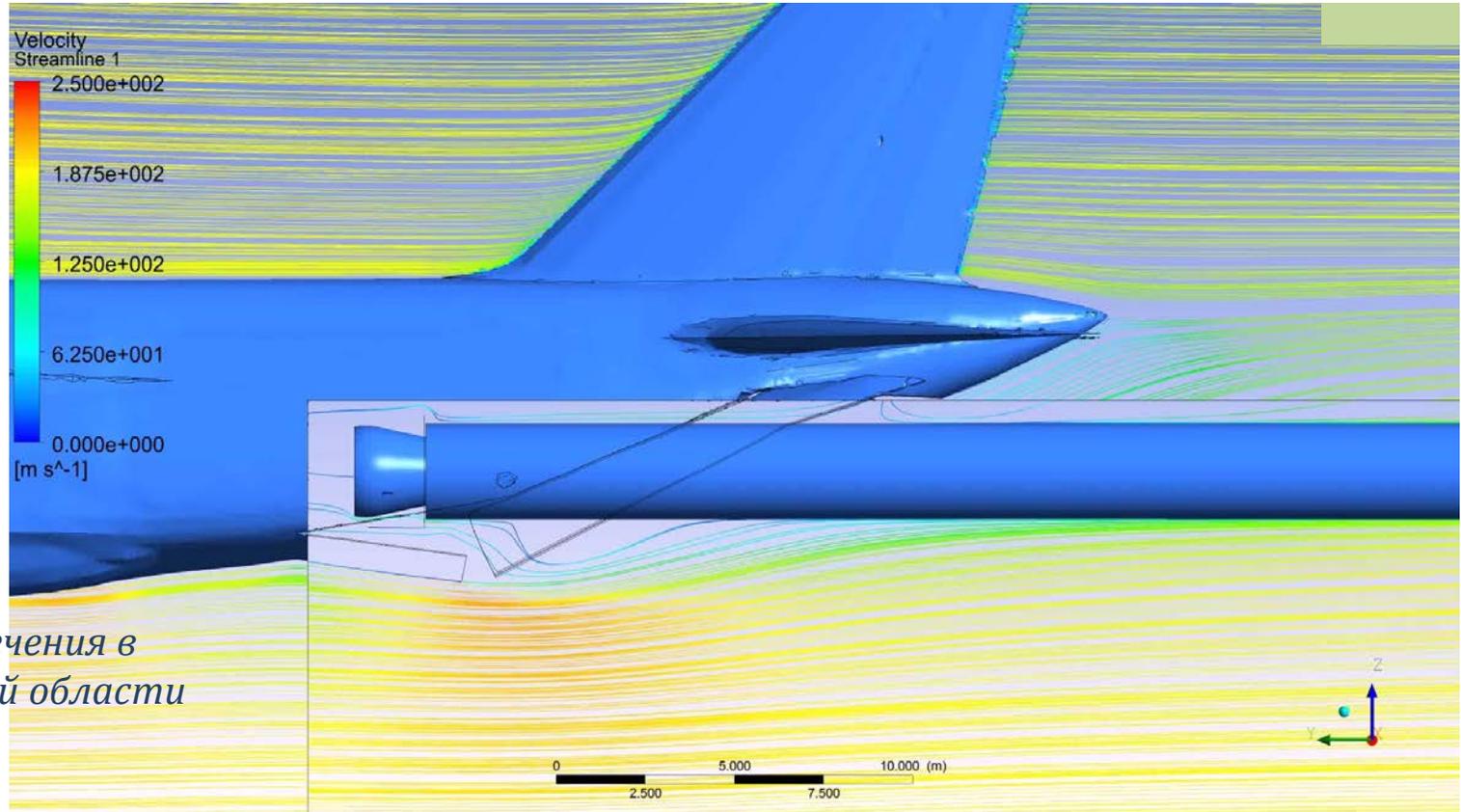
Примеры использования математических имитационных моделей:

Воздушный старт с самолета



Примеры использования математических имитационных моделей:

Воздушный старт с самолета

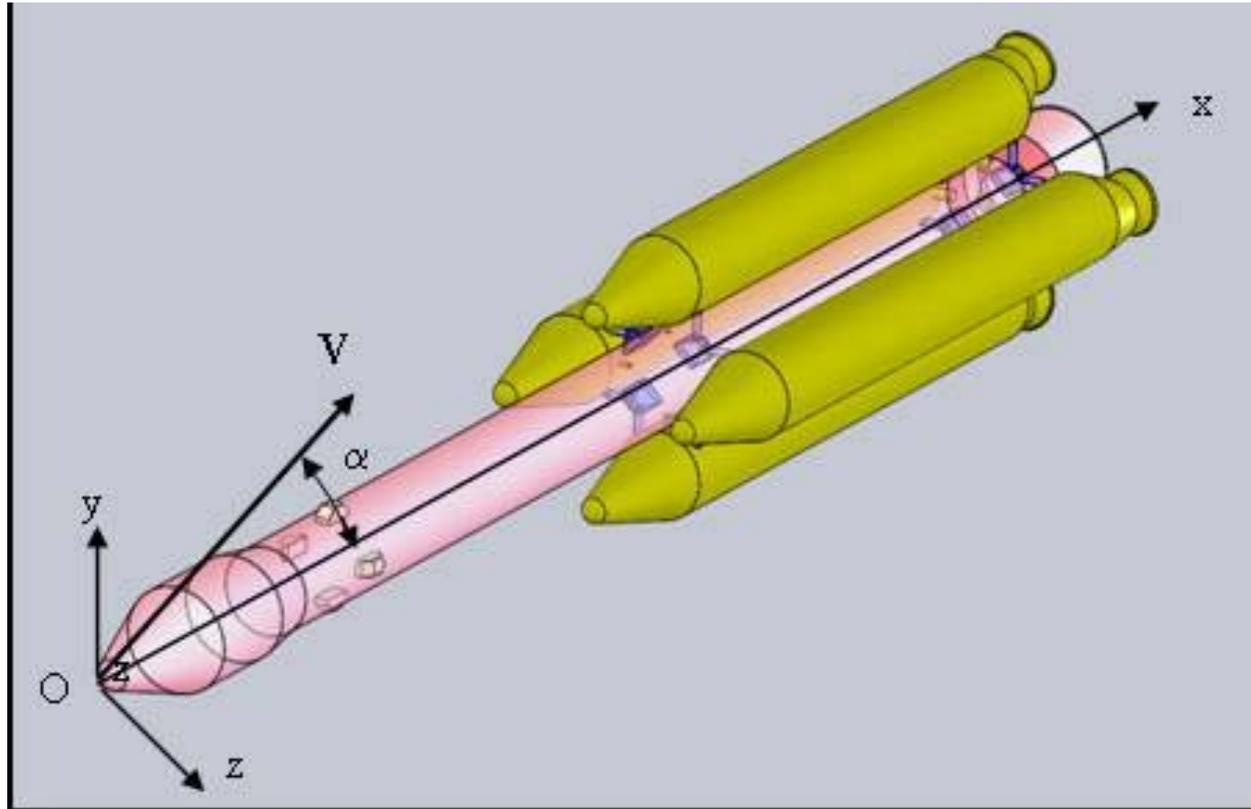


*Линии течения в
хвостовой области*

→

Примеры использования математических имитационных моделей:

Валидация пакета CFD для расчета аэродинамики РКН пакетной компоновки

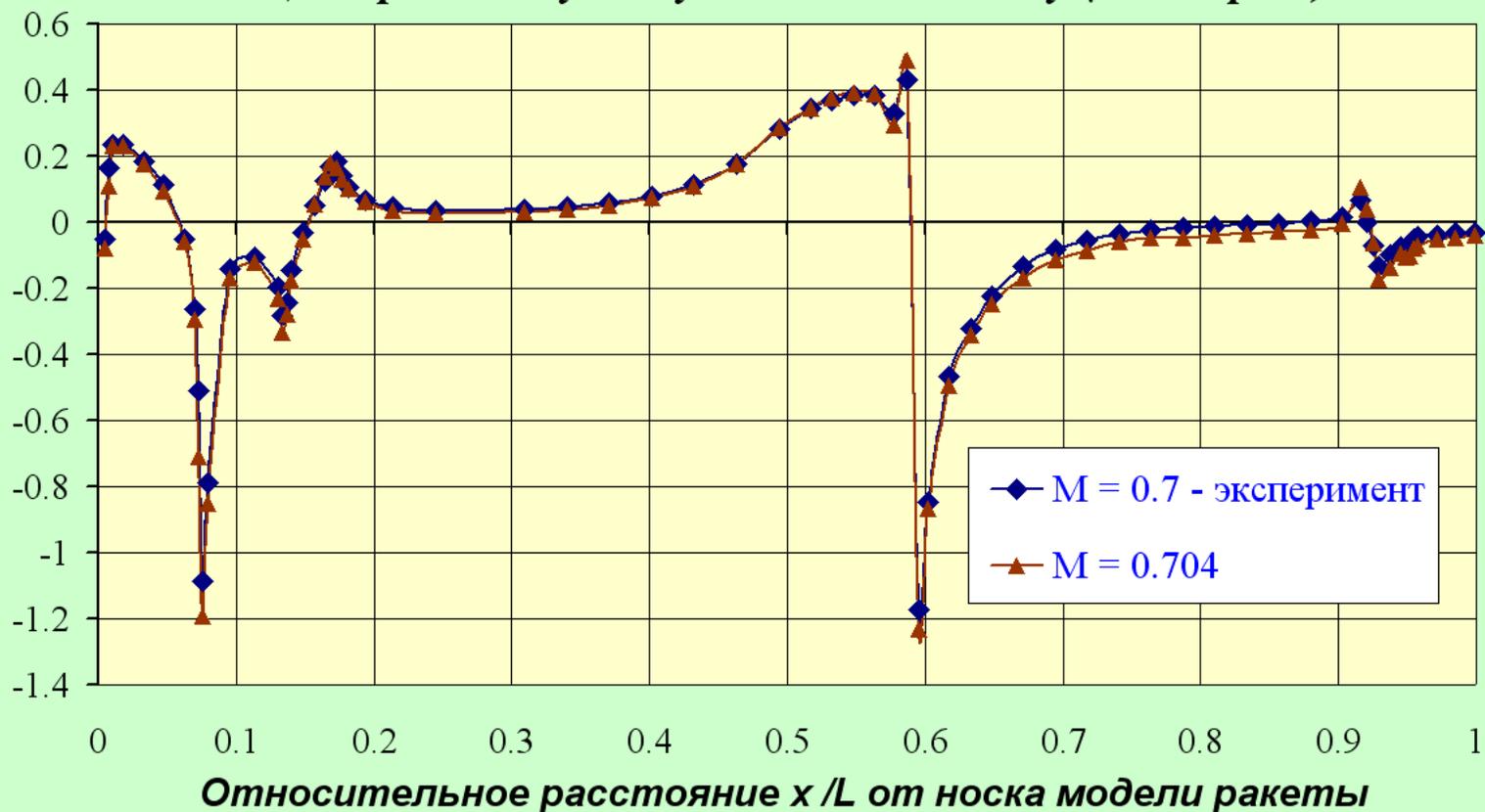


40 млн. элементов в
расчетной сетке, из них 14
млн. у поверхности для
расчета пограничного слоя.

Примеры использования математических имитационных моделей:

Валидация CFD - пакета для расчета аэродинамики РКН
пакетной компоновки

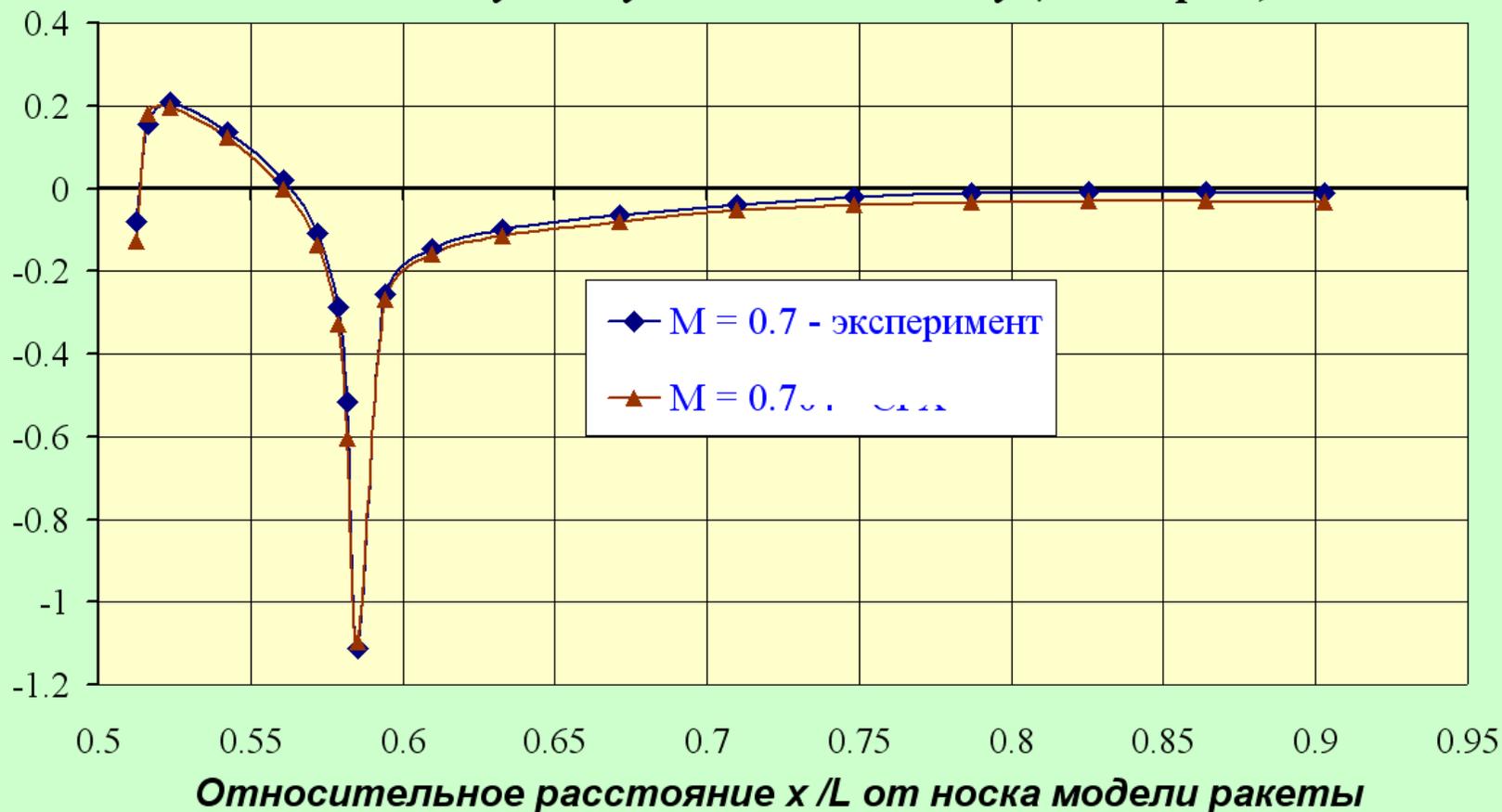
*Расчетные и экспериментальные распределения C_p
по центральному телу в плоскости xOy ($\alpha=0$ град.)*



Примеры использования математических имитационных моделей:

Валидация CFD - пакета для расчета аэродинамики РКН
пакетной компоновки

*Расчетные и экспериментальные распределения C_p
по боковому блоку в плоскости xOy ($\alpha=0$ град.)*



Примеры использования математических имитационных моделей:

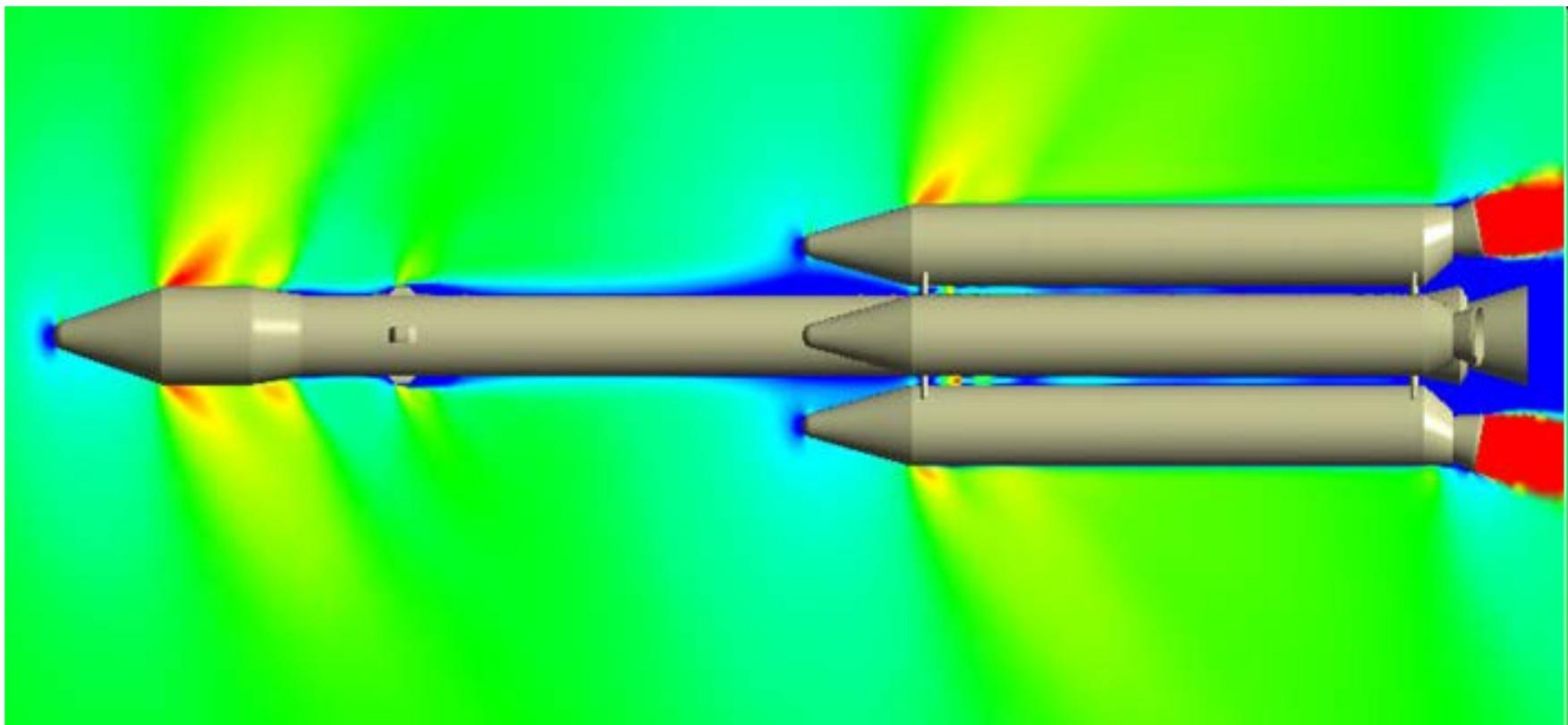
Валидация CFD - пакета для расчета аэродинамики РКН
пакетной компоновки

*Расчетные и экспериментальные распределения C_p
по центральному телу в плоскости xOy ($\alpha=0$ град.)*



Примеры использования математических имитационных моделей:

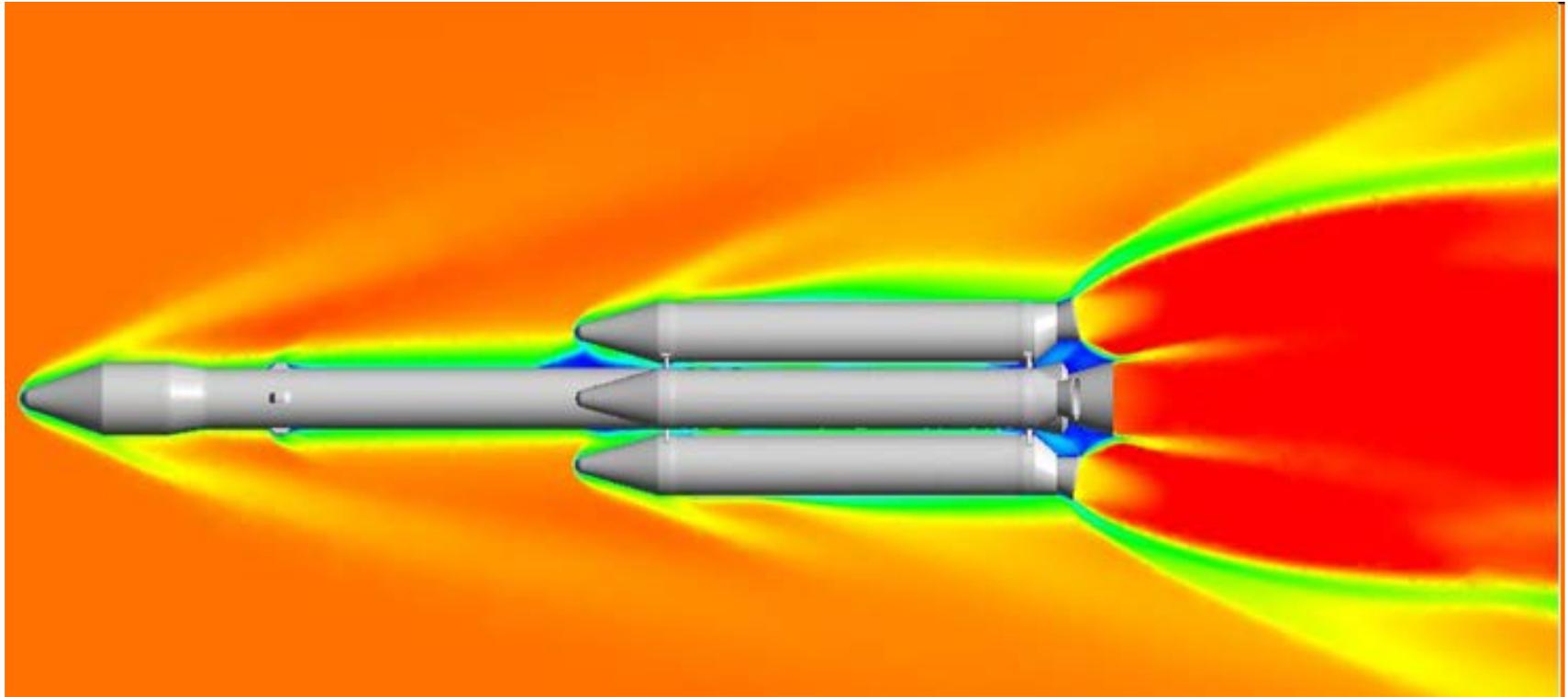
Расчет АДХ в полете и картины течения



Распределение числа Маха (фильтр) в пл. xOy при $M = 1.0$, $\alpha = 4^\circ$,
центральный двигатель 2 ступени выключен

Примеры использования математических имитационных моделей:

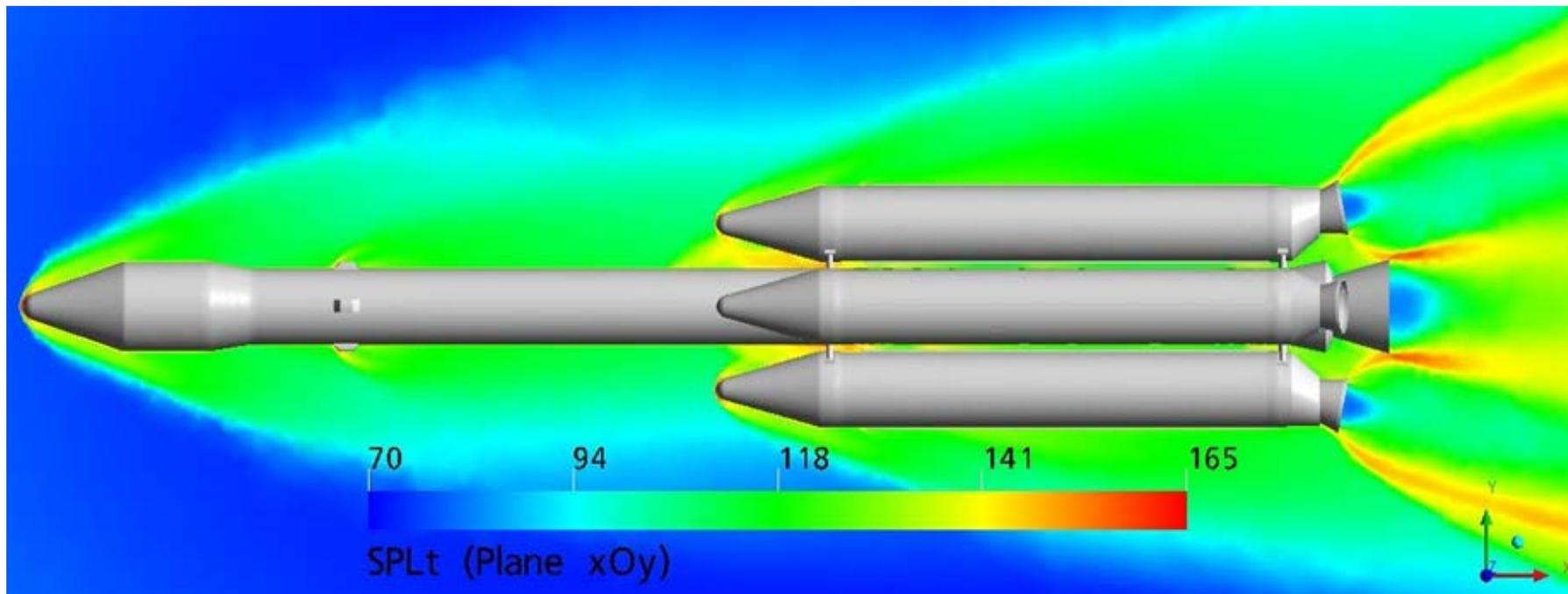
Расчет АДХ в полете и картины течения



Распределение числа Маха (фильтр) в пл. xOy при $M = 4.17$, $\alpha = 3^\circ$,
центральный двигатель 2 ступени включен

Примеры использования математических имитационных моделей:

Расчет АДХ в полете и картины течения

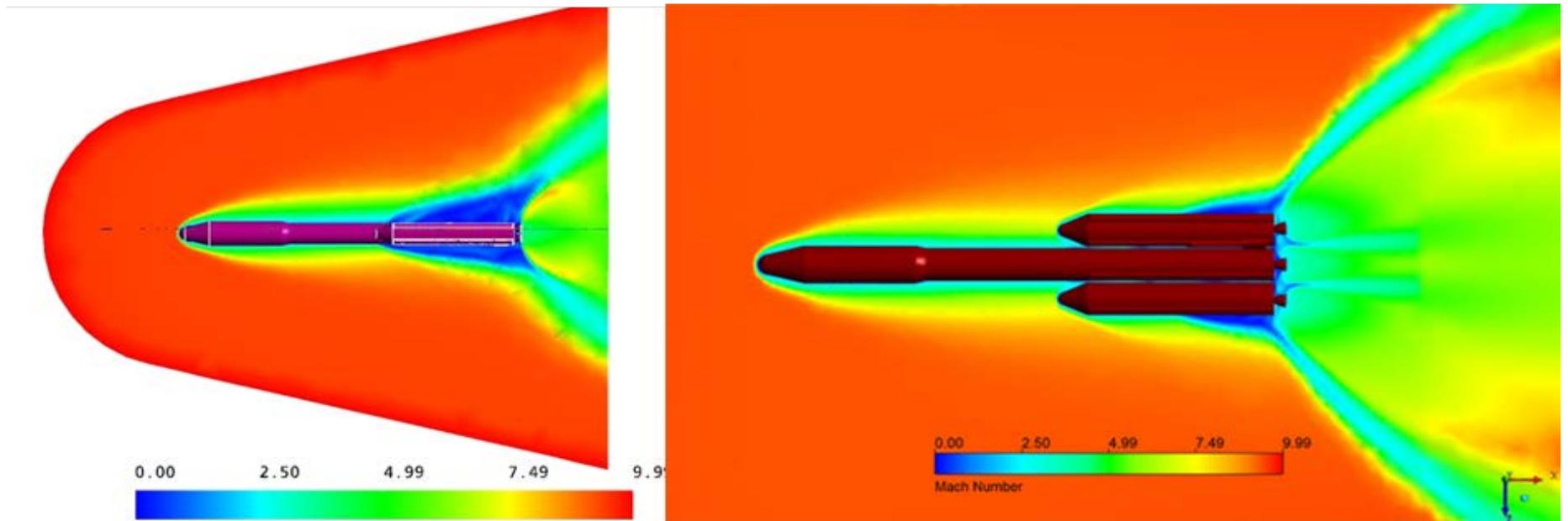


Распределение уровня турбулентного давления SPLt [dB] в пл. xOy при $M = 4.17$, $\alpha = 3^\circ$, центральный двигатель 2 степени включен

Примеры использования математических имитационных моделей:

Развитие зоны отрыва на больших высотах при гиперзвуковом обтекании

Поля чисел Маха

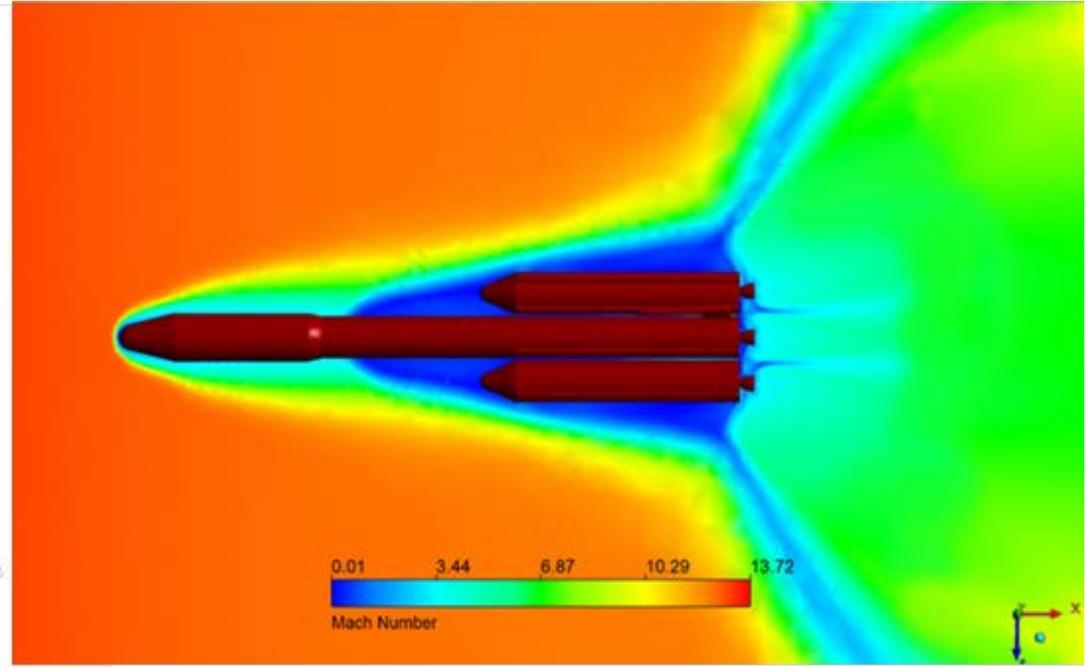
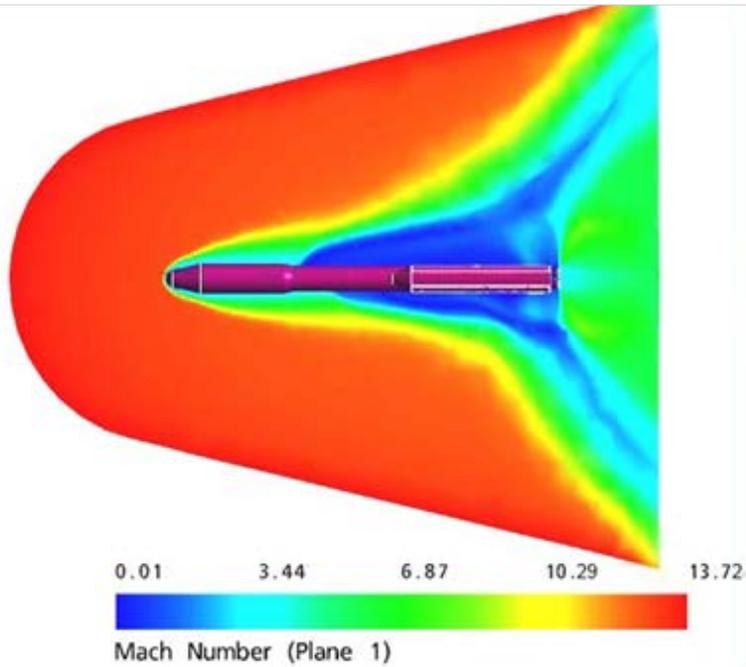


$$M_{\infty} = 10, \alpha = 3^{\circ}$$

Примеры использования математических имитационных моделей:

Развитие зоны отрыва на больших высотах при гиперзвуковом обтекании

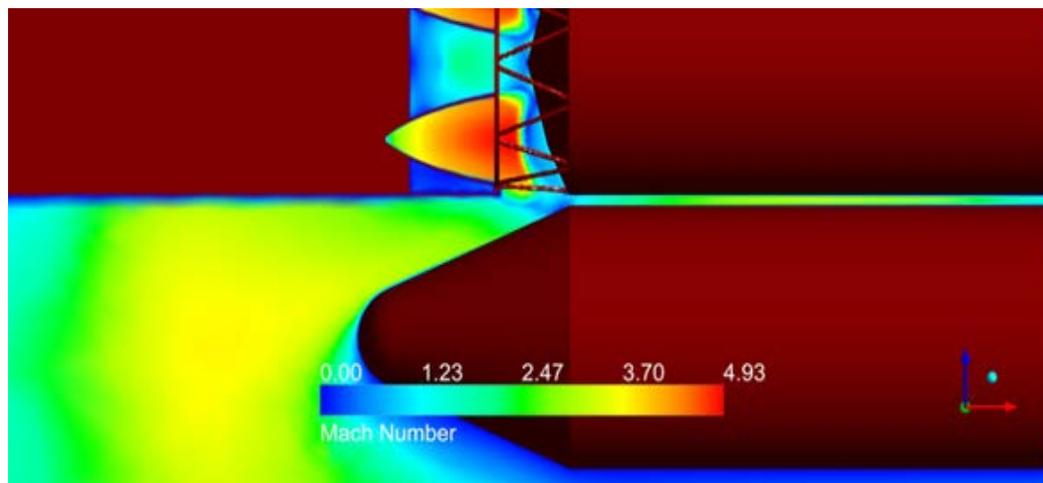
Поля чисел Маха



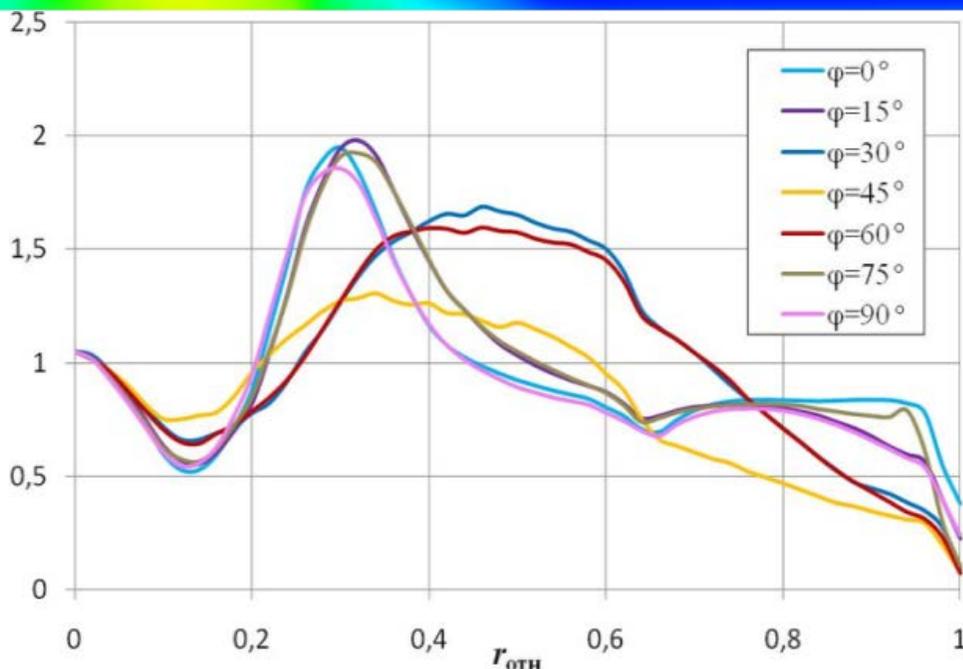
$$M_{\infty} = 13.7, \alpha = 3^{\circ}$$

Примеры использования математических имитационных моделей:

«Горячее» разделение ступеней



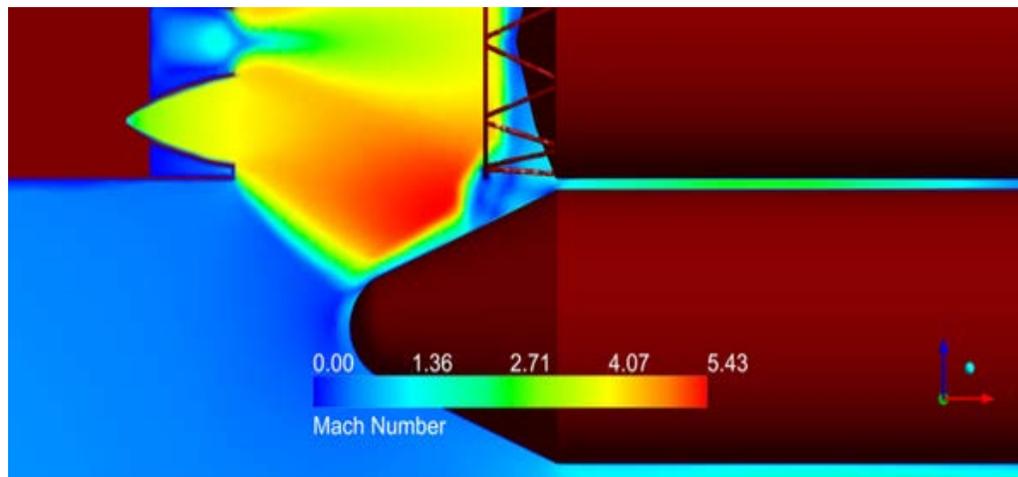
$$S_{отн} = 0 \text{ м}$$



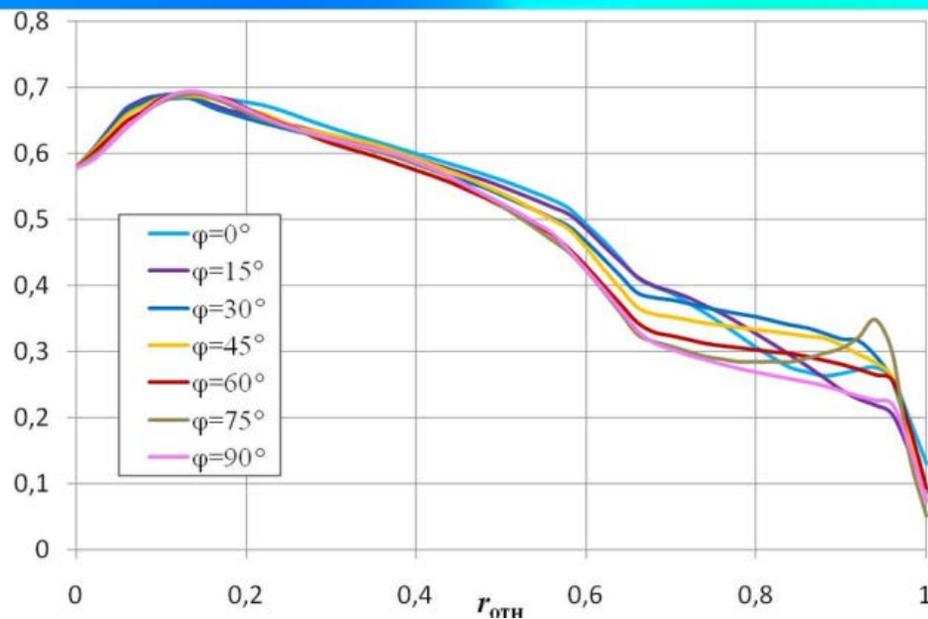
Распределение
 $C_p = p \cdot S / R$ по
отражателю.
 R – тяга
 S – площадь мишени

Примеры использования математических имитационных моделей:

«Горячее» разделение ступеней



$$S_{отн} = 4 \text{ м}$$



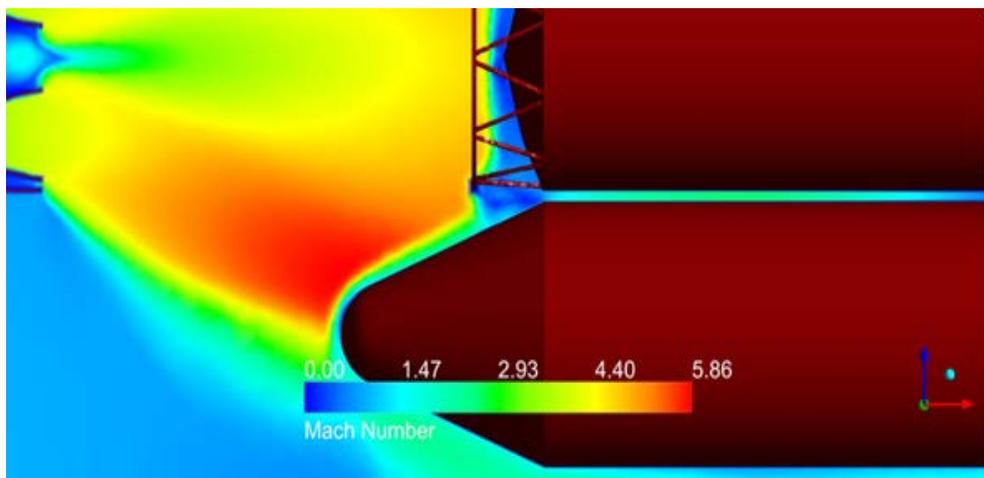
Распределение
 $C_p = p \cdot S / R$ по
отражателю.

R – тяга

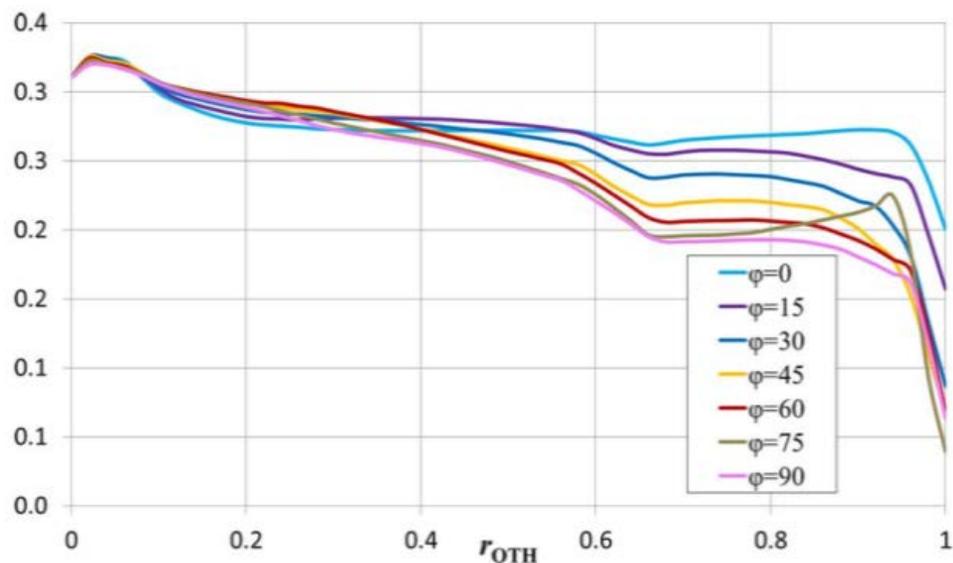
S – площадь мишени

Примеры использования математических имитационных моделей:

«Горячее» разделение ступеней



$$S_{отн} = 7 \text{ м}$$



Распределение
 $C_p = p \cdot S / R$ по
отражателю.

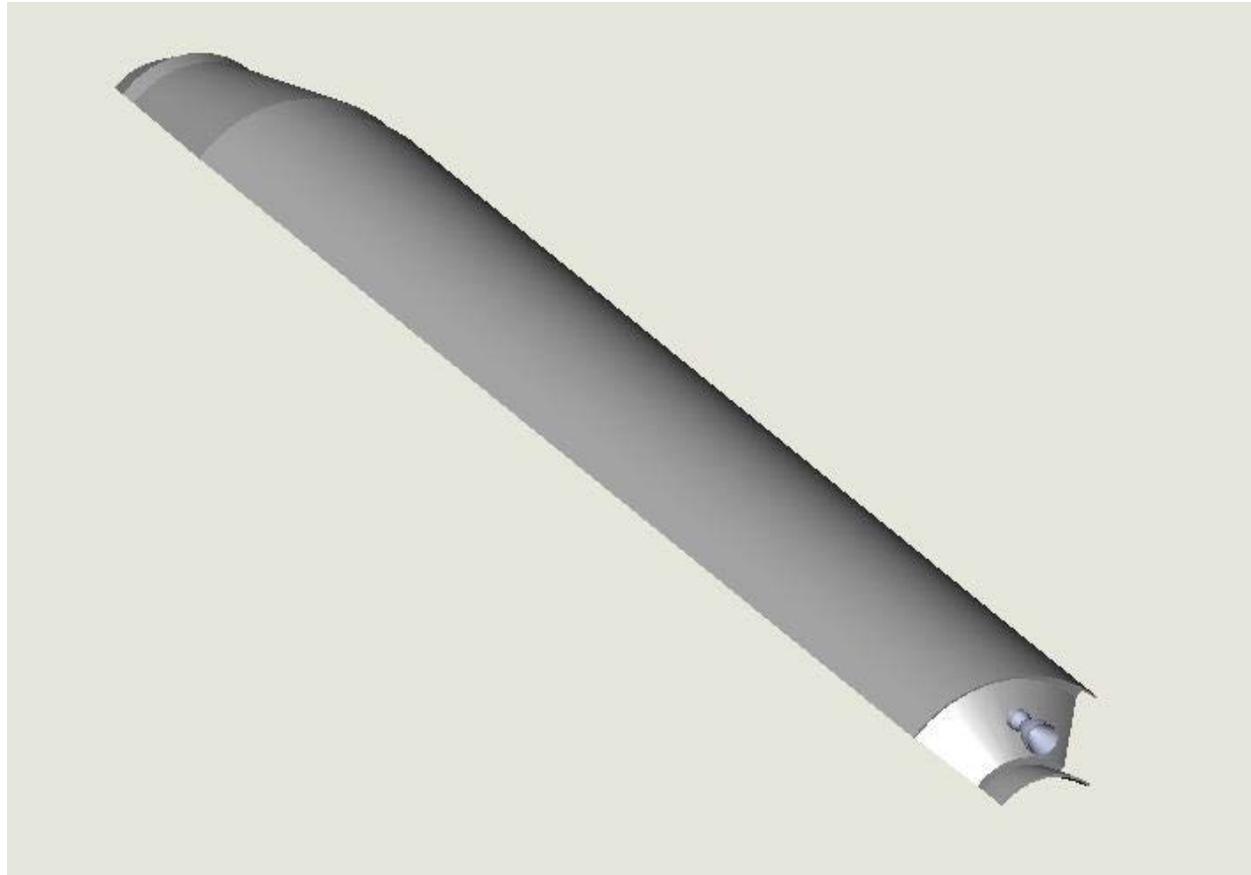
R – тяга

S – площадь миделя

Примеры использования математических имитационных моделей:

Исследование донного давления, сравнение с данными летных испытаний

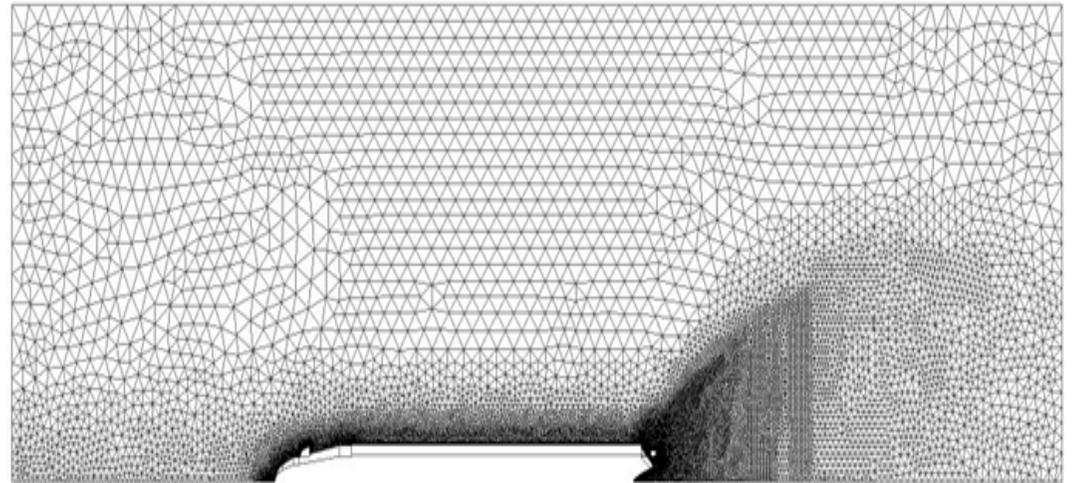
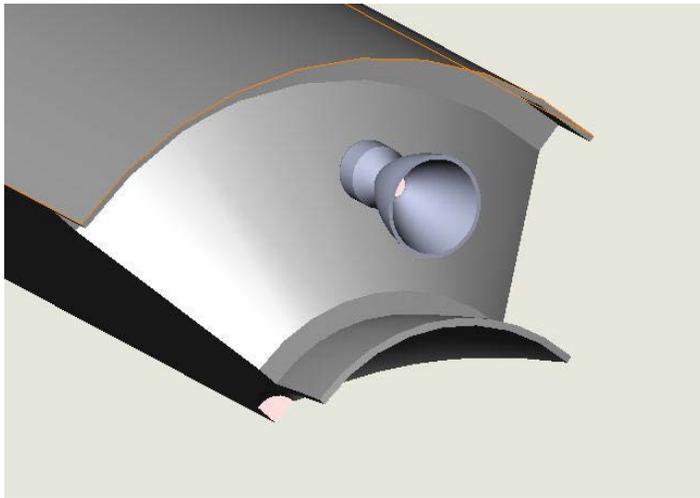
Расчеты проводились при нулевом угле атаки, что позволило благодаря наличию плоскостей симметрии использовать для моделирования 1/4 часть ракеты.



Примеры использования математических имитационных моделей:

Исследование донного давления, сравнение с данными летных испытаний

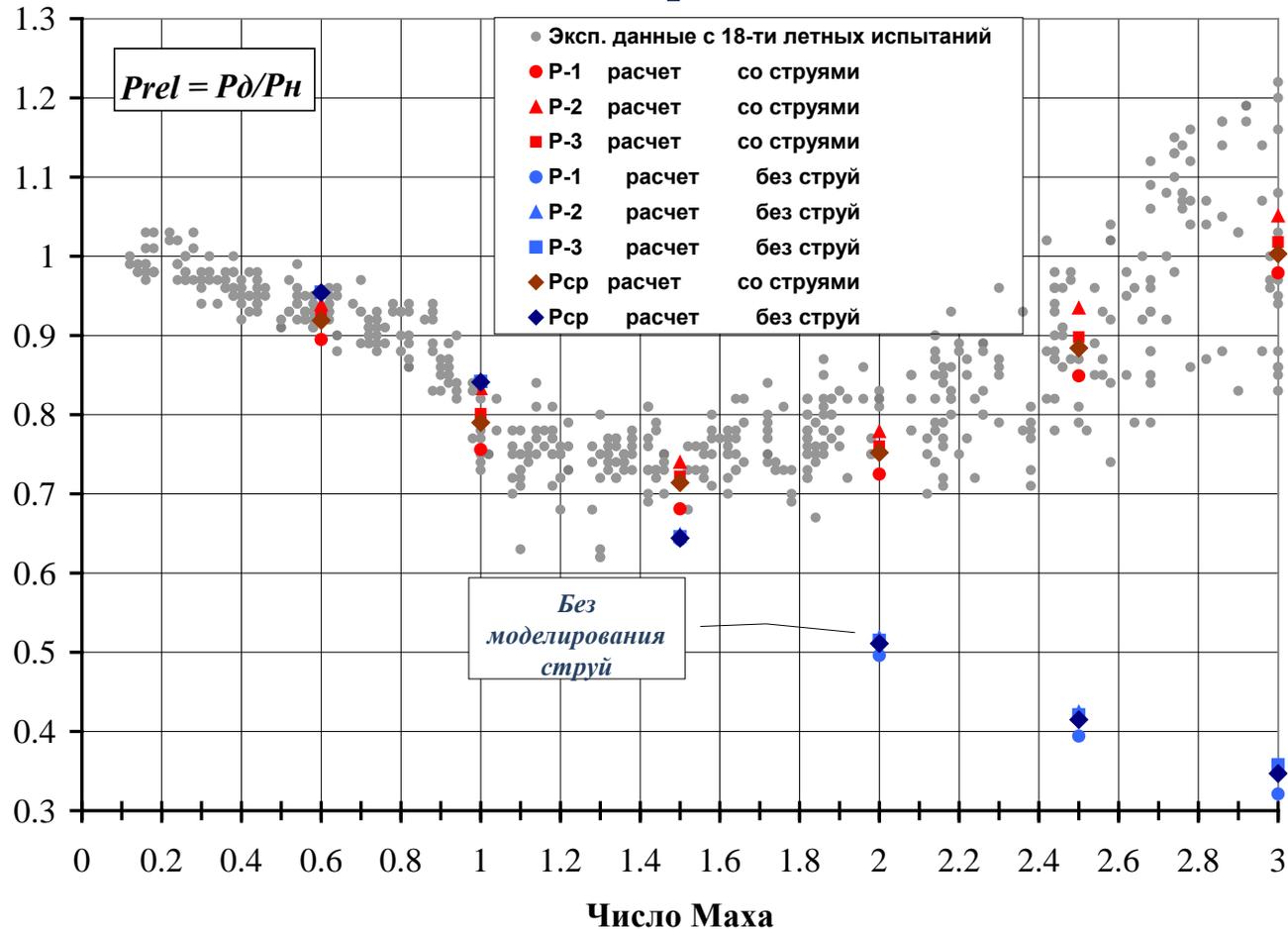
Ракета имеет маршевое центральное сопло и четыре сопла рулевого блока. Расчетная модель геометрии представлена на рисунке. Расчет струй проводился от критических сечений сопел путем задания на них соответствующих граничных условий (статическое давление и температура, скорость, степень турбулентности), которые в процессе расчета не изменялись. Все расчеты проводились в стационарной постановке.



Примеры использования математических имитационных моделей:

Исследование донного давления, сравнение с данными летных испытаний

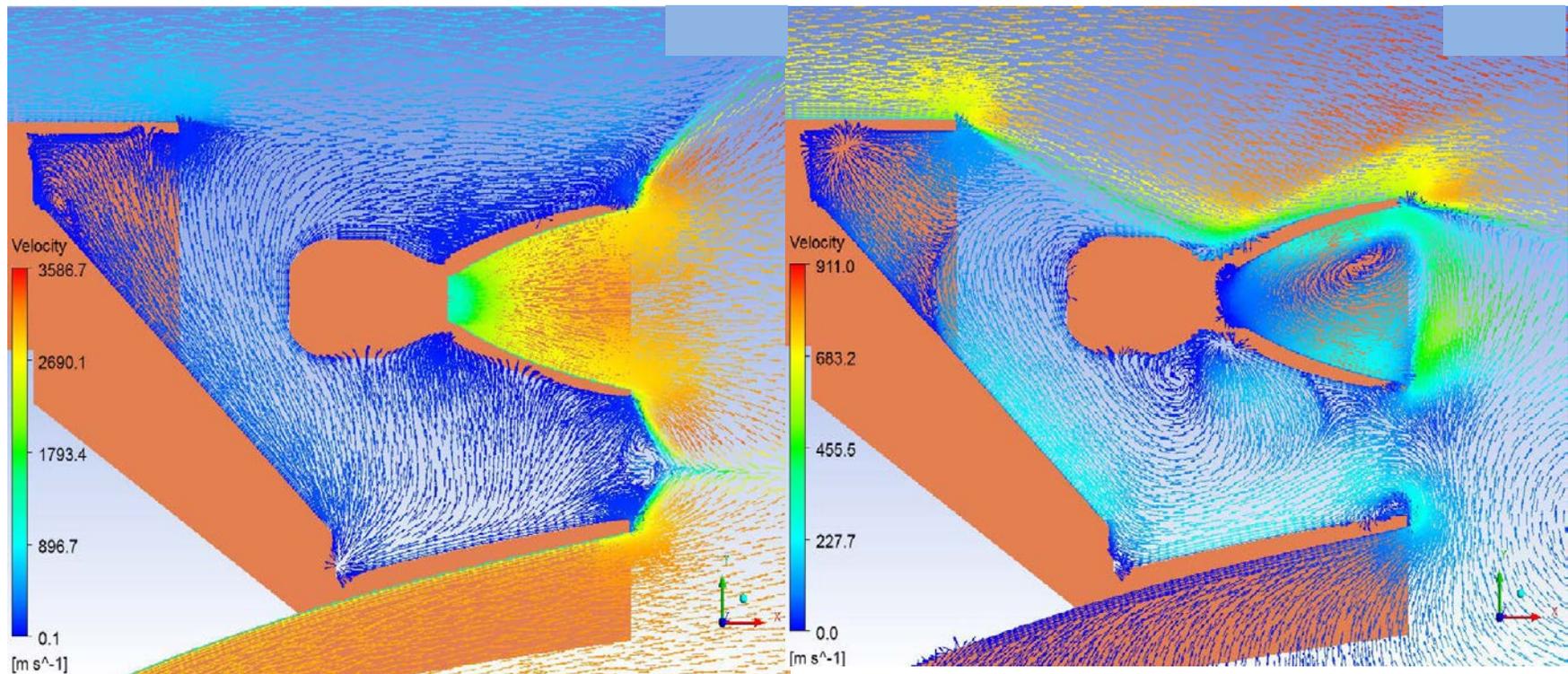
Результаты расчетов и сравнение с данными летных измерений



Примеры использования математических имитационных моделей:

Исследование донного давления, сравнение с данными летных испытаний

$M = 3.0$: векторные картины течения с моделированием струй (слева) и без моделирования (справа)



Внешний поток при $M = 3.0$ с моделированием струй не отклоняется в сторону оси ракеты из-за выравнивания давлений в донной области и спутном потоке.

Примеры валидации математических имитационных моделей для задач гиперзвукового обтекания:

Восстановленные данные летного эксперимента ЛА OREX, для точки траектории на высоте $H = 92,4$ км

Летательный аппарат OREX

Параметры расчета:

$$\rho_{\infty} = 1,94 \times 10^{-6} \text{ кг/м}^3$$

$$V_{\infty} = 7454,1 \text{ м/с}$$

$$T_{\infty} = 188 \text{ К}$$

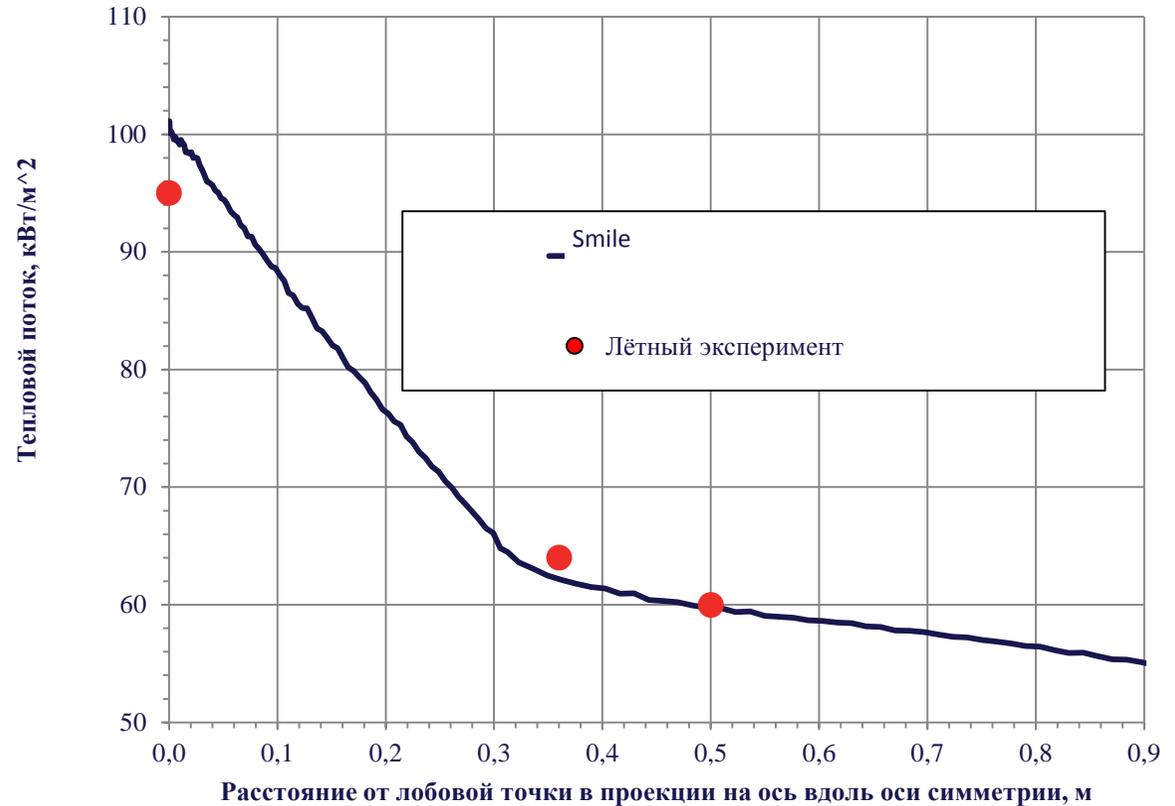
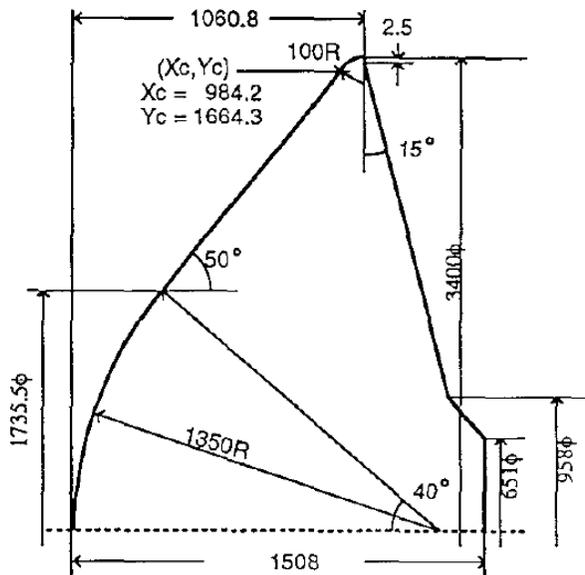
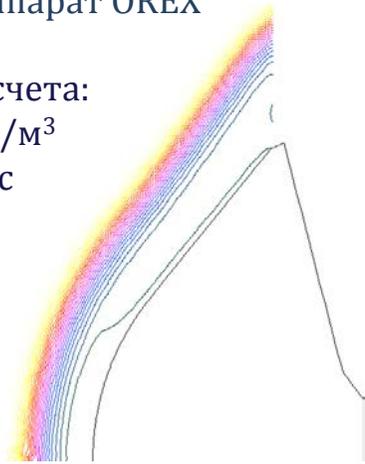
$$T_w = 586,1 \text{ К}$$

$$H = 92,8 \text{ км}$$

$$C_{N2\infty} = 0,769$$

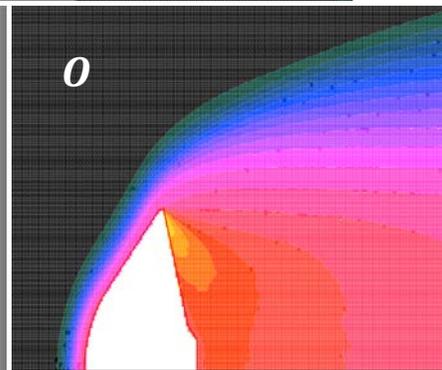
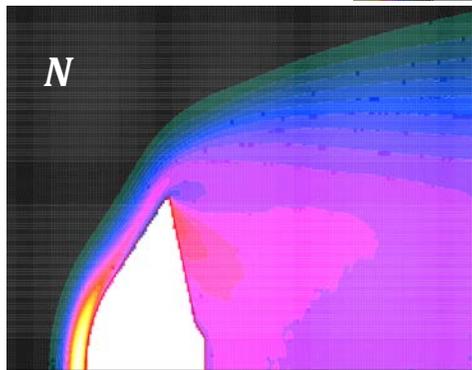
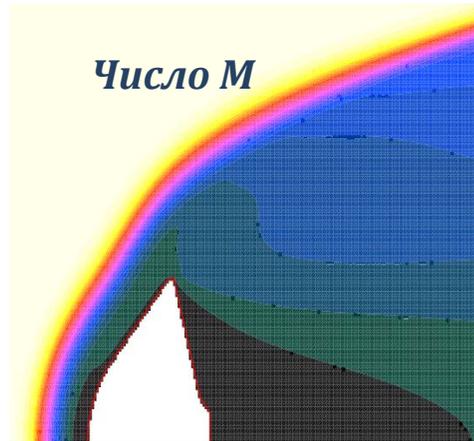
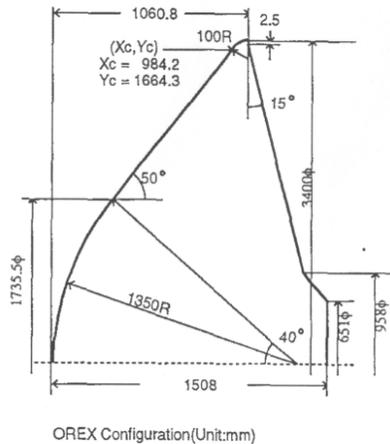
$$C_{O2\infty} = 0,226$$

$$C_{O\infty} = 0,005$$



Примеры использования математических имитационных моделей:

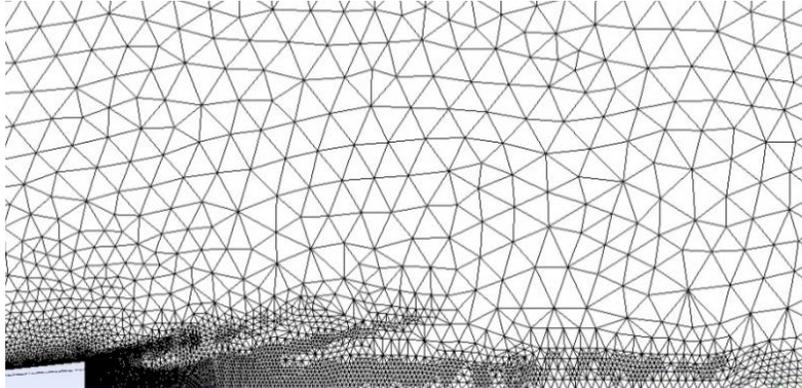
Пример прямого статистического моделирования (SMILE):
 $M = 27$, $H = 92.8$ км, $V = 7454$ м/с, $P_{\infty} = 0.163$ Па, $T_{\infty} = 188.7$ К, $T_w = 492$ К



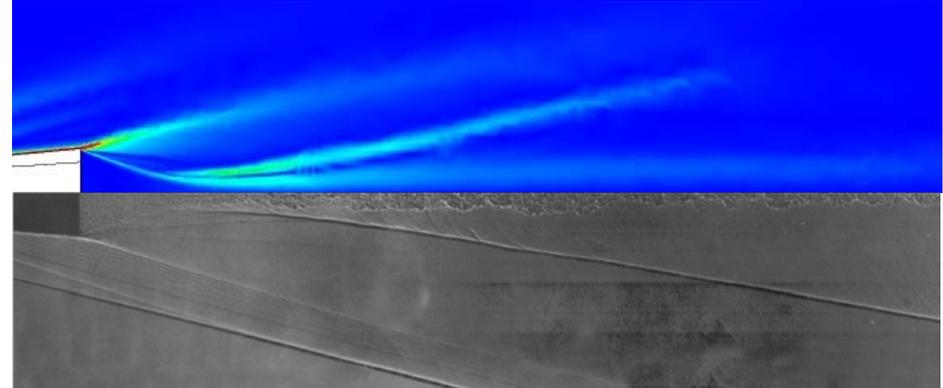
Система *SMILE* основана на методе прямого статистического моделирования Монте-Карло (ПСМ) и разработана в ИТПМ СО РАН. Численное исследование высокоскоростных течений (для скоростей до 8000 м/с) в переходном по числу Кнудсена режиме, характерном для обтекания спускаемого аппарата (СА) на высотах от 70 км до 150 км.

Примеры использования математических имитационных моделей:

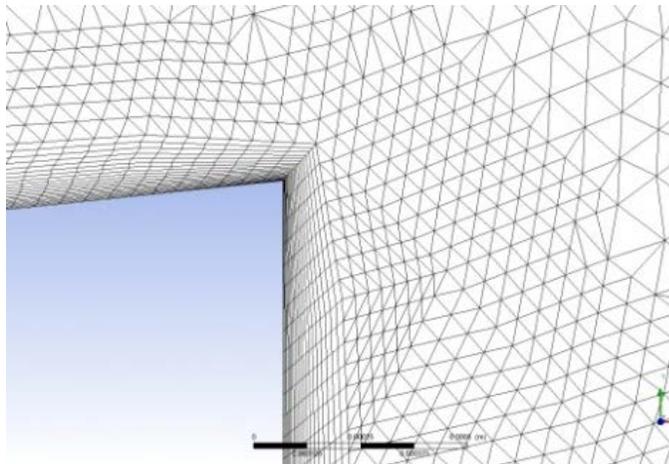
Расчетно-экспериментальное исследование картины течения в донной области сверхзвукового летательного аппарата



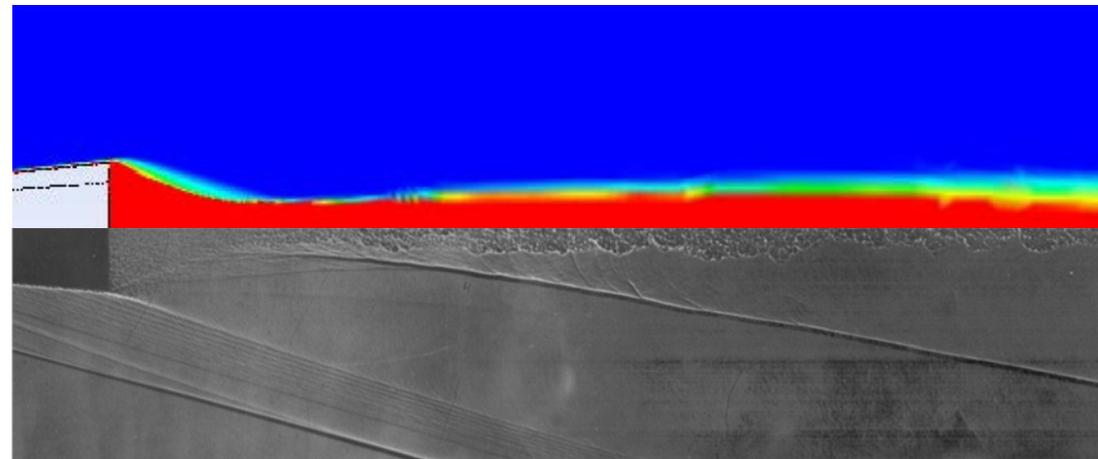
Расчетная сетка после адаптации



Градиент плотности



Сетка в пограничном слое в донной области



Турбулентная кинетическая энергия

Картины обтекания в расчетной области и шпирен изображение, полученное в эксперименте.

Использование математического моделирования аэрогазогидродинамики позволяет:

В настоящее время:

- *С проектной точностью определять АДХ и ударно-волновые нагрузки при проектировании изделий сложной компоновки во всём диапазоне условий их функционирования, оптимизировать аэродинамическую компоновку и тепловую защиту*
- *Выполнять проектные разработки в более сжатые сроки за счёт ускорения расчётов и сокращения объёмов экспериментальной отработки.*
- *Исследовать физические процессы вне и внутри сложных компоновок*

В перспективе:

- *Разрабатывать с максимальной детализацией имитационные модели аэрогазодинамики и ударно-волновых процессов изделий РКТ, что значительно повысит точность определения АДХ и ударно-волновых воздействий, даст возможность комплексной оптимизации АДХ, теплозащиты и компоновки и до необходимого минимума сократит объём наземной экспериментальной отработки.*

Спасибо за внимание!

