

# ОПЫТ СУПЕРКОМПЬЮТЕРНОГО ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОГАЗОГИДРОДИНАМИКИ В РАБОТАХ ГОСУДАРСТВЕННОГО РАКЕТНОГО ЦЕНТРА

В.Г. ДЕГТЯРЬ<sup>1</sup>, В.И. ПЕГОВ<sup>1,2</sup>, А.А. СЕРГЕЕВА<sup>1</sup>, В.И. ХЛЫБОВ<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Акционерное общество "Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева",  
Россия, г. Миасс, [src@makeyev.ru](mailto:src@makeyev.ru)

<sup>2</sup> Южно-Уральский федеральный научный центр минералогии и геоэкологии УрО РАН

Рассмотрен опыт применения суперкомпьютерного имитационного моделирования аэрогазогидродинамики и теплообмена при решении ряда задач проектирования изделий ракетно-космической техники. Обзор охватывает вопросы численного моделирования процессов при старте, включая старт ракет с самолета-носителя, в полете, включая полет в сплошной среде на до- и сверхзвуковых скоростях до высот 70-80 км и разделение ступеней РН, в донной области сверхзвукового летательного аппарата (ЛА) при полете на сверхзвуковой скорости; расчетно-экспериментальные исследования газодинамики блочных струй продуктов сгорания и процессов эжекции в проеме пускового стола, а также многое другое.

Приводятся примеры валидации вышеперечисленных имитационных моделей.

Развитие ракетно-космической техники в значительной степени стимулирует прогресс в области вычислительной техники и математического моделирования процессов аэрогазогидродинамики и теплообмена, что позволяет разрабатывать все более детальные и адекватные имитационные модели. Это, в свою очередь, 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 программных средств, реализующих решение уравнений Навье-Стокса для движения в сплошной среде (CFD-пакеты), или использующих прямое статистическое моделирование для решения уравнений Больцмана при движении в разреженной среде, как коммерческих (в т.ч. российской разработки), так и открыто распространяемых. При исследовании ударно-волновых процессов в газах используется уравнения состояния реального газа.

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.

Внедрение имитационного математического моделирования в практику расчётов аэрогазогидродинамики и теплообмена – длительный и трудоемкий научно-технический процесс.

В настоящее время АО «ГРЦ Макеева» успешно проводит научно-исследовательские работы по внедрению в повседневную инженерную практику имитационного математического моделирования физических процессов, сопровождающего жизненный цикл ракетно-космической техники от процесса разработки до работ по продлению сроков эксплуатации.

В перечень основных задач АО «ГРЦ Макеева» и расчетных моделей, описывающих определенные условия их решения, входят [1-4]:

1. Старт: наземный, с самолета-носителя;
2. Полет РН по траектории: интегральные и распределенные аэродинамические характеристики (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;
3. Аэродинамика и тепловые режимы спускаемых ЛА: АДХ, тепловые режимы ЛА вне атмосферы, тепловые режимы ЛА с учетом абляции, температурные режимы в донной области, сопряженный аэротермодинамический расчет траектории и тепловых режимов спускаемых ЛА с перестройкой геометрии в процессе счета;
4. Наземная эксплуатация РН: температурные и влажностные режимы (ТВР) РН при транспортировке и на стартовом комплексе, внутренние течения в отсеках при термостатировании в процессе подготовки, долговременное хранение, старение материалов.

Решение подобных задач аэрогазогидродинамики и теплообмена, как правило, связано с высокими затратами вычислительных ресурсов. Это предопределяет необходимость высокопроизводительных вычислительных систем и специального программного обеспечения.

Вычислительные системы АО «ГРЦ Макеева» позволяют проводить такие расчеты. К ним относятся:

1. Кластеры, от 0,5 до 30 *TFlops*;
2. Рабочие станции (*HP Z840, HP Z800, HP Z400*), оснащенные графическими ускорителями *NVIDIA Tesla K40, INTEL Xeon Phi*.

Программное обеспечение (ПО), которым располагает АО «ГРЦ Макеева» для решения задач с использованием имитационного математического моделирования, включает следующие программы и программные комплексы:

1. 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. FlowVision (с 2002 года);
  5. Flo EFD (с 2005 года);
  6. OpenFoam (open GNU) (с 2010 года);
  7. ЛОГОС (с 2018 года).
- II. Для разреженной среды
8. SMILE (с 2013 года).

**Элементами имитационной математической модели** в общем случае для исследования явлений, входящих в перечень основных задач АО «ГРЦ Макеева», являются:

1. Уравнения Навье-Стокса в CFD-пакетах.
2. Модель турбулентности:  $k$ - $\epsilon$  или  $k$ - $\omega$  SST [5] с учетом ламинарно-турбулентного перехода.
3. Граничные условия (при моделировании крейсерского полета):
  - 3.1. Входные (Inlet) – сверхзвуковые: скорость и направление потока, статическое давление и температура, степень турбулентности (малая – относительные пульсации  $u/U \sim 1-2\%$ ).
  - 3.2. Открытые (Opening): задаются статическое давление, температура, степень турбулентности для втекающего газа, втекание – вытекание газа в любой области границы определяется разностью давлений во внешней среде и в расчетной области.
  - 3.3. Выходная (Outlet): сверхзвуковая (неотражающая).
4. Все стенки расчетной области принимаются как адиабатические или 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 5000 К.
7. Коэффициенты вязкости и теплопроводности заданы в форме Сезерленда.
8. Модель горения: Finite Rate Chemistry and Eddy Dissipation (с ограниченным набором химических реакций) 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  $CO_2$ .

Далее приводится обзор наиболее интересных задач, решаемых с использованием суперкомпьютерного моделирования.

**Разработка математических моделей турбулентности.  $k - \epsilon$  модель турбулентности** Модели турбулентности возникли из-за ограниченности вычислительных ресурсов. Наиболее популярной в современной практике моделирования является модель турбулентности  $k - \epsilon$ , предложенная Чоу и впоследствии неоднократно модифицированная [7].

Для корректного учета распада турбулентных вихрей при решении задач моделирования сверхзвуковых струй предложены различные виды поправок на сжимаемость. Здесь в модель вводится поправка, учитывающая сжимаемую диссипацию [1, 2].

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) - \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] = P - \rho \epsilon + S_{CC}; \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho \epsilon}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \epsilon u_i) - \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right] = C_{\epsilon_1} P \frac{\epsilon}{k} - C_{\epsilon_2} \rho \epsilon \frac{\epsilon}{k} + S_{VS} \quad (2)$$

где:

$\mu_T = C_\mu \rho \frac{k^2}{\epsilon}$  – коэффициент турбулентной вязкости;

$S_{CC} = \overline{u'_{i,i}} + \overline{p'u'_{i,i}} = -\alpha_1 \overline{M_T^2} P - \alpha_2 \overline{M_T^2} \rho \epsilon$  – поправка, отвечающая за сжимаемую диссипацию;

$C_{\epsilon_1} = 1,43; C_{\epsilon_2} = 1,92; C_\mu = 0,09$  – безразмерные модельные константы;

$\sigma_\epsilon = 1,3; \sigma_k = 1,0$  – турбулентное число Прандтля для  $k$  и  $\epsilon$ , соответственно.

**Валидационный пример: распределение давления Пито** Для выявления возможных погрешностей и неопределенностей математической модели и модифицированной версии модели турбулентности  $k - \epsilon$ , а также для количественной оценки погрешности численного решения, полученного посредством компьютерного моделирования, проводилось валидационное моделирование холодных и горячих струй и последующее сравнение между расчетом и экспериментом. Результат анализа точности полученного решения представлен в графическом виде на рис. 1 и рис. 2.



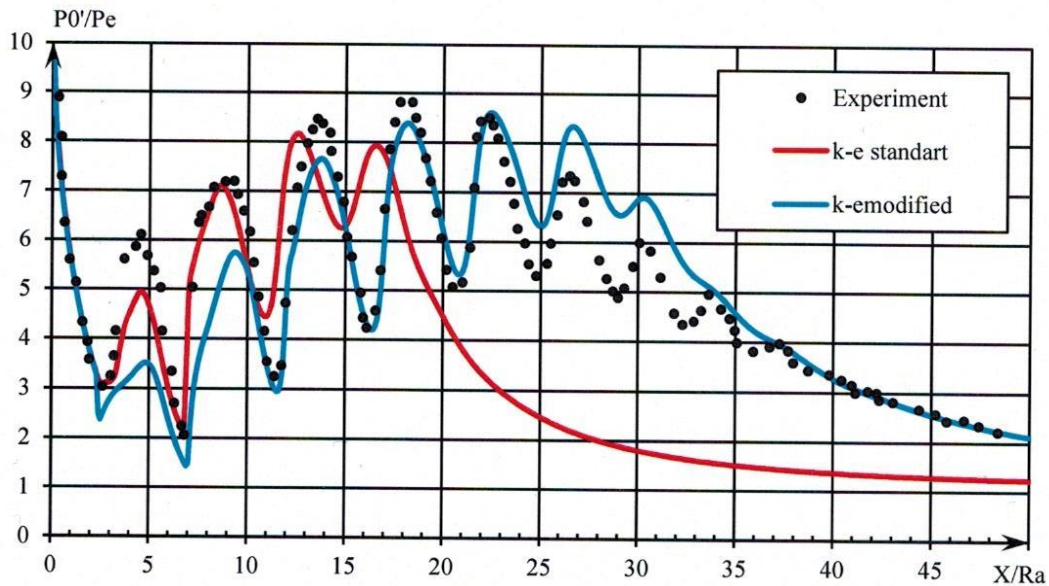


Рис. 1 – Распределение давления Пито по оси «холодной» струи. Эксперимент Запрыгаева В. И. ( $p_a/p_e=0.6$ ,  $Ma=3$ ,  $T_a=294K$ )

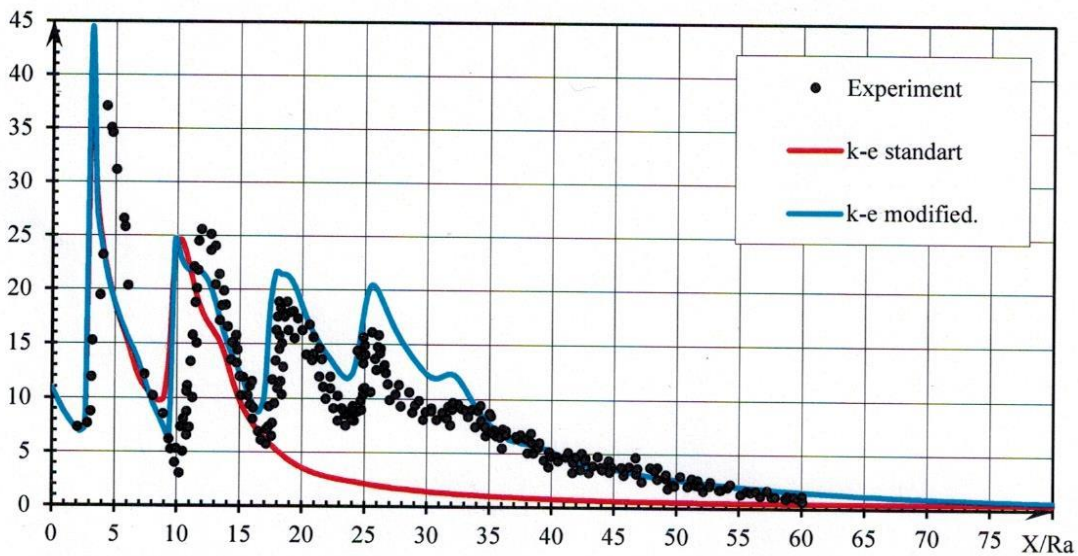


Рис. 2 – Распределение давления Пито по оси «горячей» струи. Эксперимент ЦНИИмаш ( $p_a/p_e=0.65$ ,  $Ma=4$ ,  $T_a=2860K$ )

**Разработка математических моделей турбулентности.  $k - \omega$  SST модель турбулентности** Модель турбулентности  $k - \omega$  SST является комбинацией моделей  $k - \omega$  Вилкокса и  $k - \epsilon$ , где  $k - \omega$  используется для моделирования процессов, происходящих вблизи стенки (пристеночный слой), а  $k - \epsilon$  – для моделирования процессов во внешнем регионе.  $k - \omega$  SST широко используется в инженерной практике и входит во многие пакеты вычислительной газогидродинамики.

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \rho k u_j - (\mu + \sigma_k \mu_\epsilon) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] = P - \beta^* \rho \omega k; \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \rho \omega u_j - (\mu + \sigma_\omega \mu_\epsilon) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] = \frac{\gamma}{\nu_t} P - \beta \rho \omega^2 + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega_2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}; \quad (4)$$

Здесь:

$$P = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j};$$

$$F_1 = \tanh(\text{arg}_1^4), \text{arg}_1 = \min \left[ \max \left( \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500 \nu}{d^2 \omega} \right), \frac{4 \rho \sigma_{\omega_2}}{CD_{k\omega} d^2} \right],$$

$$\text{где } CD_{k\omega} = \max \left( \frac{2 \rho \sigma_{\omega_2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right);$$

$$F_2 = \tanh(\arg g_2^2), \arg g_2 = \max\left(2 \frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega d}, \frac{500\nu}{d^2 \omega}\right);$$

$$\gamma_1 = \frac{\beta_1}{\beta^*} - \frac{\sigma_{\omega_1} \kappa^2}{\sqrt{\beta^*}},$$

где  $\sigma_{k_1} = 0,85$ ;  $\sigma_{\omega_1} = 0,5$ ;  $\beta_1 = 0,075$ ;  $\sigma_{k_2} = 1,0$ ;

$$\gamma_2 = \frac{\beta_2}{\beta^*} - \frac{\sigma_{\omega_2} \kappa^2}{\sqrt{\beta^*}},$$

где  $\sigma_{\omega_2} = 0,856$ ;  $\beta_2 = 0,0828$ ;  $\beta^* = 0,09(1 + 1,5F(M_t))$ ;  $\kappa = 0,42$ ;

$$F(M_t) = (M_t^2 - M_{t0}^2)H(M_t - M_{t0}),$$

где  $M_t^2 = \frac{2k}{a^2}$ ;  $M_{t0} = 0,5$ ;  $a = \sqrt{\gamma RT}$ .

Однако у данной модели турбулентности имеются проблемы с поправками на сжимаемость, которые существенно завышают дальность струй при их моделировании. Решение: 1) модификация параметра  $M_{t0}$  (пороговое значение числа Маха по пульсациям скорости в модели турбулентности  $k - \omega SST$ ); 2) введение поправки на температурный фактор. Решение получено при валидационном расчете свободной струи от критики сопла и сравнение с уникальным экспериментом (рис. 3). Для расчета использовались следующие начальные условия: 1)  $M_a=3.24$ ,  $n=0.73$ ,  $T_0=2850K$ ; 2) по составу (в массовых долях):  $[CO]_a=0,29$ ,  $[H_2]_a=0,01$ ,  $[CO_2]_a=0,4$ ,  $[N_2]_a=0,15$ ,  $[H_2O]=0,15$ .

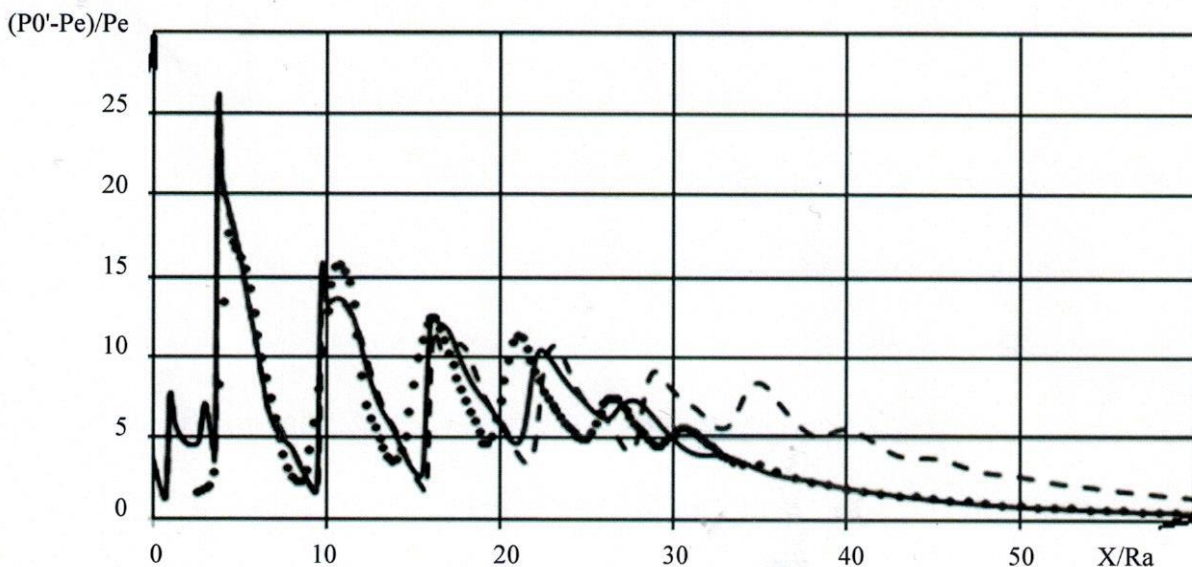


Рис. 3 – Распределение давления Пито по оси «холодной» струи.

Разработанные модификации моделей турбулентности, представленные ранее, использовались, в частности, в задаче оптимизации газохода при наземном старте с космодрома.

#### Примеры использования математических имитационных моделей

**Наземный старт с космодрома. Оптимизация газохода** Проводилось моделирование многоблочных струй с учетом нестационарных процессов при запуске двигательной установки первой ступени (иначе: моделирование циклограммы выхода двигательной установки на режим полной тяги) применительно к натурным условиям старта. Размерность задачи составила около 7,5 млн. ячеек.

В результате, с учетом полученных картин температурного воздействия струй на газоход стартового сооружения (рис. 5) и развития ударно-волнового процесса в газоход стало возможным выявить следующие оптимизационные решения для изменения конфигурации газохода:

1. Увеличить глубину газохода;
2. Увеличить длину перекрытия;
3. Уменьшить угол наклона открытой части газоотражателя;
4. Добавить скос боковых стенок открытой части газохода.

Таким образом, измененная конфигурация газохода имеет вид, представленный на рис. 4.



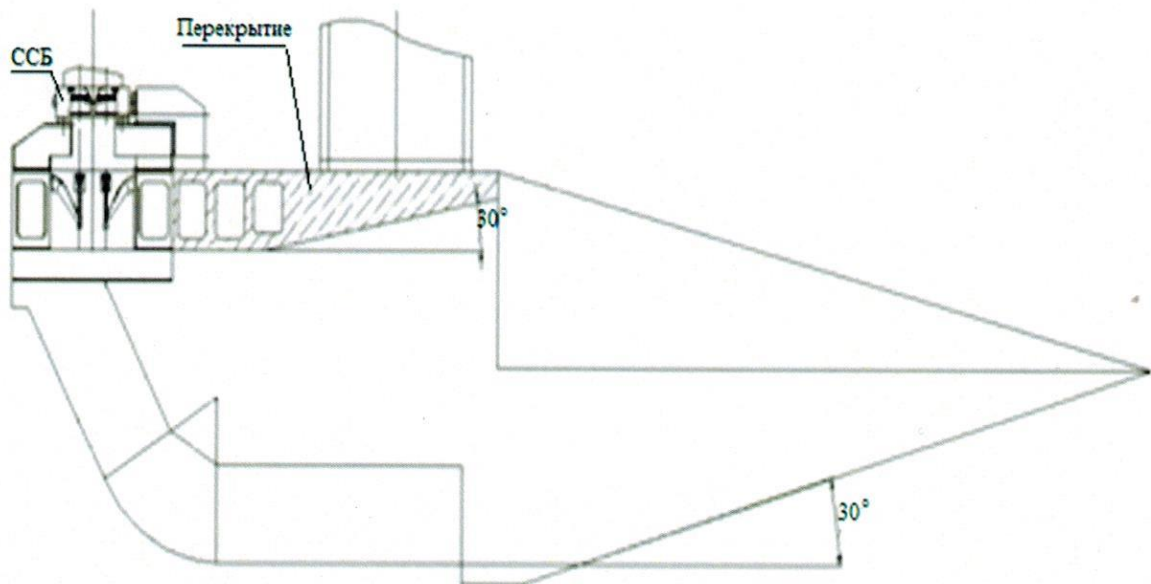


Рис. 4 – Изменённая конфигурация газохода.

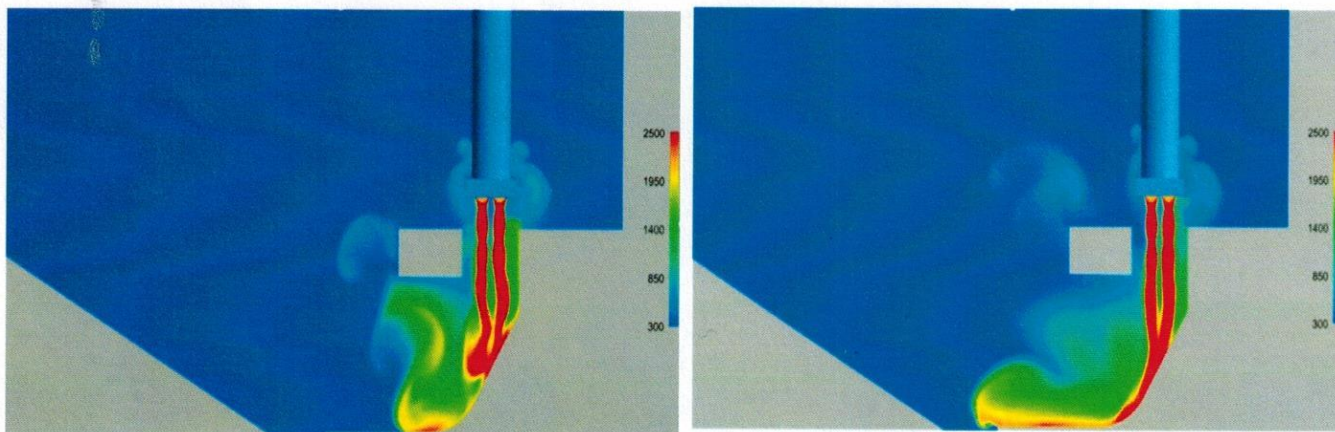


Рис. 5 – Воздействие многоблочных струй на стартовое сооружение

**Воздушный старт с самолета** Моделировался выход РН из контейнера, расположенного в хвостовом отсеке самолета-носителя, при высоте полета 10 км с учетом движения самолета-носителя. При этом вводился ряд ограничений, включающий в момент начала расчета отсутствие ударных волн в контейнере, а также соосность РН и контейнера. Задача решалась как сопряженная с использованием перестраиваемых сеток.

В результате сквозного расчета процесса разделения определены величины воздействий на самолет и РН при разделении, получены картины обтекания как самолета, так и самого РН в процессе выхода. На рис. 6 и 7 представлены контуры давлений при старте и линии течения в хвостовой области самолета-носителя, соответственно.

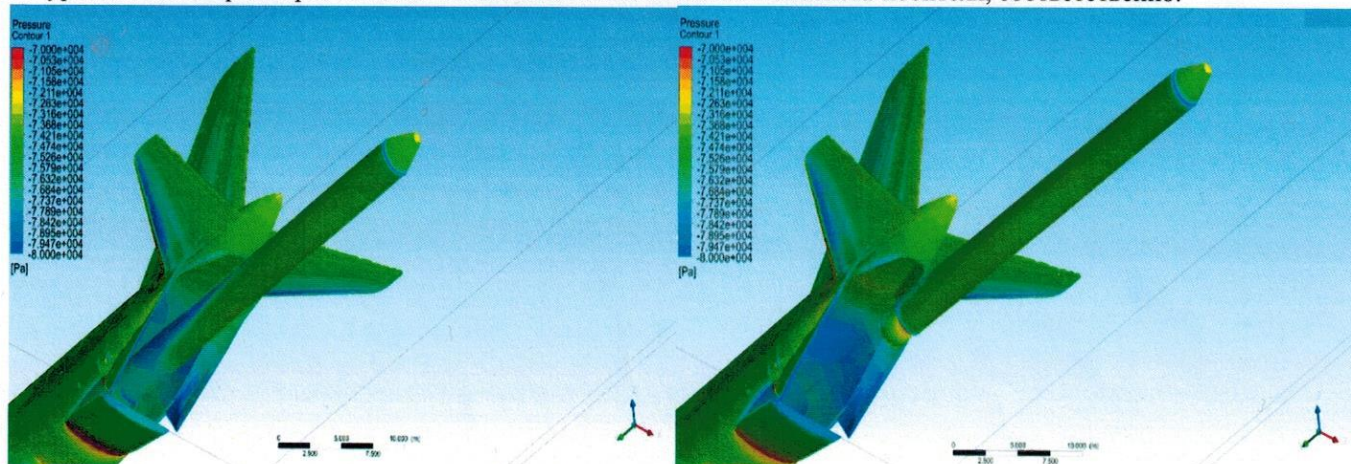


Рис.6 – Контурсы давлений при старте



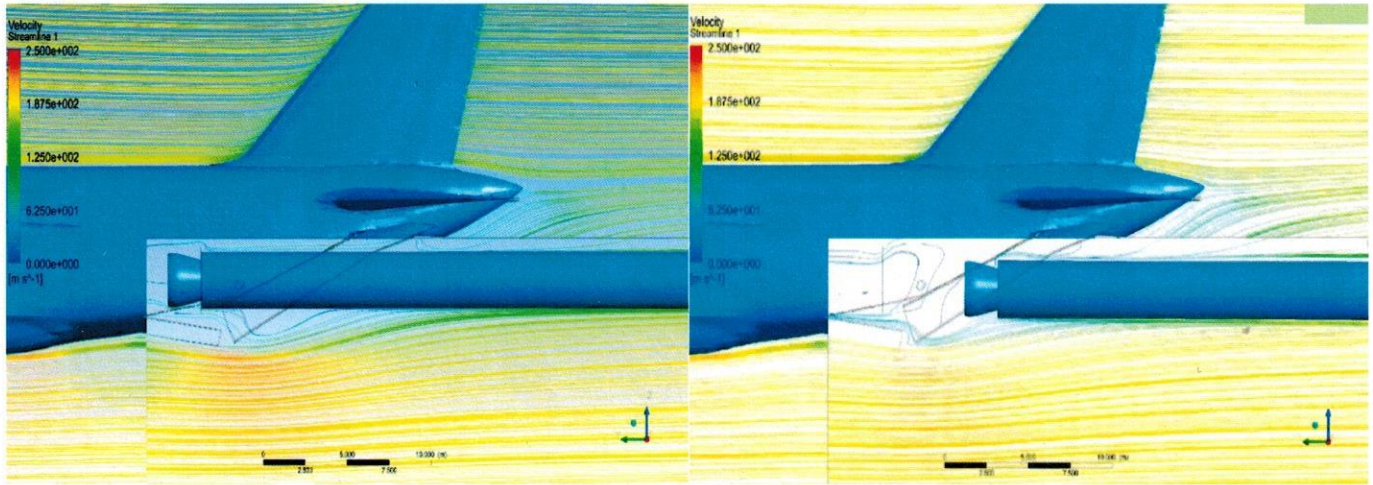


Рис.7 – Линии течения в хвостовой области самолета-носителя

### Расчет аэродинамики РН в полете

**Валидация CFD-пакета для расчета аэродинамики РН пакетной компоновки** С целью оптимизации возможностей и точности компьютерного моделирования аэродинамики РКН пакетной компоновки с помощью CFD-пакета было проведено численное исследование физической картины течения с определением распределенных АДХ. Для расчета была построена сеточная модель, количество расчетных ячеек в которой составляет 40 млн. (из них 14 млн. ячеек – у поверхности для расчета пограничного слоя). Компоновка РН и система координат приведены на рис. 8.

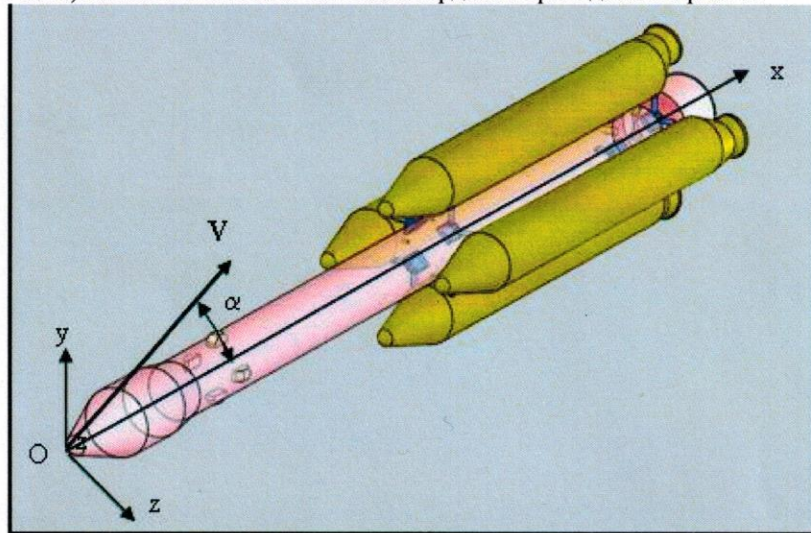


Рис. 8 – Компоновка РН и система координат

Ниже, на рис. 9-11 приведены сравнительные графики расчетных и экспериментальных распределений коэффициента давления  $C_p$  по поверхности в плоскости  $xOy$  при нулевом угле атаки  $\alpha = 0^\circ$  для двух чисел Маха.

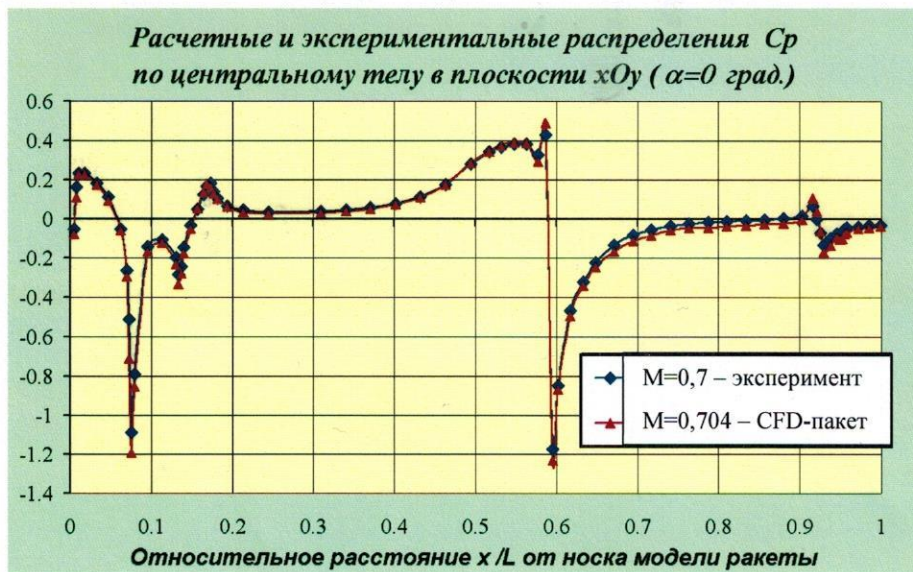


Рис. 9 – Расчетные и экспериментальные распределения  $C_p$  по центральному телу в плоскости  $xOy$



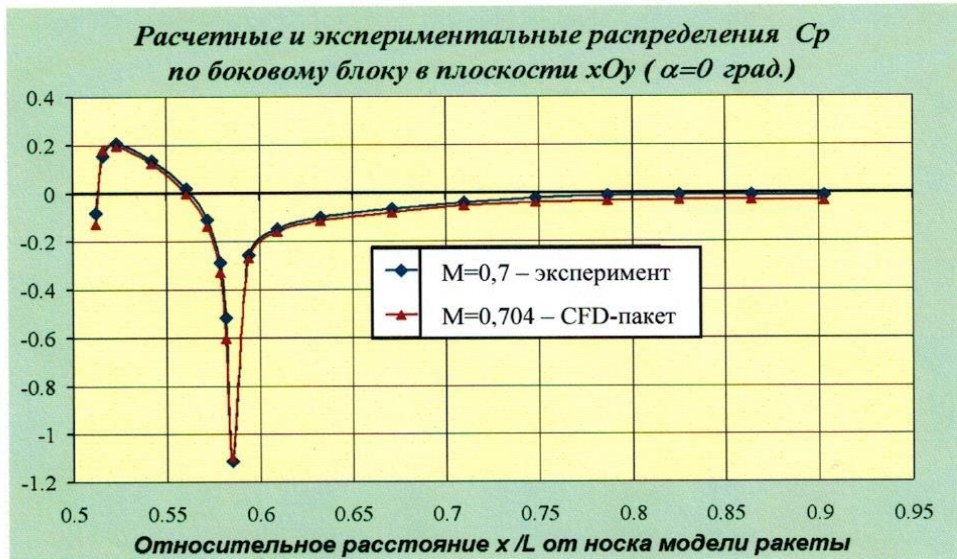


Рис. 10 – Расчетные и экспериментальные распределения  $C_p$  по боковому блоку в плоскости  $xOy$

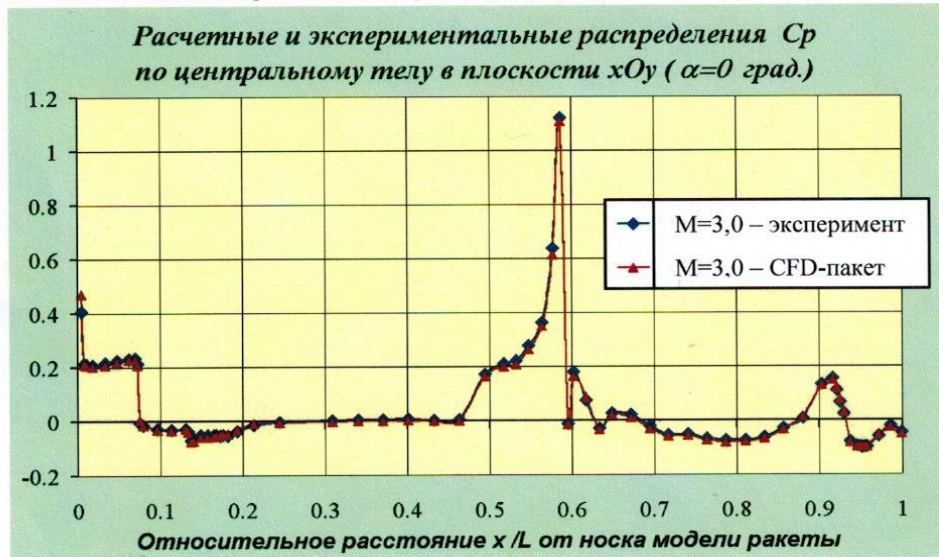


Рис. 11 – Расчетные и экспериментальные распределения  $C_p$  по центральному телу в плоскости  $xOy$   
 В результате аэродинамического расчета РН в полете получены картины течения, представленные на рис. 12-14.

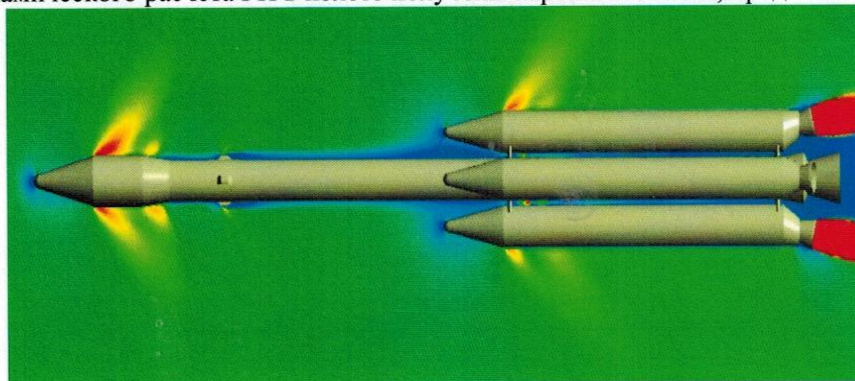


Рис. 12 – Распределение числа Маха(фильтр) в пл.  $xOy$  при  $M = 1.0$ ,  $\alpha = 4^\circ$ , центральный двигатель 2 ступени выключен

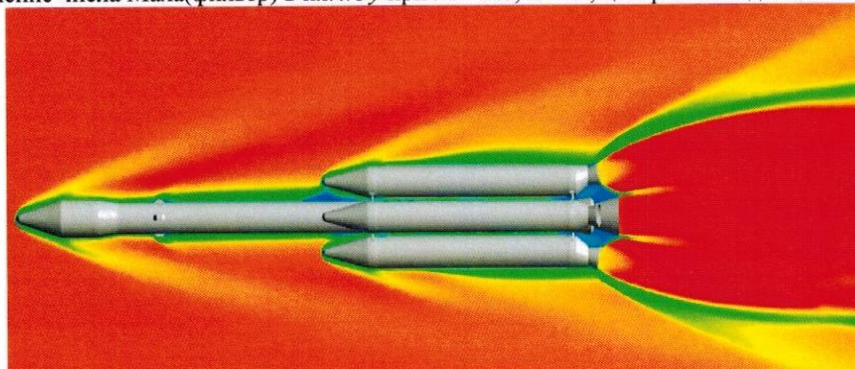


Рис. 13 – Распределение числа Маха (фильтр) в пл.  $xOy$  при  $M = 4.17$ ,  $\alpha = 3^\circ$ , центральный двигатель 2 ступени включен



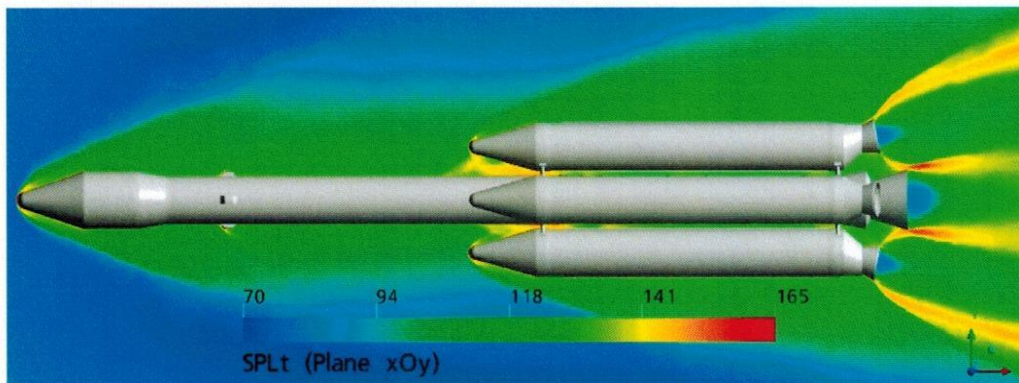


Рис. 14 – Распределение уровня турбулентного давления SPLt [дБ] в пл.  $xOy$  при  $M = 4.17$ ,  $\alpha = 3^\circ$ , центральный двигатель 2 ступени включен

**Развитие зоны отрыва при гиперзвуковом обтекании на больших высотах** Проводился аэродинамический расчет посредством CFD-пакета для РН при полете на большой высоте и движущейся с большими числами Маха ( $M_\infty = 10$  и  $M_\infty = 13,7$ ), соответствующими гиперзвуковым скоростям, под углом атаки  $\alpha = 3^\circ$  относительно набегающего потока. Форма расчетной области выбрана в соответствии с аналитически предположенной формой ударной волны, образующейся при обтекании РКН гиперзвуковым потоком с  $M_\infty = 10$  и  $M_\infty = 13,7$ . Результаты численного моделирования представлены в виде полей чисел Маха (рис. 15, 16).

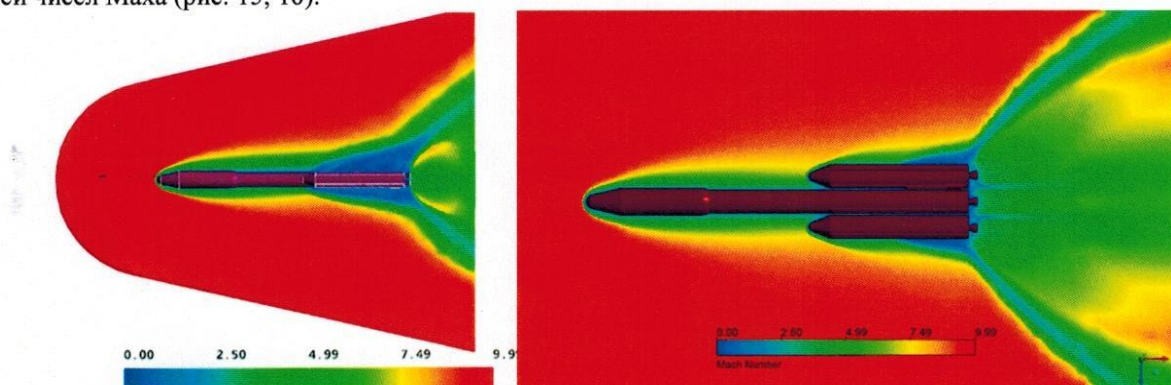


Рис. 15 – Распределение чисел Маха по расчетной области при  $M_\infty = 10$  и  $\alpha = 3^\circ$

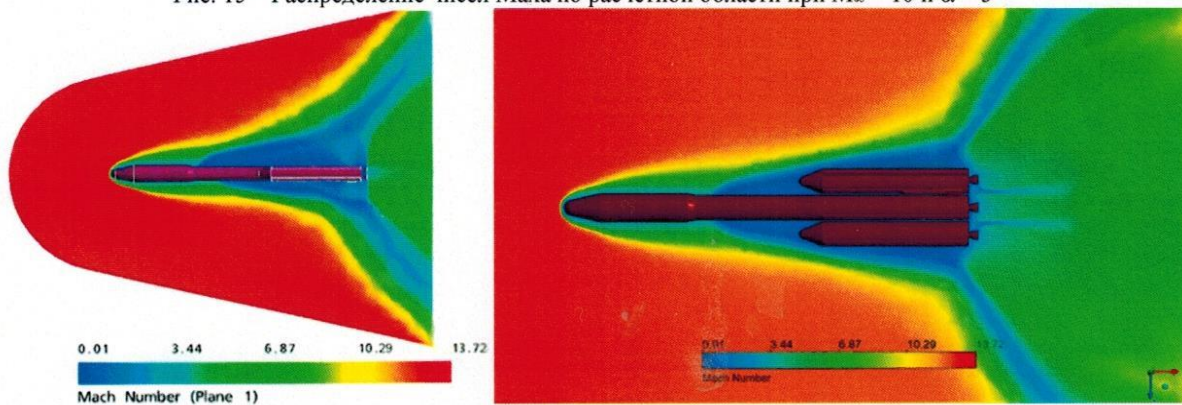


Рис. 16 – Распределение чисел Маха по расчетной области при  $M_\infty = 10$  и  $\alpha = 3^\circ$

**«Горячее» разделение ступеней** Проводилось численное моделирование «горячего» разделения первой и второй ступеней РКН для случаев отхождения первой ступени на расстояние  $S_{отн}$ : 1) 0 м; 2) 4 м; 3) 7 м. В результате для каждого расчетного случая получены картины распределения числа Маха по расчетной области (рис. 17, 19, 21), а воздействие многоблочной струи представлено в виде распределения коэффициента давления  $C_p = p \cdot S/R$  по отражателю, где  $R$  – тяга,  $S$  – площадь мишени (рис. 18, 20, 22).

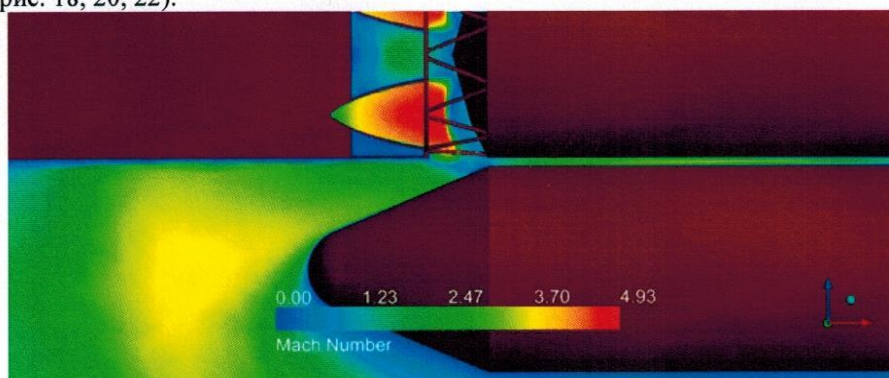


Рис. 17 – Распределение чисел Маха по расчетной области для  $S_{отн} = 0$  м.



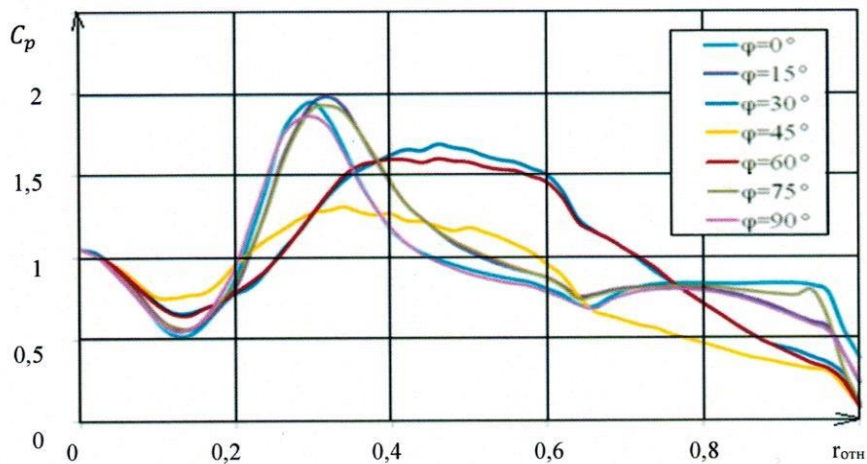


Рис. 18 – Распределение  $C_p$  по отражателю для  $S_{отн}=0$  м.

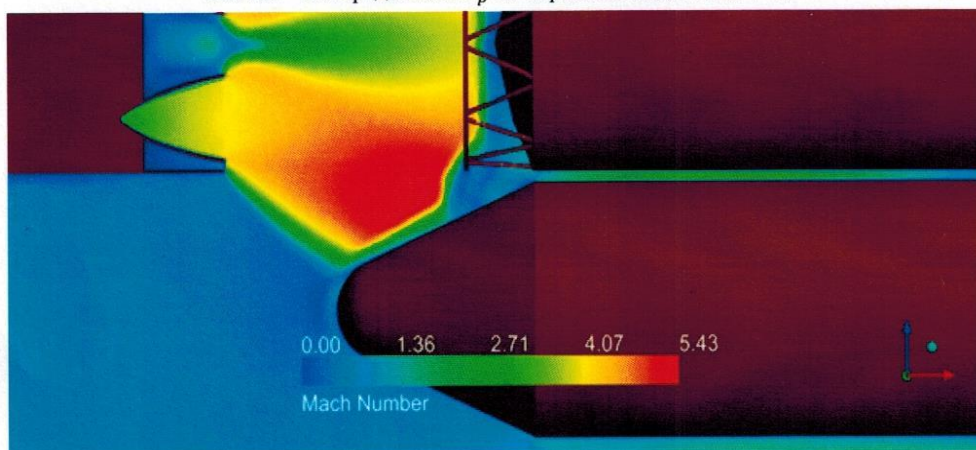


Рис. 19 – Распределение чисел Маха по расчетной области для  $S_{отн}=4$  м.

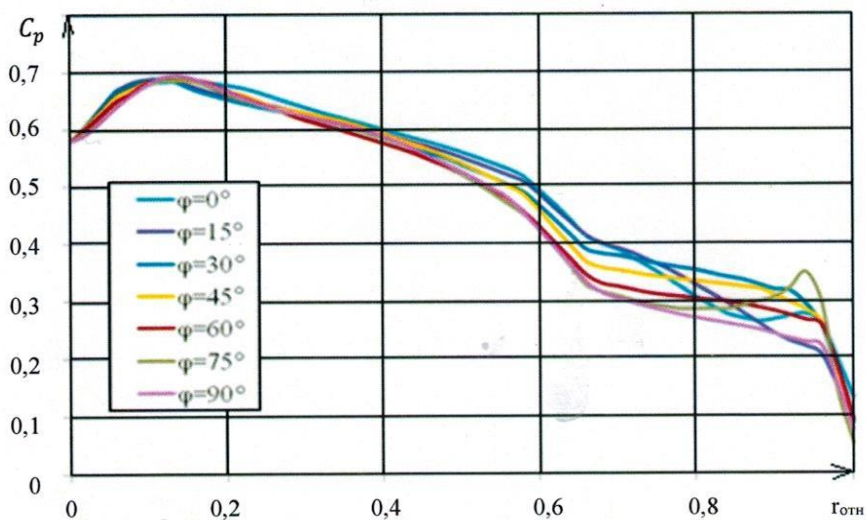


Рис. 20 – Распределение  $C_p$  по отражателю для  $S_{отн}=4$  м.

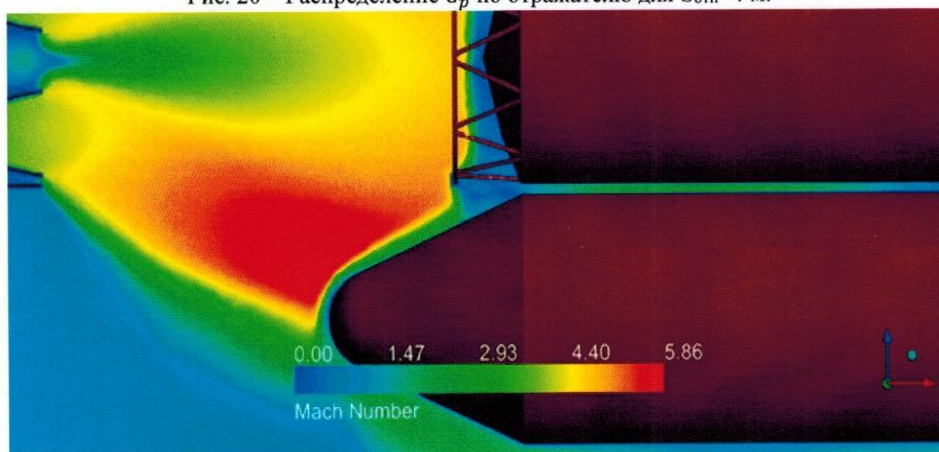


Рис. 21 – Распределение чисел Маха по расчетной области для  $S_{отн}=7$  м.



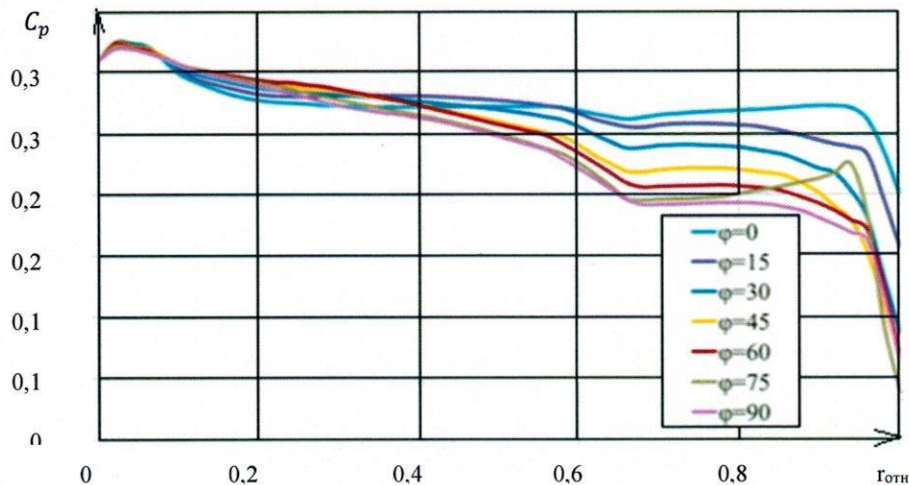


Рис. 22 – Распределение  $C_p$  по отражателю для  $S_{отн}=7$  м.

**Исследование донного давления. Сравнение с данными летных испытаний** С помощью средств вычислительной аэрогазодинамики была реализована имитационная математическая модель процесса взаимодействия воздушного потока с течением в донной области ЛА и, особенно, с многосопловыми струями двигателей ракет обычной многоблочной и пакетной схем при различных числах Маха с определением отрывных зон, скачков уплотнения и возвратных течений.

Изделие имеет маршевое центральное сопло и четыре сопла рулевого блока. Расчетная модель геометрии представлена на рис. 23. 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. Расчеты проводились при нулевом угле атаки, что позволило, благодаря наличию плоскостей симметрии, использовать для моделирования 1/4 часть ЛА.

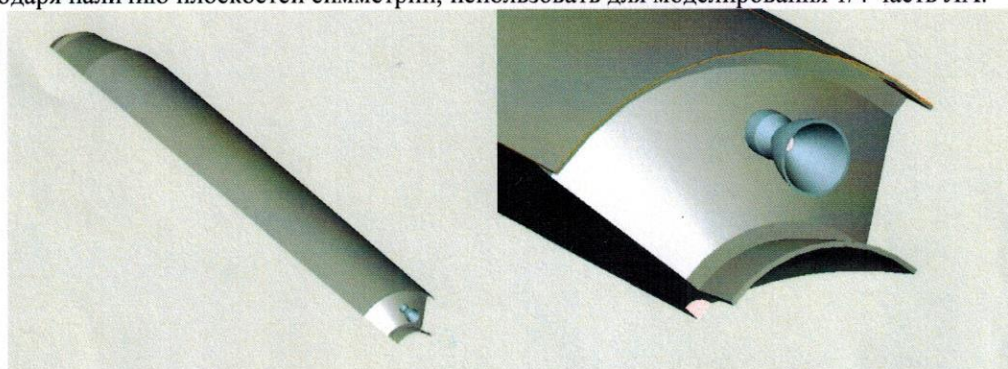


Рис. 23 – Геометрия расчетной модели ракеты и ее донной области (четверть-модель построена с использованием плоскостей симметрии).

По результатам численных исследований была получена визуализация течений в донных областях и проведена валидация метода расчета (по данным летных испытаний). На рис. 24 приведены расчетные значения относительного донного давления в местах расположения датчиков давления и среднее по днищу первой ступени расчетное значение относительного донного давления.

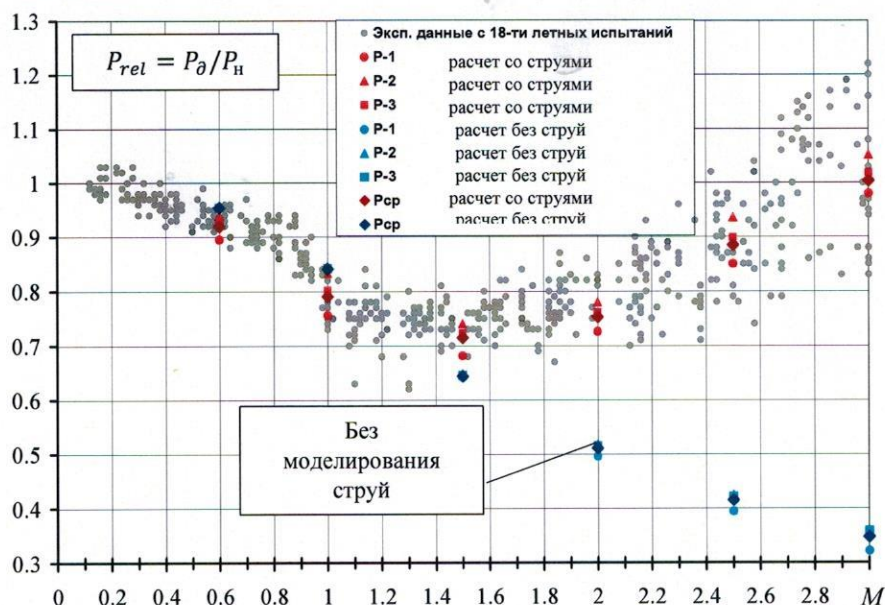


Рис. 24 – Экспериментальные данные и расчетные значения относительного донного давления в зависимости от числа Маха полета.



Ниже на рис. 25 в качестве иллюстрации приводятся расчетные картины течения и распределений параметров для числа Маха 3,0.

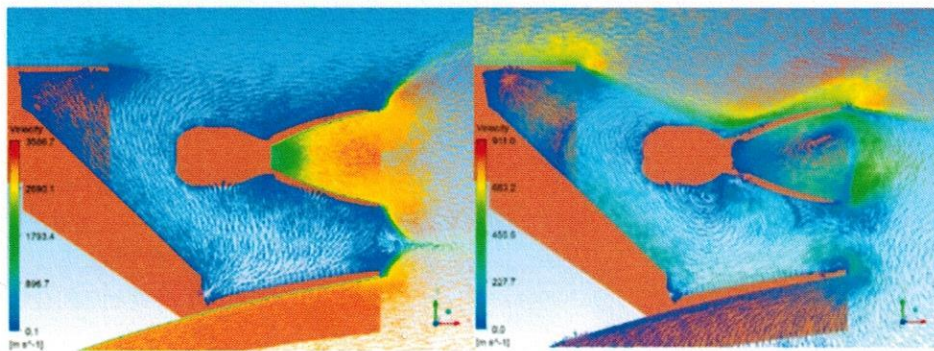


Рис. 25 –  $M_n = 3,0$  : Векторная картина течения в донной области ЛА с моделированием струй (слева) и без моделирования (справа).

**Пример прямого статистического моделирования (SMILE)** 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. За начальные условия было принято следующее:  $M = 27$ ,  $H = 92.8$  км,  $V = 7454$  м/с,  $P_\infty = 0.163$  Па,  $T_\infty = 188.7$  К,  $T_w = 492$  К.

Конфигурация объекта для моделирования высокоскоростных течений в системе *SMILE* представлена на рис. 26.

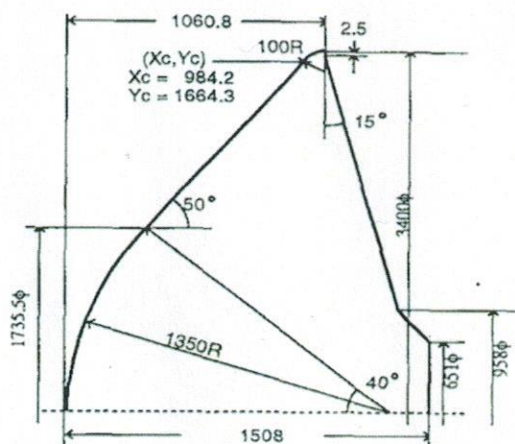


Рис. 26 – Конфигурация летательного аппарата OREX.

Результаты численного моделирования в виде визуализации распределений чисел Маха, температур и массовых долей компонентов  $N$ ,  $O$  и  $NO$  представлены на рис. 27.

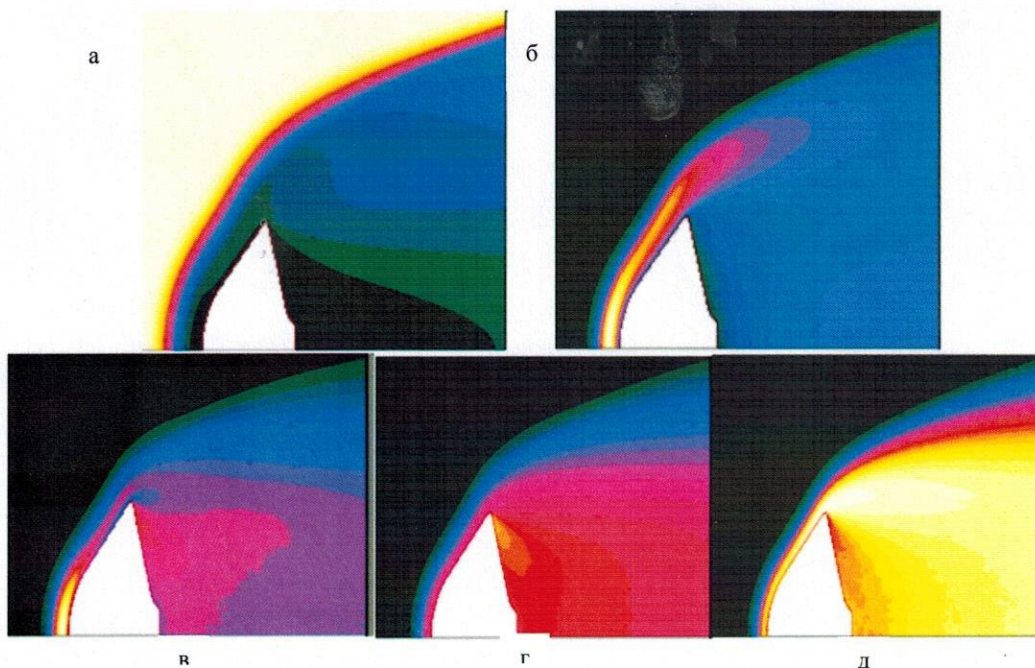


Рис. 27 – Визуализация высокоскоростного течения в виде полей: а) чисел Маха; б) температур; в)  $N$ ; г)  $O$ ; д)  $NO$ .



**Валидационный пример: визуализация картины течения в донной области сверхзвукового ЛА** Расчеты в CFD-пакете проводились при нулевом угле атаки, поэтому, учитывая осесимметричность ЛА, стало возможным использование 1/8 части ЛА в качестве расчетной модели, сеточная структура которой представлена на рис. 28.

Для адекватного моделирования пограничного слоя на всей поверхности ЛА в расчетной сетке использованы 20 призматических приповерхностных слоев с числом расчетных ячеек более 5 млн.

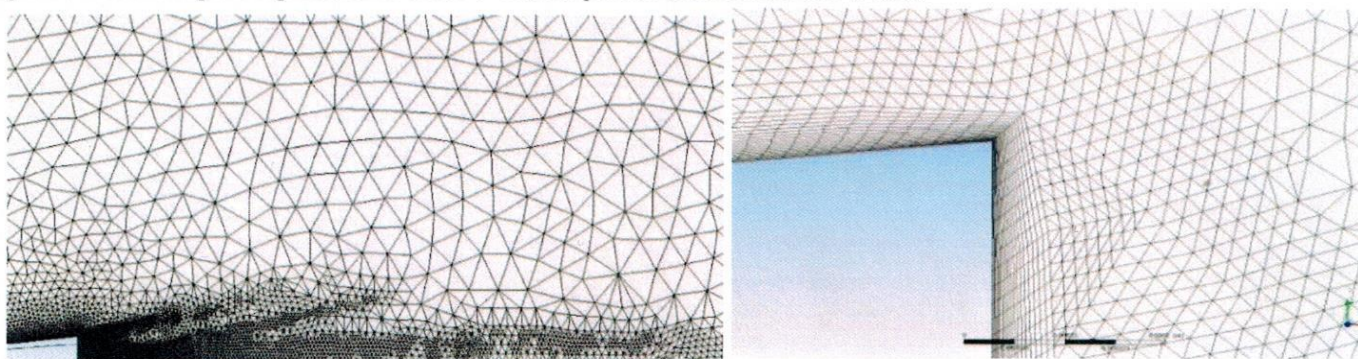


Рис. 28 – Расчетная сетка в общем виде (слева) и в пограничном слое в донной области (справа).

Численные исследования проводились для чисел Маха полета около четырех.

Ниже (рис. 29) приведены соответственно картины обтекания в расчетной области и шиллерен изображение, полученное в эксперименте.

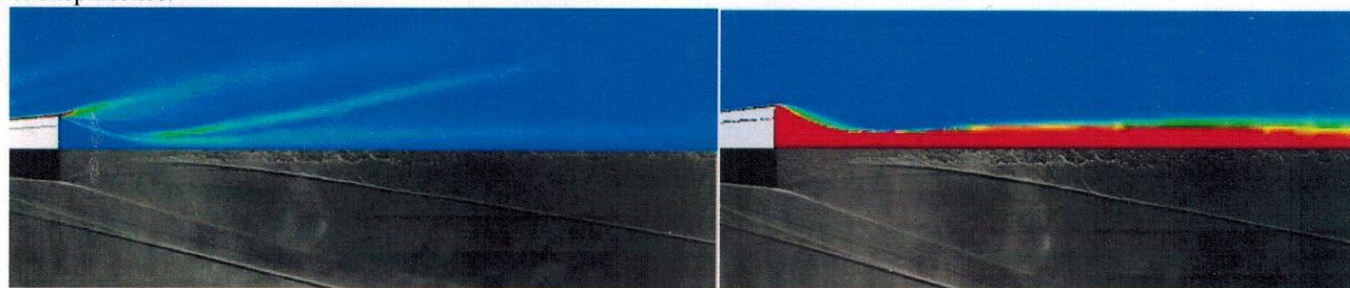


Рис. 29 – Градиент плотности (слева) и турбулентная кинетическая энергия (справа).

Картины обтекания хорошо согласуются качественно. Можно наглядно заметить характерные области течения: зона возвратных течений, ближний след [6] и т.д.

**Заключение** Математическое моделирование и экспериментальные исследования – взаимодополняющие друг друга методы наземной отработки изделий. Несомненным фактом является то, что имитационное моделирование позволяет сократить затраты на модельные экспериментальные исследования на специальных установках, в том числе за счет сокращения их количества.

Численное моделирование ускоряет процесс проектирования и наземной отработки, а также дает возможность исследовать и объяснять данные, полученные на специальных экспериментальных установках и при летных испытаниях. Адаптация CFD-пакетов позволяет решать задачи, которые не могут быть решены ранее разработанными методиками или исследованы экспериментально. Отсюда валидация и адаптация средств вычислительной аэрогазодинамики имеет как практическую, так и научную ценность.

Созданные математические имитационные модели позволяют получить с проектной точностью не только интегральные и распределенные характеристики взаимодействия с внешней средой, но и исследовать физические процессы вне и внутри сложных компоновок, а также провести при необходимости оптимизацию конструкции и режимов работы систем. Приведенные примеры валидации расчетных методик, используемых в повседневной работе, позволяют говорить об эффективности этих методик.

#### Список литературы

1. Дегтярь В.Г., Хлыбов В.И., Меркулов Е.С. и др. Сотрудничество АО «ГРЦ Макеева» и ФГУП «ЦНИИМаш» в создании ракетно-космической техники. – Космонавтика и ракетостроение, 2016, вып. 2 (87), с. 75-80.
2. Дегтярь В.Г., Хлыбов В.И., Меркулов Е.С. и др. Результаты расчетно-экспериментальных исследований газодинамических процессов при взаимодействии многоблочных струй ракетных двигателей с газоотражателем стартового сооружения. – Космонавтика и ракетостроение, 2013, вып. 1 (70), с. 37-45.
3. Degtiar V.G. Khlybov V.I. Experience on math simulation of aerogasdynamics and shock wave processes accumulated by the State Rocket Centre. – XXXI International Conference on Equations of State for Matter, March 1-6, 2016, Elbrus, Russia. КБГУ им. Х.М. Бербекова, 2016, с. 205.
4. Degtiar V.G., Khlybov V.I. Numerical simulation of aerogasdynamics of a flight vehicle with a hypersonic liquid-fuel ramjet. XXX International Conference on Interaction of Intense Energy Fluxes with Matter, March 1-6, 2015, Elbrus, Kabardino-Balkaria, Russia. Book of Abstracts, 2015, p. 129.
5. Menter F. R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model/ F. R. Menter, M. Kuntz, R. Langtry. ©2003 Begell House, Inc.
6. Швец А. И., Швец Т. Г. Газодинамика ближнего следа. – Киев: Наукова думка, 1976.
7. Юн А.А. Теория и практика моделирования турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений. – М.: 2009.
8. Патанкар С. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости. – М.: Энергоатомиздат, 1984.