

## РАСЧЕТ ОХЛАЖДЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО СОПЛА

---

АНИКЕЕВ Анатолий Анатольевич, ассистент Московского авиационного института (государственного технического университета).  
Тел.7-499-158-4314, e-mail: IBAHDYPAK@Yandex.ru

ANIKEEV A.A., Moscow Aviation Institute(State University of Aerospace Technologies), assistant.  
Tel. 7-499-158-4314, e-mail: IBAHDYPAK@Yandex.ru

---

БЫКОВ Леонид Владимирович, заведующий учебной лабораторией Московского авиационного института (государственного технического университета).  
Тел.8-903-132-19-09, e-mail: kowl@mail.ru

BYKOV L.V., Moscow Aviation Institute(State University of Aerospace Technologies), Head of University Laboratory.  
Tel. 8-903-132-19-09, e-mail: kowl@mail.ru

---

МОЛЧАНОВ Александр Михайлович, доцент Московского авиационного института (государственного технического университета).  
Тел.8-916-455-5942, e-mail: alexmol\_2000@mail.ru

MOLCHANOV A.M, PhD - Moscow Aviation Institute (State University of Aerospace Technologies), Associate professor.  
Tel.8-916-455-5942, e-mail: alexmol\_2000@mail.ru

---

*Работа посвящена расчету газодинамических параметров течения высокотемпературного газа в модельном сверхзвуковом сопле и расчету охлаждения стенок камеры при использовании различных методов тепловой защиты: конвективного, пористого и пленочного. Данная методика разработана для жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), но не привязана к какому-то конкретному изделию или топливам, а служит, скорее, иллюстрацией возможностей использования программного комплекса ANSYS CFX для решения подобных задач.*

*In this paper the results of simulation of conjugate heat transfer between high-temperature flow and model nozzle are presented. Different types of heat shielding (convective, porous and film) were considered. The presented methods were developed for liquid-fuel rocket engines but it is rather an illustration of Ansys CFX package solver capabilities in this area, than a simulation of some specific engine with its own type of fuel, principal scheme, etc.*

**Ключевые слова:** конвективный теплообмен, сверхзвуковые течения, двухфазные течения, тепловая защита, жидкостные ракетные двигатели.

**Key words:** convective heat transfer, supersonic flows, multiphase flow, thermal protection, liquid rocket engines.

Расчет неоднородного течения в сверхзвуковом сопле, при всей кажущейся простоте, представляет собой довольно любопытную задачу. Задача является краевой, и проблема состоит в том, как задавать граничные условия. В камере сгорания, как правило, задаются давление и температура, которые практически совпадают с давлением и температурой торможения. А что задавать на выходе?

На первый взгляд, можно задать граничные условия типа OUTLET Supersonic. Однако в этом случае необходимо с высокой точностью задать начальное распределение параметров, иначе расчет не получается: по всему полю течения устанавливаются давление и температура, равные значениям в камере сгорания, и поток вообще не разгоняется.

Можно задать статическое давление на срезе сопла, полученное на основе решения одномерной задачи. Но, во-первых, для течения реального газа с переменными свойствами это не такая уж простая задача, а во-вторых, это противоречит физическому смыслу задачи. Получается, что задание условий на срезе сопла влияет на течение вверх по сверхзвуковому потоку. При расчетах это приводит к возникновению нефизических разрывов решения в районе среза сопла.

Представляется более надежным и простым следующий способ решения проблемы. Расчетная область течения расширяется за счет небольшой присопловой области (рис. 1).

На правой границе задается условие типа OUTLET Supersonic. На остальных границах при-

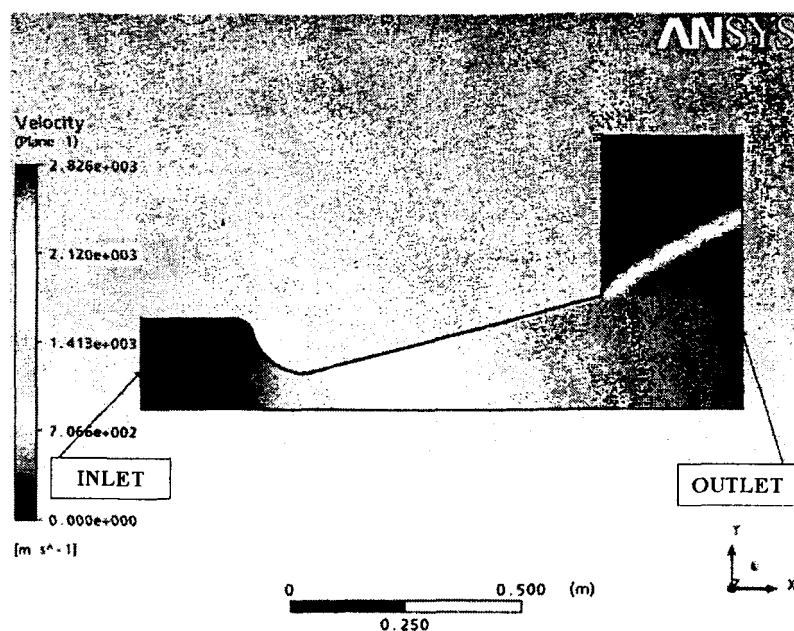


Рис. 1. Картина течения в сопле и в присопловой области

сопловой области — условия типа OPENING с заданием температуры и давления окружающего пространства. Значения последних берутся произвольно, только давление не должно очень сильно отличаться от предполагаемого давления на срезе сопла и быть, конечно же, заведомо меньше давления в критическом сечении сопла. В этом случае при проведении расчетов поток нормально разгоняет-

ся, и в то же время отсутствует влияние параметров на срезе сопла вверх по сверхзвуковому потоку.

Если потребуется, полученное таким образом решение можно в дальнейшем использовать как начальное приближение для задачи течения в сверхзвуковом сопле уже без присопловой области.

Для расчета использовалась конечно-элементная сетка HEXA (сектор, составляющий 20°), представленная на рис. 2.

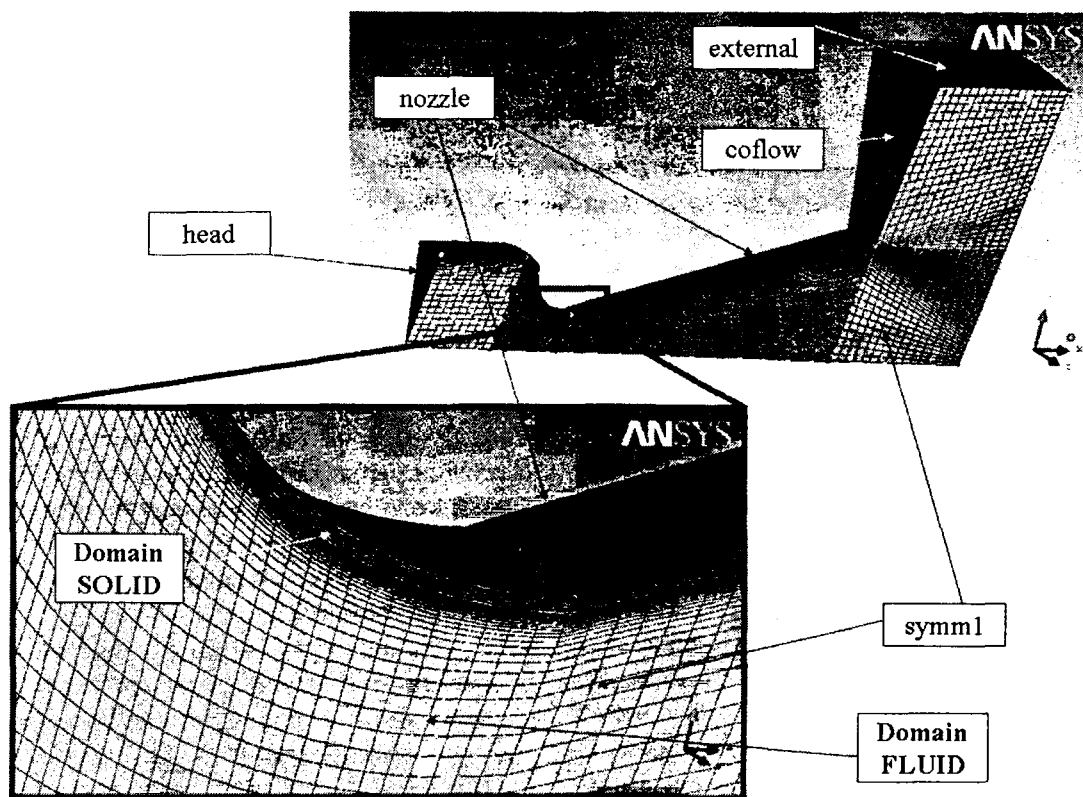


Рис. 2. Конечно-элементная сетка HEXA

Использовались два домена: Fluid — Solid (Fluid — течение в сопле, Solid — стенка камеры).

Использовались следующие граничные условия.

На границе HEAD — условие *INLET subsonic* с заданием полного давления  $p_0$  и температуры торможения  $T_0$ .

На COFLOW и EXTERNAL — условия типа *OPENING* с заданием температуры и давления окружающего пространства.

На SYMM1 и SYMM2 — условия симметрии.

На выходе — условие типа *OUTLET supersonic*.

Условия на внешней границе стенки камеры и на интерфейсе доменов течения и стенки задавались различными в зависимости от задачи и типа охлаждения.

### Задача 1. Расчет конвективного охлаждения сверхзвукового сопла.

На рис. 3 представлена схема сопла.

Радиус камеры сгорания  $V7 = 200$  мм.

Радиус критического сечения  $V16 = 80$  мм.

Длина камеры сгорания  $H18 = 200$  мм.

Угол полураскрытия сверхзвуковой части сопла  $A20 = 15^\circ$ .

Радиус среза сопла  $V19 = 250$  мм.

Радиусы скругления дозвуковой части сопла  $R21 = 40$  мм и  $R15 = 120$  мм.

Толщина стенки камеры  $\delta = 3$  мм.

Материал стенки камеры — стандартная сталь со следующими свойствами:

молекулярная масса 55,85 кг/кмоль, плотность 7854 кг/м<sup>3</sup>, теплоемкость 434 Дж/(кг·К), теплопроводность 60,5 Вт/(м·К).

Для упрощения задачи рассматривалось течение идеального газа постоянного состава с заданными массовыми долями:

$CO = 0,2452137$ ,  $CO_2 = 0,3227322$ ,  
 $H = 9,4281512E-07$ ,  $H_2 = 1,0123202E-02$ ,  
 $H_2O = 0,2349842$ ,  $N_2 = 0,1869440$ ,  
 $O = 2,4243352E-10$ ,  $O_2 = 5,6624511E-10$ ,  
 $OH = 1,6778512E-06$ .

Давление в камере сгорания  $p_K = 50 \cdot 10^5$  Па, температура в камере сгорания  $T_K = 3000$  К.

Для моделирования конвективного охлаждения камеры сгорания и сопла использовалась следующая схема.

С внешней стороны стенки камеры протекает охлаждающая жидкость с постоянной температурой  $T_{f2}$ ; задан коэффициент теплоотдачи между охлаждающей жидкостью и внешней стенкой камеры  $\alpha_2$ .

В табл. 1 представлены основные черты моделирования задачи в ANSYS CFX-Pre.

Температура охлаждающей жидкости задавалась равной  $T_{f2} = 300$  К.

Задавались три значения коэффициента теплоотдачи  $\alpha_2 = 0,5 \cdot 10^4$ ;  $1,0 \cdot 10^4$ ;  $2,0 \cdot 10^4$  Вт/(м<sup>2</sup>·К).

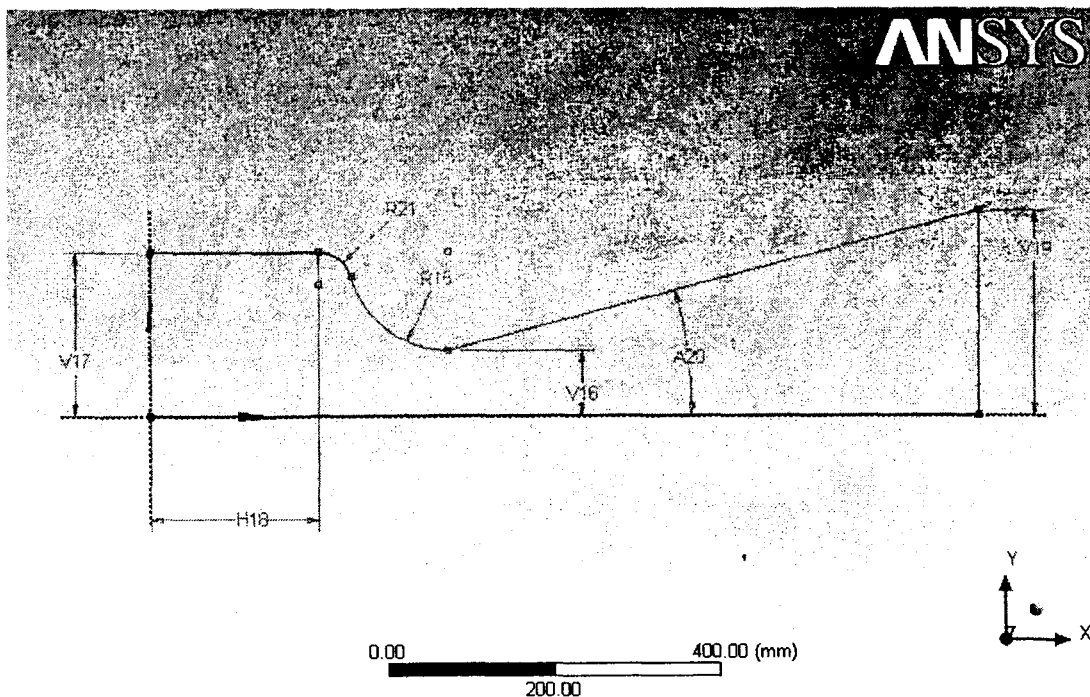


Рис. 3. Схема сверхзвукового сопла

Таблица 1

Пользовательский режим	General Mode
Тип моделирования	Steady State
Тип жидкости	Fixed Composition Mixture
Тип домена	Multiple Domain
Модель турбулентности	Shear Stress Transport
Перенос тепла	Total Energy
Граничные условия	Inlet (Subsonic)
	Opening
	Wall: Heat Transfer Coefficient
Интерфейс доменов	Wall: Adiabatic
	Symmetry Planes
Шаг по времени	Fluid Solid
	General Connection
	Physical Time Scale

На рис. 4 показано влияние коэффициента теплоотдачи со стороны охладителя  $\alpha_2$  на плотность теплового потока в стенку камеры со стороны горячего газа  $q_w$ , а на рис. 5 — влияние на температуру горячей стенки.

Изменение значения коэффициента теплоотдачи вдоль стенки камеры сгорания и сопла представлено на рис. 6.

Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф. и Тишин А.П. [1] предлагают для входного сечения сопла использовать критериальную формулу из работы [2]

$$Nu_w = 0,0296 Re_w^{0,8} Pr^{0,43} \left( \frac{T_w}{T_e} \right)^{0,4} \left( 1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right), \quad (1)$$

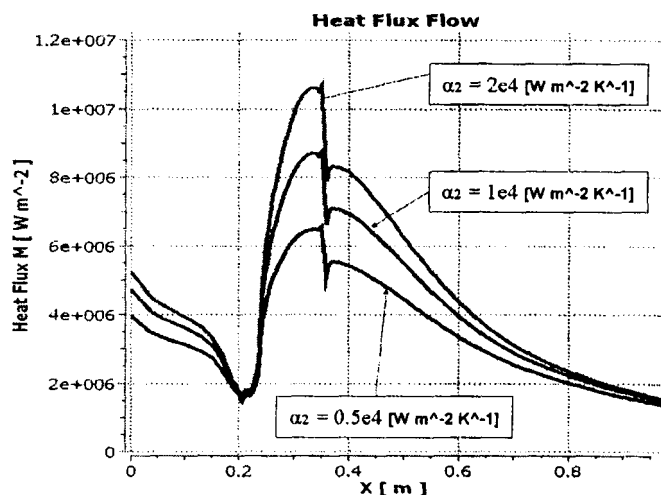


Рис. 4. Плотность теплового потока в стенку камеры сгорания при различных значениях коэффициента теплоотдачи со стороны охладителя  $\alpha_2$

где  $Nu_w = \frac{\alpha_1 L}{\lambda_w}$  — число Нуссельта, рассчитанное

по температуре на стенке камеры  $T_w$ ;  $\alpha_1$  — коэффициент теплоотдачи от горячего газа к стенке камеры;  $L$  — расстояние от фронта пламени до входа в сопло, принимается равным 0,75 длины камеры (в данном случае  $L = 0,75 \cdot 0,2 = 0,15$  м);  $\lambda_w$  — коэффициент теплопроводности газа у стен-

ки камеры;  $Re_w = \frac{\rho_w u_o L}{\mu_w}$  — число Рейнольдса;

$\rho_w, \mu_w$  — плотность и вязкость газа у стенки ка-

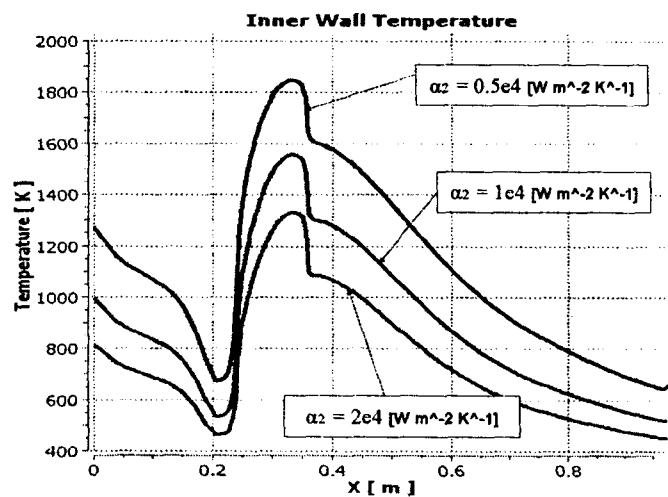


Рис. 5. Температура стенки камеры сгорания со стороны горячего газа при различных значениях коэффициента теплоотдачи со стороны охладителя  $\alpha_2$

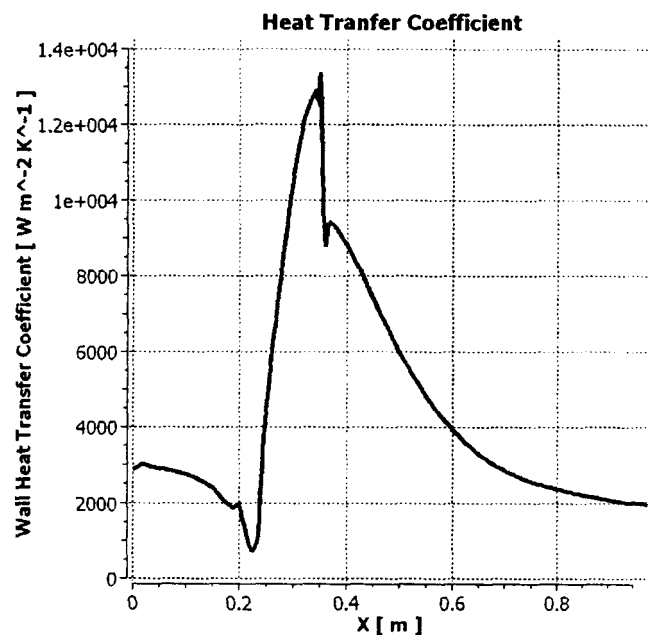


Рис. 6. Изменение коэффициента теплоотдачи  $\alpha_1$  вдоль стенки камеры сгорания и сопла при  $\alpha_2 = 10^4$  Вт/(м<sup>2</sup>·К)

меры соответственно;  $u_0$  — скорость на входе в сопло;  $Pr$  — число Прандтля;  $T_e$  — температура адиабатной стенки;  $r$  — коэффициент восстановления;  $\gamma$  — показатель адиабаты;  $M$  — число Маха.

На рис. 7 представлено изменение температуры адиабатной стенки по длине сопла.

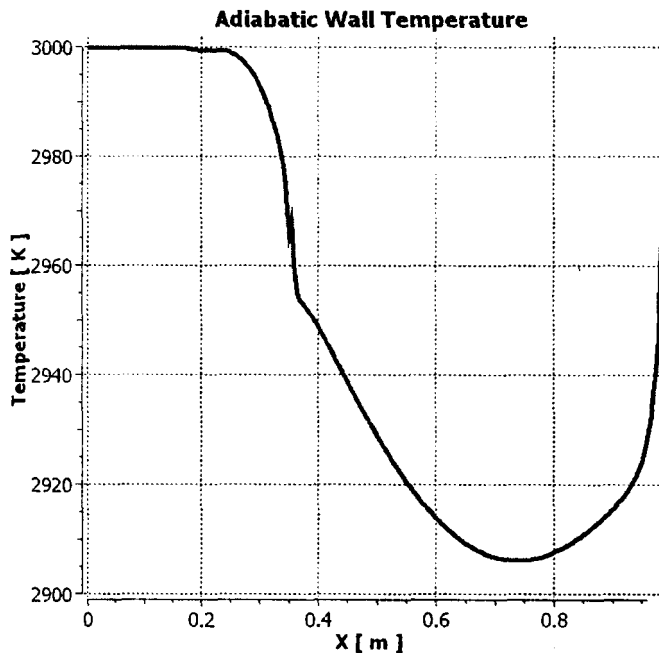


Рис. 7. Изменение температуры адиабатной стенки по длине сопла

На входе в сопло  $T_e = 3000$  К.

Для варианта  $\alpha_2 = 1,0 \cdot 10^4$  Вт/(м<sup>2</sup>·К).

В расчете были получены следующие параметры на входе в сопло:  $\alpha_1 = 1870$  Вт/(м<sup>2</sup>·К),  $\lambda_w = 0,022$  Вт/(м<sup>2</sup>·К), откуда расчетное значение Нуссельта получается равным

$$Nu_w = \frac{\alpha_1 L}{\lambda_w} = \frac{1870 \cdot 0,15}{0,022} = 12750. \quad (2)$$

Теперь используем критериальную формулу (1). На входе в сопло в расчете получены следующие

параметры:  $\rho_w = 12 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ ,  $\mu_w = 1,4486 \cdot 10^{-5}$  Па·с,

$u_0 = 204 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ ,  $Pr = 0,7$ ,  $T_w = 557$  К.

В результате получается достаточно близкое значение критерия Нуссельта

$$Nu_w = 0,0296 Re_w^{0,8} Pr^{0,43} \left( \frac{T_w}{T_e} \right)^{0,4} \left( 1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) = 10912. \quad (3)$$

### Задача 2. Расчет пористого охлаждения сверхзвукового сопла.

Рассмотрим ту же задачу, что и в предыдущем пункте, только изменим граничные условия.

На внешней границе стенки камеры задается условие адиабатности  $q_{w2} = 0$ , а на интерфейсе доменов течения и стенки зададим массовый источник охлаждающего газа с температурой  $T_{gas}$ . Во всех вариантах принимаем  $T_{gas} = 300$  К. Для простоты считаем состав охлаждающего газа таким же, как в камере сгорания.

Такая постановка задачи позволяет смоделировать процесс пористого охлаждения стенок камеры сгорания и сопла.

Обозначим массовый поток охлаждающего газа через  $M_f$ . В расчетах значение  $M_f$  варьировалось

от 0,1 до  $5 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2 \cdot \text{с}}$ .

На рис. 8 показано влияние массового потока охлаждающего газа  $M_f$  на температуру горячей стенки.

При  $M_f = 5 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2 \cdot \text{с}}$  температура горячей стенки камеры сгорания и сопла находится во вполне удовлетворительном диапазоне.

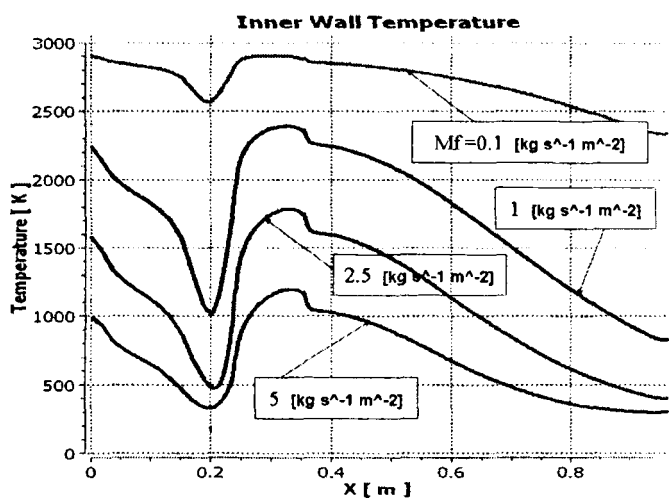


Рис. 8. Температура горячей стенки камеры сгорания при различных значениях массового потока охлаждающего газа  $M_f$

Оценим влияние пористого охлаждения на характеристики двигателя.

Без подачи охладителя расход газа через сопло составляет  $\dot{m} = 64,6389 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$ , а скорость на срезе сопла равна  $u_a = 2467,22 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ .

При  $M_f = 5 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2 \cdot \text{с}}$  расход газа на входе в камеру сгорания составляет  $\dot{m} = 63,55206 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$ , а на выходе из сопла  $\dot{m} = 69,02262 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$ . Среднемассовая скорость на срезе сопла равна  $u_a = 2326,85 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ .

Таким образом, при неизменных значениях давления и температуры в камере сгорания удельная тяга упала почти на 6%, а расход возрос на те же 6%, т.е. тяга осталась такой же. Это вполне естественный результат, так как были зафиксированы давление и температура в камере сгорания, а охлаждающий газ имел те же свойства, что и продукты сгорания.

Потеря 6% удельной тяги достаточно весома. Возможна оптимизация процесса охлаждения, если задавать переменное значение  $M_f$  по длине сопла.

### Задача 3. Расчет пленочного охлаждения сверхзвукового сопла.

Для решения задачи пленочного охлаждения камеры использовалась несколько иная схема, чем в двух предыдущих задачах.

На рис. 9 представлена конечно-элементная сетка НЕХА (сектор, составляющий 20°) для этой задачи.

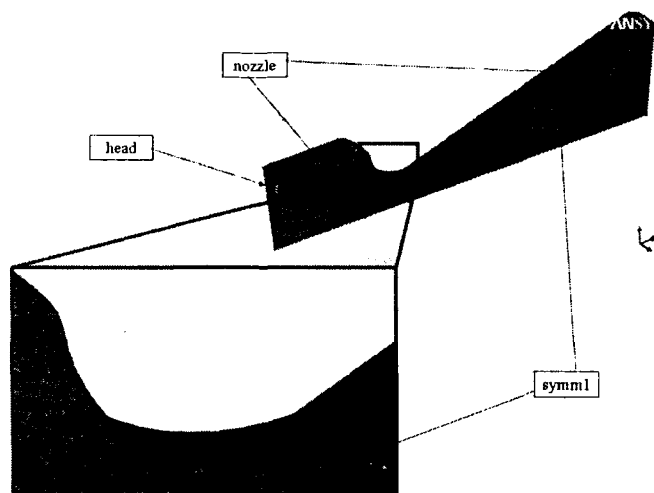


Рис. 9. Конечно-элементная сетка НЕХА для задачи пленочного охлаждения

Использовался только один домен Fluid.

Использовались следующие граничные условия.

На границе HEAD — условие *INLET subsonic* с заданием полного давления  $p_0$  и температуры торможения  $T_0$ .

На SYMM1 и SYMM2 — условия симметрии.

На выходе — условие типа *OUTLET supersonic*.

На стенке NOZZLE задавались следующие условия: адиабатная стенка с массовым источником охлаждающей жидкости, имеющей температуру  $T_{fluid} = 300 \text{ К}$ .

Давление и температура в камере сгорания по-прежнему  $p_K = 50 \cdot 10^5 \text{ Па}$ ,  $T_K = 3000 \text{ К}$ .

В качестве охлаждающей жидкости использовалась вода, а в качестве горячего газа — воздух (Air Ideal Gas). Удельный расход охлаждающей жидкости обозначается через  $M_{fluid}$ . Значение  $M_{fluid}$  принималось постоянным по всей длине камеры и сопла.

В расчетах использовались два дополнительных материала:  $\text{H}_2\text{O}$  в газовой фазе ( $\text{H}_2\text{O}$  из группы материалов Gas Phase Combustion) и  $\text{H}_2\text{O}$  — вода как жидкость. Кроме того, для возможности моделирования испарения жидкой воды и перехода ее в газообразную использовалась бинарная смесь  $\text{H}_2\text{O}$  и  $\text{H}_2\text{O}$ l.

Испарение жидкости моделировалась следующим образом.

При нагревании жидкость переходит в газовую фазу. Скорость этого массообмена определяется двумя формулами.

При температуре выше точки кипения массовый поток от частицы, имеющей объем  $V$ , зависит от конвективного подвода тепла  $Q_C$ :

$$\frac{dm}{dt} = \frac{Q_C}{V} \quad (4)$$

При температуре частицы жидкости ниже точки кипения используется формула

$$\frac{dm}{dt} = \pi d D \text{Sh} \frac{W_C}{W_G} \log \left( \frac{1-X}{1-X_G} \right), \quad (5)$$

где  $W_C$ ,  $W_G$  — молекулярные веса пара и газовой смеси в непрерывной фазе;

$X$ ,  $X_G$  — мольные доли капельной жидкости и газа соответственно;

$d$  — эквивалентный диаметр частицы;

$D$  — коэффициент диффузии в газовой фазе;

$\text{Sh}$  — число Шервуда.

Точка кипения зависит от давления и определяется формулой Antoine:

$$P_{vap} = P_{ref} \exp\left(A - \frac{B}{T+C}\right), \quad (6)$$

где  $A, B, C$  — константы, зависящие от вещества.

Жидкость кипит, если  $P_{vap}$  больше давления газовой смеси.

Подробности использования формул (4)–(6) см. в работе [3].

В данных расчетах использовались следующие значения коэффициентов:

$$B = 1687,54 \text{ [K]} \cdot \ln(10); \quad P_{ref} = 1 \text{ [бар]};$$

$$A = 5,11564 \cdot \ln(10); \quad C = (230,23 - 273,15) \text{ [K]}.$$

В ANSYS CFX-Pre задавались параметры, приведенные в табл. 2.

Выбор негомогенной модели замедляет расчет по сравнению с гомогенной, но позволяет учесть

возможность разрыва жидкой пленки на стенке высокоскоростным газовым потоком.

На рис. 10 представлена средняя температура многофазной среды в непосредственной близости от стенки камеры сгорания и сопла в зависимости от осевой координаты при  $M_{fluid} = 1 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2 \cdot \text{с}}$  и

$$M_{fluid} = 2 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2 \cdot \text{с}}$$

Средняя температура многофазной среды рассчитывается по формуле:

$$T_{mixture} = \frac{T_{Air} C_{p,Air} mf_{Air} + T_{H_2O} C_{p,H_2O} mf_{H_2O} + T_{H_2O(l)} C_{p,H_2O(l)} mf_{H_2O(l)}}{C_{p,Air} mf_{Air} + C_{p,H_2O} mf_{H_2O} + C_{p,H_2O(l)} mf_{H_2O(l)}}, \quad (6)$$

где  $C$  — теплоемкость;  $mf$  — массовая доля компонентов

На рис. 11 представлено радиальное распределение массовых долей воздуха, газообразной воды и

Таблица 2

Рабочее тело	Негомогенная смесь 3 компонентов: Air Ideal Gas (непрерывная жидкость), H <sub>2</sub> O (непрерывная жидкость) и H <sub>2</sub> O(l) (дисперсная жидкость)
Fluid Pairs Газ-Жидкость	Коэффициент поверхностного натяжения равен 0.074 [Н/м]
	Лобовое сопротивление – по модели Schiller–Nauman
	Теплообмен – модель Two Resistance (Ranz Marshall в газе, Zero Resistance – в жидкости)

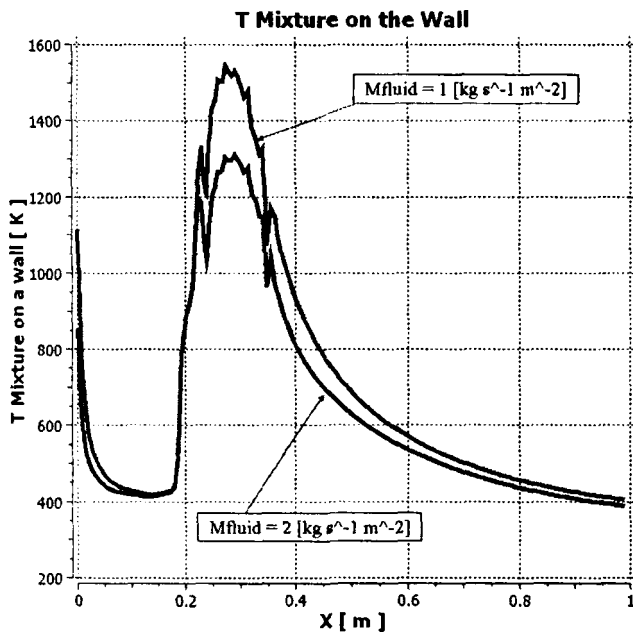


Рис. 10. Среднемассовая температура на стенке камеры сгорания и сопла при различных расходах охлаждающей жидкости

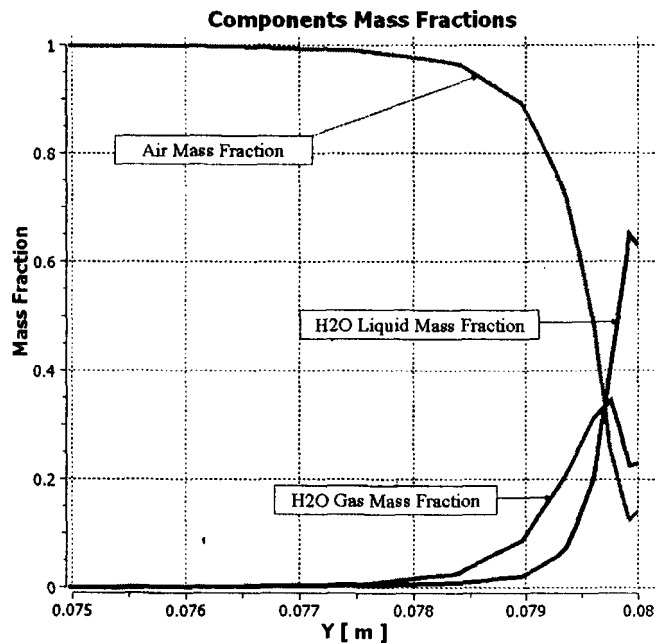


Рис. 11. Радиальное распределение массовых долей воздуха, газообразной воды и жидкой воды в критическом сечении сопла

жидкой воды в критическом сечении сопла в непосредственной близости от стенки при  $M_{fluid} = 1 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2 \cdot \text{с}}$ .

Видно, что вблизи стенки образуется газожидкостная смесь.

На рис. 12 представлена картина распределения в сопле массовой доли газообразной воды. Для на-

глядности значение массовой доли зафиксировано в пределах  $0 \div 10^{-5}$ .

На рис. 13 показано изменение массовых долей газообразной и жидкой воды вдоль стенки камеры сгорания и сопла. Практическое отсутствие газообразной воды в камере сгорания объясняется тем,

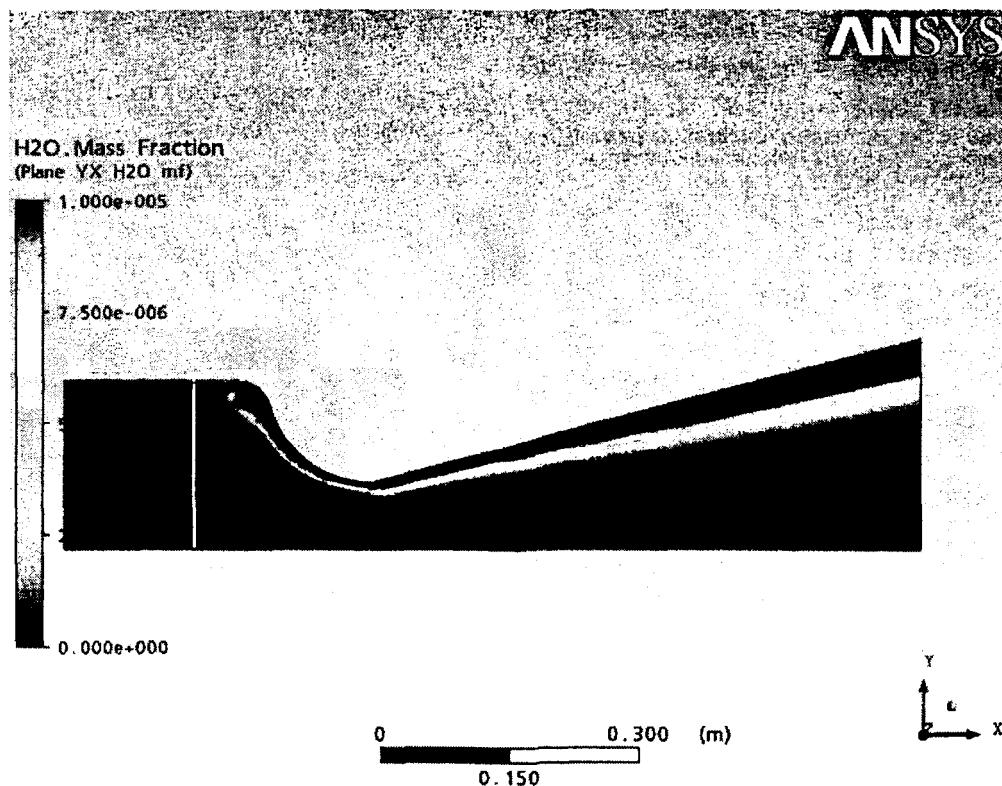


Рис. 12. Картина распределения в сопле массовой доли газообразной воды

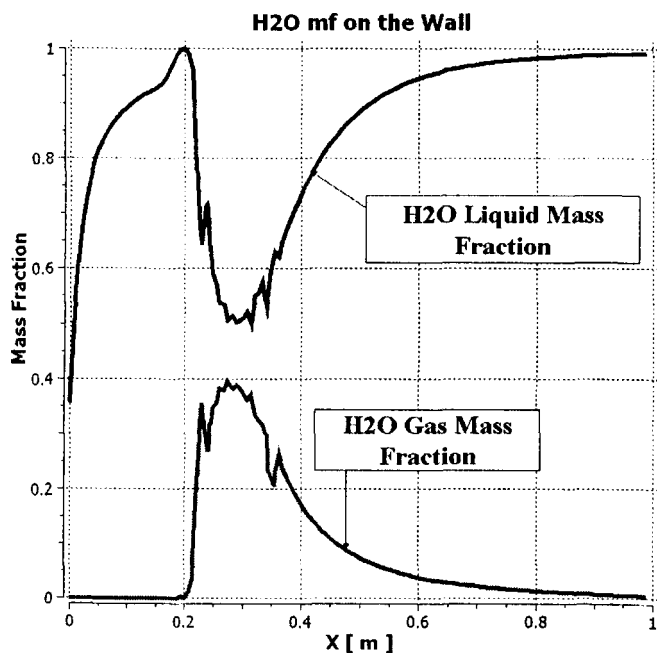


Рис. 13. Массовые доли газообразной и жидкой воды на стенке камеры сгорания и сопла

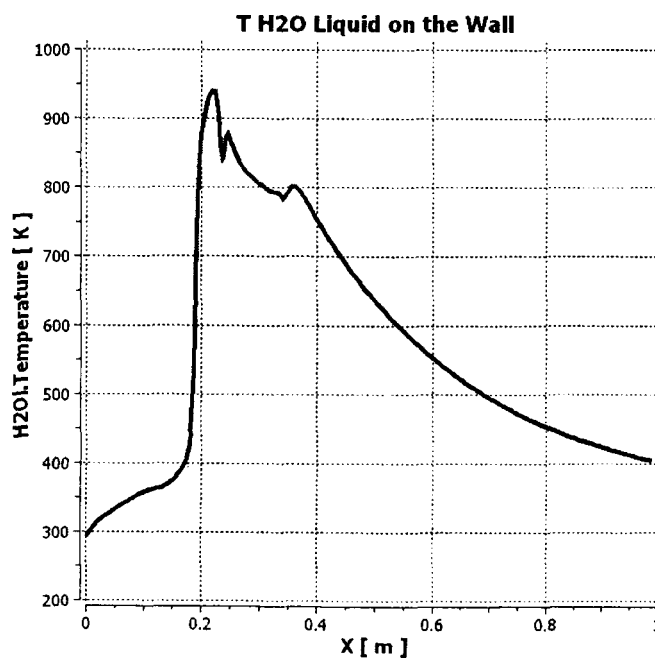


Рис. 14. Температура жидкой воды на стенке камеры сгорания и сопла



что пленка жидкости не успевает прогреться до температуры кипения.

Это подтверждает рис. 14, на котором показано изменение температуры жидкой воды вдоль стенки камеры сгорания и сопла.

#### Выводы

Проведено расчетное исследование течения высокотемпературного газа в сверхзвуковом сопле и различных методов тепловой защиты: конвективного, пористого и пленочного охлаждения.

Показано влияние различных факторов на эффективность защиты стенки камеры сгорания и сопла от горячего газа.

Исследование проведено на модельном двигателе при использовании ряда упрощающих допущений.

#### Библиографический список

1. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. Изд. 3, перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1980.

2. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / Под общ. ред. В. С. Авдеевского, В. К. Кошкина. — 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1992.

3. ANSYS CFX-Solver Theory Guide. Particle Transport Theory. Heat and Mass Transfer. [http://www.kxcad.net/ansys/ANSYS\\_CFX/help/Theory/i1308531.html](http://www.kxcad.net/ansys/ANSYS_CFX/help/Theory/i1308531.html)