

УДК 533

ПРИМЕНЕНИЕ ПРОГРАММЫ ANSYS CFX К РАСЧЕТУ СВЕРХЗВУКОВЫХ ТУРБУЛЕНТНЫХ СТРУЙ С ХИМИЧЕСКИМИ РЕАКЦИЯМИ

А. М. Молчанов

Кафедра Авиационной и ракетно-космической теплотехники МАИ, Москва

Проведена серия расчетов струйных течений (дозвуковых и сверхзвуковых, химически реагирующих и химически инертных) с помощью программы ANSYS CFX.

Построены конечно-элементные модели различной формы для решения рассматриваемой задачи.

Проведено сопоставление результатов расчета с экспериментальными данными и данными расчетов, проведенных по другим методикам. Это сопоставление показало, что программа ANSYS CFX удовлетворительно описывает рассматриваемый класс задач, но, вероятно, требуется дальнейшее уточнение используемой модели турбулентности.

Показаны важные преимущества использования программы ANSYS CFX для учета донной области и трехмерности струй реальных летательных аппаратов, а также сверхзвуковых течений, имеющих дозвуковые области.

Расчет сверхзвуковых струй с химическими реакциями имеет большое значение для многих задач газовой динамики и теплообмена. Выхлопные струи ракетных и авиационных двигателей активно взаимодействуют с воздухом и с самим летательным аппаратом.

Математическое описание этих процессов позволит:

- оценить воздействие летательных аппаратов на атмосферу;
- получить значение сигнала, принимаемого станциями, следящими за полетом ракеты;
- оценить воздействие высокотемпературной струи на элементы конструкции летательного аппарата.

Данной проблеме посвящено немало работ (см., например, [1, 2, 3]). В большинстве их для расчета течения в сверхзвуковых струях используются так называемые параболизированные уравнения Навье-Стокса. Общая система уравнений газовой динамики при этом упрощается (часть членов отбрасывается), что позволяет использовать эволюционные численные методы. Такое приближение дает довольно хороший результат для чисто сверхзвуковых струй, в которых нет дозвуковых участков, т.е. отсутствует влияние вверх по потоку.

Кроме того, в этих расчетах реальная компоновка сопел двигателей обычно заменяется упрощенной. Два или четыре сопла заменяются неким одним «эквивалентным» соплом, и полностью отсутствует донная область.

На самом деле, «чисто сверхзвуковых струй» фактически не существует. В неизобарических струях часто возникает центральный скачок уплотнения (диск Маха), за которым течение дозвуковое. Радиус сопла, даже при односопловой компоновке, не совпадает с радиусом донной области, и в последней всегда есть обратные токи. При полетах на высотах до 10-15 км спутный поток воздуха является дозвуковым или трансзвуковым; при больших высотах наблюдается отрыв головной ударной волны, и дозвуковая область течения за ней имеет достаточно большие размеры.

В последние годы повышение мощности современных компьютеров и совершенствование вычислительных методов позволило отказаться от упрощения уравнений движения газа и перейти от решения начальной задачи с эволюционными методами к решению краевой задачи.

Программа ANSYS CFX предоставляет прекрасные возможности для этого.

Данная работа посвящена изучению возможностей применения ANSYS CFX для расчета сверхзвуковых струй с химическими реакциями. Представлены следующие результаты расчетов:

- затопленная осесимметричная струя воздуха при одинаковом давлении на срезе сопла и в окружающем пространстве;
- затопленные сверхзвуковые осесимметричные струи идеального газа при различном

отношении давления на срезе сопла и в окружающем пространстве (от 0.4 до 100);

- дозвуковая струя водорода, химически взаимодействующая со спутным воздушным потоком;
- сверхзвуковые струи газа, химически взаимодействующие со спутным потоком;
- струи двух гипотетических двигателей летательных аппаратов на различных высотах полета (от 0 до 15 км).

Для струй летательных аппаратов, в основном, использовалась модель «эквивалентного сопла» с учетом и без учета донной области, но некоторые расчеты проводились для реальной трехмерной компоновки сопел.

Результаты сравниваются с имеющимися экспериментальными данными и с результатами расчетов, полученных по другим методикам.

Для химически реагирующих потоков использовалась модель с конечными скоростями реакций и модель диссипации вихрей (Finite Rate Chemistry and Eddy Dissipation Model).

1. Конечно-элементная модель.

При построении расчетных сеток, в основном, использовались элементы типа HEXA:

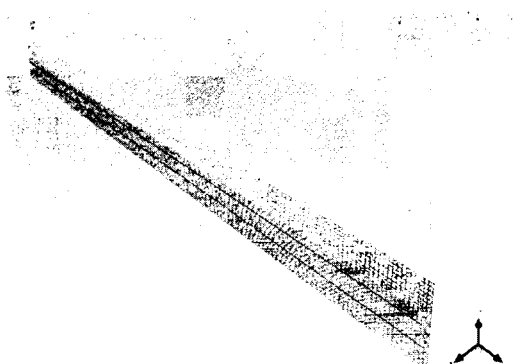


Рис. 1.1. 10-градусный клин с двумя плоскостями симметрии

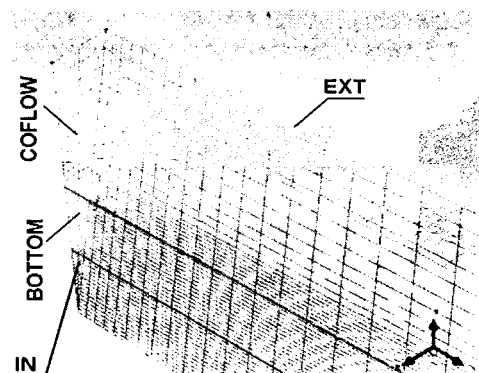


Рис. 1.2. 10-градусный клин с двумя плоскостями симметрии (присопловая область)

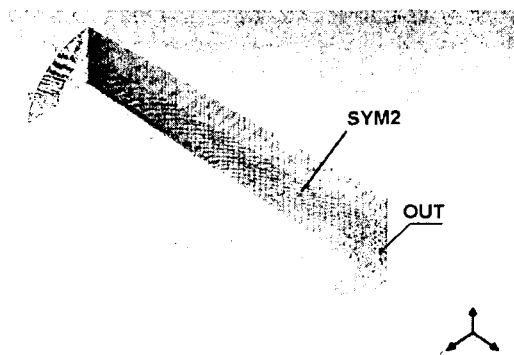


Рис. 1.3. 90-градусная область с двумя плоскостями симметрии

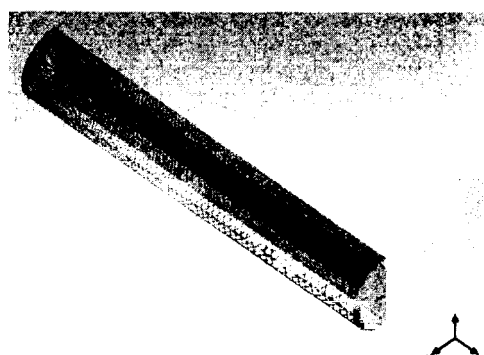


Рис. 1.4. 180-градусная область с одной плоскостью симметрии

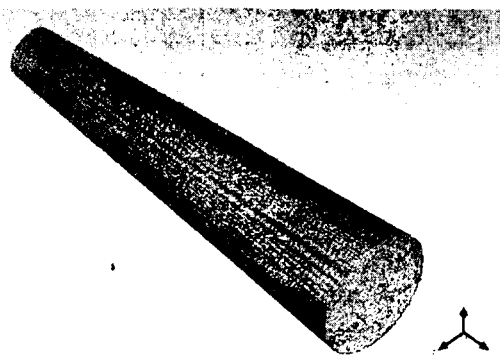


Рис. 1.5. 360-градусная область

В начальном участке выделялись 3 основных области: срез сопла (собственно струя), донная область, спутный поток.

Основные расчеты проводились с 10-градусной и 90-градусной расчетными областями. 180- и 360-градусные области использовались для проверки расчетов по двум предыдущим.

При проектировании конечно-элементной модели, как правило, задавались следующие части (parts):

IN – срез сопла, из которого истекает струя; граничные условия – типа Inlet;

COFLOW – спутный поток; граничные условия – типа Inlet для спутных струй и типа Opening – для затопленных;

BOTTOM – донная присопловая часть летательного аппарата, либо кромка среза сопла; граничные условия – типа Wall; если же нужно было провести расчет без учета донной области, граничные условия задавались такими же, как COFLOW;

EXT – наружная коническая или цилиндрическая часть расчетной области; граничные условия – типа Inlet для спутных струй и типа Opening – для затопленных;

OUT – выходная часть струи; граничные условия - типа Outlet; режим – либо Supersonic, либо Subsonic; некоторые дозвуковые расчеты проводились с гр.условиями типа Opening, особой разницы в результатах расчета замечено не было.

SYM1, SYM2 – плоскости симметрии для 10- и 90- градусных областей; для 180-градусной области используется, естественно, одна плоскость симметрии.

2. Затопленная осесимметричная струя воздуха при одинаковом статическом давлении на срезе сопла и в окружающем пространстве.

На рисунках 2.1. – 2.6. представлены результаты расчета воздушных струй: дозвуковой при числе Маха на срезе сопла $Ma=0.28$ и сверхзвуковой при $Ma=1.37$. Статическая температура воздуха на срезе сопла и в окружающем пространстве равны $T_a=T_e=288$ К. Также равны статические давления $P_a=P_e=1$ атм.

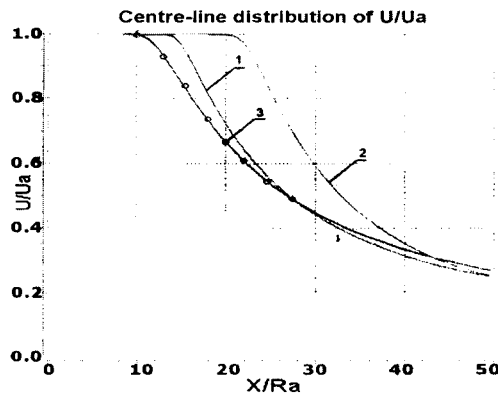


Рис. 2.1. Распределение скорости вдоль оси струи $Ma=0.28$. (1-расчет с использованием k-Epsilon модели турбулентности; 2-расчет с использованием k-Omega модели турбулентности; 3- эксперимент [4])

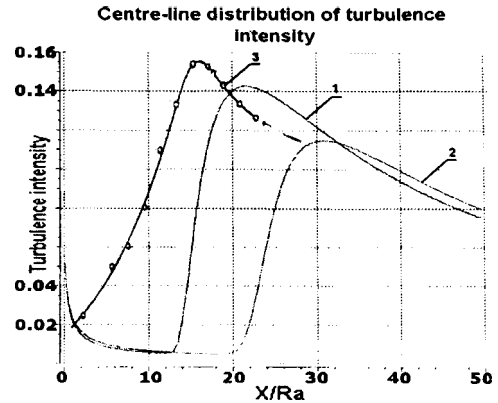


Рис. 2.2. Распределение интенсивности турбулентности вдоль оси струи $Ma=0.28$. (легенда см. рис.2.1.)

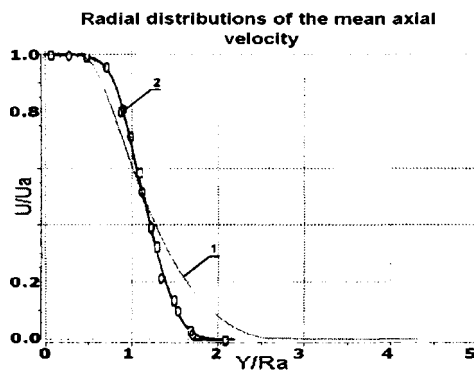


Рис. 2.3. Распределение продольной скорости поперек струи $Ma=0.28$ при $x/Ra=4$. (1-расчет с использованием k-Epsilon модели турбулентности; 2- эксперимент [4])

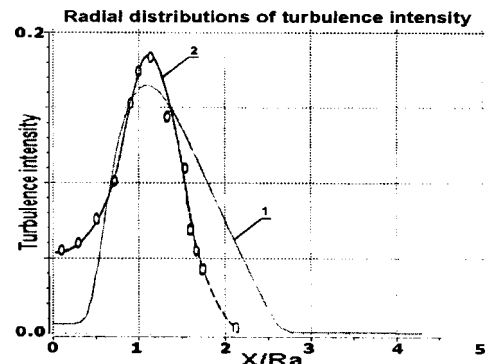


Рис. 2.4. Распределение интенсивности турбулентности поперек струи $Ma=0.28$ при $x/Ra=4$. (легенда см. рис.2.3.)

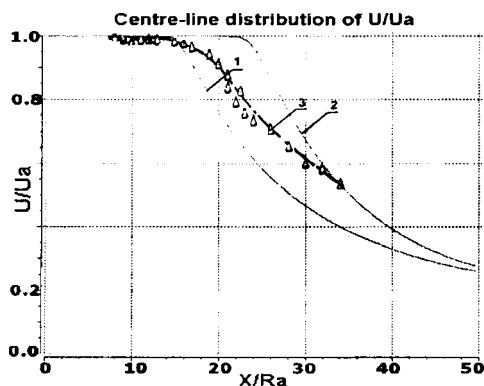


Рис. 2.5. Распределение скорости вдоль оси струи $Ma=1.37$. (1-расчет с использованием k-Epsilon модели турбулентности; 2-расчет с использованием k-Omega модели турбулентности; 3- эксперимент [4])

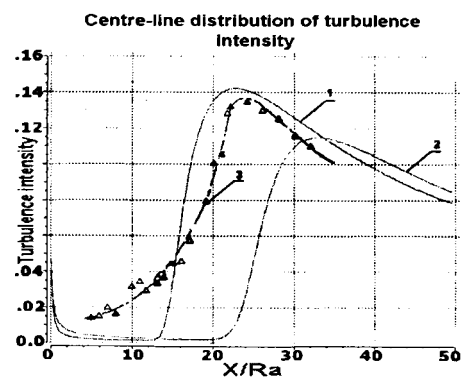


Рис. 2.6. Распределение интенсивности турбулентности вдоль оси струи $Ma=1.37$. (легенда см. рис.2.5.)

Результаты расчетов сравниваются с экспериментальными данными [4].

Здесь: x – координата вдоль оси струи, y – координата поперек струи, Ra – радиус среза

сопла, U_a – скорость на оси среза сопла.

Интенсивность турбулентности рассчитывается по формуле:

$$\overline{(u'^2)}^{1/2} / U = (2g(x)k)^{1/2} / U, \quad (1)$$

взятой из работы [5].

Расхождение результатов расчета и эксперимента типично для затопленных осесимметричных струй; большинство авторов объясняют это их аномальным "поведением" и рекомендуют ввести корректирующие поправочные формулы в константы модели турбулентности (см., например, [1]):

$$\mu_t = \rho K(M_T) C_\mu(f, g) k^2 / \varepsilon, \quad (2)$$

где: $K(M_T)$ - коэффициент, учитывающий поправку на сжимаемость [6]; M_T - турбулентное число Маха $a/k^{1/2}$; $C_\mu(f, g)$ - коэффициент турбулентной вязкости, учитывающий влияние осесимметричности [7].

В данной работе влияние эффекта сжимаемости и осесимметричности не учитывалось.

3. Затопленные сверхзвуковые осесимметричные струи идеального газа при различном отношении давлений P_a/P_e .

Проведены расчеты со следующими параметрами:

Вариант	Ma	Qa [град]	γ	P_a/P_e
1	3	20	1.2	0.4
2	5	20	1.2	0.25
3	2	10	1.3	10
4	4	10	1.3	10
5	4	10	1.3	50
6	4	10	1.3	100

где P_a - давление на срезе сопла, P_e - давление окружающего пространства, Ma - число Маха на срезе сопла, γ - показатель адиабаты, Qa - угол наклона образующей конического сопла.

Результаты сравниваются с расчетами работы [8], в которой используется метод характеристик для течения невязкого газа.

Вариант 1 (Ma=3, Qa=20 [град], $\gamma=1.2$, $P_a/P_e=0.4$)

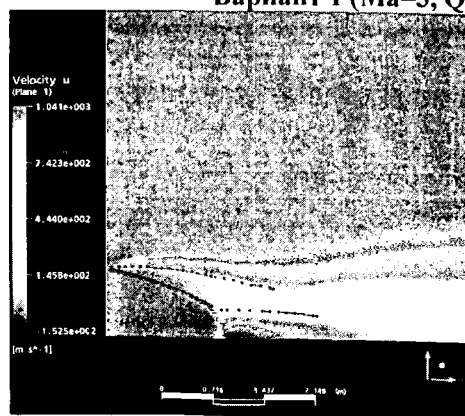


Рис. 3.1. Картина течения. Линии – данные из работы [8].

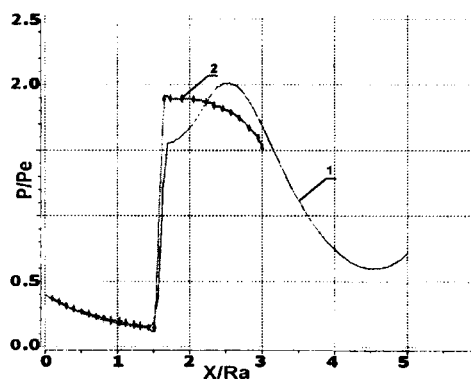


Рис. 3.2. Распределение статического давления вдоль оси струи. (1- расчет; 2 - данные из работы [8].)

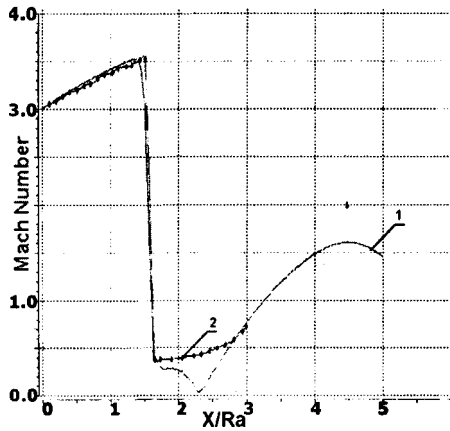


Рис. 3.3. Распределение числа Маха вдоль оси струи. (легенда см. рис.3.2.)

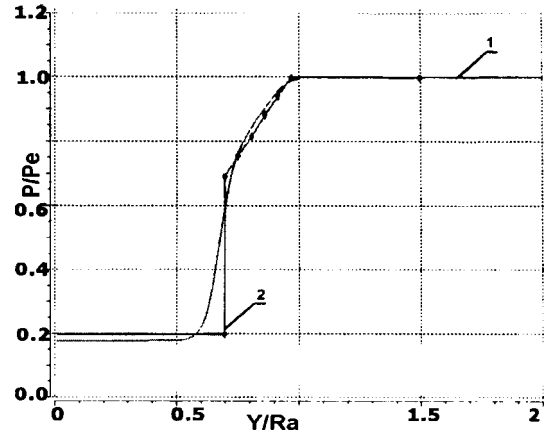


Рис. 3.4. Распределение статического давления поперек струи при $x/Ra = 1.03$. (легенда см. рис.3.2.)

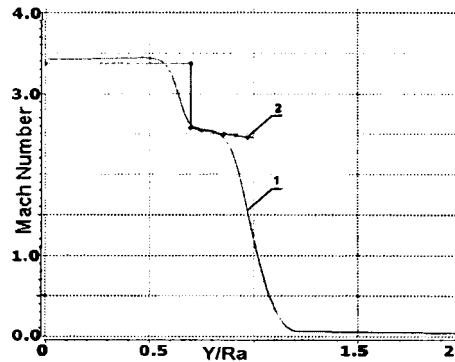


Рис. 3.5. Распределение числа Маха поперек струи при $x/Ra = 1.03$. (легенда см. рис.3.2.)

Вариант 2 ($Ma=5$, $Qa=20$ [град], $\gamma=1.2$, $Pa/Pe=0.25$)

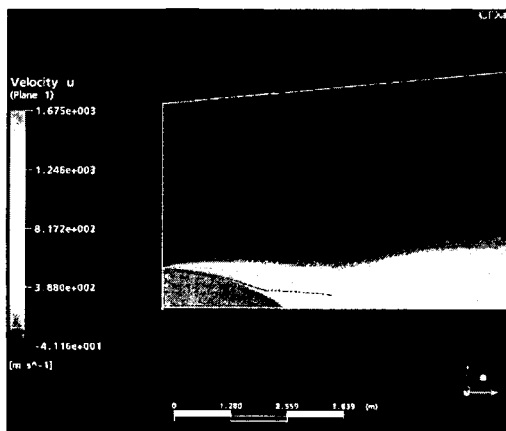


Рис. 3.6. Картина течения. Линии – данные из работы [8].

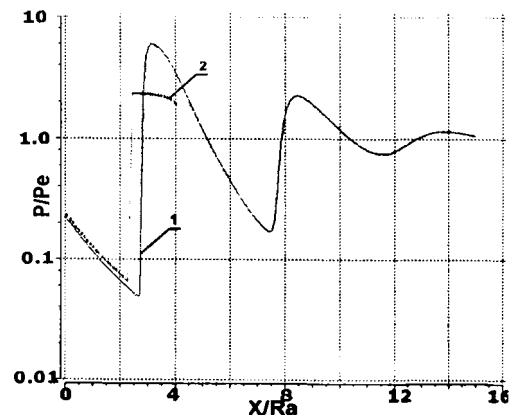


Рис. 3.7. Распределение статического давления вдоль оси струи. (1- расчет; 2 - данные из работы [8].)

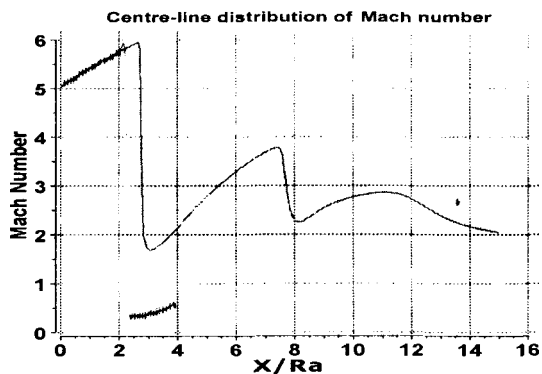


Рис. 3.8. Распределение числа Маха вдоль оси струи. (легенда см. рис.3.7.)

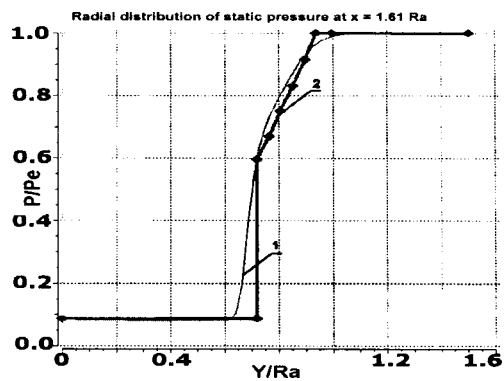


Рис. 3.9. Распределение статического давления поперек струи при $x/Ra = 1.61$. (легенда см. рис.3.7.)

Вариант 4 ($Ma=4$, $Qa=10$ [град], $\gamma=1.3$, $Pa/Pe=10$)

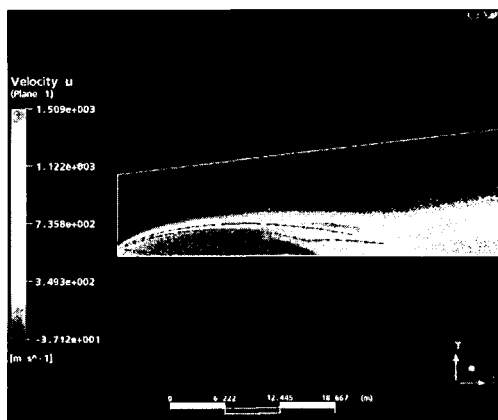


Рис. 3.10. Картина течения. Линии – данные из работы [8].

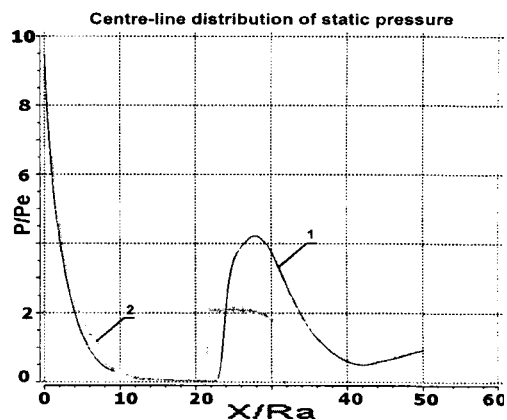


Рис. 3.11. Распределение статического давления вдоль оси струи. (1- расчет; 2 - данные из работы [8].)

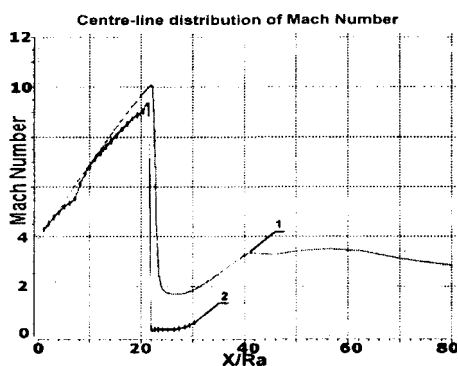


Рис. 3.12. Распределение числа Маха вдоль оси струи. (легенда см. рис.3.11.)

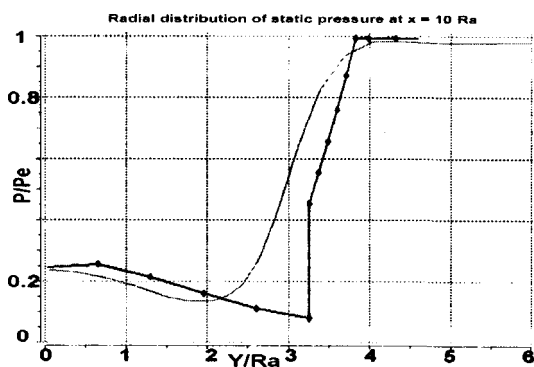


Рис. 3.13. Распределение статического давления поперек струи при $x/Ra = 10$. (легенда см. рис.3.11.)

Сравнение картины течения, осевого распределения давления и числа Маха, а также поперечные профили этих параметров, показывают удовлетворительное совпадение. Разумеется, следует иметь в виду, что расчеты [8] проводились без учета вязкости.

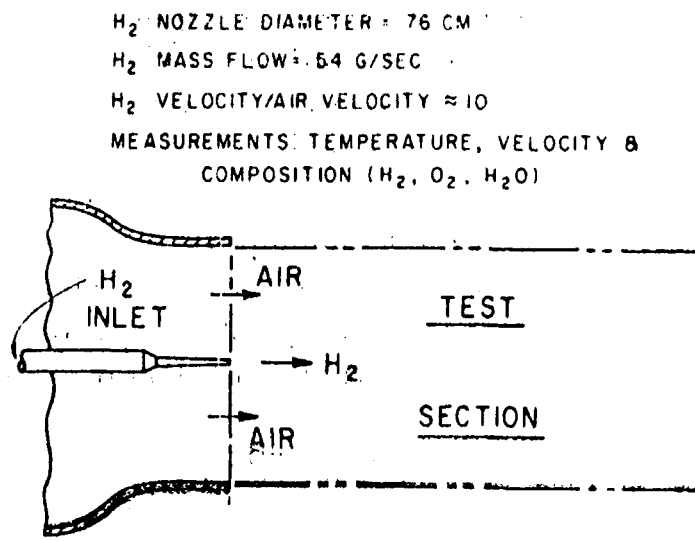
В некоторых расчетах наблюдается несколько неожиданное наличие зоны обратных токов за прямым скачком уплотнения в районе оси струи. Сначала предполагалось, что использование клиновидной 10-градусной сетки приводит к большой погрешности расчетов в районе оси струи. Для проверки были проведены расчеты с использованием других конечно-элементных моделей: 90-градусная область (рис. 1.3.), 180-градусная область (рис. 1.4.) и даже 360-градусная область (рис. 1.5.). Сравнение этих расчетов показало хорошее совпадение результатов при использовании различных вариантов конечно-элементных моделей.

4. Дозвуковая струя водорода, химически взаимодействующая со спутным воздушным потоком.

Проведены расчеты струи H_2 (скорость на срезе сопла $U_a = 150$ м/с; радиус среза сопла $R_a = 0.0038$ м, температура на срезе сопла $T_a = 288$ К), истекающей в спутный воздушный поток (скорость потока $U_e = 15$ м/с).

Для учета химических реакций использовалась модель диссипации вихрей (Eddy Dissipation Model). Учитывалась реакция: Hydrogen Oxygen – $H_2 + 0.5O_2 = H_2O$

Схема экспериментальной установки показана на рис.4.1., а распределение температуры и концентраций компонентов - на рис.4.2.



4.1. Экспериментальная установка [9]

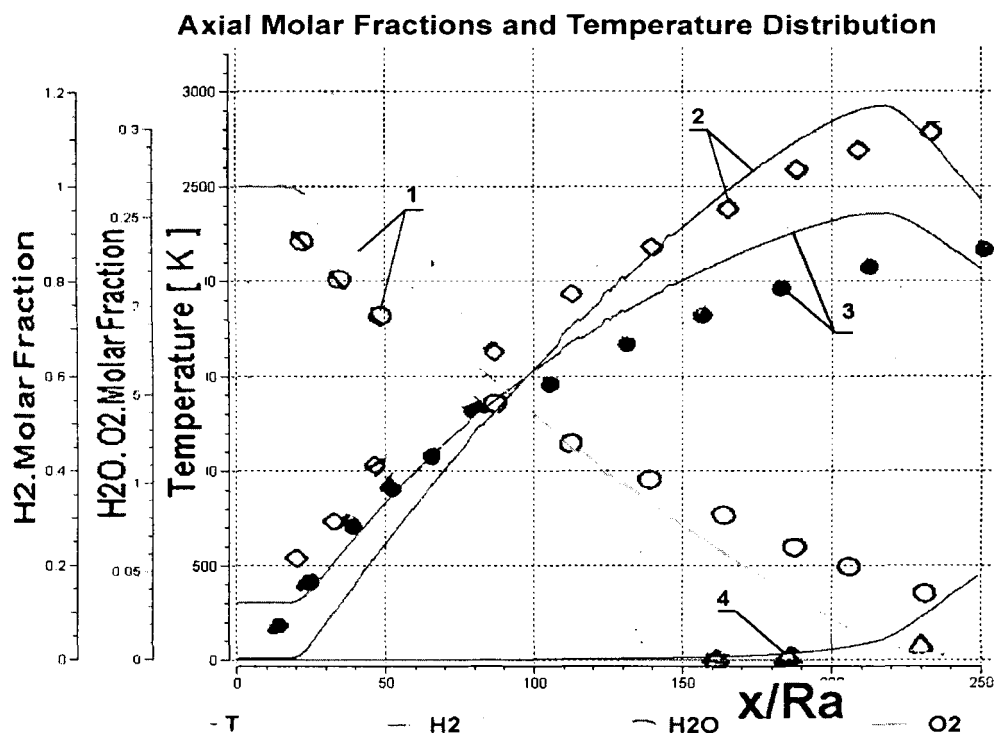


Рис. 4.2. Распределение температуры и мольных концентраций химических компонентов H₂, O₂, H₂O вдоль оси струи водорода (1 - температура; 2 - H₂; 3 - H₂O; 4 - O₂; кружками и другими фигурами показаны экспериментальные данные из работы [9])

Сравнение результатов расчета с экспериментальными данными [9], показывает удовлетворительное совпадение.

5. Сверхзвуковые струи газа, химически взаимодействующие со спутным потоком

Проведен расчет потока, следующей конфигурации (рис.5.1.)

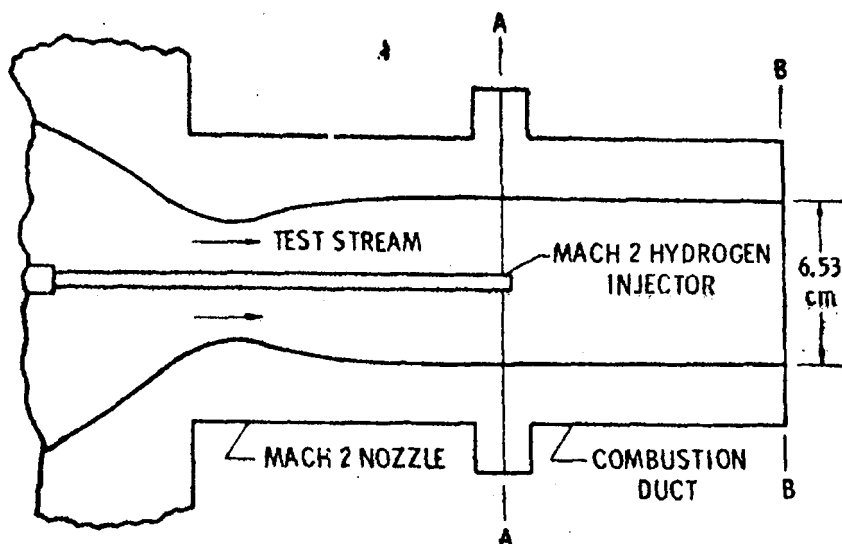


Рис. 5.1. Схема установки для горения сверхзвуковой струи водорода в сверхзвуковом спутном (коаксиальном) потоке [10])

Использовались следующие условия.

Параметры струи водорода:

- радиус среза сопла $R_a = 0.0047625$ м;
- число Маха на срезе сопла $Ma = 2$;
- давление на срезе сопла $P_a = 2.09 \text{ E}5$ Па;
- температура на срезе сопла $T_a = 251$ К;
- массовый расход струи водорода = 0.015 kg/s;

Параметры коаксиального потока:

- радиус сопла = 0,03265 м;
- статическое давление среза сопла $P_e = 1.03 \text{ E}5$ Па;
- массовый расход коаксиального потока = 1.302 kg/s
- массовый состав химических компонентов: $H_2O = 0.281$, $N_2 = 0.478$, $O_2 = 0.241$;
- температура $T_e = 1340$ К

Для учета химических реакций использовалась модель диссипации вихрей (Eddy Dissipation Model). Учитывалась реакция: $H_2 + 0.5O_2 = H_2O$

Результаты расчета сравнивались с экспериментальными данными работы [10], в которой проводились измерения давления Пито (pitot pressure). Некоторые результаты приведены на рисунках 5.2-5.4

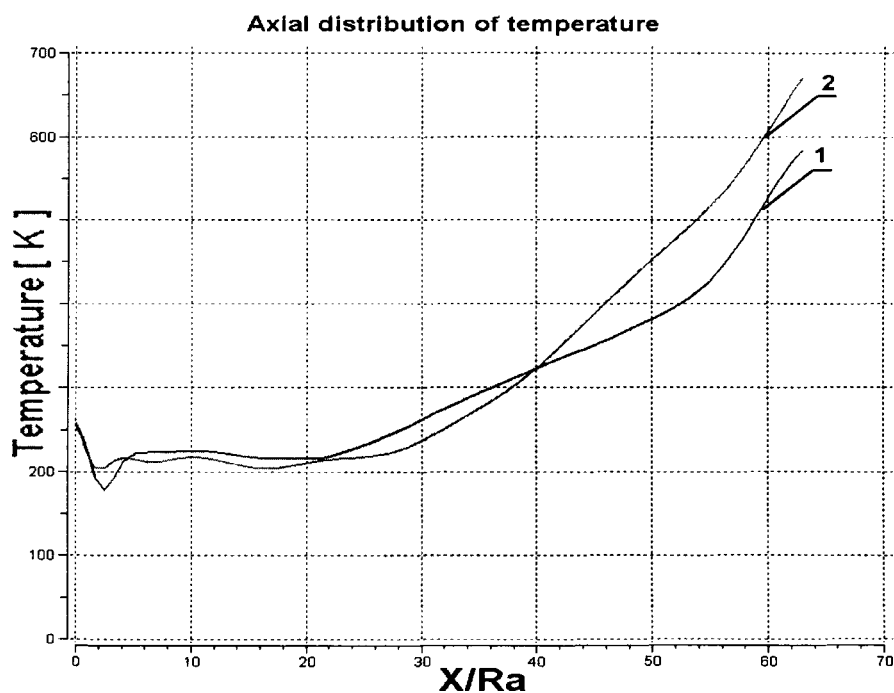


Рис. 5.2. Распределение температуры вдоль оси струи водорода (1 – без учета химических реакций; 2 - с учетом хим. реакций)

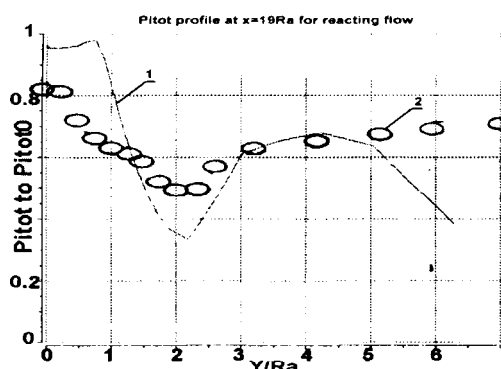


Рис. 5.3. Распределение давления Пито поперек струи при $x=19 Ra$ (1- расчет; 2 - данные из работы [10]).

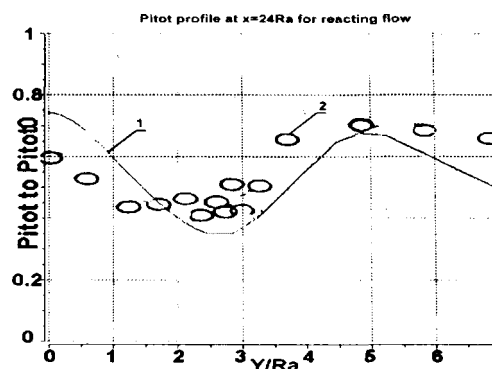


Рис. 5.4. Распределение давления Пито поперек струи при $x=24 Ra$ (1- расчет; 2 - данные из работы [10]).

В работе [11] проведено экспериментальное исследование похожей струи (см. рис.5.5.). Только здесь статическое давление на срезе сопла водорода совпадает со статическим давлением спутного потока.

Параметры струи водорода:

- радиус среза сопла $Ra=0.01$ м;
- число Маха на срезе сопла $Ma=1.46$
- давление на срезе сопла $Pa=1.0 E5$ Па;
- температура на срезе сопла $Ta=267$ К;

Параметры коаксиального потока:

- радиус сопла = 0,05 м;
- статическое давление среза сопла $Pe=1.0 E5$ Па;
- массовый состав химических компонентов: $H_2O=0.15$, $N_2=0.59$, $O_2=0.26$;
- температура $Te=1140$ К

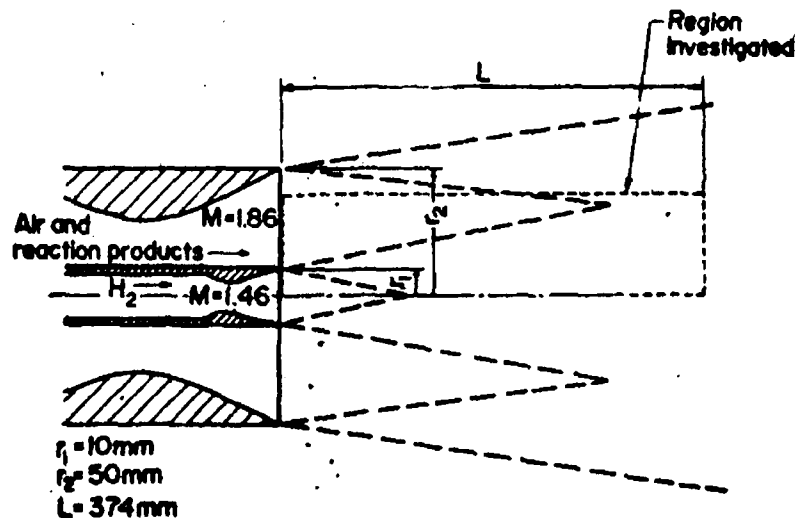


Рис. 5.5. Схема установки для горения сверхзвуковой струи водорода в сверхзвуковом спутном (коаксиальном) потоке [11]

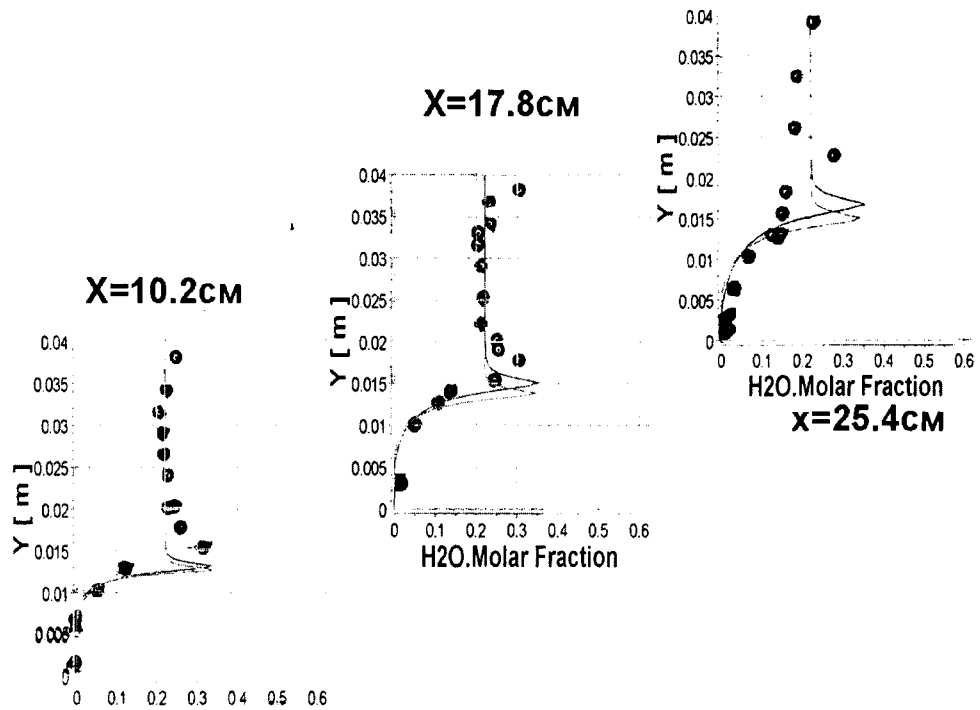


Рис. 5.6. Рассчитанные и измеренные профили мольной доли H₂O в различных сечениях струи H₂. (красная линия – расчет; синяя линия – расчет с удвоенным коэффициентом C_{μ} в формуле для турбулентной вязкости; черные кружки – экспериментальные данные из работы [11])

Сравнение результатов расчета с обоими экспериментами (рис.5.6) показывает, используемая схема учета химических реакций удовлетворительно описывает горение сверхзвуковой струи водорода. Однако, похоже, что в экспериментах турбулентное смешение происходит несколько интенсивнее, чем в расчетах.

6. Струи двигателей летательных аппаратов на различных высотах полета (от 0 до 15км)

Проведен расчет струй двух гипотетических двигателей летательных аппаратов на 4 высотах полета:

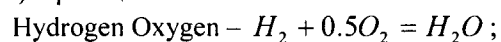
Параметры на срезе	1 вариант	2 вариант
Скорость, м/с	2407.0	2868.0
Давление, кг/см ²	0.95	0.7571
Температура, К	1614.0	1917.0
Угол на выходе, рад	0.17453	0.17453
Радиус, м ²	0.3259	0.9991
Состав, мольные доли		
O ₂	0.4328 E -9	0.1631 E -5
CO	0.2142 E 0	0.08372E 0
H	0.2306 E -4	0.2406 E -3
O	0.3706 E -9	0.5037 E -6
OH	0.2414 E -5	0.1521 E -3
NO	0.4252 E -7	0.1058 E -4
H ₂	0.1238 E 0	0.05415E 0
H ₂ O	0.3193 E 0	0.4053 E 0
CO ₂	0.1794 E 0	0.1461 E 0
N ₂	0.1633 E 0	0.3103 E 0

Скорость внешнего потока [м/с] на высоте [км]	1 вариант	2 вариант
0	10	10
5	312	289
10	498	467.5
15	688	650

Все варианты просчитаны при трех типах граничных условий:

- 1) без учета донной области;
- 2) с учетом донной области (радиус донной области задавался равным двойному радиусу сопла);
- 3) двухсопловая компоновка с таких же расходом, как в предыдущих случаях, и с радиусом донной области как в п.(2) (только для высот 10 и 15 км)

Для учета догорания струи в окружающем воздухе использовалась модель с конечными скоростями реакций и модель диссипации вихрей (Finite Rate Chemistry and Eddy Dissipation Model) – реакции:



WD2 CO Oxidation

Результаты расчетов Варианта 2 на высоте 15 км представлены на рисунках 6.1-6.4.

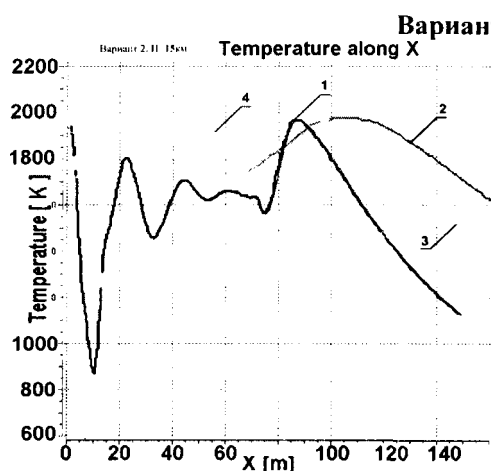


Рис. 6.1. Распределение температуры вдоль оси струи. (1- расчет данной работы; 2,3,4 – расчет автора по методике, описанной в [2]; 2 – номинальный расчет; 3 – расчет без учета влияния осесимметричности на турбулентность, 4 – расчет без учета влияния осесимметричности и числа Маха на турбулентность.)

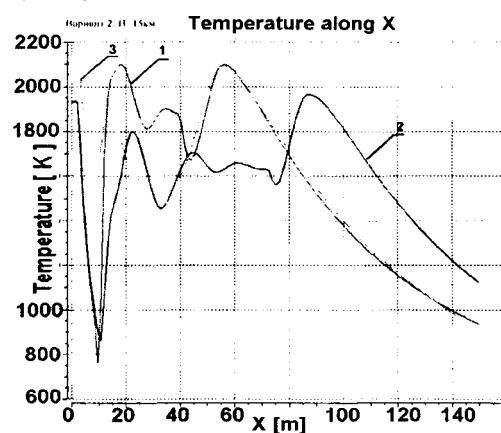
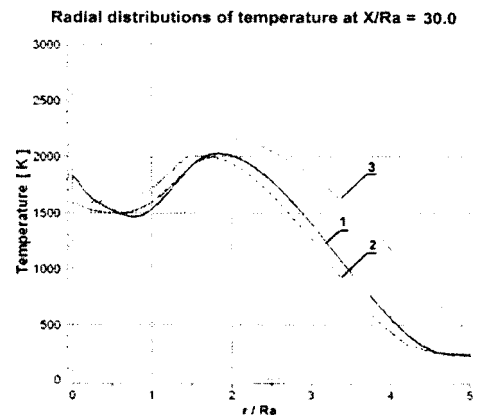
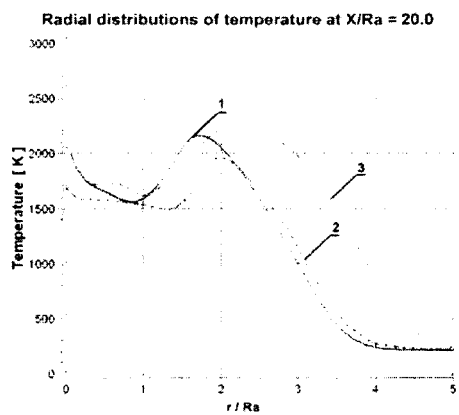
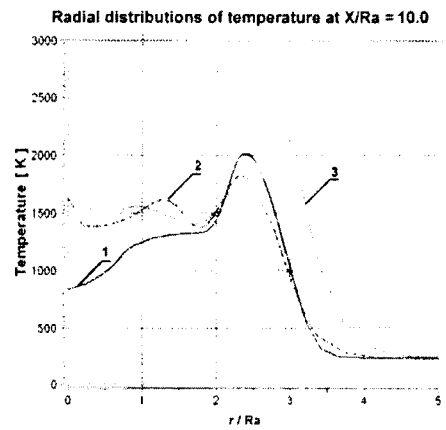
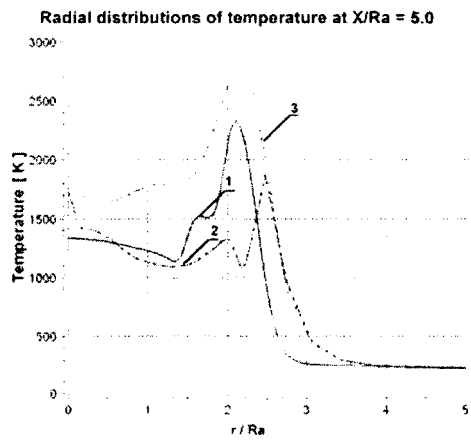
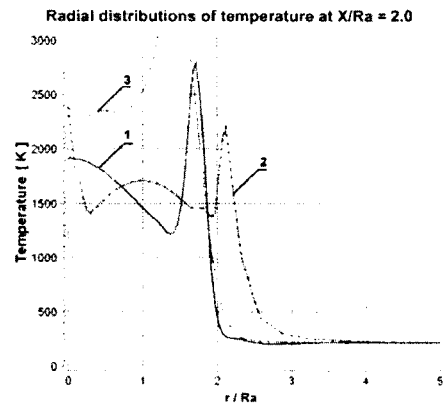
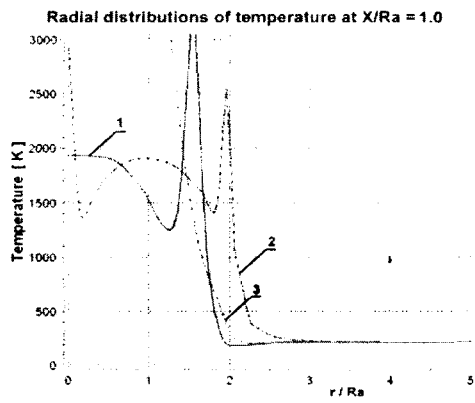


Рис. 6.2. Распределение температуры вдоль оси струи. (1- расчет с учетом донной области; 2 – расчет без учета донной области; 3 – расчет трехмерной струи при двухсопловой компоновке)



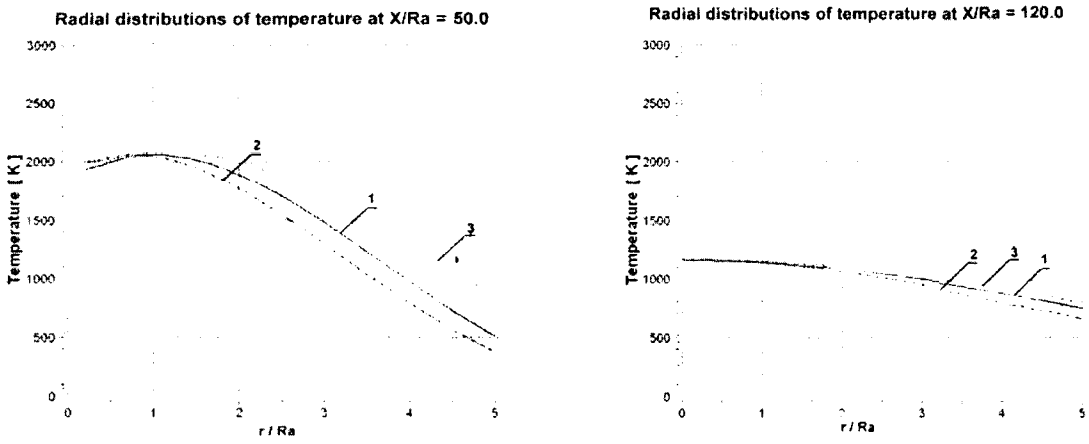
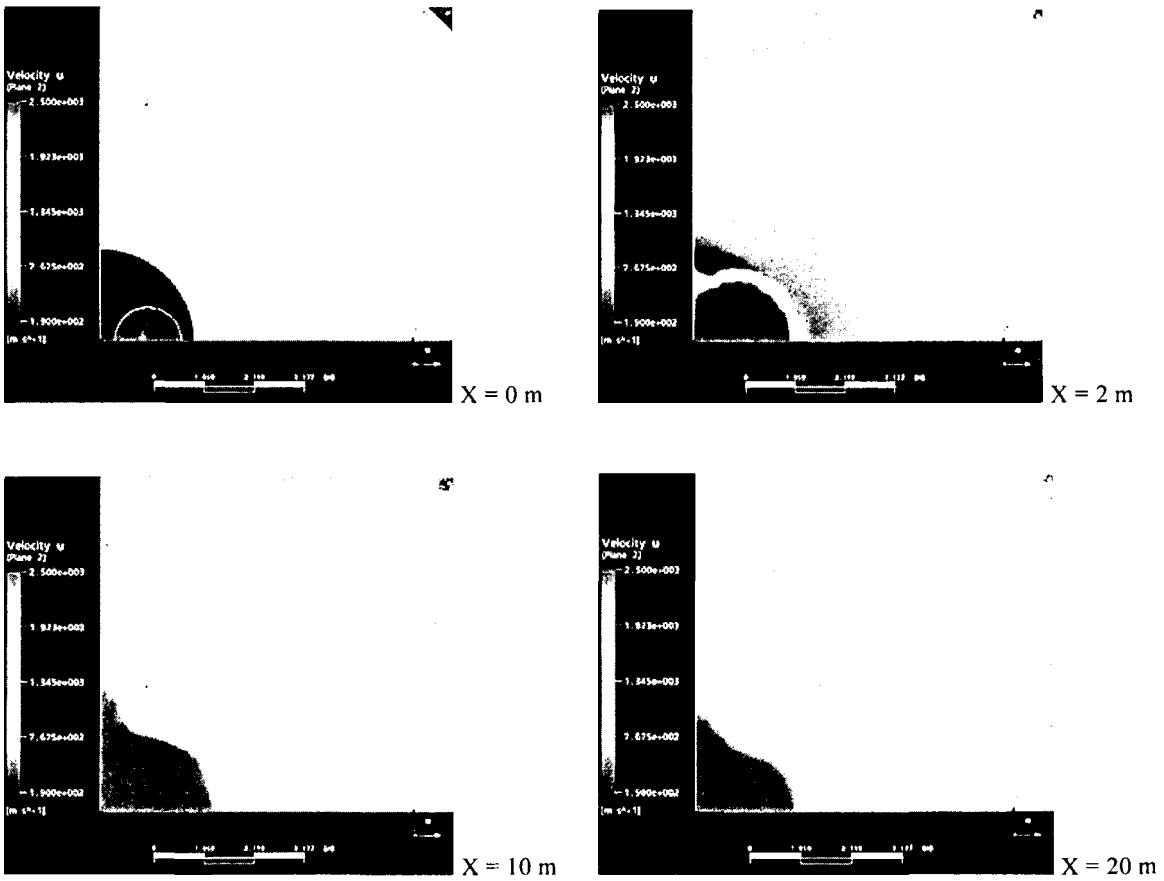


Рис. 6.3. Распределение температуры поперек струи в сечениях при различных значениях продольной координаты X (1 – расчет осесимметричной струи с учетом донной области; 2, 3 – расчет трехмерной струи при двухсопловой компоновке; 2 – вдоль оси Y, на которой расположено сопло, 3 – вдоль оси Z, где нет сопла)



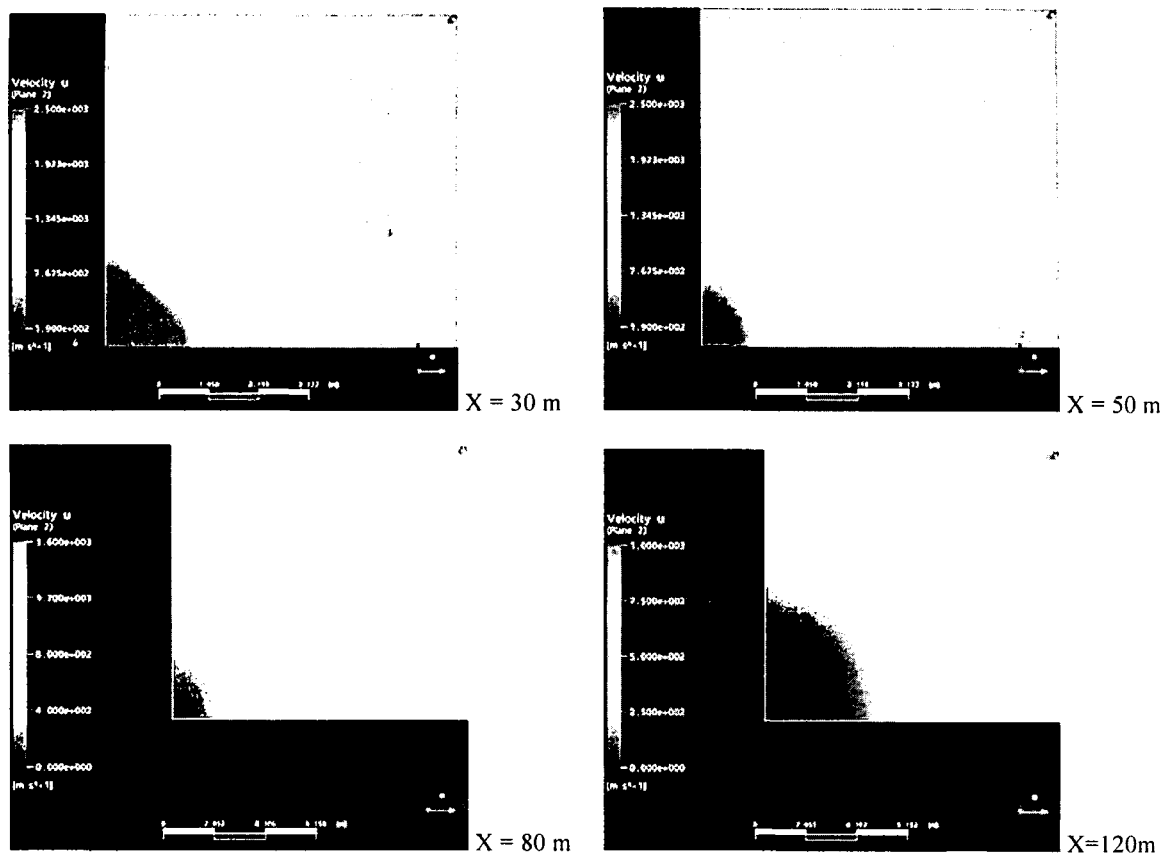


Рис. 6.3. Картина течения в различных поперечных сечениях трехмерной струи при двухсопловой компоновке

Анализ результатов расчета Варианта 2 на высоте полета 15 км позволяет сделать следующие выводы:

1) расчет по данной методике слабо согласуется с расчетом, основанном на решении параболизированной системы Навье-Стокса, использованной в работе [2]; максимальные температуры догорания струи двигателя близки, но пространственное распределение отличается;

2) учет донной области летательного аппарата приводит к существенному изменению результатов расчета – максимальная температура увеличивается, и этот максимум смещается ближе к срезу сопла;

3) учет трехмерности 2-х сопловой компоновки важен на начальном участке струи (примерно, до $X=40$), а на более дальних участках распределение параметров вдоль оси летательного аппарата практически совпадает с расчетом осесимметричной струи с учетом донной области;

4) трехмерная струя с удалением от среза сопла стремится к осесимметричности, но при этом она проходит стадию вытянутости в сторону, перпендикулярную к начальному расположению сопла (сопло находится на оси Y , а струя вытягивается в сторону оси Z)

Та же картина наблюдается при расчете струи Вариант 1 - высота 15 км, а также для обоих вариантов на высоте 10 км, правда, в менее ярко выраженной форме.

На высотах 0 и 5 км отличие расчетов с учетом и без учета донной области не существенно, а расчет трехмерной струи не проводился.

7. Заключение

Проведена серия расчетов струйных течений (дозвуковых и сверхзвуковых, химически реагирующих и химически инертных) с помощью программы ANSYS CFX.

Построены конечно-элементные модели различной формы для решения

рассматриваемой задачи.

Проведено сопоставление результатов расчета с экспериментальными данными и данными расчетов, проведенных по другим методикам. Это сопоставление показало, что программа ANSYS CFX удовлетворительно описывает рассматриваемый класс задач, но, вероятно, требуется дальнейшее уточнение используемой модели турбулентности.

Показаны важные преимущества использования программы ANSYS CFX для учета донной области и трехмерности струй реальных летательных аппаратов, а также сверхзвуковых течений, имеющих дозвуковые области.

Неудачей данной работы автор считает то, что ему не удалось провести расчеты химически реагирующих потоков с учетом цепочки быстрых неравновесных реакций, включающих радикалы, типа:



ЛИТЕРАТУРА

1. *Dash S.M., Wolf D.E.* Interactive Phenomena in Supersonic Jet Mixing Problems. Part I: Phenomenology and Numerical Modeling Techniques. // *AIAA Journal*, 1984, vol.22, No.7. – pp.905-913.
2. *Molchanov A.M.* Application of the Implicit MacCormack Method to the Computation of Supersonic Turbulent Jets, Using an Algebraic Stress Model // *The Second Japan-Soviet Union Joint Symposium on Computational Fluid Dynamics*, 27-31 August, 1990, Tsukuba, Japan. -pp.231-238.
3. *Dash S.M., Wolf D.E., and Seiner J.M.* Analysis of Turbulent Underexpanded Jets, Part I: Parabolized Navier-Stokes Model, SCIPVIS. // *AIAA Journal*, vol. 23, April 1985, -pp. 505-514.
4. *Lau J.C., Morris P.J., Fisher M.J.* Measurements in subsonic and supersonic free jets using a laser velocimeter. // *J. Fluid Mech.*, 1979, vol. 63, part 1, pp. 1-27
5. *Seiner J.M., Dash S.M., Wolf D.E.* Analysis of Turbulent Underexpanded Jets, Part II: Shock Noise Features Using SCIPVIS. // *AIAA Journal*, 1985, vol.23, No.5. –pp.669-677.
6. *Dash S. M., Weilerstein G., and Vaglio-Laurin R.* Compressibility Effects in Free Turbulent Shear Flows. // *AFOSR-TR-75-1436*, Aug. 1975.
7. *Launder B. E., Morse A., Spalding D. B., and Rodi W.* Prediction of Free Shear Flows: A Comparison of Six Turbulence Models // *Free Turbulent Shear Flows*, Vol. 1, NASA SP-321, 1972, pp. 361-426.
8. *Г.И.Аверенкова, Э.А.Ашратов, Т.Г.Волконская и др.* Сверхзвуковые струи идеального газа. Часть 2. // *Труды Вычислительного Центра МГУ*. - М.: Издательство Московского Университета, 1971. – 171 с.
9. *Kent J. H., Bilger R. W.* The Prediction of Turbulent Diffusion Flame. Fields and Nitric Oxide Formation. // *16th Symp. (Int.) Comb., The Combustion Institute, Pittsburgh*, 1976, pp. 1643-1656.
10. *Jenkins R.V.* Mixing and Combustion of an Underexpanded H₂ Jet in Supersonic Flow // *AIAA PAPER NO. 76-610*. 1976, pp. 1-12
11. *Spiegler E., Wolfshtein M., Manheimer-Timnat Y.* A model of unmixedness for turbulent reacting flows. // *Acta Astronautica*, Vol.3, Pergamon Press, 1976, pp. 265-280.