



МИНОБРНАУКИ РОССИИ
федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»
(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинов)

Факультет «А» РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ
Кафедра ПЛАЗМОГАЗОДИНАМИКА И ТЕПЛОТЕХНИКА
Дисциплина Б 1.В.02 ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ

КУРСОВОЙ ПРОЕКТ
на тему:
ГАЗОДИНАМИКА СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ
(пояснительная записка)

Студент группы
А9М31

подпись, дата И.А. Мачульский

Руководитель

подпись, дата В.Н. Емельянов

Оценка комиссии по защите курсовых проектов

подпись, дата

Санкт-Петербург, 2018

Реферат

Пояснительная записка 27 стр., 24 рис., 00 табл., 9 источников, CD диск с презентацией

ЧИСЛО МАХА JETWIN СВЕРХЗВУКОВЫЕ СТРУИ

Цель работы — расчёт сверхзвуковых струй при различных параметрах стандартной атмосферы. В работе используется маршевый метод, основанный на технологии контрольного объема с вычислением потоков по схеме распада разрыва, что позволяет получать результаты за короткое время с большой точностью. В рамках работы проведены расчеты сверхзвуковых струй при различных параметрах стандартной атмосферы.

СОДЕРЖАНИЕ

Нормативные ссылки	4
Определения, обозначения и сокращения	5
Введение	6
1 Работа в программе JETWIN.	7
1.1 Начало работы	7
2 Расчёт сверхзвуковых струй при различных параметрах стандартной атмосферы	12
3 ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ ГЕОМЕТРИИ ВХОДНОГО УЧАСТКА СОПЛА	19
Заключение	26
Список использованной литературы	26

Нормативные ссылки

Настоящая пояснительная записка составлена в соответствии со стандартом организации:

БГТУ.СМК-П-4.2-12 ПОЛОЖЕНИЕ ПО СОДЕРЖАНИЮ, ОФОРМЛЕНИЮ, ОРГАНИЗАЦИИ ВЫПОЛНЕНИЯ И ЗАЩИТЫ КУРСОВЫХ ПРОЕКТОВ И КУРСОВЫХ РАБОТ

При выполнении курсового проекта и оформлении пояснительной записки руководствовались следующими стандартами:

ГОСТ 7.1—84 Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу. Библиографическое описание документа. Общие требования и правила составления

ГОСТ 8.417—81 Государственная система обеспечения единства измерений. Единицы физических величин

ГОСТ 7.32—2001 Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу. Отчет о научно-исследовательской работе. Структура и правила оформления

ГОСТ 7.54 Система стандартов по информации, библиотечному и издательскому делу. Представление численных данных о свойствах веществ и материалов в научно-технических документах. Общие требования.

Определения, обозначения и сокращения

В настоящей пояснительной записке применяются следующие термины с соответствующими определениями:

Перечень обозначений и сокращений, применяемых в данной
пояснительной записке

Обозначения

γ	—	показатель адиабаты
ν	—	кинематическая вязкость
Re	—	число Рейнольдса
M	—	число Маха
P	—	давление

ВВЕДЕНИЕ

Цель работы - расчёт сверхзвуковых струй при различных параметрах стандартной атмосферы. В работе используется маршевый метод, основанный на технологии контрольного объема с вычислением потоков по схеме распада разрыва, что позволяет получать результаты за короткое время с большой точностью. В рамках работы проведены расчеты сверхзвуковых струй при различных параметрах стандартной атмосферы.

1 Работа в программе JETWIN.

Приложение предназначено для расчета стационарных сверхзвуковых течений идеального газа. Программа служит для расчёта сопловый и струйных течений в плоской или осесимметричной постановках. Используется маршевый метод, основанный на технологии контрольного объема с вычислением потоков по схеме распада разрыва, что позволяет получать результаты за короткое время с большой точностью.

1.1 Начало работы

Система меню приложения имеет три раздела:

1. Раздел меню Файл предназначен для общего управления файлами. Оно содержит следующие команды: о команда Создать предназначена для открытия диалогового окна "Исходные данные"; о команда Сохранить слой сохраняет распределение газодинамических параметров текущего слоя (сечения) в текстовый файл в виде файла начальных данных (этот файл можно будет использовать в качестве начальных данных), под именем, которое можно указать в появившемся стандартном диалоговом окне (возможно, указав и новый путь для сохранения файла); о команда Сохранить поле сохраняет распределение параметров поля течения (выходные данные) файл (для обработки данного файла лучше всего использовать программу TecPlot), под именем которое также можно указать в появившемся стандартном диалоговом окне; о команда Выход завершает работу и закрывает окно программы.

2. Раздел меню Расчет позволяет управлять процессом счета, содержит следующие команды: о команда Пуск запускает процесс расчета течения; о команда Стоп приостанавливает процесс расчета течения; о команда Обновить возвращает в исходное состояние;

3. Раздел меню Справка содержит команды: о команда Описание открывает описание программы; о команда О программе выводит диалоговое окно с номером версии и информацией об авторских правах. Расчёт начинается с создания нового проекта (Файл > Создать). Открывается окно задания исходных данных рис.1.1. Формирование файла с граничными условиями Граничные условия записываются в отдельный файл с расширением .brd

Файл должен содержать две строки определяющие условия на верхней и нижней границах (для плоской постановки) и на внешней границе и оси (для осесимметричной постановки). Первая строка определяет граничные условия на верхней границе области течения, вторая строка - на нижней границе. Общая структура граничных условий следующая:

1 строка x-координата первой точки верхней границы y-координата

Рисунок 1.1 – Предлагается задать: граничные условия, начальные условия, значения показателя адиабаты, тип течения (плоское или осесимметричное).

первой точки верхней границы Дополнительные параметры

2 строка x-координата первой точки нижней границы y-координата первой точки нижней границы Дополнительные параметры

Возможны различные конфигурации: верхняя и нижняя границы могут быть свободными; одна из границ может быть свободной, а другая - стенкой; обе границы - стенки. В случае задания свободной границы в качестве дополнительного параметра задаётся давление (в Па) на границе. Например: 0 0.1 101325 0 0 101325 означает, что координаты первой точки нижней границы $[0,0]$, а первой точки верхней границы $[0,0.1]$; давление на нижней и на верхней границах одинаковое и равно 1 атм.

В качестве дополнительных параметров может задаваться геометрия канала: дополнительный параметр первой строки для задания верхней стенки, дополнительный параметр второй строки - для нижней. Для задания геометрии стенки используются 3 объекта: прямая, дуга окружности, кривая Безье. Каждый объект имеет свои параметры. ПРЯМАЯ: - адресация к прямой осуществляется с помощью буквы "l" параметрами прямой являются длины катетов: x_1 и y_1 рис.1.2

- Синтаксис: xA0 yA0 1 x1 y1 Пример: 0 0.1 101325 0 0 1 1 0.3 означает, что верхняя граница свободная (с координатами первой точки $[0,0.1]$ и давлением на границе 1атм), а на нижней границе задана стенка (с ко-

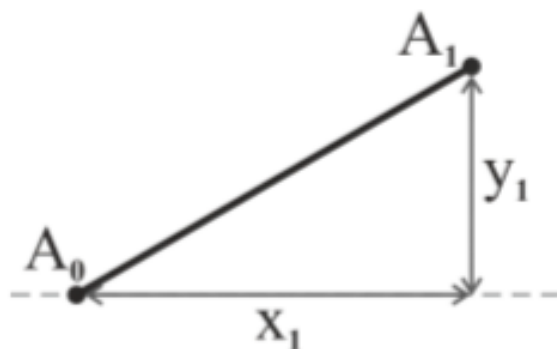


Рисунок 1.2 – Прямая

ординатами первой точки $[0,0]$) и геометрия стенки определяется прямой (буква "l") с параметрами $x_1 = 1$ и $y_1 = 0.3$.

ДУГА ОКРУЖНОСТИ - адресация к дуге окружности осуществляется с помощью буквы "с" параметрами дуги окружности являются радиус R и два угла: f_0 и f_1 (рис. 3) - Синтаксис: $xA_0 yA_0 c R f_0 f_1$

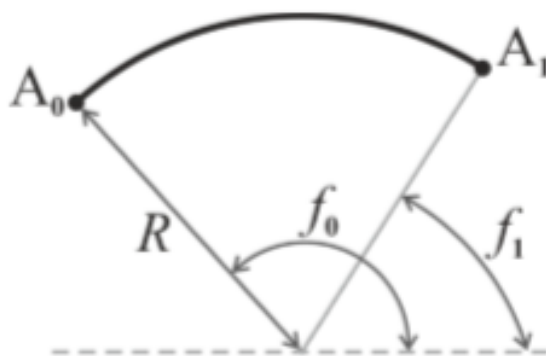


Рисунок 1.3 – Дуга окружности

Пример: 0 0.1 101325 0 0 с 7 2.0218 1.5708 означает, что верхняя граница свободная (с координатами первой точки $[0,0.1]$ и давлением на границе 1атм), а на нижней границе задана стенка (с координатами первой точки $[0,0]$) и геометрия стенки определяется окружностью (буква "с") с параметрами $R = 7$, $f_0 = 2.0218$ и $f_1 = 1.5708$.

КРИВАЯ БЕЗЬЕ - адресация к кривой Безье осуществляется с помощью буквы "b" параметрами кривой Безье являются координаты точек: x' и y' , x'' и y'' , x_1 и y_1 (рис. 4)

Пример: 0 0.1 101325 0 0 b 2 0 5 -1 8 -1 означает, что верхняя граница свободная (с координатами первой точки $[0,0.1]$ и давлением на границе 1атм), а на нижней границе задана стенка (с координатами первой точки $[0,0]$) и геометрия стенки определяется кривой Безье (буква "b") с параметрами $x' = 2$, $y' = 0$, $x'' = 5$, $y'' = -1$, $x_1 = 8$, $y_1 = -1$.

Для описания сложной геометрии стенки возможно произвольное ком-

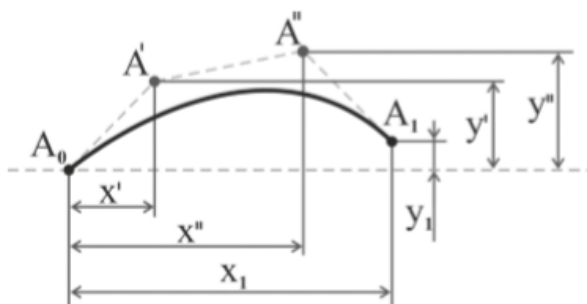


Рисунок 1.4 – кривая Безье

бинирование объектов: прямая, дуга окружности, кривая Безье. Например: 0 2 101325 0 0 1 1 0 с 2.3 3.0218 2.1 b 0.2 0.25 2 -1 3 -1.7 Формируется стенка на нижней границе (координата начальной точки $[0,0]$), где сначала задаётся прямая ("l 1 0") с параметрами $x_1 = 1$ и $y_1 = 0$; затем задаётся дуга окружности ("с 2.3 3.0218 2.1") с параметрами $R = 2.3$, $f_0 = 3.0218$ и $f_1 = 2.1$; и завершает построение стенки кривая Безье ("b 0.2 0.25 2 -1 3 -1.7") с параметрами $x' = 0.2$, $y' = 0.25$, $x'' = 2$, $y'' = -1$, $x_1 = 3$, $y_1 = -1.7$. Последняя точка объекта служит начальной для следующего.

Профиль рассматриваемый в примере стенки изображён на 1.5



Рисунок 1.5 – Красная прямая является входной границей расчётной области с координатами нижней точки $[0,0]$ и верхней точки $[0,2]$.

В случае осесимметричного расчёта нижняя граница не должна выходить в отрицательные значения по y . Программа создана для расчёта стационарных сверхзвуковых течений, и в случае замедления потока до дозвуковых скоростей может вылететь. Формирование файла с начальными условиями (распределение параметров в начальном сечении) Начальные условия записываются в отдельный файл с расширением .DAT Файл с начальными условиями содержит 4 столбца данных: Число Маха $tg\varphi$ Давление Плотность Количество строк определяет число равномерных разбиений начального сечения по оси ординат. Число Маха: $M = \omega/a$, где ω - скорость потока; $a = \sqrt{\gamma RT}$ - местная скорость звука. $tg\varphi = u/v$ - тангенс угла направления потока, где u и v - проекции скорости потока ω на оси

координат. Давление в паскалях. Плотность в кг/м³.

Пример: 4.200860 0.204028 5056.414841 0.266280 4.183715 0.203835
5170.371926 0.270553 4.166763 0.203643 5285.835253 0.274855 4.150000
0.203452 5402.808361 0.279186 4.133424 0.203260 5521.294673 0.283546
4.117029 0.203069 5641.297493 0.287934 4.100814 0.202879 5762.820005
0.292351 4.084774 0.202689 5885.865281 0.296796 4.068907 0.202499
6010.436277 0.301270 4.053210 0.202309 6136.535834 0.305771

Означает, что начальное сечение будет разбито на 10 точек (т.к. число строк равно 10). Проведение расчёта Запуск расчёта осуществляется нажатие на кнопку "Пуск". Начинается расчет, в графической области появляются сечения в которых расчёт уже закончился. В любой момент расчёт можно закончить, нажав на кнопку "Стоп".

Для дальнейшей работы по визуализации расчёта необходимо сохранить результаты: Файл> Сохранить поле. Вкладка "Сохранить слой" позволяет сохранить параметры в последнем сечении в формате начальных условий для последующего расчета в программе. Обработка результатов Результаты расчёта сохраняются в директории с программой в формате *tec*

Для визуализации расчётов можно воспользоваться программами : - *Tecplot* - *missfild.m* (самописная программа для *Matlab*). Для работы с программой *missfild.m* необходимо

1. провести ручное редактирование файла с результатами расчёта: в этом файле должны быть закоментированы (символом %) первые 2 информационных строки;
2. после запуска программы *missfild.m* и загрузки файла с результатами расчёта появляется диалоговое окно "I J data" в котором нужно указать количество разбиений начального сечения по оси ординат (I) и количество сечений по оси абсцисс (J).

2 Расчёт сверхзвуковых струй при различных параметрах стандартной атмосферы

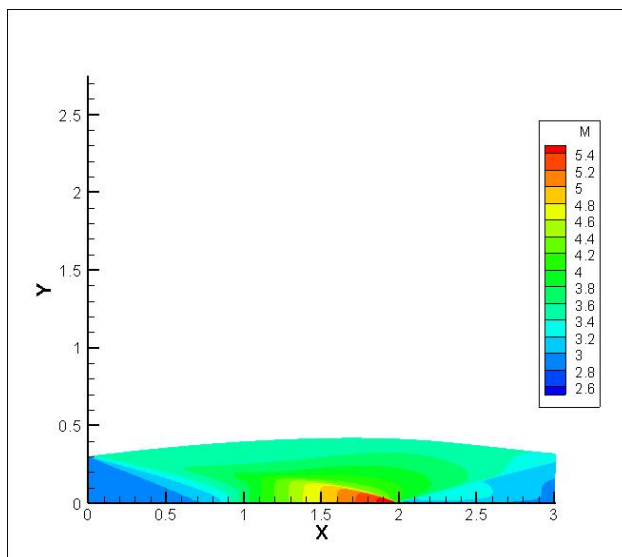


Рисунок 2.1 – Распределение чисел M при высоте 5 км и $P=54052$ Па

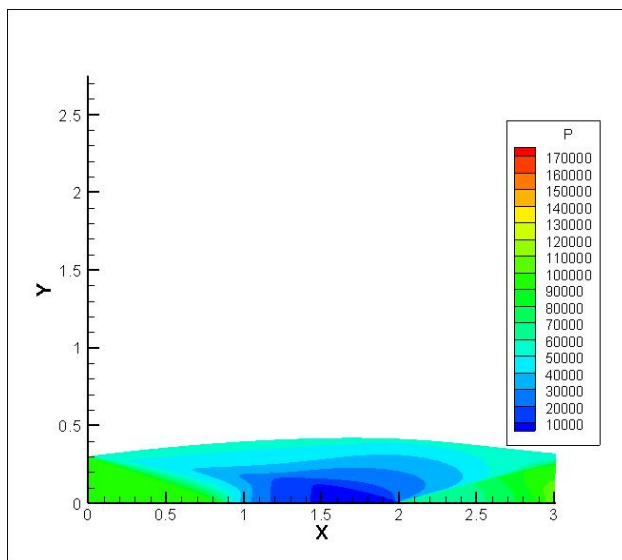


Рисунок 2.2 – Распределение P при высоте 5 км и $P=54052$ Па

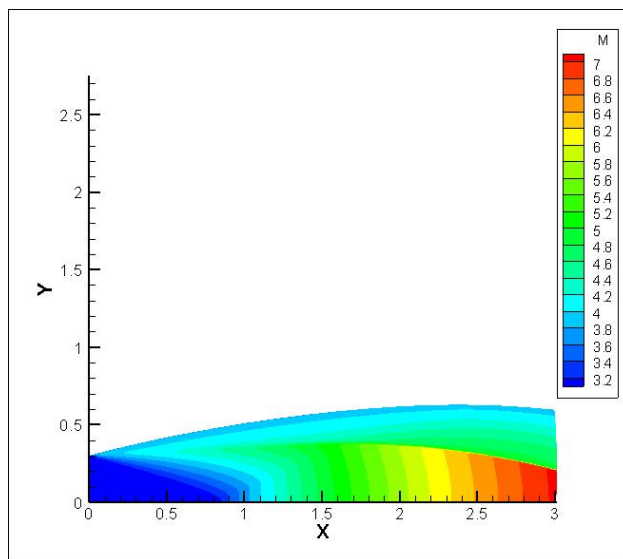


Рисунок 2.3 – Распределение чисел M при высоте 10 км и $P = 26500$ Па

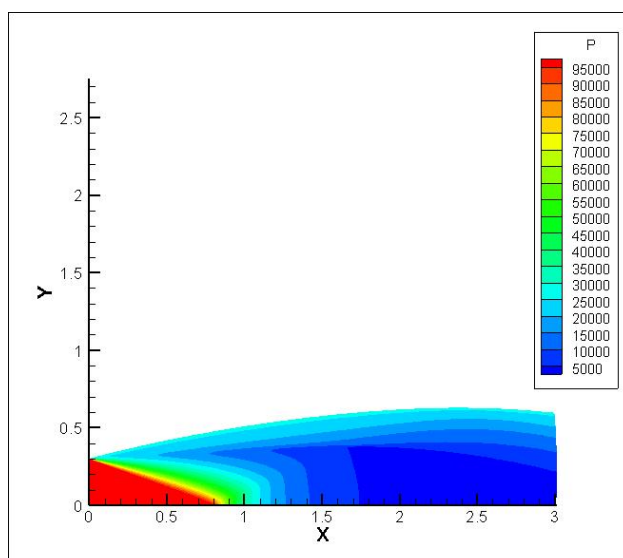


Рисунок 2.4 – Распределение P при высоте 10 км и $P = 26500$ Па.

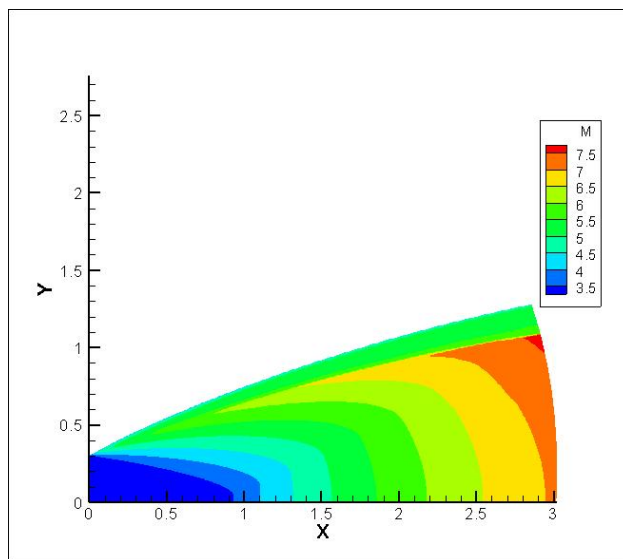


Рисунок 2.5 – Распределение чисел M при высоте 20 км и $P = 5529$ Па.

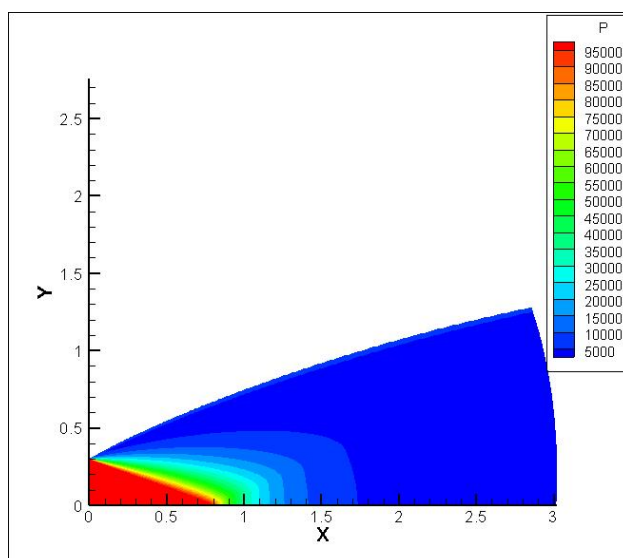


Рисунок 2.6 – Распределение P при высоте 20 км и $P = 5529$ Па.

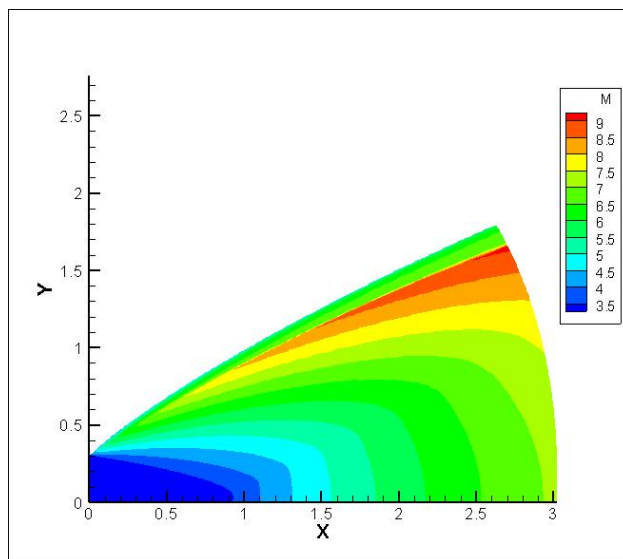


Рисунок 2.7 – Распределение чисел M при высоте 30 км и $P = 889$ Па.

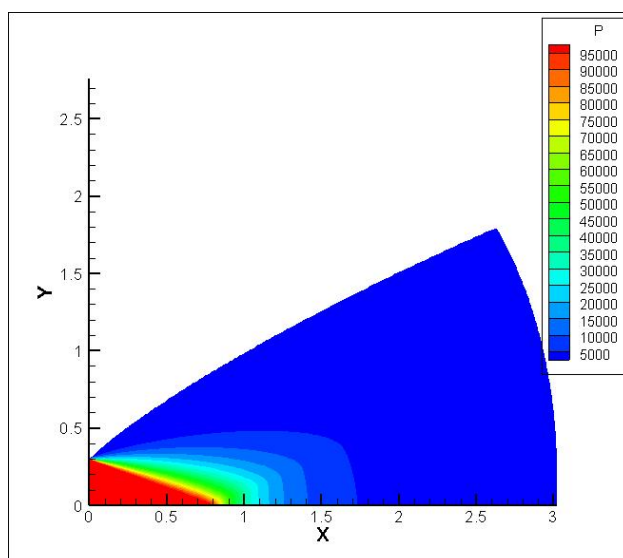


Рисунок 2.8 – Распределение P при высоте 30 км и $P = 889$ Па.

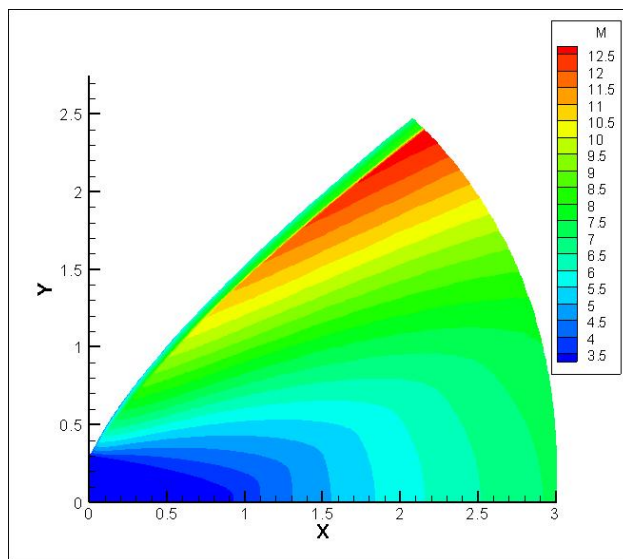


Рисунок 2.9 – Распределение чисел M при высоте 50 км и $P=80$ Па.

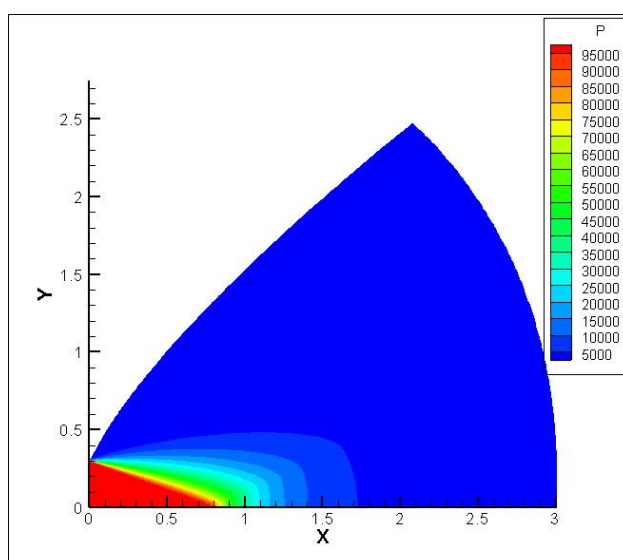


Рисунок 2.10 – Распределение P при высоте 50 км и $P=80$ Па

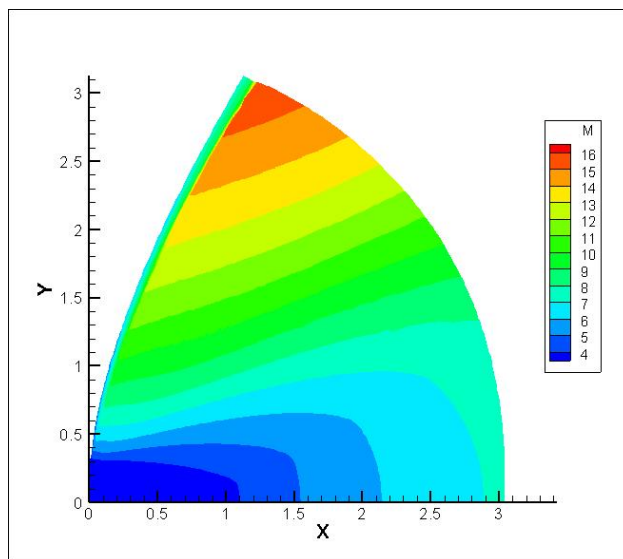


Рисунок 2.11 – Распределение чисел M при высоте 75 км и $P=2,38$ Па

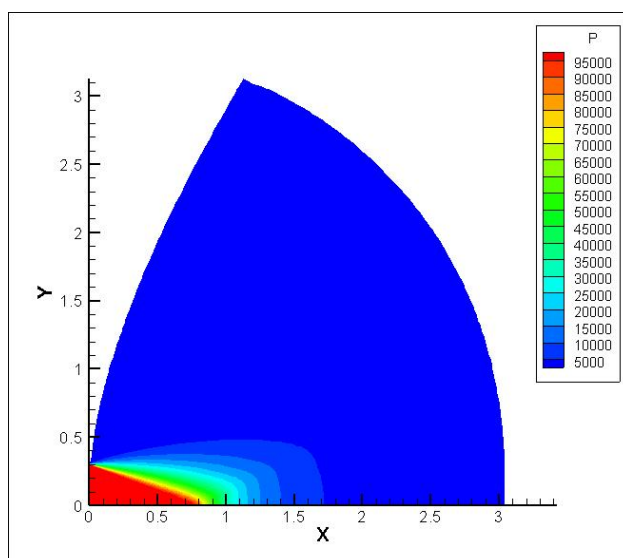


Рисунок 2.12 – Распределение P при высоте 75 км и $P=2,38$ Па

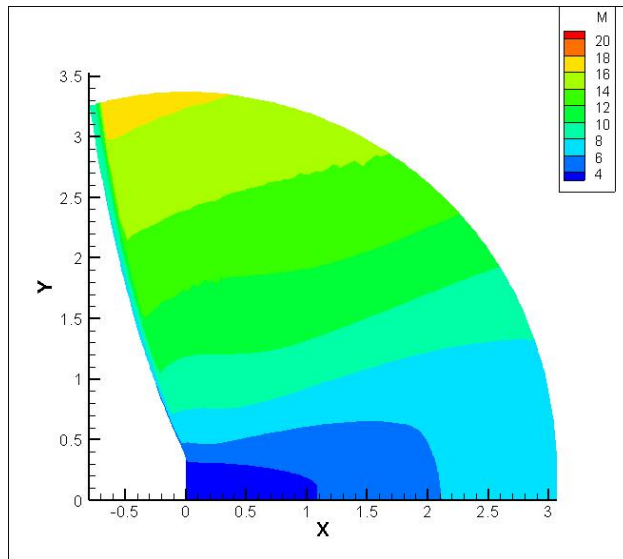


Рисунок 2.13 – Распределение чисел M при высоте 100 км и $P = 3,19 \cdot 10^{-2}$.

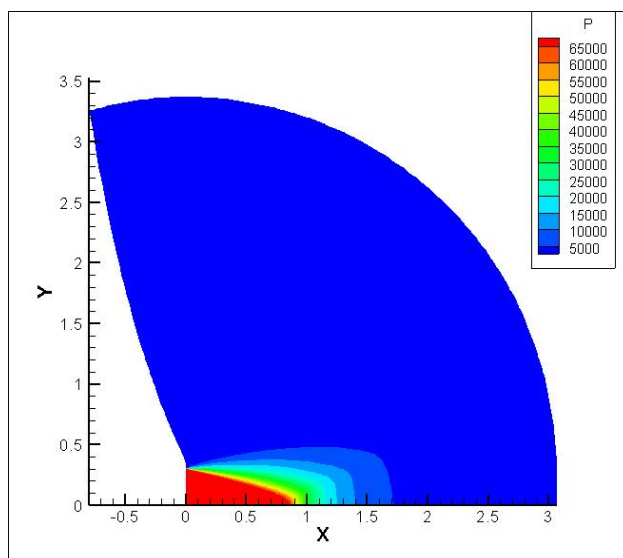


Рисунок 2.14 – Распределение P при высоте 100 км и $P = 3,19 \cdot 10^{-2}$.

3 ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ ГЕОМЕТРИИ ВХОДНОГО УЧАСТКА СОПЛА

Экспериментально исследована структура сверхзвуковой недорасширенной струи при малой степени нерасчетности истечения из сопла с переменной формой входного участка. Получены распределения полного давления в поперечных сечениях начального участка исследуемых струй. По этим распределениям найдены координаты границ области смешения. Определена кривизна линий тока в слое смешения в пределах первых двух бочек недорасширенной струи. В безразмерных координатах получена зависимость, обобщающая результаты измерения кривизны линий тока в первой бочке слабо недорасширенной струи.

Сверхзвуковая недорасширенная струя, истекающая из осесимметричного сопла в затопленное пространство, характеризуется существенной неоднородностью распределения газодинамических величин как вдоль оси, так и в поперечном направлении. Из-за нерасчетности истечения начиная от выходного сечения сопла вектор скорости потока в сверхзвуковой струе имеет радиальную составляющую, направленную от оси. Вследствие этого граница струи на начальном участке приобретает бочкообразную форму. По мере удаления вниз по потоку радиальная составляющая вектора скорости периодически меняет свое направление, что способствует образованию многоячеистой (многоблочной) структуры слабо недорасширенной струи. Вблизи границы струи линии тока приобретают определенную кривизну, величина которой зависит от начальных условий истечения: скорости потока, перепада давления на выходе из сопла, начального состояния пограничного слоя струи.

На стенках сопла образуется пограничный слой, толщина которого меняется в зависимости от режима течения (от числа Рейнольдса Re), геометрических характеристик и шероховатости сопла. Изменение толщины пограничного слоя вызывает перераспределение скорости и давления не только вблизи стенок, но и в выходном сечении сопла, что может стать причиной отклонений газодинамических величин от заданных значений.

В сверхзвуковых струях это приведет к изменению геометрических размеров волновой структуры и, следовательно, кривизны границы струи и линий тока в слое смешения. Интерес, проявляемый к этой области течения, связан с гёртлеровской неустойчивостью, приводящей к возникновению продольных вихревых структур типа вихрей Тейлора - Гёртлера. Таким образом, кривизна линий тока - важный фактор в процессе формирования гёртлеровской неустойчивости в сверхзвуковых неизобарических струях.

Целью экспериментальных исследований являлось определение влияния начального состояния пограничного слоя в выходном сечении сопла на газодинамику истечения слабо недорасширенной струи и в первую очередь на кривизну линии тока слоя смешения. Начальное состояние погра-

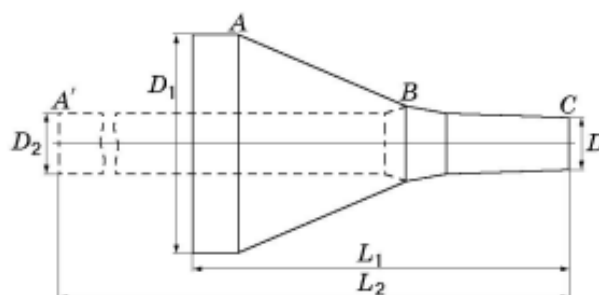


Рисунок 3.1 – Экспериментальные исследования проводились на сужающихся осесимметричных соплах двух типов: коротком и длинном, состоящих из постоянной и сменной частей

ничного слоя изменялось за счет использования сопел с различной формой входного участка. 1. Экспериментальные исследования проводились на сужающихся осесимметричных соплах двух типов: коротком и длинном, состоящих из постоянной и сменной частей 3.1. (Короткому соплу соответствуют величины с индексом 1, длинному - величины с индексом 2.) Постоянная часть BC сопел с диаметром выходного сечения $D = 20$ мм имеет форму двух сопряженных конусов с полууглами 10 и 3°. Угол наклона образующей в дозвуковой сменной части AB короткого сопла составляет 25°. Отношение диаметра входного сечения короткого сопла к диаметру выходного $D_1/D = 4,4$, относительная длина сопла $L_1/D = 6,45$. Сменная часть длинного сопла A0B представляет собой цилиндрическую трубу с относительными внутренним диаметром $D_2/D = 1,28$ и длиной $L_2/D = 21,2$. Число Рейнольдса, рассчитанное по параметрам потока на выходе и диаметру сопла, $Re_d = 1,61 \cdot 10^6$. В качестве объекта исследования выбрана сверхзвуковая воздушная струя с температурой торможения $T_0 = 283$ К. Истечение струй происходило в режиме недорасширения с давлением торможения в форкамере $p_t = 5 \cdot 10^2$ кПа. В экспериментах измерялись полное давление (с помощью стандартного цилиндрического пневмоприемника с диаметром приемного отверстия $d = 0,4$ мм и индуктивного датчика ДМИ) и координата r смещения пневмоприемника от оси струи. Распределение полного давления по радиусу струи определялось по результатам измерений в различных поперечных сечениях в пределах первых трех ячеек (бочек). Первое сечение находилось на расстоянии $x = 0,5R$ (R - радиус выходного сечения сопла). Для измерения p_t и r использовалась автома-

тизированная система сбора данных на основе персонального компьютера, сопряженного с крейтом КАМАК. Погрешность измерения полного давления не превышала 1 %.[8].

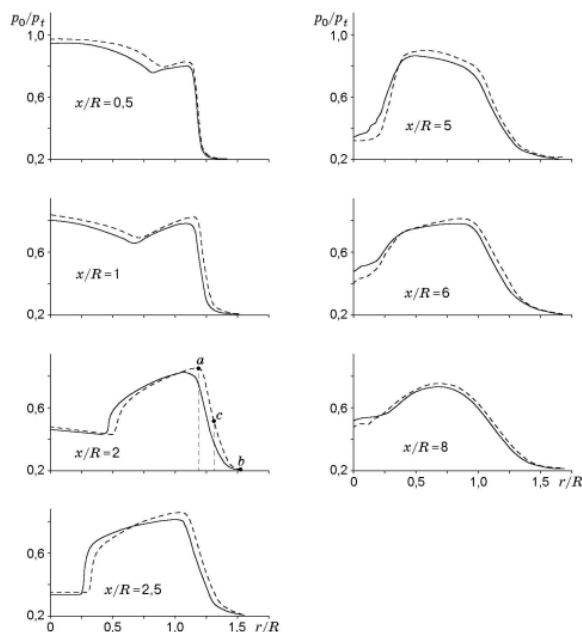


Рисунок 3.2 – приведены распределения относительного полного давления по радиусу струй, истекающих из короткого (штриховые кривые) и длинного (сплошные кривые) сопла

На рис. 3.2 приведены распределения относительного полного давления по радиусу струй, истекающих из короткого (штриховые кривые) и длинного (сплошные кривые) сопла. На рис.3.2 представлены профили относительного полного давления на оси струй (на рис. 3.2-3.5 штриховые кривые и точки 1 соответствуют короткому соплу, сплошные кривые и точки 2 - длинному). Несмотря на то что формирование сверхзвуковых струй происходило при одинаковом давлении в форкамере, распределения полного давления по радиусу и по оси струй различны. Наибольшее различие профилей $p_0(r)$ наблюдается для первой бочки ($x/R = 0,5 \div 4,0$), для второй и третьей бочек эти профили практически совпадают (различие отмечено только на оси струй). Выравнивание профилей газодинамических величин на отдаленных участках струй вызвано усилением диссипативных процессов при прохождении потока через систему волн сжатия и разрежения, а также возрастающим влиянием турбулентности в расширяющемся слое смешения.

Из рис.3.3 следует, что отношение полного давления перед и за прямым скачком уплотнения в выходном сечении короткого сопла равно единице,

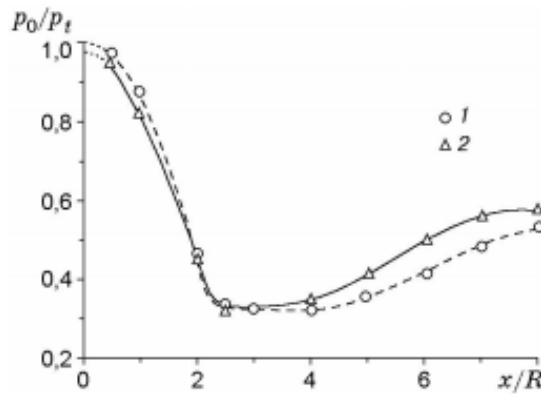


Рисунок 3.3 – отношение полного давления перед и за прямым скачком уплотнения в выходном сечении короткого сопла.

что реализуется при числе Маха $M_1 = 1$. В выходном сечении длинного сопла $p_0/p_t = 0,98$, следовательно, скорость истечения струи сверхзвуковая: $M_2 = 1,3$. Для объяснения данного результата проведен анализ изменений, происходящих в пограничном слое обоих сопел. Числа Рейнольдса, рассчитанные по параметрам во входных сечениях короткого и длинного сопел, равны соответственно $Re_1 = 1,14 \cdot 10^5$ и $Re_2 = 3,93 \cdot 10^5$. Эти значения характерны для турбулентного течения в соплах. В коротком сопле скорость потока изменяется от дозвуковой до локальной скорости звука в критическом сечении, совпадающем с выходным. В для характеристики обратного перехода в турбулентном пограничном слое ускоренного течения предложен параметр ускорения $K = (\nu/u^2) du/dx$ (ν - кинематическая вязкость; u , du/dx - скорость и градиент скорости турбулентного течения в сопле).

На участке течения АВ (см. рис. 7) параметр $K = 1,45 \cdot 10^{-5}$, что в несколько раз больше значения, при котором начинается структурная перестройка пограничного слоя. Известно, что в потоке с отрицательным продольным градиентом давления уже при $K = 2 \cdot 10^{-6}$ начинается реламинаризация турбулентного пограничного слоя. Как отмечено, в большинстве случаев пограничный слой в сужающихся соплах можно считать ламинарным. При этом изменяются характеристики самого слоя, в частности, существенно уменьшаются толщины вытеснения и потери импульса, а также поперечная составляющая турбулентных пульсаций.

Пограничный слой в турбулентном потоке, став ламинарным, сохраняется таковым в градиентном потоке, т. е. реламинаризация турбулентного пограничного слоя "затягивается" до значений K , близких к нулю. Значение толщины вытеснения, рассчитанное по данным, приведенным в [11], $\delta^* \approx 0,064$. Профиль скорости в слое смешения вблизи выходного сече-

ния конфузорного сопла (фактически в пограничном слое на выходе из сопла) при $M = 1$ соответствует профилю Блазиуса. Параметр ускорения на конфузорном участке течения длинного сопла $K = 10^{-6}$. При данном значении K структурных изменений в турбулентном пограничном слое не происходит. При сверхкритических перепадах давления толщина вытеснения пограничного слоя достигает максимального значения $\delta^* = 0,148$ вблизи выходного сечения сопла. Из-за разности давлений на выходном участке длинного сопла (разности давлений в струе и окружающем пространстве) толщина пограничного слоя уменьшается (происходит так называемый сброс слоя), причем перестройка слоя начинается внутри сопла, так как возмущения распространяются по дозвуковой части против течения. Это приводит к деформации пограничного слоя и смещению критического сечения внутрь сопла. Появляется так называемое эффективное критическое сечение. На участке течения между критическим и выходным сечениями поток газа разгоняется до сверхзвуковой скорости.

Таким образом, отличие газодинамических параметров на срезе короткого и длинного сопел ($M1 = 1$ ($n = 2,65$) и $M2 = 1,3$ ($n = 1,84$)) объясняет различие результатов измерения полного давления в струях.

На рис. 3.4 показано изменение безразмерных продольных и радиальных координат слоя смешения начального участка исследуемых струй. Слой смешения представляет собой область сверхзвукового течения с отрицательным поперечным градиентом давления, расположенную между фронтами разветвленных ударных волн и границей струи. Координата $r1$ соответствует расстоянию от оси струи до точки, в которой полное давление на профиле $p0(r)$ максимально (точка а на рис. 2, $x/R = 2$), координата $r2$ - расстоянию от оси до границы струи (точка b на рис. 2), $r3$ - расстоянию от оси до точки, в которой полное давление в слое смешения равно половине максимального (точка с на рис. 7). Разность расстояний $(r1-r2)/R$ - относительная толщина слоя смешения струи. Из опытных данных следует, что для различных режимов истечения струй толщина слоя смешения вблизи выходных сечений исследуемых сопел примерно одинакова. Толщина слоя сохраняется неизменной примерно до середины второй бочки, далее (при смещении вниз по потоку) скорость роста толщины слоя смешения сверхзвуковой струи, истекающей из длинного сопла, увеличивается. Кривые $r1(x)$, $r2(x)$ можно рассматривать как внешнюю и внутреннюю границы слоя соответственно. Волнообразная форма кривых $r1(x)$ и $r2(x)$ обусловлена периодическим изменением направления поперечной составляющей вектора скорости потока в сверхзвуковой слабо недорасширенной струе. Кривая $r3(x)$ для короткого сопла смещена в сторону внутренней границы, а для длинного сопла располагается почти симметрично относительно граничных линий, т. е. профили полного давления $p0(r)$ во втором случае более наполнены.

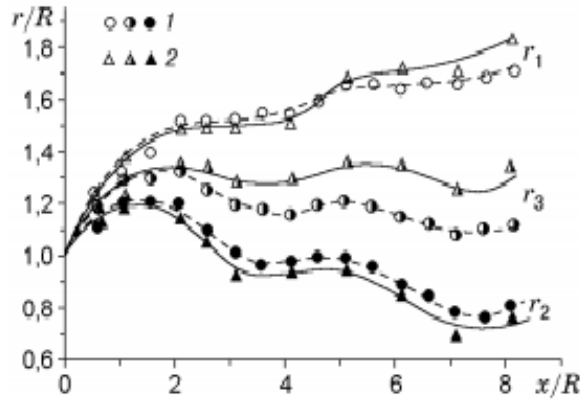


Рисунок 3.4 – показано изменение безразмерных продольных и радиальных координат слоя смещения начального участка исследуемых струй

Как отмечено выше, определяющее значение для развития гёртлеровской неустойчивости в сверхзвуковых струях имеет кривизна линий тока. В пределах двух-трех первых бошек кривизна линий тока $r_3(x)$ периодически меняет свое направление, становясь то вогнутой, то выпуклой по отношению к потоку (рис. 5). Кривизна линий тока в слое смещения периодически меняет знак с отрицательного (на вогнутой границе) на положительный (на выпуклой). Кривизна рассчитывалась по формуле $k = (d^2y/dx^2)/[1 + (dy/dx)^2]^{3/2}$, где $y = r_3/R$ - зависимость, полученная при аппроксимации опытных данных полиномом.

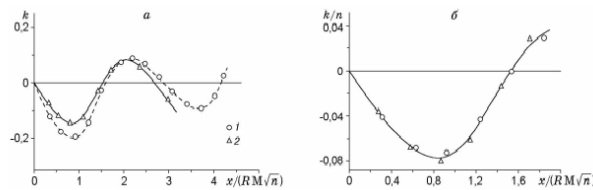


Рисунок 3.5 – приведены зависимости кривизны линий тока в слое смешения исследуемых струй от безразмерной координаты $x/(RM\sqrt{n})$

На рис.3.5 приведены зависимости кривизны линий тока в слое смешения исследуемых струй от безразмерной координаты $x/(RM\sqrt{n})$. Известно, что продольные размеры сверхзвуковых осесимметричных струй пропорциональны параметру $M\sqrt{\gamma n}$, где γ - показатель адиабаты (в настоящем эксперименте $\gamma = 1,4$), а поперечные размеры пропорциональны степени нерасчетности недорасширенной струи. Кривизна линий тока в слое смеше-

ния зависит от степени нерасчетности истечения сверхзвуковой струи. Чем большее противодавление испытывает струя, тем больше кривизна линий тока. Максимальное отрицательное значение кривизны достигается в первой бочке недорасширенной струи, т. е. в той области течения, где сильнее проявляется гёртлеровская неустойчивость. На рис. (3.5,а) первая точка перегиба кривых ($k = 0$, линии тока параллельны оси струи) соответствует максимальному диаметру границы струи. Затем знак кривизны меняется на противоположный. Чередование отрицательных и положительных значений кривизны линий тока в слое смещения повторяется до тех пор, пока не произойдет вырождение ячеистой структуры неизобарической струи вследствие диссипации. С использованием отношения кривизны к степени нерасчетности k/n можно получить в пределах первой бочки струи обобщающую зависимость относительной величины r/n от безразмерной продольной координаты $x/(RM\sqrt{n})$ (рис.3.5,б). Экспериментальные исследования показали, что газодинамика и структура сверхзвуковой слабонедорасширенной струи, истекающей из сужающегося сопла, зависят от начального состояния пограничного слоя в выходном сечении. Установлено влияние геометрии входного участка сопла на характеристики области смещения сверхзвуковых струй. С помощью полученной обобщающей зависимости при заданных газодинамических параметрах истечения и размере сопла можно в первом приближении определить кривизну линий тока в слое смещения первой бочки сверхзвуковой слабонедорасширенной струи.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В своей работе я рассчитывал сверхзвуковые струи при различных параметрах стандартной атмосферы. В работе использовался маршевый метод, основанный на технологии контрольного объема с вычислением потоков по схеме распада разрыва, что позволяет получать результаты за короткое время с большой точностью. В рамках работы проведены расчеты сверхзвуковых струй при различных параметрах стандартной атмосферы.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Обзор ЦАГИ. Бюро науч.-техн. информ. Жуковский, 1969. № 290: Исследование течений с газовыми струями за 1953-1968 гг.
2. Дулов В. Г., Лукьянов Г. А. Газодинамика процессов истечения. Новосибирск: Наука.Сиб. отд-ние, 1984.
3. Глотов Г. Ф., Фейман М. И. Исследование параметров осесимметричных недорасширенных струй газа, истекающих в затопленное пространство // Учен. зап. ЦАГИ. 1971. Т. 2, № 4. С. 69-75.
4. Глазнев В. Н., Сулейманов Ш. Газодинамические параметры слабонедорасширенных свободных струй. Новосибирск: Наука. Сиб. отд-ние, 1980.
5. Запрягаев В. И., Солотчин А. В. Экспериментальное исследование влияния шероховатости сопла на продольные вихревые образования в сверхзвуковой струе // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 1. С. 86-96.
6. Дейч М. Е. Техническая газодинамика. М.: Энергия, 1974.
7. Запрягаев В. И., Солотчин А. В. Трехмерная особенность структуры течения в сверхзвуковой недорасширенной струе // ПМТФ. 1991. № 4. С. 42-47.
8. Запрягаев В. И., Крашенинников В. В., Певзнер А. С. Применение информационноизмерительной системы на основе системы КАМАК в учебных целях // Реализация новой парадигмы образования через образовательную область "технология": Тр. науч.-практ. конф.,г. Новосибирск, 18-19 окт. 2000 г. Новосибирск: Новосиб. гос. пед. ун-т, 2000. С. 136-143.
9. Шеломовский В.В. Сопла, реализующие на срезе поток свободного вихря, и особенности течения в них // Ученые записки ЦАГИ. 1982. 13, № 1. 103-107. 10. Гилерсон А.А., Панченко В.И., Рафиков В.Г., Сериков Р.И., Хайлов В.М. Исследование структуры потока и газодинамических характеристик аэродинамических окон со свободным вихрем // Ученые записки ЦАГИ. 1990. 21, № 4. 104-108.