

Федеральное агентство научных организаций

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
НАУКИ  
ИНСТИТУТ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ПРИКЛАДНОЙ МЕХАНИКИ  
ИМ. С.А. ХРИСТИАНОВИЧА  
СИБИРСКОГО ОТДЕЛЕНИЯ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

УДК 532.525, 533  
№ госрегистрации 01201351869  
Инв. № 9/17

УТВЕРЖДАЮ  
Директор  
Член-корр. РАН  
29 декабря  
А.Н. Шиплюк  
2016 г.



ОТЧЕТ  
О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

22.5.3 Газодинамическая структура и термодинамика струйных и отрывных турбулентных сверхзвуковых течений, аэродинамика перспективных летательных аппаратов  
(заключительный)

0323-2014-0006

III.22. Механика жидкости, газа и плазмы, многофазных и неидеальных сред, механика горения, детонации и взрыва

Программа III.22.5. Газо- и термодинамика летательных аппаратов при гиперзвуковых скоростях полета

Протокол Ученого совета ИТПМ СО РАН  
№ 12 от «01» декабря 2016 г.

Руководитель проекта  
д.т.н., зав.лаб. 10


В. Запрягаев  
(подпись, дата)

Запрягаев В.И.







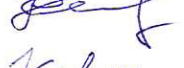
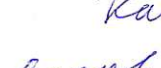

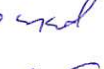


Новосибирск, 2016

## СПИСОК ИСПОЛНИТЕЛЕЙ

Руководитель проекта:

Зав. лабораторией, д.т.н.  В.И. Запрягаев

Исполнители:

- |                       |   |                                |
|-----------------------|---|--------------------------------|
| 1. г.н.с., д.ф.-м.н.  |    | В.И. Корнилов (Блок 2)         |
| 2. в.н.с., д.т.н.     |    | А.В. Локотко (п. 1.5)          |
| 3. с.н.с., к.т.н.     |    | Ю.П. Гунько (п. 3.1 – 3.6)     |
| 4. с.н.с., к.т.н.     |    | И.И. Мажуль (п. 3.1 – 3.6)     |
| 5. с.н.с., к.т.н.     |    | А.В. Соболев (п. 1.4)          |
| 6. н.с., к.ф.-м.н.    |    | Н.П. Киселев (п. 1.2)          |
| 7. н.с., к.ф.-м.н.    |   | И.Н. Кавун (п. 1.1, 1.3)       |
| 8. с.н.с., к.т.н.     |  | В.Ф. Волков (п. 3.7)           |
| 9. с.н.с., к.т.н.     |  | А.Н. Попков (п. 1.2.1)         |
| 10. м.н.с., к.ф.-м.н. |  | Д.А. Губанов (п. 1.2.2, 1.2.3) |
| 11. м.н.с.            |  | А.А. Пивоваров (п. 1.3)        |
| 12. м.н.с.            |  | С.Г. Кундасев (п. 1.2.1)       |

## РЕФЕРАТ

**Объем отчета:** 71 стр., 35 рисунков.

**Дата начала и окончания НИР:** 2013 - 2016 гг.

**Ключевые слова и словосочетания:**

Сверхзвуковые течения, ударно-волновая структура, отрывные течения, угол сжатия, продольные вихри, акустическое поле, эжектор, пограничный слой, мелкоперфорированная поверхность, воздухозаборник, звуковой удар

**Цели проекта на 2016 год:**

Исследование влияния геометрии пористой вставки на структуру течения с передней отрывной областью. Изучение ударно-волновой структуры течения и характеристик пульсаций высокоскоростных свободных и импактных струй. Разработка маломасштабной модели эжектора, согласованного со сверхзвуковым диффузором, с улучшенной входной характеристикой.

Экспериментальное исследование аэродинамической эффективности способа управления турбулентным пограничным слоем крыла самолета путем вдува воздуха через мелкоперфорированную поверхность.

Численное исследование торможения сверхзвукового потока в каналах осесимметричных воздухозаборников внутреннего сжатия. Разработка конфигурации и выбор геометрических параметров гиперзвукового плоского воздухозаборника конечной ширины, для проведения численных исследований.

**Краткая характеристика полученных результатов**

Использование экспериментальных и численных методов исследования позволило получить новые фундаментальные знания о газодинамической структуре и термодинамике струйных и отрывных турбулентных сверхзвуковых течений, которые могут быть использованы при создании перспективных летательных аппаратов нового поколения.

Актуальность расчетных и экспериментальных исследований, представленных в блоке 1, обусловлена необходимостью получения подробных и достоверных данных об ударно-волновой структуре сверхзвуковых неизобарических струй и характеристиках пульсаций течения в слое смешения. Полученные данные имеют фундаментальное научное значения и могут быть использованы для определения характеристик взаимодействия тормозных струй перспективного транспортного пилотируемого корабля нового поколения с посадочной поверхностью.

Следует отметить выявление нового структурного элемента отрывного течения - высоконапорного слоя в области присоединения сверхзвукового трехмерного отрывного течения (динамического слоя). На основании результатов численного расчета и эксперимента выявлен новый элемент структуры трехмерного сверхзвукового ламинарного отрывного течения в угле сжатия – динамический слой (DL), который формируется вниз по потоку от линии присоединения, расположен над пограничным слоем и характеризуется высоким уровнем полного давления (до 0.95 давления торможения набегающего потока). Результат имеет фундаментальное значение и соответствует мировому уровню.

В блоке 2 описаны результаты разработанного и подтвержденного результатами исследований способ снижения турбулентного трения плоской аэродинамической поверхности за счет пассивного подвода внешнего напорного потока через высокотехнологичную мелкоперфорированную стенку. Исследования проведены для дозвукового потока. Указанная технология распространена на случай подвода внешнего напорного потока через проницаемую носовую часть несущего крыла самолета с вдувом через мелкоперфорированную секцию и показано, что за счет рационального размещения секции вдува на обтекаемой поверхности можно заметно повысить аэродинамическое качество крыла. Значимое снижение величины турбулентного поверхностного трения на крыловом профиле имеет практическое значение, результат является значимым для РФ.

В блоке 3 представлены результаты исследований, направленные на совершенствование аэротермодинамики перспективных летательных аппаратов и аэрокосмических систем. Проведено исследование влияния вязкости на течение в воздухозаборниках. Изучено влияние вязкости при «внешнем» обтекании поверхностей клиньев сжатия, обусловленное взаимодействием скачков уплотнения от клиньев сжатия с пограничным слоем на их поверхности. Исследовано влияние вязкости при «внутренних» течениях в каналах воздухозаборников, связанное с их запуском или образованием псевдоскачков, обусловленных отрывами пограничного слоя. Выполнено численное моделирование установившихся сверхзвуковых осесимметричных течений в сужающихся конических каналах и в перерасширенных струях. Основной особенностью этих течений сжатия является то, что в них возникает начальный колоколообразный скачок уплотнения, интенсивность которого непрерывно увеличивается вниз по потоку и по мере приближения к оси симметрии. Получены новые знания в области газодинамики сложных сверхзвуковых течений. Опубликование результатов в журнале мирового уровня дает основание полагать, что получен результат высокой значимости.

Представлены результаты расчетов уровней звукового удара, создаваемые сверхзвуковым пассажирским самолетом на крейсерском режиме полета при числе Маха равным 2.03. Расчеты направлены применительно к исследованию влияния способа расположения мотогондол двигателей самолета на аэродинамическое качество и на параметры волны звукового удара на больших удалениях от источника возмущений. Показано, что в случае мотогондол на наветренной стороне заднего крыла тандемной компоновки уровень звукового удара в дальней зоне ниже на ~13% по сравнению с тандемной компоновкой без мотогондол, в случае верхнего расположения - на ~40% (последнее, по-видимому, требует дополнительного численного или экспериментального подтверждения), что указывает на значимость полученных результатов для РФ.

## Оглавление

|  |    |
|--|----|
| Введение .....   | 8  |
| Блок 1. Аэрогазодинамика струйных и отрывных сверхзвуковых течений. Совершенствование аэродинамических труб и газодинамических установок. Создание тестовых случаев для верификации результатов численных расчетов .....         | 9  |
| 1.1. Исследование влияния геометрии пористой вставки на структуру течения с передней отрывной областью .....   | 9  |
| 1.2. Изучение ударно-волновой структуры течения и характеристик пульсаций высокоскоростных свободных и импактных струй.....  | 11 |
| 1.2.1. Пульсации давления на преграде .....  | 11 |
| 1.2.2. Пульсации массового расхода в дозвуковой струе .....  | 14 |
| 1.2.3. Пульсации массового расхода в сверхзвуковой недорасширенной струе ..  | 15 |
| 1.3. Исследование зоны возвратных течений в сверхзвуковой неизобарической струе .....  | 16 |
| 1.4. Разработка маломасштабной модели эжектора, согласованного со сверхзвуковым диффузором, с улучшенной входной характеристикой.....  | 17 |
| 1.5. Экспериментальные исследования структуры течений в донной области модели трехблочной ракетной системы при истечении струй холодного воздуха в спутный сверхзвуковой поток .....   | 19 |
| Блок 2. Исследование аэродинамической эффективности способа управления турбулентным пограничным слоем крыла самолета путем вдува воздуха через мелкоперфорированную поверхность за счет ресурсов внешнего напорного потока ..... | 21 |
| 2.1. Методика исследования.....  | 22 |
| 2.2. Результаты исследований .....   | 24 |
| Блок 3. Аэротермодинамика перспективных летательных аппаратов и аэрокосмических систем.....  | 30 |
| 3.1. Сравнительный анализ влияния трехмерного отрыва пограничного слоя на обтекание воздухозаборников с клиньями сжатия различной стреловидности.....  | 30 |
| 3.2. Исследование поведения псевдоскачка в гиперзвуковом воздухозаборнике с численным расчетом плоского турбулентного течения. ....  | 31 |

|  |    |
|--|----|
| 3.3. Оценка эффективности известных способов управления плоским течением с псевдоскачком .....   | 33 |
| 3.4. Численное исследование сверхзвукового течения в осесимметричных каналах воздухозаборников, направленное на определение возможной максимальной степени геометрического сужения канала, реализующей сверхзвуковое втекание на входе ..... | 35 |
| 3.5. Численное исследование торможения сверхзвукового потока в каналах осесимметричных воздухозаборников внутреннего сжатия .....  | 40 |
| 3.6. Разработка конфигурации и выбор геометрических параметров гиперзвукового плоского воздухозаборника конечной ширины, для проведения численных исследований .....   | 41 |
| 3.7. Численное исследование по разработке нетрадиционных методов снижения уровня звукового удара, создаваемого сверхзвуковыми летательными аппаратами .....  | 43 |
| Разработанное оборудование и другие показатели, свидетельствующие об успешном выполнении этапа .....   | 48 |
| Заключение .....   | 49 |
| Публикации лаборатории за 2016 год .....   | 52 |
| Публикации лаборатории за 2013 – 2015 гг .....   | 57 |

## **Введение**

Целью проекта является получение теоретических и экспериментальных знаний, необходимых для создания перспективных сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов.

Исследование газодинамической структуры струйных и отрывных турбулентных сверхзвуковых течений соответствует «Приоритетным направлениям развития науки, технологий и техники в Российской Федерации» (коды 05 и 07). Работы, перечисленные в настоящем проекте, входят в перечень критических технологий Российской Федерации (коды 01, 23, 24).

Конкретные исследования были направлены на поиск способов снижения тепловых нагрузок на конструкцию перспективных ЛА за счет применения газопроницаемых поверхностей из пористого материала, наносимого на обтекаемую сверхзвуковым потоком поверхность; разработка нового способа управления характеристиками пристенного турбулентного течения с целью уменьшения сопротивления трения с применением мелкопористого покрытия, через которое вдувается газовый поток и изменяет локальные параметры пограничного слоя; получение новых знаний о структуре сверхзвуковых отрывных течений, формирующихся в сверхзвуковых воздухозаборниках. Важнейшей проблемой сверхзвуковых струйных течений является проблема турбулентного смешения и связанная с ней проблема интенсивных автоколебаний и проблема генерации акустического излучения.

Основным методом исследования структуры сверхзвуковых сложных турбулентных течений является комплексный метод, основанный на сочетании расчетных и экспериментальных подходов, включая бесконтактный панорамный метод измерения скорости потока и визуализацию структуры течения, основанный на регистрации рассеянного лазерного излучения (PIV метод).

В рамках разработки нетрадиционных методов снижения уровня звукового удара, создаваемого сверх – и гиперзвуковыми летательными аппаратами ведется разработка программного модуля, необходимого для проведения численных исследований по пересчету возмущений давления, формирующихся в ближней зоне модели ЛА на удаленную горизонтальную поверхность под трассой полета.



**Блок 1. Аэрогазодинамика струйных и отрывных сверхзвуковых течений.  
Совершенствование аэродинамических труб и газодинамических установок.  
Создание тестовых случаев для верификации результатов численных расчетов**

**1.1. Исследование влияния геометрии пористой вставки на структуру течения с передней отрывной областью**

Выполнено экспериментальное исследование структуры трёхмерного сверхзвукового отрывного течения в угле сжатия, наклонная поверхность которого имеет пористое проницаемое покрытие. Число Маха набегающего потока  $M_\infty = 6$ . Целью работы являлось изучение влияния пористого материала на общую структуру отрывного течения и структуру течения в области присоединения потока.

Проведённое ранее исследование показало, что при обтекании угла сжатия с непроницаемыми стенками в зоне присоединения отрывного течения образуется высоконапорный слой, в котором полное давление равно 0.9 ... 0.95 от величины полного давления в набегающем потоке. Модель угла сжатия состоит из передней пластины с острой кромкой и установленной на ней надстройкой (уступом) той же ширины. Передняя пластина имеет длину и ширину 50 мм. Надстройка имеет угол подъёма наклонного уступа 30 градусов. Модель изготовлена из стали, поверхности модели шлифованные.

Исследуемая в настоящей работе модель имеет аналогичную геометрию, но на наклонной поверхности уступа установлена пластина из пористого материала толщиной 8.5 мм. Общий вид модели показан на рис. 1.1.1, а. Структура пористого материала приведена на рис.1.1.1, б.



Рис. 1.1.1 Исследуемая модель (а) и структура пористого материала (б)

Эксперимент проведён в гиперзвуковой аэродинамической трубе Т-326 ИТПМ СО РАН. Выполнено зондирование потока над поверхностью наклонного уступа приёмником полного давления с применением автоматизированного высокоточного измерительного координатника. Проведена шликерн-визуализация течения в окрестности модели.

Отличия ударно-волновой структуры течения вблизи модели с пористым покрытием от модели со сплошной непроницаемой поверхностью видны на рис. 1.1.2. На рис. на рис. 1.1.2,а приведена шпирен-фотография обтекания модели угла сжатия с непроницаемыми стенками. Направление набегающего потока слева направо. Цифрой 1 обозначена модель, цифрой 2 – пилон с установленным на нём приёмником полного давления. Видна отрывная область  $Z$ , а также скачок отрыва  $C_s$  и скачок присоединения  $C_r$ . Кружком отмечен высоконапорный слой, обозначенный как DL. На рис. 1.1.2,б показана аналогичная фотография модели с пористым покрытием наклонного уступа (покрытие отмечено цифрой 3). Видно, что отрывная область  $Z$  увеличилась в размере, скачок отрыва  $C_s$  переместился вверх по потоку. Скачок присоединения  $C_r$  отошёл от поверхности уступа. Вблизи пористой поверхности образовалось турбулизованное сдвиговое течение SL, ограниченное сверху контактным разрывом, отходящим от линии пересечения скачков  $C_s$  и  $C_r$  вниз по потоку.

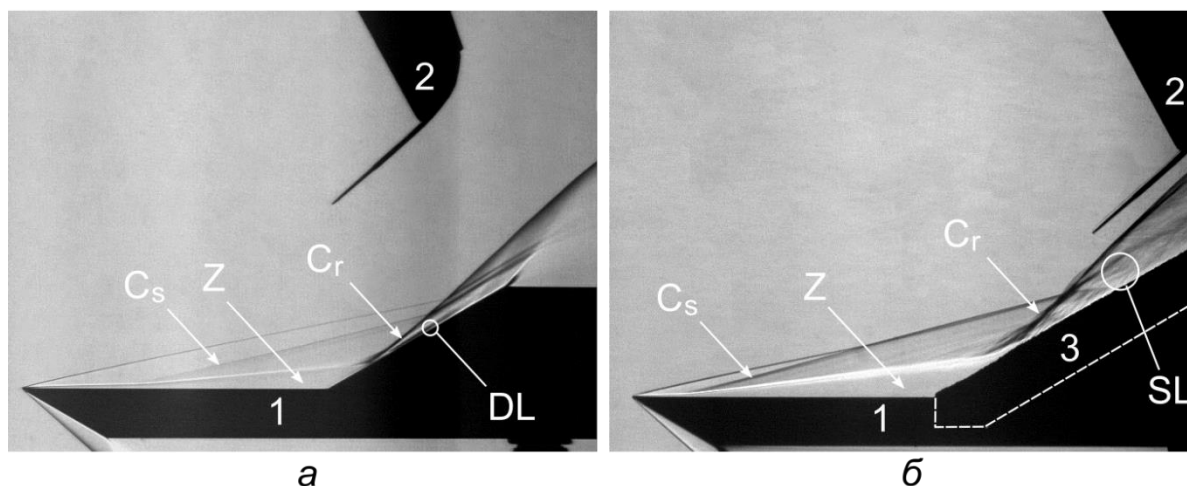


Рис. 1.1.2 Структура отрывного течения в угле сжатия с непроницаемыми стенками (а) и с пористым покрытием (б)

Результаты измерений приёмником полного давления течения над уступом позволили уточнить структуру течения в пристенной области. На рис. 1.1.3 показаны профили полного давления  $p_{pt}$ , измеренного приёмником, вдоль координаты  $r$ , перпендикулярной к поверхности уступа. Цифрой 1 отмечено распределение над сплошной непроницаемой поверхностью (расстояние линии измерения от линии стыка горизонтальной поверхности пластины и наклонной поверхности уступа  $l/L = 0.347$ ), цифрой 2 – распределение над пористой поверхностью ( $l/L = 0.6$ ). Результаты измерений полного давления отнесены к полному давлению в набегающем потоке  $p_0$ , а нормальная координата отнесена к долине горизонтальной пластины  $L$ . Видны скачки отрыва  $C_s$  и присоединения  $C_r$  и высоконапорный слой DL.

Полученные результаты указывают на существенное влияние пористого проницаемого покрытия как на общую структуру отрывного течения, так и на структуру течения в области присоединения потока.

Также проведено измерение теплового потока в отрывной области (в точке  $l/L = 0.117$  на поверхности уступа) перед линией присоединения потока на модели со сплошными непроницаемыми стенками при числах Маха  $M_\infty = 6$  и  $8$ . Полученные значения чисел Стантона составляют  $St = 0.00235 \dots 0.00244$  (для  $M_\infty = 6$  и  $T_0 = 100 \dots 110$  °C) и  $St = 0.00205$  и  $0.0024$  (для  $M_\infty = 6$  и  $T_0 = 362 \dots 364$  °C).

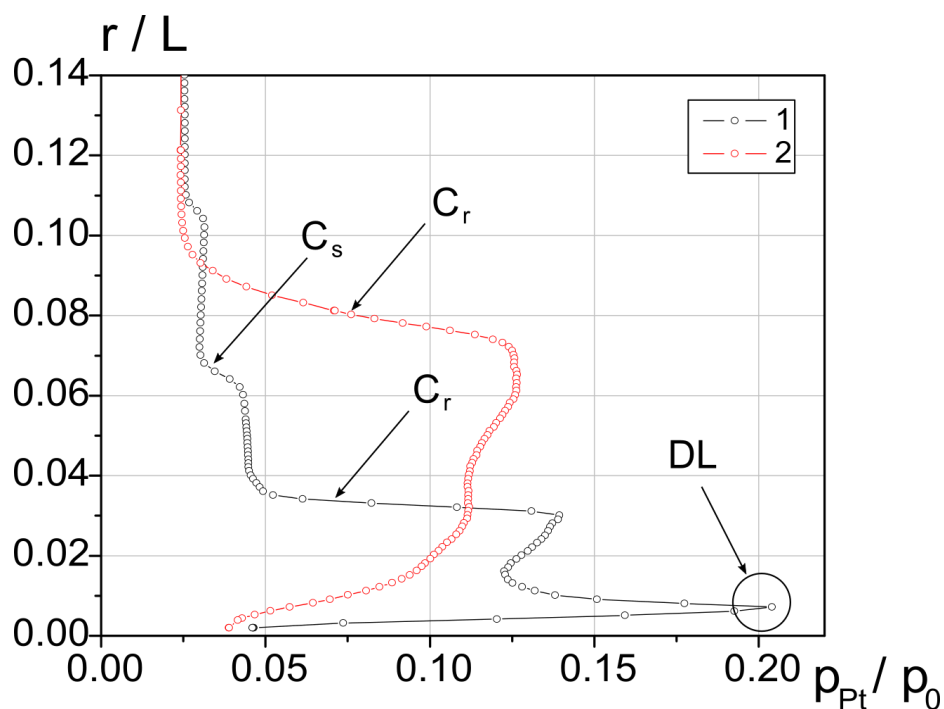


Рис. 1.1.3 Профили полного давления, измеренные приёмником над поверхностью уступа

Таким образом получены новые экспериментальные данные о величине теплового потока на поверхности модели в зоне присоединения, восстановлена структура течения над поверхностью модели в виде угла сжатия с пористым проницаемым покрытием.

## 1.2. Изучение ударно-волновой структуры течения и характеристик пульсаций высокоскоростных свободных и импактных струй

### 1.2.1. Пульсации давления на преграде

Экспериментальное исследование структуры течения и характеристик пульсаций давления на поверхности плоской преграды при натекании сверхзвуковой струи проводилось на вертикальной струйной установке ИТПМ СО РАН. Актуальность исследований обусловлена наличием подобного взаимодействия тормозных струй перспективного возвращаемого аппарата с посадочной поверхностью.

Одиночная сверхзвуковая перерасширенная струя истекала из осесимметричного конического сопла с числом Маха на срезе  $M_a=3$ , при  $Npr=21.4$  ( $Npr= P_0/P_c$ , где  $P_0$ ,  $P_c$  - давление в форкамере и окружающем пространстве), для различных расстояний от среза сопла до преграды ( $H/D_a=2$  и  $20$ ,  $D_a$  - диаметр выходного сечения) и углов наклона ( $\varphi=0^\circ$  и  $30^\circ$ ). Схема эксперимента приведена на рис. 1, а, шлирен-фотография представлена на рис. 1.2.1,б. Измерения пульсаций потока на преграде проведены в трех точках плоскости симметрии задачи (см. поз. 5 рис. 1.2.1,б).

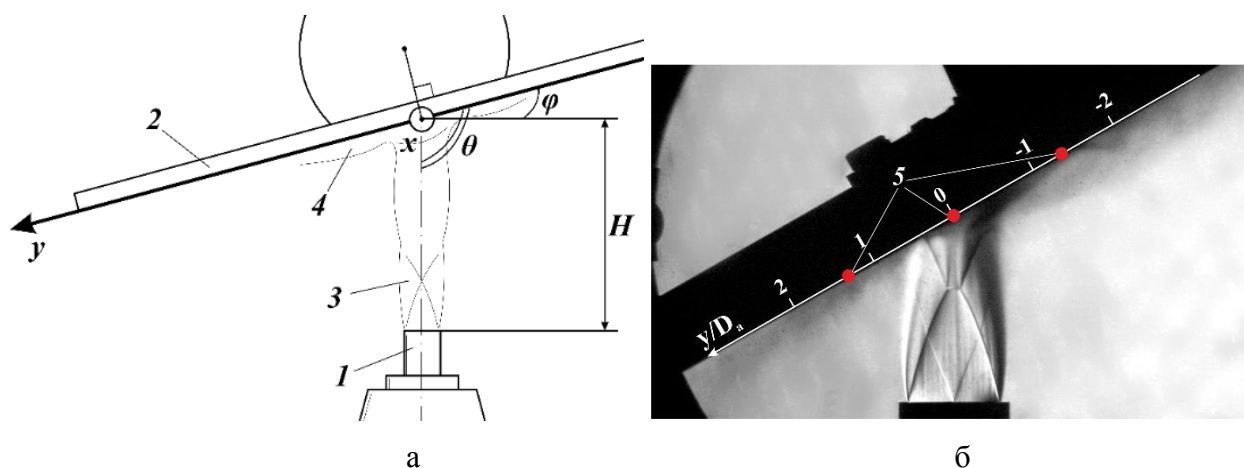


Рис. 1.2.1 Схема эксперимента (а) и шлирен-фотография натекания струи на преграду ( $H/D_a=2$ ,  $\varphi=30^\circ$ ); 1 - сопло; 2 - преграда; 3 - сверхзвуковая струя; 4 - веерная струя, 5 – точки, в которых измерялись пульсации давления;  $\varphi$  - угол наклона преграды;  $\theta$  - угол между осью струи и преградой

Спектры и суммарные уровни пульсаций давления, полученные в точках на преграде (поз. 5, рис. 1.2.1,а) представлены на рис. 1.2.2. Видно, что максимум пульсаций для всех углов и высот регистрируется на оси струи.

На рис. 1.2.2,а представлены спектры, полученные при наименьшем расстоянии до преграды, расположенной под углом к струе. На спектрах видны дискретные тона на оси струи ( $y/D_a=0$ ) и при наименьшем расстоянии до среза сопла ( $y/D_a=1.3$ ). В области растекания ( $y/D_a=-1.3$ ) формируется широкополосный максимум 5-20 кГц без дискретных максимумов.

При смещении преграды на расстояние 20 калибров характерные особенности частотных спектров с максимальной амплитудой на оси сохраняется. При нормальном натекании  $\varphi=0^\circ$  (рис. 1.2.2, б) спектры имеют симметричный вид.

Для наклонной преграды характер спектров на оси рис. 1.2.2, в) подобен спектру для нормальной преграды, но амплитуда на частотах менее 5 кГц ниже, что обусловлено большей площадью растеканием струи вдоль наклонной поверхности преграды.

На суммарных уровнях пульсаций давления демонстрируются данные, вычисленные в диапазоне частот 20-50 кГц (рис. 1.2.2, г). Максимум пульсаций расположен на оси струи и достигает 194 дБ. Наименьшие уровни регистрируются при минимальной высоте до преграды ( $H/D_a=2$ ). В случае с наклонной преградой пульсации в направлении наибольшего массового расхода по преграде ( $y/D_a= -1.3$ ) выше, по сравнению с пульсациями со стороны наименьшего расхода газа ( $y/D_a= 1.3$ ).

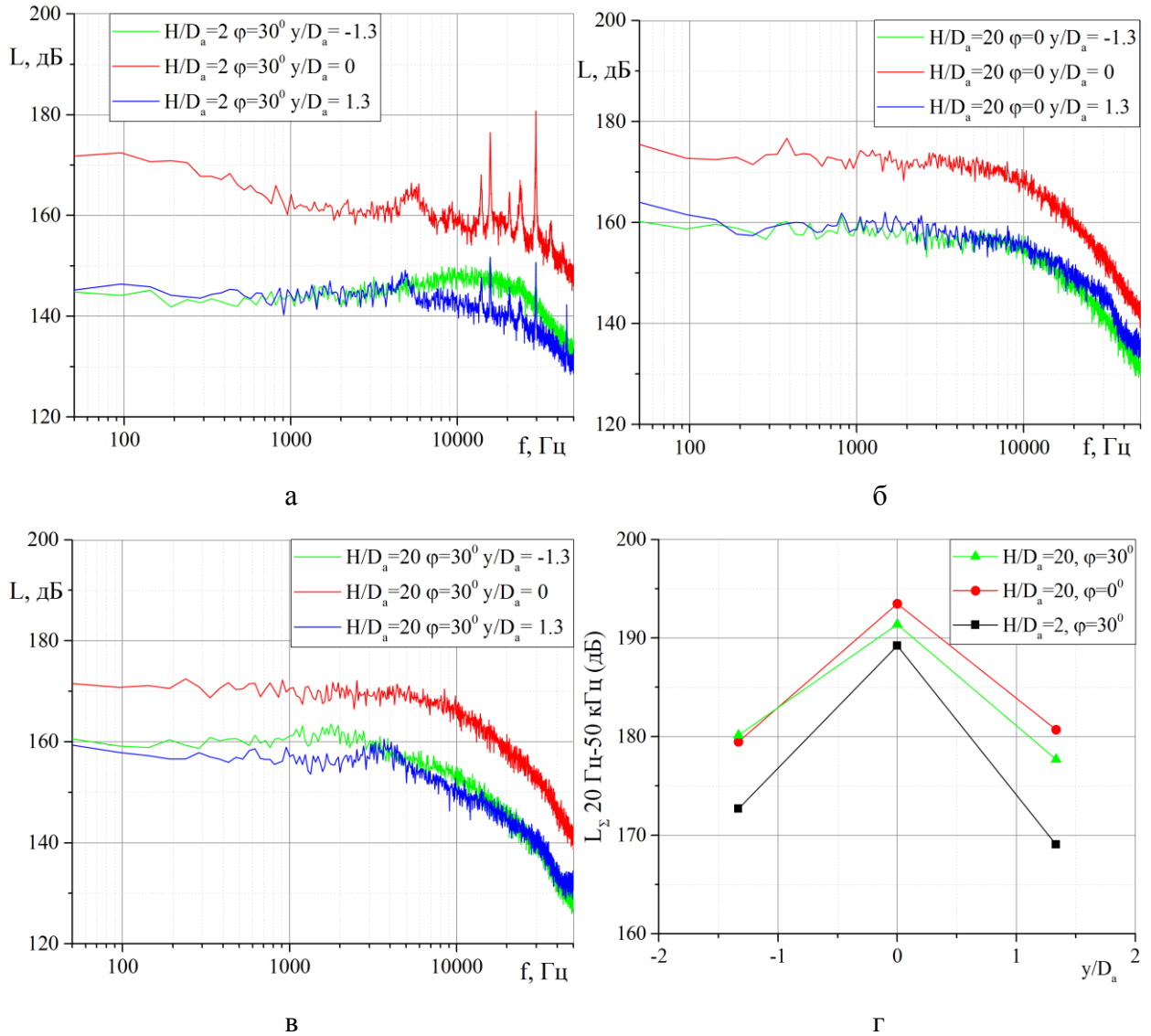


Рис. 1.2.2 Спектры пульсаций (а - в) и суммарный уровень пульсаций давления (г) на преграде

В заключение отметим, что проведены экспериментальные исследования пульсаций давления на преграде при взаимодействии сверхзвуковой недорасширенной струи  $M_a= 3$  с плоской и наклонной преградой. Выявлен различный характер спектров для малых и больших расстояний до преграды. На наименьшей высоте ( $H/D_a=2$ ) в спектрах при частотах выше 10 кГц регистрируются дискретные составляющие тона. При высоте  $H/D_a=20$  калибров регистрируется спектр без дискретных составляющих с максимальным

значением пульсаций давления на оси струи. На преграде, расположенной перпендикулярно оси струи регистрируется симметричное распределение уровня пульсаций давления относительно центрального максимума.

### 1.2.2. Пульсации массового расхода в дозвуковой струе

В 2016 году были получены экспериментальные данные о спектральных характеристиках и уровне пульсаций массового расхода, измеренные термоанемометром постоянного сопротивления в потоке высокоскоростных дозвуковой и сверхзвуковой холодных воздушных струй.

По данным измерения в потоке дозвуковой струи  $M_a=0,9$ ,  $Npr=1,7$  установлено, что уровень пульсаций массового расхода на оси струи на срезе конвергентного сопла (рис. 1.2.3, слева) составляет 0,27%, и плавно увеличивается до 1% к  $x/R_a=7$ . Затем уровень пульсаций растет с увеличением расстояния от среза сопла и достигает величины 4,5% при  $x/R_a=10$ . Максимальный уровень пульсаций достигает величины 12% в слое смешения струи при  $x/R_a=2$  (рис. 1.2.3, справа). Измеренные величины согласуется с экспериментальными данными других исследований.

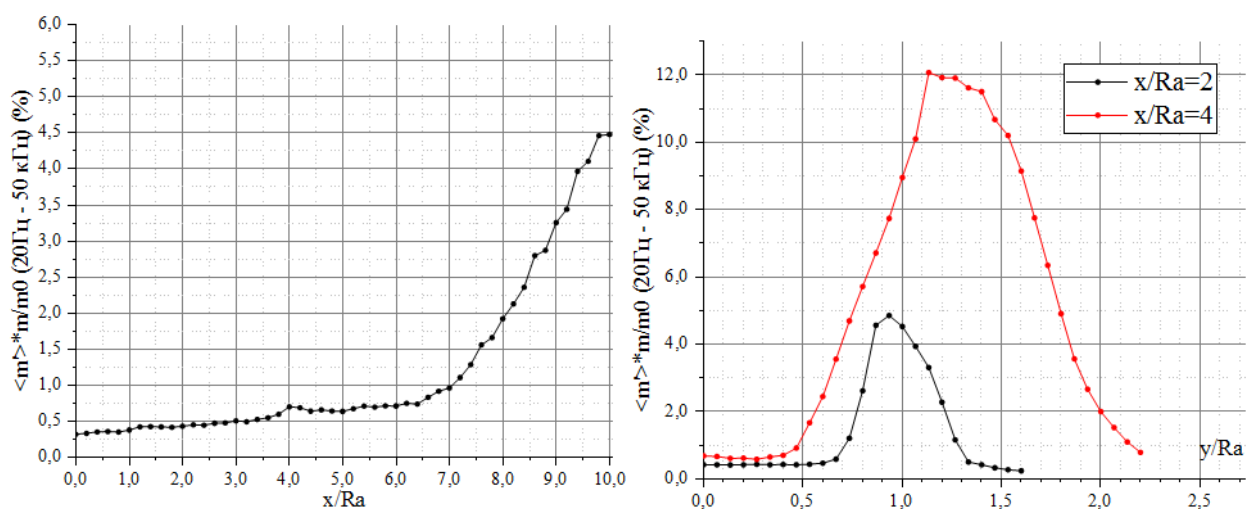


Рис. 1.2.3 Суммарный уровень пульсаций массового расхода в продольных (слева) и поперечных (справа) сечениях дозвуковой струи  $M_a=0,9$ ,  $Npr=1,7$

В спектре безразмерных пульсаций выявлен рост низкочастотных составляющих (до 20 кГц) в осевом профиле (рис. 1.2.4, слева) при увеличении значения  $x/R_a$ . Максимальный уровень пульсаций массового расхода на радиальном распределении (рис. 1.2.4, справа) достигается в слое смешения, при этом спектры характеризуются монотонностью.



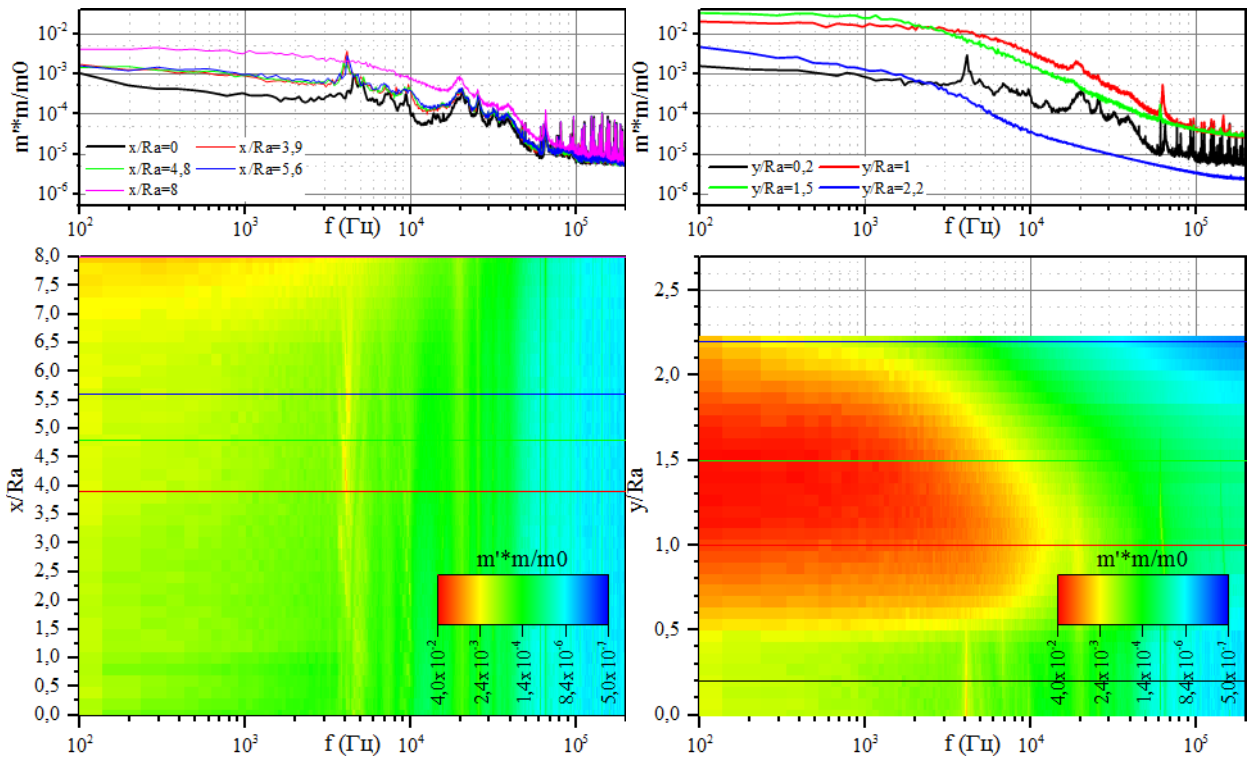


Рис. 1.2.4 Поле распределения спектральной амплитуды безразмерных пульсаций на осевом (слева) и радиальном  $x/R_a=4$  (справа) профилях струи  $M_a=0,9$ ,  $N_{pr}=1,7$

### 1.2.3. Пульсации массового расхода в сверхзвуковой недорасширенной струе

Проведены измерения величины безразмерных пульсаций массового расхода струи  $M_a=1$ ,  $N_{pr}=4$ . Установлено, что уровень пульсаций на оси струи (рис. 1.2.5, слева) меняется неравномерно в широких пределах (от 0,08% до 1,5%). Большие уровни пульсаций при  $x/R_a < 0,5$  и  $x/R_a$  от 3 до 4 вызваны пульсациями всей газодинамической структуры струи при вводе зонда на поддерживающем устройстве в поток, что подтверждается шпирен-визуализацией.

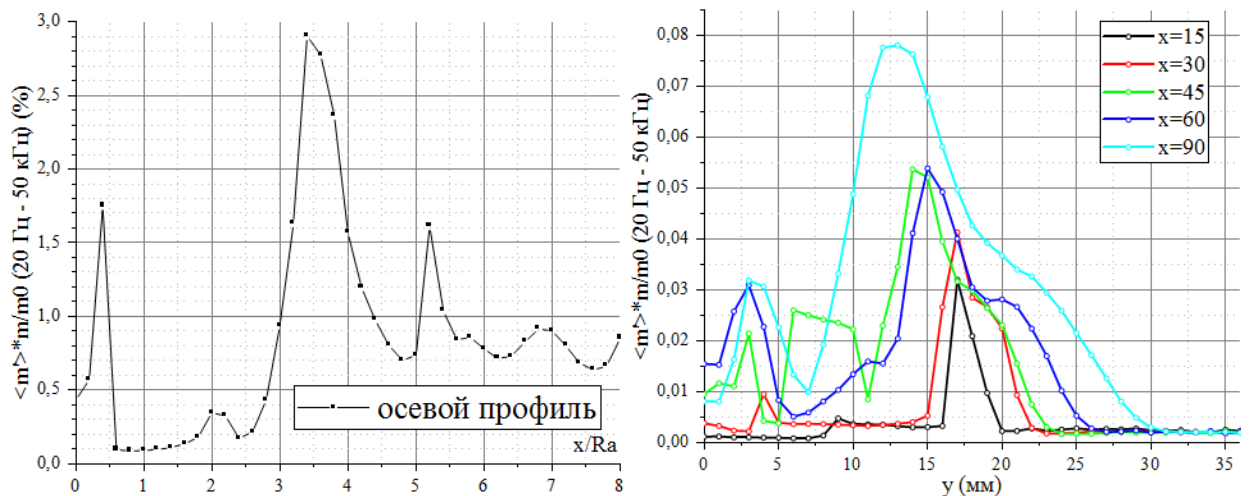


Рис. 1.2.5 Суммарный уровень относительных пульсаций массового расхода на оси (слева) и в поперечных сечениях (справа) сверхзвуковой недорасширенной струи  $M_a=1$ ,  $N_{pr}=4$

Максимумы регистрируются вблизи среза сопла ( $x/R_a=0-0,5$ ), при смыкании внутреннего слоя смешения на оси струи ( $x/R_a=3,4$ ). Максимальный уровень пульсаций на радиальных профилях (рис. 1.2.5, справа) наблюдается во внешних (до 7,8%) и внутренних (до 3,2%) слоях смешения, их величина растет с продольной координатой  $x/R_a$ .

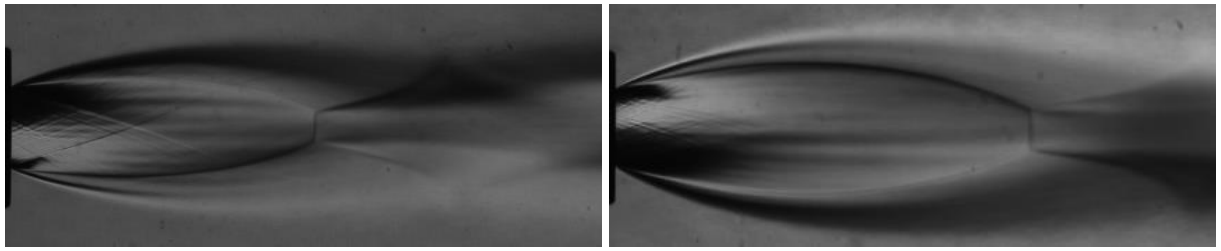
### **1.3. Исследование зоны возвратных течений в сверхзвуковой неизобарической струе**

Сверхзвуковые недорасширенные струи являются достаточно хорошо исследованным объектом. Однако в случае истечения свободной сверхзвуковой недорасширенной струи существование области обратных токов за диском Маха на данный момент экспериментально не подтверждено. Достоверная информация о структуре и особенностях потока за центральным скачком уплотнения в первой ячейке сверхзвуковой струи имеет фундаментальное значение. Возможное существование режимов истечения, при которых формируется зона обратных токов, может быть применено на практике для сжигания топлива при сверхзвуковых скоростях.

Проведены экспериментальные исследования структуры течения сверхзвуковой недорасширенной струи в локальной области за диском Маха на основе литературных расчетных данных в диапазоне режимов, при которых можно ожидать формирование возвратных токов.

Выполнена теневая визуализация струйного потока прямотеневым и шлирен-методом с различным временем экспозиции съемки. Получен массив изображений сверхзвуковой недорасширенной струи в широком диапазоне режимов истечения ( $N_{pr}=20-150$ ). На рис. 1.3.1 приведены шлирен-фотографии струи  $Ma=2.5$   $N_{pr}=50$  и  $Ma=3.0$   $N_{pr}=140$ . Особенностью газодинамической структуры исследуемых сверхзвуковых струй является присутствие системы сопловых скачков в первой ячейке, наличие которых связано с отсутствием профилирования дивергентной части сопла. Отчетливо видны такие элементы ударно-волновой структуры струи как висячий и отраженный скачки уплотнения, диск Маха, слои смешения. На изображениях прослеживаются полосы, соответствующие наличию в потоке продольных вихрей Тейлора-Гертлера. В соответствии с расчетными данными из литературы, для сопла  $Ma=2.5$  формирование циркуляционной зоны ожидается на режимах со степенью нерасчетности  $n=2.5-3.9$ , что соответствует диапазону  $N_{pr}=43-67$ ; для сопла  $Ma=3.0$  – со степенью нерасчетности  $n=2.5-4.5$  ( $N_{pr}=92-165$ ). Из рассмотрения шлирен-фотографий поля течения видно, что диск Маха имеет классический вид. Наличии обратных токов за диском Маха привело бы к его деформации.





а

б

Рис. 1.3.1 Визуализация (экспозиция 3 мс) поля течения свободной сверхзвуковой недорасширенной струи, истекающей из конического сопла: (а)  $Ma = 2.5$   $N_{pr} = 50$ , (б)  $Ma = 2.5$   $N_{pr} = 140$

Анализ изображений свободной сверхзвуковой струи, истекающей из сопел с расчетными числами Маха на срезе  $Ma = 2.5$  и  $Ma = 3.0$  при газодинамических режимах, приведенных в литературе как режимы с циркуляционной зоной, указывает на отсутствие каких-либо особенностей в форме диска Маха. Установлено, что для струй, истекающих из конических сопел с числами Маха на срезе равными 2,5 и 3,0, при исследованных значениях нерасчетности, зона обратных токов на оси потока за диском Маха в свободной струе путем оптической визуализации не регистрируется.

#### **1.4. Разработка маломасштабной модели эжектора, согласованного со сверхзвуковым диффузором, с улучшенной входной характеристикой**

Изучался эжектор, предназначенный для работы за сверхзвуковым диффузором. Идеальным в этом случае является эжектор, обеспечивающий звуковую входную скорость низконапорного газа при высокой выходной характеристике. Концепция эжектора предложена в 2015г. В 2016 г. выполнено проектирование и изготовление эжектора, проведены пробные испытания.

**Эжектор трехступенчатый.** Третья ступень введена, чтобы уменьшить расход эжектирующего газа во второй ступени и исключить за счет этого запирающие смеси газов на выходе первой ступени, рис. 1.4.1. Каждая ступень состоит из шести сопел, установленных на стенке во входном сечении, и цилиндрической камеры длиной 2 калибра. Ось каждого сопла располагается в плоскости, отстоящей от оси эжектора на четверть диаметра камеры и имеет наклон  $18^\circ$ . Создается правое винтовое движение смеси газов. Сопла первой ступени имеют критическое сечение  $d_* = 2,6$  мм, число  $M = 3,3$ , сопла второй и третьей ступеней одинаковые -  $d_* = 2,8$  мм, число  $M = 2,75$ . Диаметр камеры  $D = 39$  мм.

Критический режим эжектора изучался при расходе низконапорного газа  $G = 0,039$  кг/с. Если принять, что диаметр эжектора АДТ 326 больше диаметра (0,2 м)

цилиндрического диффузора на 20%, то расход через натуральный эжектор составит  $G=0,039*(0,2*1,2/0,039)^2=1,48$  кг/с. Этот расход совпадает с номинальным расходом через сопло трубы (критический диаметр  $d^*=27,9$  мм, давление в форкамере  $P_0=10$  бар при числе  $M=6$ ).

Критический режим устанавливался при давлении эжектирующего газа  $p_{op}=8,9$  бар и срывался при давлении 8,15 бар, рис. 1.4.2. Полное давление низконапорного газа на критическом режиме  $p_{os}=0,21$  бар (степень сжатия на срывном режиме  $\epsilon=4,8$ ; коэффициент эжекции  $k=0,195$ ). Приведенный расход в выходном сечении сверхзвукового диффузора ( $d=0,2$  м) аэродинамической трубы с этим эжектором на критическом режиме будет равен  $q=0,95$ . Представленные результаты подтверждают, что предложенная концепция эжектора обеспечивает высокие входные и выходные характеристики. На докритических режимах полное давление низконапорного газа изменяется монотонно, см. рис. 2, что также является эксплуатационным преимуществом.

Недостатком примененной компоновки сопел стал затрудненный запуск эжектора. Критический режим устанавливается только при тщательно подобранных угловых положениях ступеней. Сопловой блок второй ступени поворачивается относительно первой на  $5^\circ$  вправо, а сопловой блок третьей ступени поворачивается относительно второй на  $10^\circ$  влево. Анализ показал, что в этом положении корневые участки струй следующей ступени присоединяют к себе высоконапорный газ струй предыдущей ступени. Количество движения струй и длина их сверхзвуковых участков возрастают, запуск улучшается. На докритическом режиме реализуются шесть отдельных сверхзвуковых ядер. В дальнейшем этот недостаток должен быть устранен.

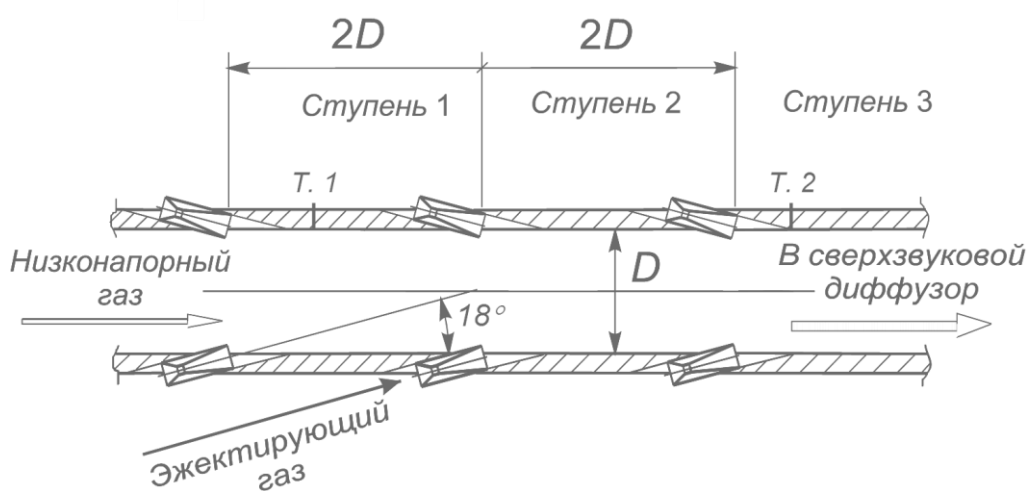


Рис. 1.4.1 Схема эжектора. Т.1, Т.2 – замеры давления на стенке камеры

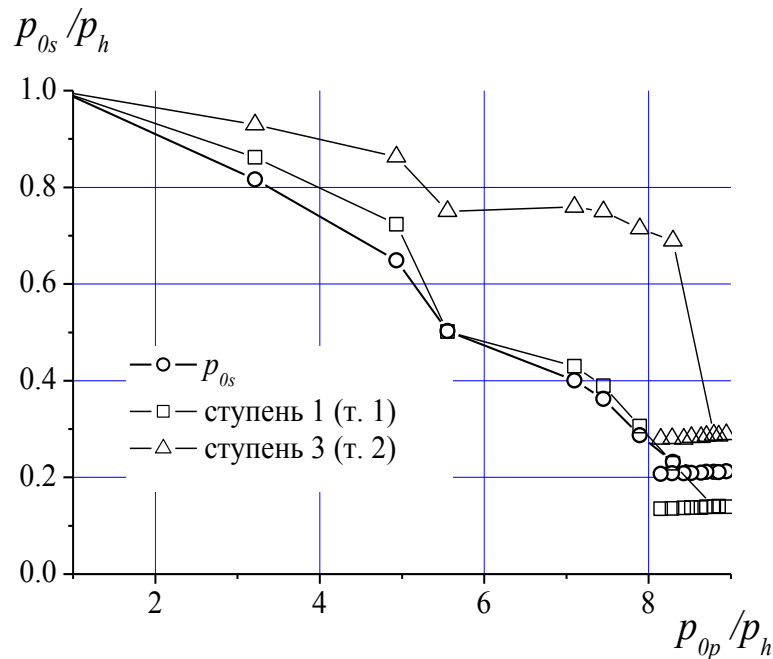


Рис. 1.4.2 Давление в камере эжектора в зависимости от давления эжектирующего газа

Следует отметить практическую важность исследований, направленных на обосновании схемы улучшенного эжектора для сверхзвуковых аэродинамических труб, что напрямую связано с более эффективным использованием сжатого воздуха. Особенно важным этот вопрос является при работе при числах Маха более 5, когда основной расход сжатого воздуха определяется расходом через эжекторную систему.

### 1.5. Экспериментальные исследования структуры течений в донной области модели трехблочной ракетной системы при истечении струй холодного воздуха в спутный сверхзвуковой поток

Эксперименты проведены на сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН. Выполнены исследования структуры течений в донной области модели трехблочной ракетной системы при истечении струй холодного воздуха со степенью нерасчетности  $n = 0 \div 380$  в спутный сверхзвуковой поток с числами Маха  $M_\infty = 3 \div 6$ . Показано, что основным обобщающим параметром, описывающим закономерности изменения относительного донного давления, является коэффициент тяги  $C_t$  (модельных) двигателей (рис. 1.5.1).

$$C_t = 2 \left( \frac{d_a}{d_m} \right)^2 [n(\kappa_a M_a^2 + 1) - 1] / \kappa_\infty M_\infty^2$$

Где:  $d_a$ ,  $d_m$  – соответственно диаметры среза сопла и корпуса модели;  $n$  – степень нерасчетности истечения струй.

Исследования являются новыми, имеющими большое значение для оценки сопротивления ракетной системы и теплообмена в донной области.

аэродинамического сопротивления ракетной компоновки и теплообмена в донной области.

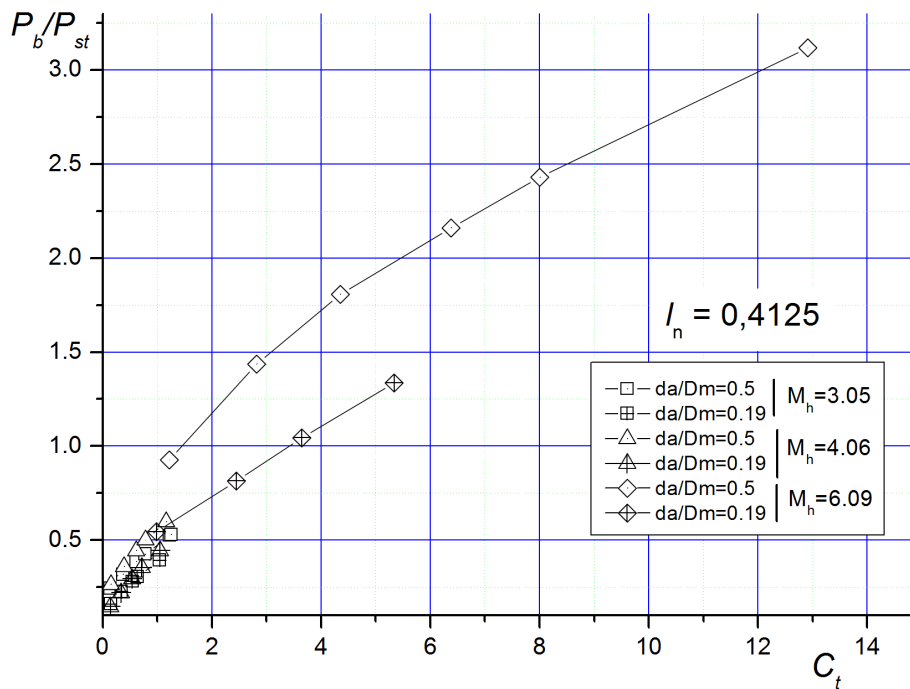


Рис. 1.5.1. Изменение относительного донного давления от коэффициента тяги  $C_t$ , здесь  $I_n$ - относительное расстояние выноса среза сопел от линии донного среза

## **Блок 2. Исследование аэродинамической эффективности способа управления турбулентным пограничным слоем крыла самолета путем вдува воздуха через мелкоперфорированную поверхность за счет ресурсов внешнего напорного потока**

Объектом исследования являются плоская и криволинейная мелкоперфорированные поверхности в условиях формирования развитого турбулентного пограничного слоя и разработка способа управления таким течением.

Цель экспериментальная и расчетная проверка концепции управления турбулентным пограничным слоем плоской пластины, основанной на подводе внешнего напорного потока, включая случай обтекания несущего крыла самолета (2016 г.).

Основной инструментарий: автоматизированный комплекс пространственно-временной термоанемометрической визуализации; разработанная авторами оригинальная методика определения коэффициента поверхностного трения; метод импульсов; численный расчет в рамках двумерных стационарных уравнений Рейнольдса.

Краткое изложение важнейших результатов: разработан и подтвержден результатами исследований способ снижения турбулентного трения плоской аэродинамической поверхности за счет пассивного подвода внешнего напорного потока через высокотехнологичную мелкоперфорированную стенку. Указанная технология распространена на случай подвода внешнего напорного потока через проницаемую носовую часть несущего крыла самолета с вдувом через мелкоперфорированную секцию и показано, что за счет рационального размещения секции вдува на обтекаемой поверхности можно заметно повысить аэродинамическое качество крыла.

Полученный результат является значимым для РФ.

Проведение данных исследований вызвано необходимостью улучшения аэродинамических характеристик летательного аппарата (ЛА), что позволяет увеличить дальность полета и полезную нагрузку, снизить затраты на топливо и уменьшить прямые эксплуатационные расходы ЛА. Один из обнадёживающих путей, с помощью которого можно улучшить аэродинамическую эффективность ЛА - управление пристенным турбулентным течением путем вдува воздуха в пограничный слой обтекаемой конфигурации. Это в свою очередь требует тщательного моделирования такого течения и изучения фундаментальных свойств модернизированного турбулентного течения, в том числе в условиях знакопеременного градиента давления на крыле.

Проблема управления турбулентным пограничным слоем в принципе не является новой. Вместе с тем рассматриваемый класс задач вплоть до последнего времени моделировался в отдельных работах, как правило, в упрощенной постановке (течение в окрестности одиночного отверстия или небольшой группы отверстий, одиночной щели и

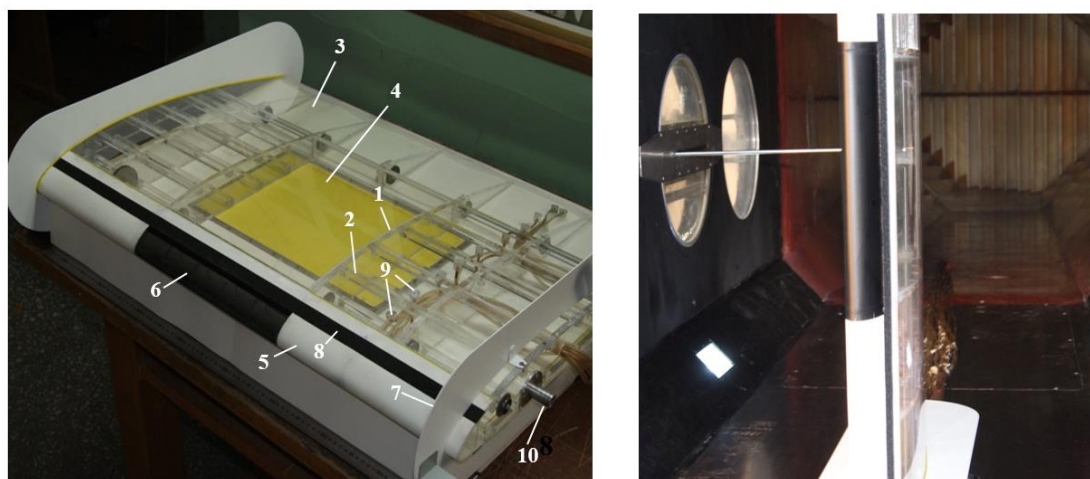
т.п.), причем с акцентом на численные методы исследования. Полученные данные носят специфический характер и не могут быть использованы для анализа эффективности разрабатываемого способа управления и, как минимум, нуждаются в экспериментальной проверке.

Целями и задачами блока 2 является экспериментальная и расчетная проверка концепции управления турбулентным пограничным слоем плоской пластины, сущность которой состоит в подводе внешнего напорного потока через входное устройство с последующим распределенным вдувом воздуха через высокотехнологичную мелкоперфорированную секцию непосредственно в пограничный слой (этапы 2013-2015 гг.) и распространение этой технологии на случай обтекания несущего крыла самолета с подводом внешнего напорного потока через его пронизываемую носовую часть и вдувом через мелкоперфорированную секцию, являющуюся частью панели крыла (этап 2016 г.).

## **2.1. Методика исследования**

Полученные в 2013-2015 гг. результаты послужили основой для формулировки и экспериментальной проверки концепции управления турбулентным пограничным слоем несущего крыла самолета за счет подвода внешнего напорного потока через пронизываемую носовую часть крыла с последующим распределенным вдувом воздуха в пограничный слой через высокотехнологичную мелкоперфорированную секцию, являющуюся частью панели крыла. В этом случае процесс управления турбулентным пограничным слоем осуществлялся за счет пассивного воздействия на состояние и характеристики пристенного течения на крыле путем подачи регулируемого (при изменении скорости внешнего напорного потока) расхода воздуха в пограничный слой. С этой целью разработана и изготовлена экспериментальная модель несущего крыла самолета, составленного из несимметричных профильных сечений типа CLARK Z с относительной толщиной 11,7 % и хордой 600 мм. Основные элементы конструкции и фото модели крыла в рабочей части аэродинамической трубы (вид по потоку) представлены на рис. 2.1.1. Отметим лишь, что для подачи напорного потока и последующего вдува в пограничный слой, в носовой части предусмотрена заделанная заподлицо с окружающей поверхностью пронизываемая вставка б, представляющая собой комбинацию перфорированного материала + многослойного фильтра SEFAR PET 1500 150/380 –34Y. Степень пронизываемости вставки подобрана таким образом, чтобы давление торможения потока в окрестности передней критической точки, измеренное миниатюрной трубкой Пито, воспринималось без искажения. В исходном (базовом) варианте крыла использовалась

непроницаемая носовая вставка. Начало мелкоперфорированного (для вдува) образца располагалось на расстоянии 25% хорды. Конструкция модели позволяет дискретно менять положение крыла по длине рабочей части, а также плавно варьировать угол атаки  $\alpha$  в диапазоне  $\alpha = \pm 10^\circ$ . Для того чтобы избежать неоднозначности течения на поверхностях крыла, в частности, вследствие формирования переходного участка течения и, тем самым, не усложнять задачу дополнительным влиянием побочных эффектов, пограничный слой искусственно турбулизировался.



а

б

Рис. 2.1.1 *а* — фото модели крылового профиля: 1 — нервюра, 2 — стрингер, 3 — панель крыла, 4 — перфорированный образец с мелкоячеистым фильтром, 5 — носовая часть крыла, 6 — проницаемая носовая часть, 7 — концевая шайба, 8 — турбулизатор пограничного слоя, 9 — приемники давления, 10 — узел поворота угла атаки; *б* — фото модели в аэродинамической трубе (вид по потоку)

В качестве основного инструментария при изучении свойств и количественных характеристик турбулентного течения на крыле использовался автоматизированный комплекс пространственно-временной термоанемометрической визуализации полей средней и пульсационной составляющих скорости. Адаптированное для поставленных целей программное обеспечение позволяло осуществлять в реальном масштабе времени процедуру ввода, накопления и обработки экспериментальных данных, что давало возможность оперативно отслеживать ход эксперимента и вносить в программу испытаний необходимые коррективы. Для определения локальных значений коэффициента поверхностного трения, как одной из важнейших величин, использовалась оригинальная методика авторов, основанная на точных измерениях распределения средней скорости в пристенной части пограничного слоя с помощью однониточного датчика термоанемометра. При определении профильного сопротивления крыла,

представляющего собой сумму сопротивления трения и сопротивления давления, предпочтение было отдано простому, но надежному методу импульсов, исходные данные для которого получены путем зондирования параметров течения в спутном потоке и впереди крыла. Подъемная сила крыла определялась по результатам интегрирования распределения давления на поверхности крыла.

Численное решение задачи на начальном этапе исследований выполнялось в рамках двумерных стационарных уравнений Рейнольдса с использованием двухпараметрической дифференциальной  $k-\epsilon$  модели Лаундера-Сполдинга. Как известно эта модель не очень точна при моделировании течений с положительным градиентом давления, струйных течений и течений в области с сильно искривленной геометрией. Поэтому применительно к обтеканию крылового профиля решение задачи выполнялось с использованием модели Ментера  $k-\omega$  SST, которая является комбинацией моделей  $k-\epsilon$  и  $k-\omega$ . Предпочтение данной модели было отдано и по той причине, что она дает наиболее точные результаты при расчете течений вблизи твердых стенок. В целом расчеты проводились на сетке, состоящей из 4,5 миллионов ячеек в расчетной области, причем для ячеек у стенки выполнялось условие  $y^+ < 1$ , а поперек пограничного слоя выбиралось около 40 ячеек.

## 2.2. Результаты исследований

Начальная стадия исследований предусматривала анализ состояния пограничного слоя на крыловом профиле при отсутствии протока воздуха через носовую часть и определение диапазона углов атаки, в котором обтекание крыла носит безотрывный характер. В частности, результаты численного расчета в рамках модели турбулентности  $k-\omega$  SST позволили выявить общую картину течения на базовом профиле.

На рис. 2.2.1 показан типичный пример расчета линий равных скоростей с формированием характерной области отрыва потока на расстоянии примерно 40 % от носика крыла. Естественно, что при уменьшении угла атаки  $\alpha$  начало возникновения этой области смещается вниз по потоку. При  $\alpha \leq -8^\circ$  формируется практически безотрывное состояние течения.



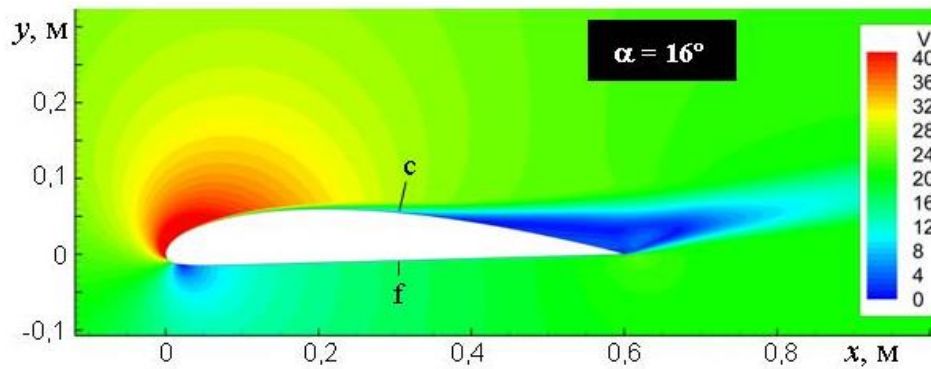


Рис. 2.2.1 Типичная картина линий равных скоростей при обтекании исследуемого крылового профиля (численный расчет с использованием модели турбулентности  $k-\omega$  SST)

На рис. 2.2.2 в виде зависимости  $C_p = f(\bar{x})$  приведено экспериментальное распределение давления на сторонах “f” и “c” крыла при выборочных значениях угла атаки модели  $\alpha$ . Здесь  $C_p = (P - P_\infty) / 0,5\rho U_\infty^2$  – коэффициент давления, а  $\bar{x} = x/c$  – безразмерная координата, имеющая направление хорды крыла. Как видно, в исследуемом диапазоне углов  $\alpha$  реализуется, по крайней мере, два режима обтекания крыла. По мере уменьшения  $\alpha$  все более заметным становится увеличение разрежения в носовой части поверхности “f” крыла (режим безотрывного обтекания.) При  $\alpha = -6^\circ$  в указанной области возникает плато давления, обусловленное возникновением довольно обширной области отрыва потока. Ясно, что при дальнейшем уменьшении угла атаки отмеченная область будет расширяться и в результате на поверхности “f” крыла может возникнуть глубокое срывное обтекание потока.

На рис. 2.2.3 приведены также профили средней скорости  $U/U_{pw} = f(y)$  на сторонах “f” и “c” крыла ( $\alpha = 0^\circ$ ) при выборочном значении продольной координаты  $x$ . Здесь  $U_p$  (см. фрагмент к рисунку) – не фиксированная, а зависящая от нормальной координаты средняя скорость потока, которая легко определяется по величине  $U_{pw}$ , получившей название “скорости потенциального течения на стенке”. Линейность профилей за пределами пограничного слоя обусловлена непостоянством скорости потенциального течения в этой области и имеет тот же смысл, что и при обтекании криволинейной стенки. В целом, представленные данные вполне коррелируют с известными представлениями о течении на крыле под углом атаки. В частности, наличие неблагоприятного градиента давления на стороне “f” крыла способствует уменьшению наполненности профиля скорости в особенности в пристенной области течения (рис. 2.2.3, а). Естественно, что на стороне “c” крыла наблюдается противоположная тенденция (рис. 2.2.3, б).

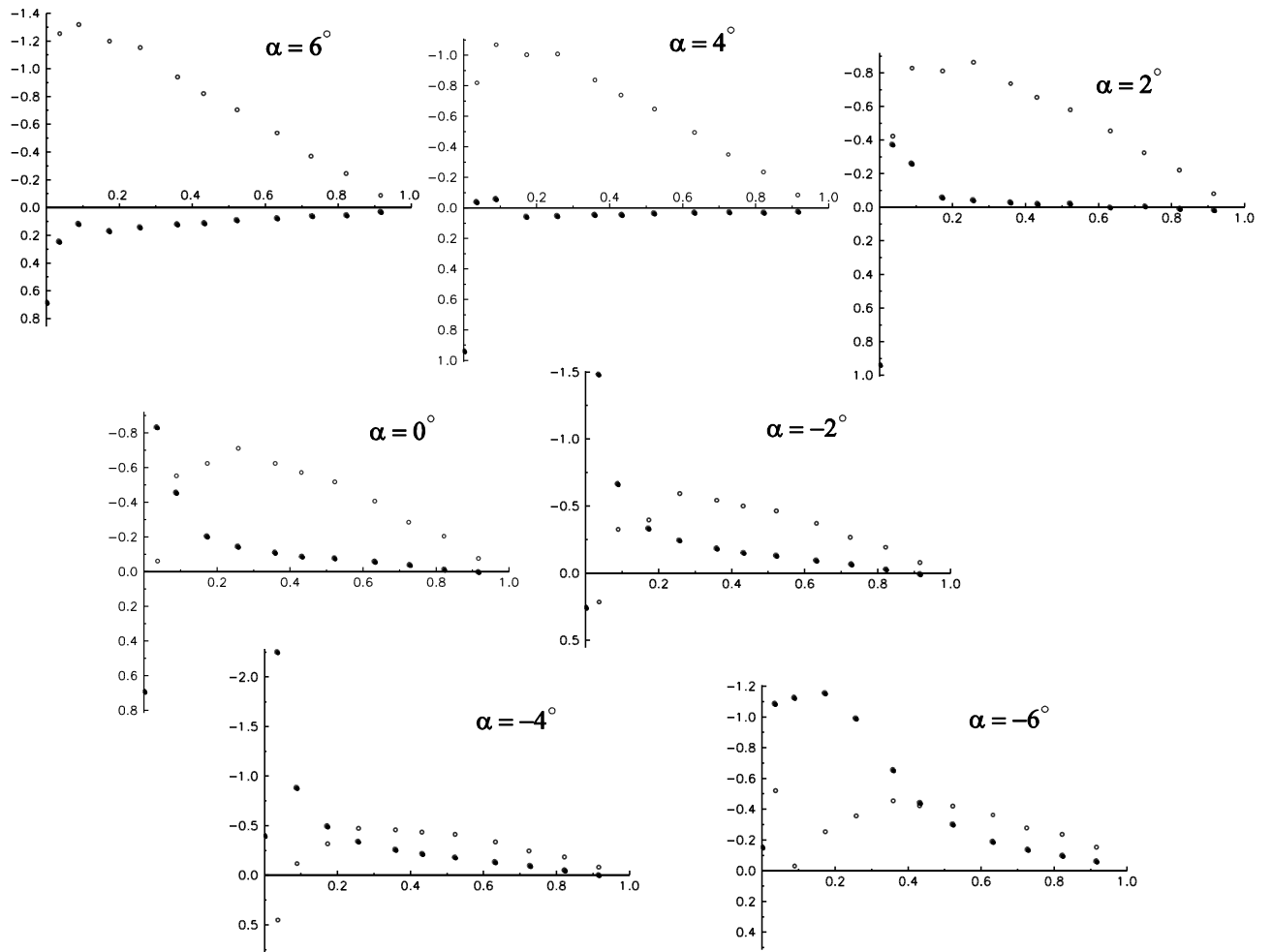


Рис. 2.2.2 Распределение коэффициента давления вдоль хорды крыла: ● – поверхность “Г”;  
○ – поверхность “с”

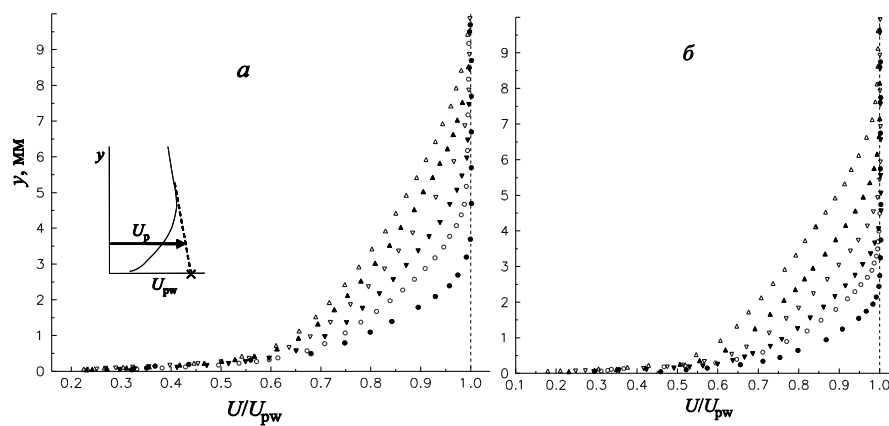


Рис. 2.2.3 Профили средней скорости в пограничном слое при  $\alpha = 0^\circ$  на поверхности “Г”  
(а) и поверхности “с” (б). Значение безразмерного расстояния  $x/c$ : 0,137 (●), 0,228 (○),  
0,323 (▼), 0,416 (▽), 0,509 (▲), 0,615 (Δ)

Наибольший интерес представляет вопрос об изменении аэродинамических характеристик крылового профиля, в том числе в условиях вдува внешнего напорного потока в пограничный слой. Что касается коэффициента нормальной силы сечения крыла,

то для его определения использовались представленные выше эпюры давления. Профильное сопротивление крыла  $C_{xp}$ , представляющее собой сумму сопротивления трения и сопротивления давления, определялось с помощью хорошо известного метода импульсов. Полученные таким образом результаты приведены на рис. 2.2.4. Весь комплекс имеющихся данных, в том числе характеристик турбулентности, послужил основой для выбора положения секции вдува на обтекаемой поверхности и проведения исследований с вдувом воздуха в пограничный слой с акцентом на получение данных об аэродинамическом сопротивлении крыла.

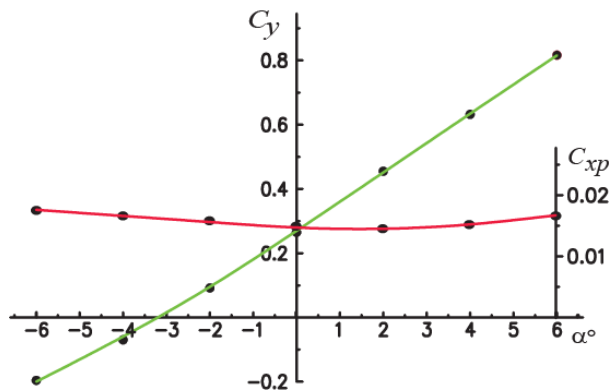


Рис. 2.2.4 Изменение профильного сопротивления (красная кивая) и подъемной силы крыла (зеленая кривая) в зависимости от угла атаки

Оказалось, однако, что при не совсем удачном размещении (по хорде крыла) секции вдува, удастся достичь лишь незначительного выигрыша в профильном сопротивлении  $C_{xp}$  (порядка 4%), имеющем место в окрестности угла атаки  $\alpha = 2^\circ$ . В этой связи была предпринята вторая итерация, направленная на организацию процесса вдува более эффективным образом. Общий принцип, который здесь преследовался, состоит в том, что даже из общих соображений ясно, что необходимо добиться увеличения эффекта разрежения на подветренной стороне и повышения давления на наветренной стороне. Это было достигнуто ценой смещения секции вдува в хвостовую часть крыла. Из рис. 2.2.5 видно, что при организации процесса вдува хотя бы из одного ряда отверстий, расположенного в сечении  $x/c = 0,5$ , положение отрыва явно смещается вниз по течению.

Полученные в итоге данные, в том числе для исходного профиля, приведены в Таблице 1 для  $\alpha = 2^\circ$ . Как видно, в последнем случае в профильном сопротивлении имеет место проигрыш, даже в сравнении с первоначальной схемой вдува. Однако за счет увеличения коэффициента подъемной силы можно выиграть порядка 1–2 единиц в аэродинамическом качестве  $K$  крыла. Заметим, что новое расположение участка вдува нельзя считать оптимальным. Поэтому резерв повышения эффективности данной схемы

вдува за счет более рационального размещения секции вдува на панели крыла без применения принудительного подвода воздуха остается.

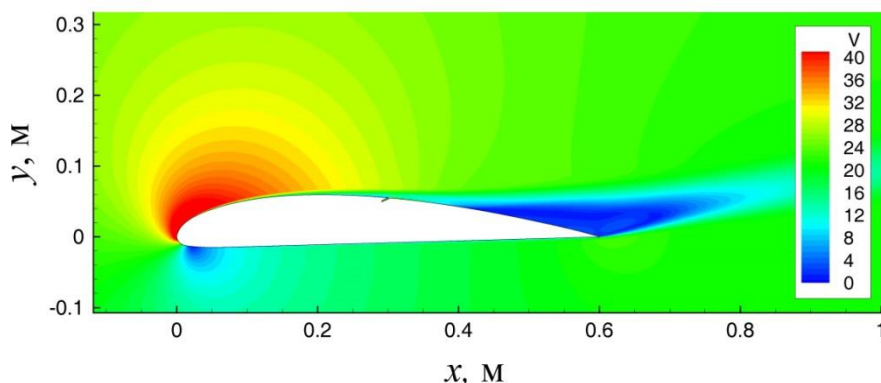


Рис. 2.2.5 Численный расчет линий равных скоростей при моделировании вдува из одного ряда отверстий, расположенного посередине крыла. Остальные обозначения как на рис. 2.2.1

Таблица 1. Аэродинамические характеристики крыла при  $\alpha = 2^\circ$

| Аэродинамические характеристики | Базовый профиль | Первоначальная схема вдува | Модифицированная схема вдува |
|---------------------------------|-----------------|----------------------------|------------------------------|
| $C_{xp}$                        | 0,0145          | 0,0140                     | 0,0147                       |
| $C_y$                           | 0,455           | –                          | 0,491                        |
| K                               | 31,4            | –                          | 33,4                         |

При этом побочный результат состоит в том, что при наличии вдува уровень шума, особенно в следе крыла ( $x = 1,5 c$ ), уменьшается на 1,3 дБ, т.е. примерно в 1,4 раза. Это связано с тем, что в условиях вдува вихревая структура спутного потока позади крыла, основной составляющей которой являются взаимодействующие друг с другом турбулентные вихри различных масштабов, меняется. Между уровнем звукового давления  $\Delta P$ , измеренного в дБ, и коэффициентом аэродинамического сопротивления  $C_{xp}$  схематизированной лопатки турбомшины, имеющей профиль крыла, существует четкая взаимосвязь, в соответствии с которой  $C_{xp}$  уменьшается при снижении  $\Delta P$ . Это означает, что обнаруженное, хотя и слабое, уменьшение профильного сопротивления, имеет в нашем случае вполне логичный характер.

Таким образом, можно констатировать, что использование ресурсов внешнего потока – достаточно эффективный способ управления структурой пристенной турбулентности. Изменяя условия течения на входе в проточный тракт, можно менять характер распределения и саму величину поверхностного трения на обтекаемой поверхности. В этом случае уменьшение локального значения коэффициента поверхностного трения по

длине модели может достигать не менее 90% в конце перфорированного участка. Однако выигрыш в полном сопротивлении всей комбинации здесь вряд ли возможен, и данный способ воздействия на пограничный слой, скорее, следует рассматривать как простой инструмент для изучения эффективности проницаемой поверхности. Во втором случае (этап 2016 г.) за счет рационального размещения секции вдува на обтекаемой поверхности можно без принудительного подвода воздуха заметно повысить аэродинамическое качество  $K$  крыла.

Полученные экспериментальные и расчетные данные свидетельствуют о возможности моделирования процесса управления турбулентным пограничным слоем путем вдува воздуха, используя для этой цели ресурсы внешнего потока. Указанная технология справедлива не только при обтекании плоской пластины, где уменьшение коэффициента поверхностного трения по длине модели достигает 90 %, но и несущего крыла самолета, когда подвод внешнего напорного потока осуществляется через проницаемую носовую часть крыла и где без принудительного подвода воздуха можно повысить аэродинамическое качество крыла, по крайней мере, на 1–2 единицы.

### Блок 3. Аэротермодинамика перспективных летательных аппаратов и аэрокосмических систем

Исследование влияния вязкости на течение в воздухозаборниках проводилось в двух направлениях. Во-первых, это влияние вязкости при «внешнем» обтекании поверхностей клиньев сжатия, обусловленное взаимодействием скачков уплотнения от клиньев сжатия с пограничным слоем на их поверхности. Во-вторых, это влияние вязкости при «внутренних» течениях в каналах воздухозаборников, связанное с их запуском или образованием псевдоскачков, обусловленных отрывами пограничного слоя.

#### 3.1. Сравнительный анализ влияния трехмерного отрыва пограничного слоя на обтекание воздухозаборников с клиньями сжатия различной стреловидности

Впервые проведен сравнительный анализ особенностей сверхзвукового обтекания конфигураций, состоящих из двух смежных клиньев со стреловидными передними кромками, расположенных на поверхности предварительного сжатия, применительно к их использованию для пространственных воздухозаборников. Рассмотрено обтекание при числе Маха  $M = 6$  клиньев сжатия различной стреловидности – нулевой ( $\chi = 0$ ), положительной ( $\chi > 0$ ) и отрицательной ( $\chi < 0$ ) (рис. 3.1.1).

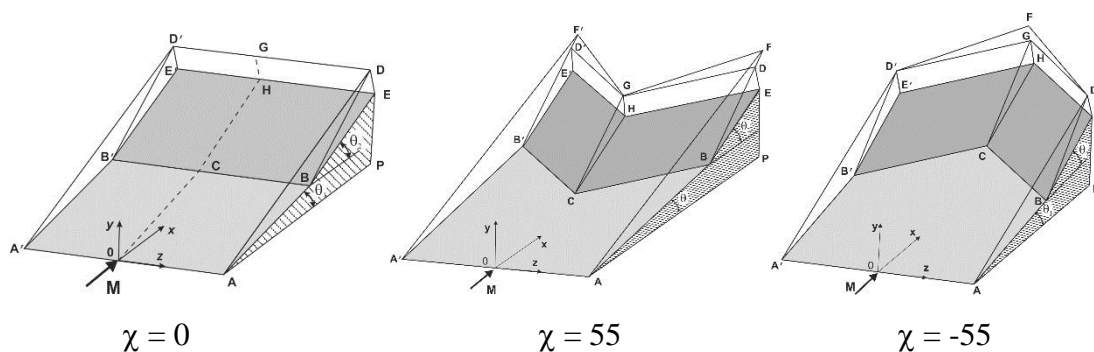


Рис. 3.1.1 Общий вид исследуемых конфигураций клиньев сжатия.  $AA'B'CB$  – поверхность предварительного сжатия,  $BCHE$  и  $B'CHE'$  – клинья сжатия

Расчеты выполнены на основе осредненных уравнений Навье-Стокса и  $SST k-\omega$  модели турбулентности. Показано, что в результате пространственного взаимодействия скачков уплотнения вблизи плоскости симметрии конфигурации с  $\chi = 55^\circ$  образуется «конический» скачок уплотнения (рис. 3.1.2, *a*) и наблюдается зона пониженного давления, при  $\chi = -55^\circ$  имеет место нерегулярное взаимодействие скачков, и наоборот, возникает зона повышенного давления (рис. 3.1.2, *b*). Вдоль стреловидных кромок клиньев сжатия формируется течение, которое характеризуется трехмерными косыми отрывами турбулентного пограничного слоя, индуцированными скачками уплотнения,

создаваемыми клиньями. В частности, при  $\chi = -55^\circ$  эти отрывные потоки взаимодействуют в области плоскости симметрии, формируя своеобразный «вспученный» слой пристенного вязкого течения (рис. 3.1.2, с), развивающегося далее вдоль ребра пересечения стреловидных клиньев сжатия.

Анализ бокового растекания потока показал, что в пограничном слое имеет место максимум поперечной составляющей скорости  $\bar{V}_z$  и более интенсивное поперечное течение по сравнению с вышележащим потоком. Потери расхода воздуха вследствие бокового растекания на клиньях сжатия могут составить около 7, 14 и 3 % от общего расхода воздуха, захватываемого в набегающем потоке соответственно при  $\chi = 0$ ,  $\chi = 55^\circ$  и  $\chi = -55^\circ$ .

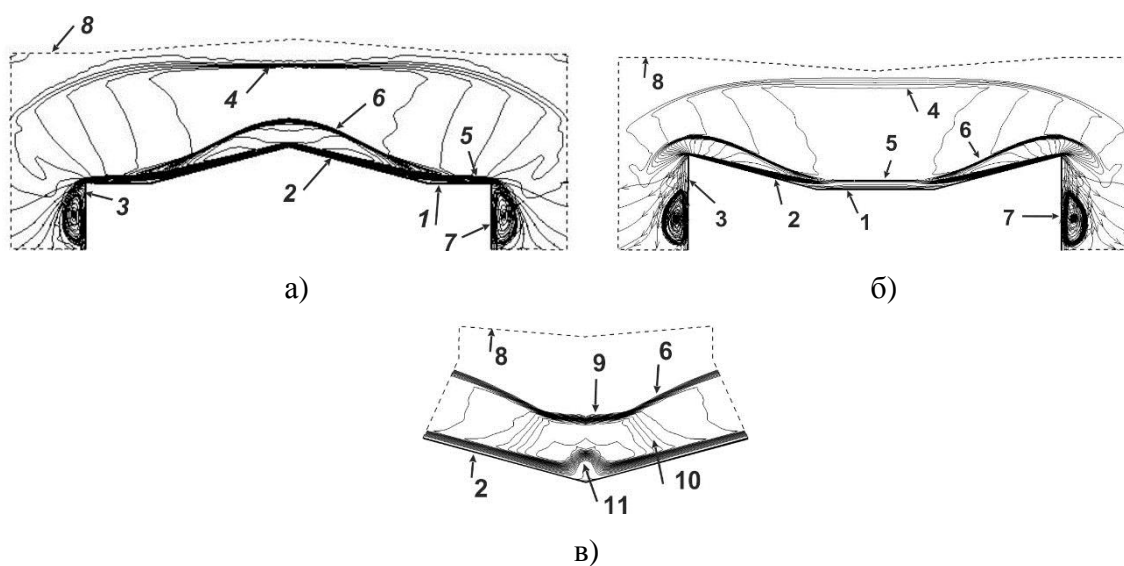


Рис. 3.1.2 Рис. 2. Пример структуры течения в поперечных сечениях конфигурации а –  $\chi = 55^\circ$ ,  $x = 3$  м; б -  $\chi = -55^\circ$ ,  $x = 3$  м ; в -  $\chi = -55^\circ$ ,  $x = 4$  м. 1 – поверхность предварительного сжатия, 2 – клинья сжатия, 3 – боковая поверхность, 4 – скачок уплотнения от поверхности предварительного сжатия, 5 – пограничный слой на поверхности предварительного сжатия, 6 – скачки уплотнения от стреловидных клиньев сжатия, 7 – вихревые области на боковых поверхностях, 8 – граница расчетной области, 9 - результирующий поперечно мостообразный скачок уплотнения, 10 - отраженные скачки уплотнения, 11 - вспученный вязкий слой, развивающийся вдоль ребра пересечения стреловидных клиньев сжатия

### 3.2. Исследование поведения псевдоскачка в гиперзвуковом воздухозаборнике с численным расчетом плоского турбулентного течения

Проведены численные расчеты торможения сверхзвукового течения с псевдоскачком в канале плоского воздухозаборника с двумя горловинами при числе Маха набегающего потока  $M = 7$  в зависимости от уменьшения площади выходного сечения.

Расчеты для случаев невязкого и вязкого потока показали, что для невязкого течения переход к режиму обтекания с выбитым головным скачком происходит аналогично одномерным условиям, то есть практически сразу при достижении критических условий для потока в выходной горловине, и приблизительно при той же относительной площади выходной горловины.

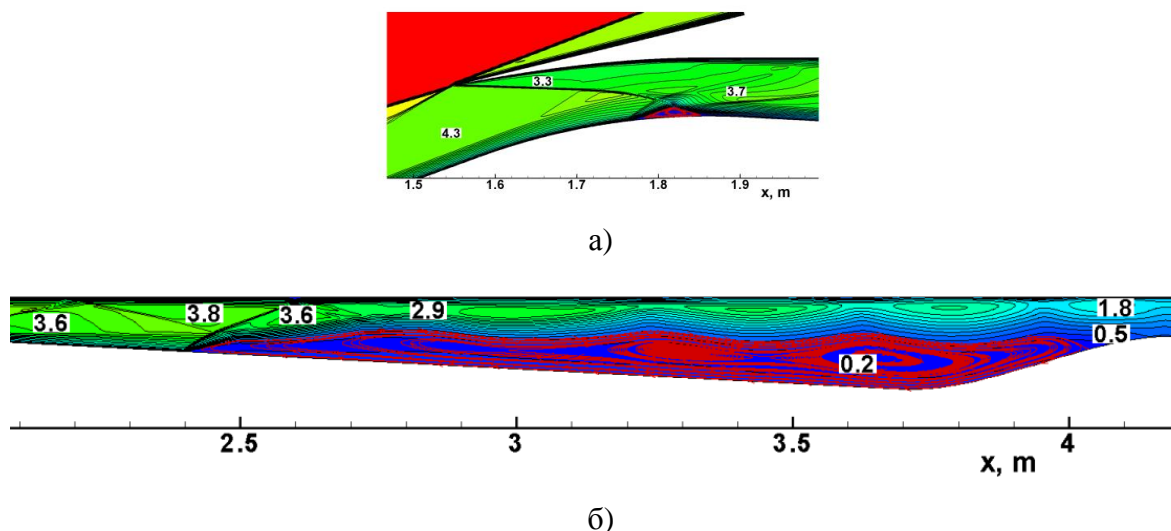


Рис. 3.2.1 Схема течения с псевдоскачком в канале плоского воздухозаборника с двумя горловинами: *a* – течение на входе и в области первой горловины, *b* – течение в диффузоре со второй горловиной

В случае торможения вязкого сверхзвукового течения в канале воздухозаборника с двумя горловинами (рис. 3.2.1) переход к режиму его обтекания с выбитым головным скачком на входе происходит постепенно. В некотором диапазоне относительной площади поперечного сечения выходной горловины реализуются режимы течения с отрывами пограничного слоя в канале, но со сверхзвуковой скоростью потока вне пограничного слоя. При дальнейшем уменьшении этой площади в выходной горловине достигаются критические условия записания течения, при этом в горловине и в диффузоре воздухозаборника формируется псевдоскачок, но режим сверхзвукового втекания на входе во внутренний канал сохраняется, и коэффициент расхода не изменяется. Затем происходит переход к режиму обтекания воздухозаборника с выбитым головным скачком на входе. Критическая площадь сечения выходной горловины, которая определяет нижнюю границу существования течения в воздухозаборнике со сверхзвуковым втеканием во внутренний канал, получается существенно бóльшей по сравнению с одномерными оценками для кризиса изоэнтропического течения. Показано, что эта площадь также больше по сравнению с ее величиной для невязкого



сверхзвукового течения в рассматриваемом воздухозаборнике (рис. 3.3.2), что обусловлено меньшими потерями полного давления в псевдоскачке.

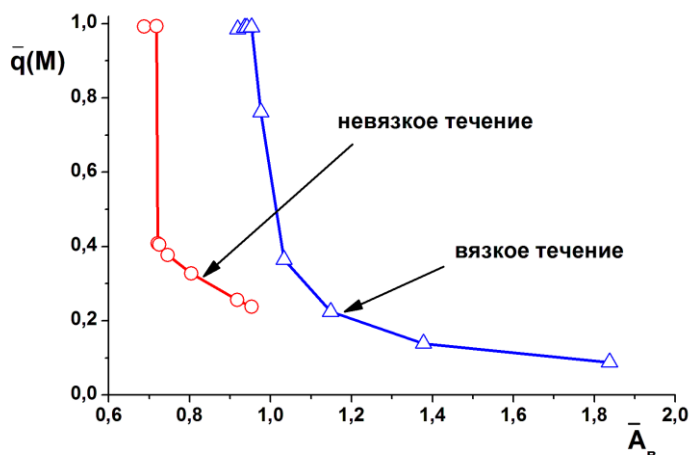


Рис. 3.2.2 Приведенная функция расхода в зависимости от критической площади выходного сечения

### 3.3. Оценка эффективности известных способов управления плоским течением с псевдоскачком

Выполнено численное исследование процесса торможения сверхзвукового потока с псевдоскачком в канале плоского воздухозаборника, дросселируемого изменением площади выходного поперечного сечения, на примере воздухозаборника с расчетным числом Маха  $M = 7$ . Для управления течением было рассмотрено устройство двух последовательно расположенных щелей слива пограничного слоя простейшей конфигурации типа «козырька» в горловине воздухозаборника, рис. 3.3.1, б.

Пример структуры течения, в процессе установления решения, на режиме дросселирования для конфигурации без слива пограничного слоя представлен на рис. 3.3.1, а. Она характеризуется наличием скачка, индуцируемого отрывом пограничного слоя перед сечением входа и срывом втекания во внутренний канал воздухозаборника. Внутреннее течение в канале воздухозаборника влияет на внешнее обтекание, коэффициент расхода воздухозаборника уменьшается,  $\varphi < 1$  (рис. 3.3.1, а).

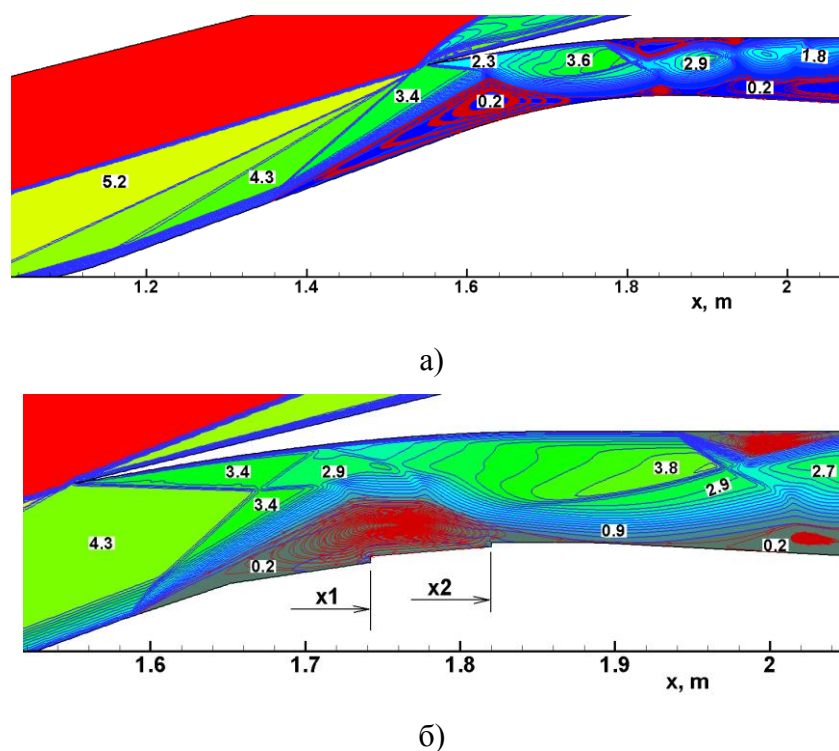


Рис. 3.3.1 Структура течения в режиме дросселирования при  $M = 7$  (распределение изомах и линий тока)

а) без слива пограничного слоя, б) со щелями слива пограничного слоя

С дальнейшим увеличением числа итераций имело место разрушение течения с образованием головной волны на входе в канал воздухозаборника, т.е. воздухозаборник не запущен. Для конфигурации со щелями слива пограничного слоя (рис. 3.3.1, б) нет срыва втекания во внутренний канал, воздухозаборник является запущенным, в его горловине формируется псевдоскачок, распространяющийся далее в диффузор, течение в форкамере дозвуковое. Таким образом, устройство последовательно расположенных щелей для слива пограничного слоя в области горловины воздухозаборника способствовало предотвращению срыва втекания во внутренний канал воздухозаборника по сравнению с этой же конфигурацией без щелей слива.

При числе Маха  $M = 2$  проведено численное исследование сверхзвукового обтекания, разработанного и запатентованного ранее, трехмерного воздухозаборника с устройством для обеспечения запуска и регулирования площади поперечного сечения горла, выполненного с подвижными створками, при повороте которых во внутреннем канале образуются продольные и поперечные щели для слива пограничного слоя в области горла. В сопоставлении с экспериментальными данными изучена структура течения в воздухозаборнике в рабочей конфигурации с закрытыми створками и в конфигурации с открытыми створками. Получены расчетные данные о характеристиках воздухозаборника, которые не могли быть определены экспериментально. На рис. 3.3.2 показан пример

расчетной структуры течения в воздухозаборнике при  $M = 2$  для конфигурации с открытыми и закрытыми створками. Данные расчетов показали, что пограничный слой, развивающийся на поперечно V-образном теле сжатия в области горла, в случае открытых створок почти вдвое тоньше по сравнению со случаем закрытых створок. Это проявляется, в частности, в большей скорости и пониженном давлении потока в горле.

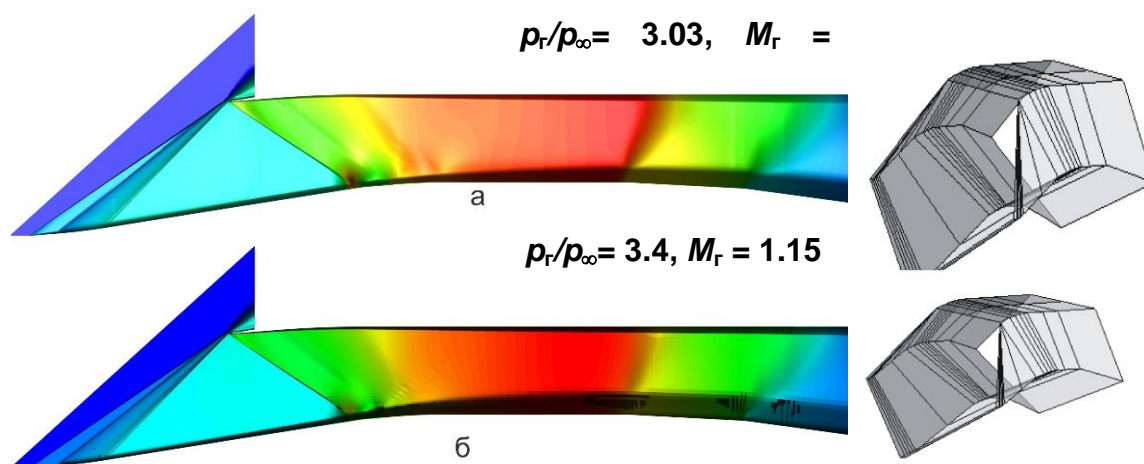


Рис. 3.3.2 Структура течения при  $M = 2$  (плоскость симметрии, цветом изображено поле статического давления ( $p/p_\infty$ ), тенью – поле скорости.  
а) открытые горловые створки б) закрытые створки

### 3.4. Численное исследование сверхзвукового течения в осесимметричных каналах воздухозаборников, направленное на определение возможной максимальной степени геометрического сужения канала, реализующей сверхзвуковое втекание на входе

Исследовано обтекание осесимметричных воронкообразных воздухозаборников при больших сверхзвуковых скоростях - числах Маха набегающего потока  $M = 2-8$ . Течение в этих воздухозаборниках осложнено образованием скачка уплотнения, близкого к прямому – диска Маха с некоторым конечным поперечным размером и дозвуковым течением за ним (рис. 3.4.1).

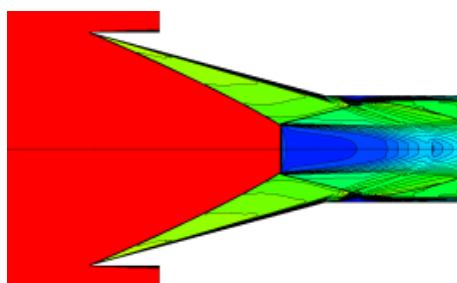


Рис. 3.4.1 Течение в лобовом коническом воздухозаборнике при  $M = 6, A_r/A_0 = 0.21$

Вопросы о максимально возможной степени геометрического сжатия захватываемой струи и об условиях запуска для этих воздухозаборников не рассматривались, в то же

время они являются актуальными в связи с возможностью практического использования таких воздухозаборников при больших сверхзвуковых скоростях полета.

Выполнены расчеты вязкого течения в воронкообразных воздухозаборниках с углами наклона стенки внутреннего конуса  $\delta_k = 7.5-15^\circ$  с варьированием относительной площади сечения горла на основе решения уравнений Навье–Стокса с использованием модели турбулентности  $k-\omega SST$ . Рассмотрена структура течения в зависимости от определяющих параметров – числа Маха, угла наклона стенки внутреннего конуса  $\delta_k$ , относительной площади горла воздухозаборника  $\bar{A}_\Gamma = A_\Gamma/A_0$ . Определены значения относительной площади горла запуска воздухозаборника  $(\bar{A}_\Gamma)_{\text{зап}}$  в процессе установления течения с прохождением прямого скачка, образующегося перед сечением входа, по дозвуковому потоку в канале воздухозаборника. Определены минимальные значения относительной площади горла  $(\bar{A}_\Gamma)_{\text{кр}}$ , при которой происходит разрушение сверхзвукового течения с диском Маха в воздухозаборнике, запуск которого должен быть обеспечен при относительной площади горла, меньшей  $(\bar{A}_\Gamma)_{\text{зап}}$ . В этом случае происходит запираение воздухозаборника и переход к режиму его обтекания с головным скачком на входе. В обоих случаях использовалось полученное авторами условие, показывающее достижение критических параметров неравномерного потока, изначально сверхзвукового или дозвукового – равенство  $\tilde{q}(M) = 1$  для интегральной функции приведенного расхода, что эквивалентно критическому условию  $M_{\text{кр}} = 1$  для одномерного изоэнтропического течения сжатия в канале.

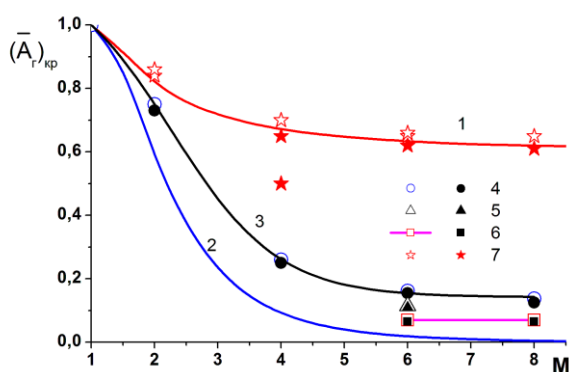


Рис. 3.4.2 Критические значения относительной площади горла воздухозаборника.

1 – критерий Кантровица-Дональдсона; 2 - изоэнтропическое одномерное течение сжатия; 3 – аппроксимация для  $\delta_k = 15^\circ$ ; 4 –  $\delta_k = 15^\circ$ ; 5 –  $\delta_k = 11^\circ$ ; 6 –  $\delta_k = 7.5^\circ$ ; 7 – к задаче запуска,  $\delta_k = 15^\circ$ . Светлые значки – «запущенный», темные – «незапущенный» воздухозаборник

Полученные значения  $(\bar{A}_\Gamma)_{\text{зап}}$  и  $(\bar{A}_\Gamma)_{\text{кр}}$ , представлены на рис. 3.4.2 в сопоставлении с теоретическими оценками. Сопоставление полученных значений  $(\bar{A}_\Gamma)_{\text{зап}}$  с известным

критерием Кантровица-Дональдсона запуска диффузоров в одномерном приближении показало их хорошее согласование, кривая 1 и точки 7 для  $(\bar{A}_r)_{\text{зап}}$ , светлые значки – запуск, зачерненные значки – незапуск. Цифрами 4,5,6 обозначены значки, соответствующие величинам  $\bar{A}_r$  вблизи критических значений  $(\bar{A}_r)_{\text{кр}}$  при различных углах  $\delta_k$ , светлые относятся к режиму воздухозаборника со сверхзвуковым втеканием, темные – к режиму его запираения с головным скачком на входе. Для угла  $\delta_k = 15^\circ$  получена кривая 3, аппроксимирующая критические значения  $(\bar{A}_r)_{\text{кр}}$ . Видно, что рассчитанные данные выше кривой 2, соответствующей условию  $M_{\text{кр}} = 1$  для одномерного изэнтропического течения сжатия в канале, что и следовало ожидать.

Получены расчетные данные для оценки газодинамической эффективности осесимметричных воздухозаборников полностью внутреннего сжатия применительно к ГПВРД – гиперзвуковым прямоточным двигателям с подводом горючего в камере сгорания со сверхзвуковым потоком в среднем на выходе из канала воздухозаборника.

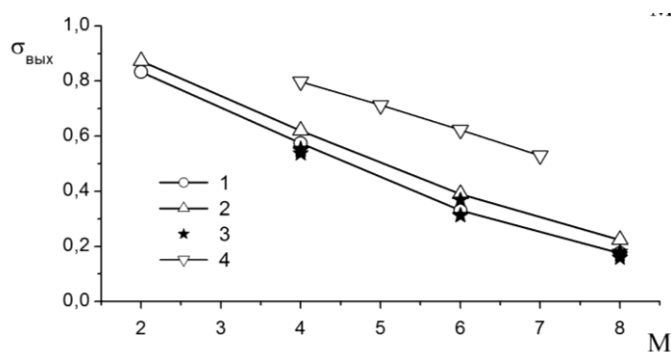


Рис. 3.4.3 Газодинамическая эффективность осесимметричных воздухозаборников полностью внутреннего сжатия

1 – вдоль кривой разрушения течения, 2 – вдоль кривой запуска, 3 – в области между отмеченными кривыми, 4 – плоский трехскачковый воздухозаборник

На рис. 3.4.3 представлено изменение коэффициента полного давления в зависимости от числа Маха набегающего потока. Представлены, во-первых, данные (кривая 1), соответствующие предельно возможным режимам со сверхзвуковым втеканием в воздухозаборник – со значениями  $\bar{A}_r$  непосредственно вблизи минимальных значений относительной площади горла воздухозаборника  $(\bar{A}_r)_{\text{кр}}$ , при которой еще возможно существование сверхзвукового течения во входном участке запущенного воздухозаборника. Они характеризуют эффективность по степени торможения и сжатия, максимально достижимую для воздухозаборников, регулируемых для обеспечения запуска. Во-вторых, представлены данные (кривая 2), соответствующие режиму течения в запущенном воздухозаборнике непосредственно вблизи кривой Кантровица-Дональдсона,

определяющей относительную площадь горла запуска ( $\bar{A}_r$ )<sub>зап.</sub>. Они характеризуют эффективность, максимально достижимую для нерегулируемых воздухозаборников при их автозапуске.

Полученные данные в целом показывают, что для рассматриваемых воздухозаборников характерен широкий диапазон степеней торможения и сжатия захватываемой ими струи в зависимости от возможного значения относительной площади горла  $\bar{A}_r$ . В то же время коэффициент восстановления полного давления мало зависит от величины  $\bar{A}_r$ , что обусловлено особенностями формирования внутреннего течения с диском Маха. Уровень различия значений коэффициента восстановления полного давления для рассматриваемых осесимметричных воздухозаборников внутреннего сжатия (кривые 1,2), меньших на  $\Delta\sigma_{\text{вых}} \approx 0.2$  при  $M=4$  и  $M=7$  по сравнению с плоским воздухозаборником (кривая 4), соответствует уровню различия с другими плоскими и осесимметричными воздухозаборниками внешнего сжатия. Полученный более низкий уровень восстановления полного давления рассмотренных простейших осесимметричных воздухозаборников внутреннего сжатия показывает, что требуются дополнительные более полные исследования их характеристик совместно с силовой установкой в составе летательного аппарата и с учетом при этом внешнего сопротивления, тяговых характеристик, веса конструкции.

Выполнено численное моделирование установившихся сверхзвуковых осесимметричных течений в сужающихся конических каналах и в перерасширенных струях. Основной особенностью этих течений сжатия является то, что в них возникает начальный колоколообразный скачок уплотнения, за которым формируется поток со сходящимися к оси линиями тока (рис. 3.4.4). Интенсивность скачка непрерывно увеличивается вниз по потоку и по мере приближения к оси симметрии, в результате чего возникает центральный скачок уплотнения, близкий к прямому – диск Маха и отраженный скачок.

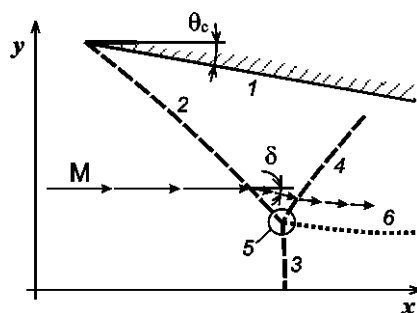


Рис. 3.4.4 Схема осесимметричного течения в сужающемся коническом канале:  
 1 – стенка канала, 2 – начальный колоколообразный скачок уплотнения, 3 – диск Маха,  
 4 – отраженный скачок, 5 – трехволновая конфигурация, 6 – сдвиговый слой

Особенности формирования структуры этих течений мало изучены, возникающие трехволновые конфигурации не рассматривались.

Проведены численные расчеты течений методом установления с использованием решателей уравнений Эйлера и Навье-Стокса (модель турбулентности  $k-\omega$  SST) при различных числах Маха невозмущенного набегающего потока и углах начального отклонения потока стенкой канала или границей струи. Пример картины течения в перерасширенной сверхзвуковой струе представлен на рис. 3.4.5.

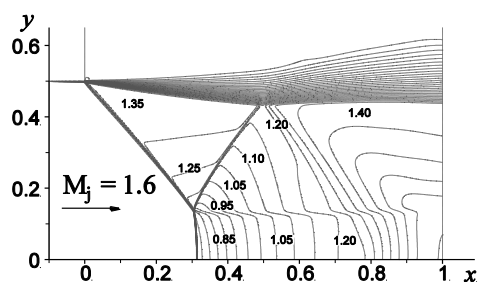


Рис. 3.4.5 Картина осесимметричного течения (поле чисел Маха) в затопленной струе при числе Маха  $M_j = 1.6$  и степени нерасчетности  $p_j/p_a = 0.7$

С использованием метода ударных поляр проведен анализ трехволновых конфигураций, формирующихся в этих течениях. Показано, что они аналогичны тем, которые формируются при нерегулярном отражении косога скачка уплотнения с образованием ножки Маха в плоских течениях. В зависимости от числа Маха невозмущенного набегающего потока и начального угла отклонения к оси потока за колоколообразным скачком, это либо простая трехволновая конфигурация Маха, либо трехволновая конфигурация, которая соответствует условиям так называемого парадокса фон-Неймана. Переход в поперечном направлении от параметров потока за диском Маха к параметрам за отраженной волной происходит постепенно с отклонением от одной поляры к другой. В зоне трехволнового взаимодействия скачков формируется двумерное течение, для которого существенны поперечные градиенты параметров потока, а соотношения Рэнкина-Гюгонио не справедливы. По потоку от этой зоны образуется сдвиговый слой с поперечно-переменной энтропией.

Получены новые знания в области газодинамики сложных сверхзвуковых течений. Опубликование результатов в журнале мирового уровня дает основание полагать, что получен результат мирового уровня.

### 3.5. Численное исследование торможения сверхзвукового потока в каналах осесимметричных воздухозаборников внутреннего сжатия

Проведено численное моделирование (на основе уравнений Навье-Стокса) течения в осесимметричном канале с лобовым воздухозаборником внутреннего сжатия и расширяющимся диффузором, когда псевдоскачок формируется при дросселировании выходного сечения канала с помощью сужающегося сопла. Характерной особенностью изучаемого осесимметричного течения, в отличие от плоских, является то, что скачки уплотнения, образуемые в направлении течения, являются колоколообразными и сходящимися к оси, их регулярное отражение от оси невозможно, так что уже в начальном участке внутреннего сжатия воздухозаборника должна формироваться  $\chi$ -образная структура скачков с диском Маха с некоторым конечным поперечным размером и дозвуковым течением за ним. Все это способствует формированию псевдоскачка с системой последовательно расположенных  $\chi$ -образных скачков.

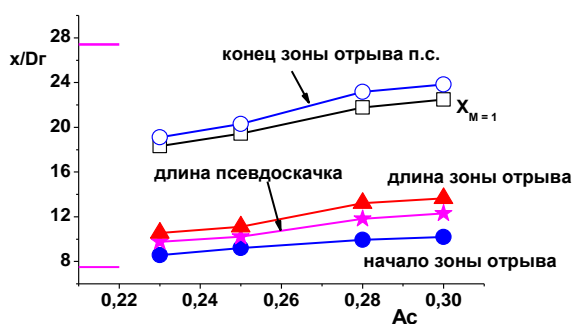


Рис. 3.5.1 Параметры псевдоскачка

В результате расчетов определены характеристики псевдоскачка в расширяющемся канале воздухозаборника в зависимости от степени его дросселирования при числе Маха набегающего потока  $M = 6$ . Получены новые данные по размерам и положению псевдоскачка (рис. 3.5.1), отрывной зоны пограничного слоя, профилям скорости перед псевдоскачком и за ним, потерям полного давления и другим параметрам потока. Показано, что длина псевдоскачка уменьшается с увеличением степени дросселирования канала, а сам псевдоскачок перемещается вверх по потоку в канале и занимает длину, которая составляет 9.7-12.3 диаметра горловины канала. Несмотря на разное положение псевдоскачка по длине канала профили чисел Маха в зависимости о безразмерной радиальной координаты в поперечных сечениях за ним практически одинаковы, а профили перед псевдоскачком совпадают в области пограничного слоя, занимающего зону  $\sim 0.2-0.25\%$  от радиуса поперечного сечения канала. Аналогично, распределение давления по длине на стенке канала в области псевдоскачка, представленное в соответствующем обезразмеренном виде, не зависит от степени дросселирования канала.



Длина отрывной зоны пограничного слоя в диффузоре уменьшается с увеличением дросселирования канала, а сама отрывная зона также перемещается вверх по потоку в канале. Показано, что по длине отрывной зоны пограничного слоя имеют место «периодические» кольцевые вихри (рис. 3.5.2). Данные по интегральным характеристикам потока показали, что коэффициент восстановления полного давления в собственно псевдоскачке несколько возрастает с увеличением степени дросселирования канала.

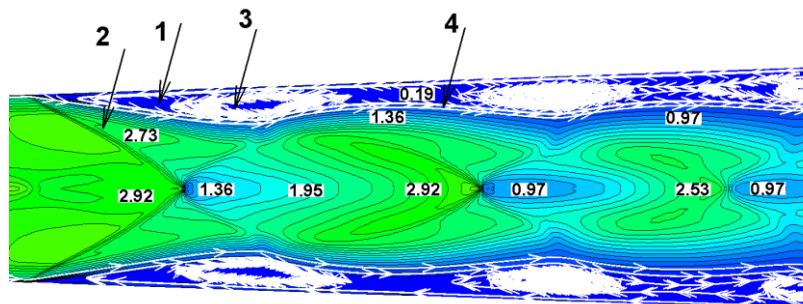


Рис. 3.5.2 Схема течения в начальной области псевдоскачка:

- 1 – отрывная зона пограничного слоя, 2 – колоколообразные скачки уплотнения, 3 – кольцевые вихри, 4 – разделительная линия тока отрывной зоны

### 3.6. Разработка конфигурации и выбор геометрических параметров гиперзвукового плоского воздухозаборника конечной ширины, для проведения численных исследований

Существенным фактором, определяющим эффективность гиперзвуковых воздухозаборников, являются особенности обтекания их входного участка, связанные с отрывом пограничного слоя на поверхности внешнего сжатия при воздействии на него скачков уплотнения от обечайки и последующих внутренних скачков. Протяженность отрывов пограничного слоя может быть значительной, так что начало отрыва располагается перед входом во внутренний канал, что приводит, в частности, к уменьшению коэффициента расхода по сравнению с максимально возможным или к срыву втекания во внутренний канал воздухозаборника при его запуске или дросселировании. В ИТПМ были проведены численные исследования характеристик плоских гиперзвуковых воздухозаборников, для которых был опробован способ устранения отрывного воздействия скачка уплотнения от обечайки на пограничный слой, развивающийся на клине сжатия, с помощью двух последовательно расположенных щелей слива пограничного слоя простейшей конфигурации типа «козырька» вместо обычно используемой одной (см. рис. 5). Это обеспечило работоспособность системы слива в рабочем диапазоне чисел Маха полета  $M = 4-7$  за счет предотвращения срыва втекания по сравнению с этой же конфигурацией без щелей слива.

На основе проведенных исследований разработана конфигурация гиперзвукового воздухозаборника с мульти-щелевой системой управления отрывным течением на входе в его внутренний канал, работоспособной в рабочем диапазоне чисел Маха полета. Разработка является инновационной, что является основанием для подачи заявки на изобретение в РОСПАТЕНТ. Предполагается проведение численных расчетов обтекания разработанной конфигурации воздухозаборника в обоснование ее эффективности.

#### Заключение

Результаты выполненных исследований по изучению влияния вязкости на формирование течений в высокоскоростных воздухозаборниках представляют интерес в связи с разработками перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов (ЛА) с воздушно-реактивными двигателями, проводимых в нашей стране. Обтекание воздухозаборников этих ЛА в реальных условиях осложнено развитием достаточно «толстого» пограничного слоя, его трехмерными отрывами как на участке внешнего сжатия перед входом во внутренний канал, так и в области горла внутреннего канала, возникновением псевдоскачков при торможении потока за горлом. Особенности такого обтекания являются малоизученными, что затрудняет аэродинамическое проектирование гиперзвуковых воздухозаборников. Полученные данные расширяют имеющиеся научные знания о структуре и возможностях управления течениями, формирующимися в высокоскоростных воздухозаборниках.

Полученные расчетные данные по оценке газодинамической эффективности осесимметричных воздухозаборников полностью внутреннего сжатия, обладающих максимально возможным коэффициентом расхода воздуха, показывают, что уровень коэффициента восстановления полного давления этих воздухозаборников мало зависит от величины относительной площади горла, однако является пониженным по сравнению с известными данными для плоских и осесимметричных воздухозаборников внешнего сжатия. Эти воздухозаборники представляют интерес применительно к ГПВРД – гиперзвуковым прямоточным двигателям с подводом горючего в камере сгорания со сверхзвуковым потоком в среднем на выходе из канала воздухозаборника. В связи с этим требуются дополнительные более полные исследования характеристик эффективности новых воздухозаборников совместно с силовой установкой в составе летательного аппарата и с учетом при этом внешнего сопротивления, тяговых характеристик, веса конструкции.

### 3.7. Численное исследование по разработке нетрадиционных методов снижения уровня звукового удара, создаваемого сверхзвуковыми летательными аппаратами

Представлены результаты расчетов уровней звукового удара, создаваемые сверхзвуковым пассажирским самолетом на крейсерском режиме полета при числе Маха равным 2.03. Расчеты направлены применительно к исследованию влияния мотогондол двигателей самолета на аэродинамическое качество и на параметры волны звукового удара на больших удалениях от источника возмущений.

Оценка влияния мотогондол проводилась с учетом их расположения на заднем крыле тандемной компоновки и с учетом режима работы воздухозаборника. Показано, что относительно исходной компоновки моноплан, уровень интенсивности звукового удара, генерируемый тандемной компоновкой с мотогондолой на наветренной стороне, снижен на 34%, при потере на 6% аэродинамического качества. Профиль волны звукового удара от компоновки с мотогондолами на подветренной стороне крыла вырожден в N - волну, у которого значительно на 54% снижены интенсивность головного и замыкающих скачков.

Настоящая работа является продолжением исследований, в которых численно определялись параметры ЗУ и аэродинамические характеристики схематизированной компоновки СПС с тандемным расположением двух крыльев на фюзеляже.

Геометрические модели компоновок с мотогондолами строились на базе оптимальной тандемной компоновки (рис. 3.7.1).

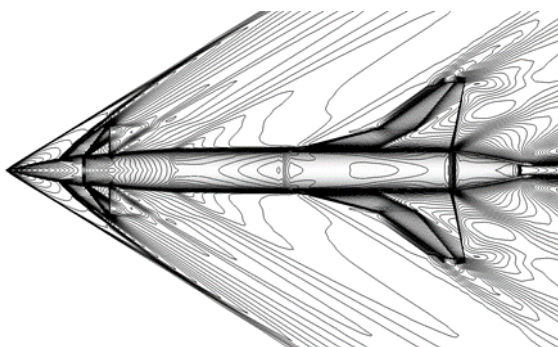


Рис. 3.7.1 Оптимальная тандемная компоновка

Оптимальная компоновка по снижению уровня интенсивности лидирующей ударной волны в профиле звукового удара и оптимальная по аэродинамическому качеству [8] имеет переднее крыло, относительная площадь которого составляет  $\bar{S}_k = 0.15$  и расположено на относительном расстоянии от носка корпуса  $\bar{x}_k = 0.1$ .

Для исследования влияния мотогондол двигателей на параметры звукового удара геометрической моделью послужил прототип гондолы модели СПС, которая

использовалась при экспериментальных исследованиях интерференции мотогондол с планером.

Задача распространения возмущений на большие расстояния и формирования волны звукового удара, генерируемые компоновкой, решалась в два этапа.

На первом этапе решалась задача сверхзвукового обтекания компоновки при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 2.03$ . По результатам численного решения этой задачи определялись аэродинамические характеристики и параметры возмущенного потока на контрольной поверхности, генерируемого компоновкой в ближней зоне на заданном расстоянии от оси тела.

Численное решение задачи обтекания компоновки для определения параметров течения в возмущенной области проводилось в рамках уравнений Навье-Стокса.

Решение задач обтекания рассматриваемых компоновок проводилось при следующих условиях: постоянство аэродинамического коэффициента подъемной силы, которым обладает исходная компоновка моноплан при полете со скоростью соответствующая числу Маха  $M_\infty = 2.03$  под углом атаки  $\alpha_0$ .

На втором этапе решалась задача распространения волны звукового удара от контрольной поверхности на большие расстояния от источника возмущений. В качестве начальных данных, использовались распределение избыточных возмущенных давлений на контрольной поверхности, которые определены на первом этапе.

**Вариант Var-1.** Мотогондолы на наветренной стороне компоновки. Общий вид компоновки с мотогондолами, расположенными на наветренной стороне заднего крыла показана на рис. 3.7.2, а. На этом рисунке обозначены: Wing - профиль прикорневого наплыва заднего крыла, Sw - клин сжатия в канале воздухозаборника, 1 - ударная волна, 2 - сечение поверхности входа в канал, 3 - пограничный слой на клине сжатия, 4 - сечение горла воздухозаборника.

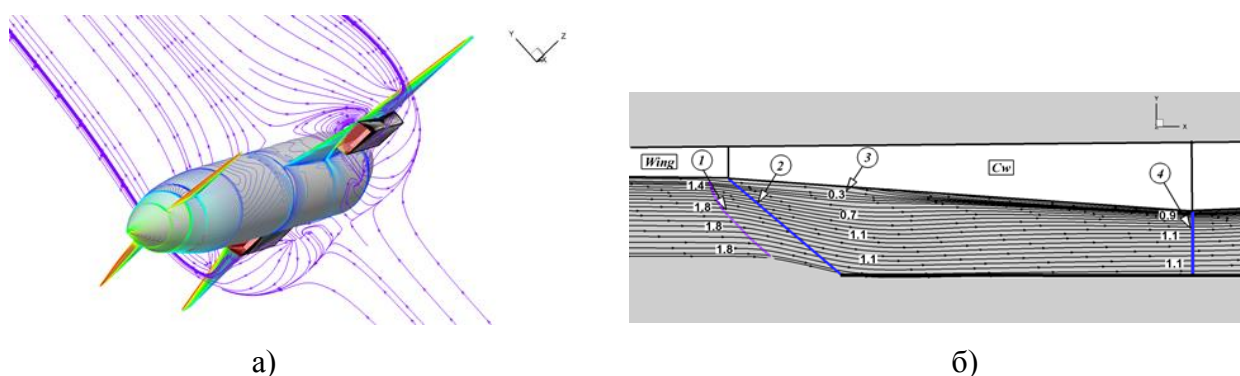


Рис. 3.7.2 а) - Мотогондолы на наветренной стороне заднего крыла, б) - канал воздухозаборника

Влияние мотогондол на формирование возмущённых давлений в окрестности компоновки зависит от характера течения в канале воздухозаборника, формирование которого в значительной степени зависит от геометрических параметров канала, и параметров возмущенного потока перед входом в канал. Применительно к решаемой задаче, клин сжатия  $C_w$  (рис. 3.7.2, б), угол которого был принят равным  $10^\circ$ . При заданных геометрических параметрах канала на поверхности клина сжатия происходит вспучивание пограничного слоя (рис. 3.7.2, б маркер 3), что приводит к формированию выбитой ударной волны  $I$  и к снижению пропускной способности воздухозаборника,

$$\text{коэффициент которого составил } \eta = \frac{G}{\rho_\infty V_\infty F_{\text{ex}}} = 0.70.$$

**Вариант Var-2.** Мотогондолы на подветренной стороне компоновки (рис. 3.7.3, а). При положении мотогондол на подветренной стороне основной особенностью при формировании возмущенного течения в окрестности компоновки является то, что обтекание мотогондол происходит в условиях интенсивной волны разрежения, которая генерируется передней кромкой прикорневого наплыва.

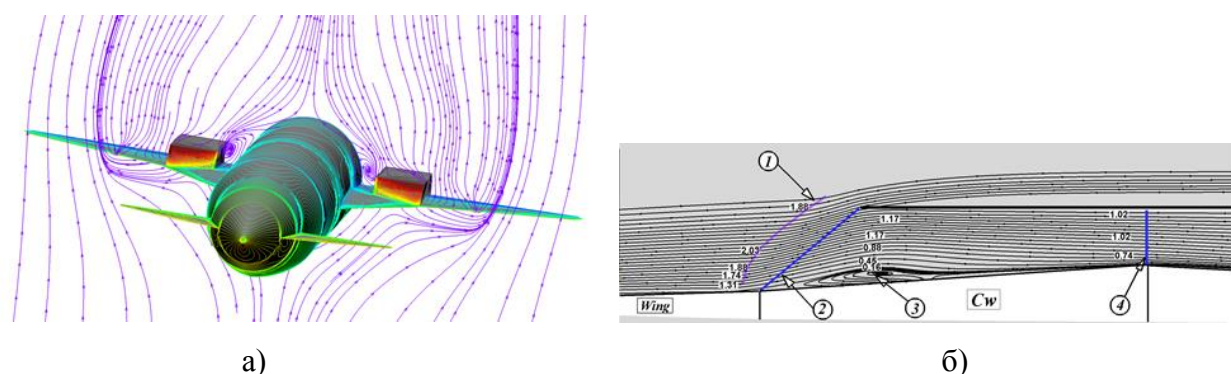


Рис. 3.7.3 а) - Мотогондолы на подветренной стороне заднего крыла, б) - канал воздухозаборника

На рис. 3.7.3, б представлена картина течения в продольной плоскости симметрии канала воздухозаборника. На поверхности клина сжатия реализуется отрыв пограничного слоя, что приводит к формированию области поперечного вихревого течения - вихревой "пробки" (рис. 3.7.3, б - маркер 3), обтекание которой сопровождается появлением выбитой ударной волны, что в значительной мере снижает эффективность пропускной способности воздухозаборника, коэффициент которого составил  $\eta = 0.57$ .

Мотогондола на подветренной стороне компоновки обтекает в потоке волны разрежения, генерируемая передней кромкой прикорневого наплыва основного крыла. Этот эффект приводит к следующему результату. Значительно снизилась амплитуда лидирующей волны сжатия (рис. 3.7.4, а-2) от переднего крыла компоновки, отсутствие

промежуточной волны сжатия, увеличение амплитуды замыкающей волны и её смещение вверх по потоку.

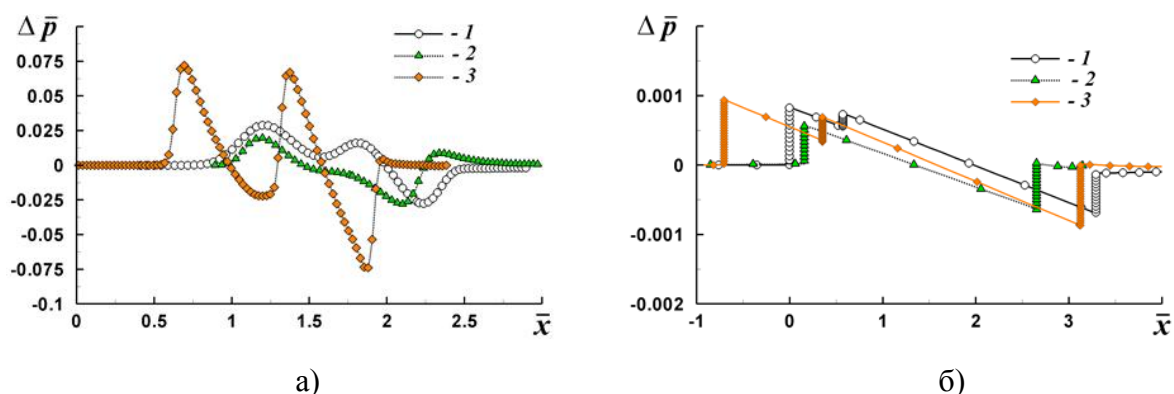


Рис. 3.7.4 Профили избыточного относительного давления, генерируемые тандемными компоновками (а) - на контрольном сечении  $K=1.33$ , б) -  $K=450$ ):

- 1 - компоновка с мотогондоломи на наветренной стороне – Var-1,
- 2 – компоновка с мотогондоломи на подветренной стороне – Var-2,
- 3 – оптимальная компоновка

Профили избыточного относительного давления на расстоянии  $K = 450$ , генерируемые источниками возмущений, показаны на рис. 3.7.4, б. Из представленных результатов можно отметить следующее: по сравнению с профилем-3, генерируемый оптимальной тандемной компоновкой, удара значительно уменьшилась длина волны звукового удара (профиле-1) и на 13% снизилась интенсивность головного скачка в данном профиле. Эффект снижения уровня звукового удара объясняется тем, что обтекание компоновки с мотогондоломи на наветренной стороне сопровождается увеличением давления на части прикорневого наплыва крыла между корпусом и стенкой мотогондолы, что ведет к увеличению подъемной силы. Это увеличение подъемной силы сверх заданного значения парируется путем снижения угла атаки.

Профиль волны звукового удара от источника с мотогондоломи на подветренной стороне крыла вырожден N - волну (рис. 3.7.4, б профиль 2-Var2), уровень интенсивности которой значительно ниже на 54% уровня интенсивности волны ЗУ, генерируемая исходной компоновкой при потере на 6% аэродинамического качества.

В работе для схематизированной тандемной компоновки сверхзвукового пассажирского самолета представлены результаты численных исследований влияния мотогондол двигателей на параметры звукового удара на больших удалениях от источника возмущений, при полёте на крейсерской скорости, соответствующему числу Маха  $M_\infty = 2.03$ .

Анализ влияния расположения мотогондол на параметры звукового удара показал, что в случае мотогондол на наветренной стороне заднего крыла тандемной компоновки уровень звукового удара в дальней зоне ниже на ~13% по сравнению с тандемной компоновкой без мотогондол, в случае верхнего расположения - на ~40% (последнее, по-видимому, требует дополнительного численного или экспериментального подтверждения).

## **Разработанное оборудование и другие показатели, свидетельствующие об успешном выполнении этапа**

Показателем успешного выполнения этапа НИР за 2016 г. является востребованность результатов научных исследований, проведенных коллективом научных работников лаборатории, что отражается выпуском 13 научных публикаций, в том числе, в научных журналах по профилю научной деятельности Института (10), в научном сборнике (3), участие с докладами в работе российских (27) и международных научных конференциях (3).

Показателем успешного выполнения этапа НИР за 2016 г. также является поддержка научных исследований, дополняющих тематику проводимых в рамках проекта исследований, грантами РФФИ.

1. Грант РФФИ № 16-01-00314а. «Условия формирования высоконапорного слоя вблизи линии присоединения сверхзвукового отрывного течения.» Рук. д.т.н. В.И. Запрягаев.

2. Грант РФФИ №14-08-00439а. "Численное и экспериментальное исследование по разработке компоновки сверхзвукового пассажирского самолета с тандемным расположением двух крыльев на фюзеляже." Рук. к.ф.-м.н. В.Ф. Волков.

3. Грант РФФИ №14-08-00020а. "Исследование механизмов снижения турбулентного трения при внезапном изменении граничных условий на обтекаемой поверхности". Рук. д.ф.-м.н. В.И. Корнилов.

4. В 2016 г. выполнен х/договор в рамках кооперации с ФГУП «ЦАГИ» на тему «ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЯ ТЕЧЕНИЯ ВБЛИЗИ ВЫХОДНЫХ СЕЧЕНИЙ ВНУТРЕННЕГО И ВНЕШНЕГО КОНТУРОВ СОПЛА» в рамках НИР «Аэрофизические исследования по определению исходных данных для численного моделирования обтекания элементов летательных аппаратов». Рук. Темы д.т.н. В.И. Запрягаев.

Всего в дополнение к бюджетным исследованиям за период 2013-2016 гг. сотрудники лаборатории принимали участие в выполнении 4-х грантов РФФИ и 8 государственных контрактов и х/договорных работ.



## Заключение

**Блок 1.** На основании результатов численного расчета и эксперимента выявлен новый структурный элемент трехмерного сверхзвукового ламинарного отрывного течения в угле сжатия – динамический слой (DL), который формируется вниз по потоку от линии присоединения, расположен над пограничным слоем и характеризуется высоким уровнем полного давления (до 0.95 давления торможения набегающего потока) – важный научный результат 2013 г.

Выполнено экспериментальное исследование структуры трёхмерного сверхзвукового отрывного течения в угле сжатия, наклонная поверхность которого имеет пористое проницаемое покрытие. Число Маха набегающего потока  $M_\infty = 6$ . Результаты измерений приёмником полного давления течения над уступом позволили уточнить структуру течения в пристенной области. Выявлено существенное влияние пористого проницаемого покрытия на общую структуру отрывного течения и на структуру течения в области присоединения потока.

Проведено измерение теплового потока в отрывной области (в точке  $l/L = 0.117$  на поверхности уступа) перед линией присоединения потока на модели со сплошными непроницаемыми стенками при числах Маха  $M_\infty = 6$  и 8.

Проведены экспериментальные исследования пульсаций давления на преграде при взаимодействии сверхзвуковой недорасширенной струи  $M_a = 3$  с плоской и наклонной преградой. Выявлен различный характер спектров для малых и больших расстояний до преграды. На наименьшей высоте ( $H/D_a = 2$ ) в спектрах при частотах выше 10 кГц регистрируются дискретные составляющие тона. При высоте  $H/D_a = 20$  калибров формируется равномерный спектр с максимумом пульсаций давления на оси струи. На нормальной преграде формируется симметричное распределение пульсаций относительно центрального максимума, обусловленного основным взаимодействием струи с преградой.

Проведены измерения величины безразмерных пульсаций массового расхода в дозвуковой и сверхзвуковой струях. В потоке дозвуковой струи  $M_a = 0,9$ ,  $N_{pr} = 1,7$  уровень пульсаций на оси струи составляет 0,27% и увеличивается до 1% к  $x/R_a = 7$ , при  $x/R_a = 10$  уровень пульсаций увеличивается до 4,5%. Максимальный уровень пульсаций в слое смешения струи достигает величины 12% при  $x/R_a = 2$ . В сверхзвуковой недорасширенной струе  $M_a = 1$ ,  $N_{pr} = 4$  уровень пульсаций на оси струи меняется неравномерно в широких пределах (от 0,08% до 1,5%). Наибольший суммарный уровень дислоцируется в дозвуковой части слоя смешения. Наибольшие пульсации (~8%) зафиксированы вблизи конца второй газодинамической бочки.

Проведены экспериментальные исследования структуры течения сверхзвуковой недорасширенной струи  $M_a = 2.5$  и  $3.0$  в локальной области за диском Маха. Установлено, что зона обратных токов на оси потока за диском Маха в свободной струе не формируется.

Выполнено проектирование и изготовление трехступенчатого эжектора, предназначенного для работы за сверхзвуковым диффузором, проведены пробные испытания. Критический режим устанавливался при давлении эжектирующего газа  $p_{0p}=8,9$  бар и срывался при давлении  $8,15$  бар. Полное давление низконапорного газа на критическом режиме  $p_{0s}=0,21$  бар (степень сжатия на срывном режиме  $\varepsilon=4,8$ ; коэффициент эжекции  $k = 0,195$ ). Приведенный расход в выходном сечении сверхзвукового диффузора на критическом режиме будет равен  $q=0.95$ . Полученные результаты подтверждают, что предложенная концепция эжектора обеспечивает высокие входные и выходные характеристики.

**Блок 2.** Исследования 2013–2015 годов, направленные на изучение свойств модернизированного вдувом турбулентного пограничного слоя путем подвода напорного потока через входное устройство, расположенное на нерабочей стороне плоской пластины, можно констатировать, что использование ресурсов внешнего потока – достаточно эффективный способ управления структурой пристенной турбулентности. Изменяя условия течения на входе в проточный тракт, можно менять характер распределения и саму величину поверхностного трения на обтекаемой поверхности. В этом случае уменьшение локального значения коэффициента поверхностного трения по длине модели может достигать не менее 90% в конце перфорированного участка. Однако выигрыш в полном сопротивлении всей комбинации здесь вряд ли возможен, и данный способ воздействия на пограничный слой, скорее, следует рассматривать как простой инструмент для изучения эффективности проницаемой поверхности. Во втором случае (этап 2016 г.) за счет рационального размещения секции вдува на обтекаемой поверхности можно без принудительного подвода воздуха заметно повысить аэродинамическое качество  $K$  крыла.

Полученные экспериментальные и расчетные данные свидетельствуют о возможности моделирования процесса управления турбулентным пограничным слоем путем вдува воздуха, используя для этой цели ресурсы внешнего потока. Указанная технология справедлива не только при обтекании плоской пластины, где уменьшение коэффициента поверхностного трения по длине модели достигает 90 %, но и несущего крыла самолета, когда подвод внешнего напорного потока осуществляется через проницаемую носовую

часть крыла и где без принудительного подвода воздуха можно повысить аэродинамическое качество крыла, по крайней мере, на 1–2 единицы.

**Блок 3.** Результаты выполненных исследований по изучению влияния вязкости на формирование течений в высокоскоростных воздухозаборниках представляют интерес в связи с разработками перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов (ЛА) с воздушно-реактивными двигателями, проводимых в нашей стране. Полученные данные расширяют имеющиеся научные знания о структуре и возможностях управления течениями, формирующимися в высокоскоростных воздухозаборниках.

Полученные расчетные данные по оценке газодинамической эффективности осесимметричных воздухозаборников полностью внутреннего сжатия, обладающих максимально возможным коэффициентом расхода воздуха, показывают, что уровень коэффициента восстановления полного давления этих воздухозаборников мало зависит от величины относительной площади горла, однако является пониженным по сравнению с известными данными для плоских и осесимметричных воздухозаборников внешнего сжатия. Эти воздухозаборники представляют интерес применительно к ГПВРД – гиперзвуковым прямоточным двигателям с подводом горючего в камере сгорания со сверхзвуковым потоком в среднем на выходе из канала воздухозаборника. В связи с этим требуются дополнительные более полные исследования характеристик эффективности новых воздухозаборников совместно с силовой установкой в составе летательного аппарата и с учетом при этом внешнего сопротивления, тяговых характеристик, веса конструкции.

Для схематизированной тандемной компоновки сверхзвукового пассажирского самолета представлены результаты численных исследований влияния мотогондол двигателей на параметры звукового удара на больших удалениях от источника возмущений, при полёте на крейсерской скорости, соответствующему числу Маха  $M_\infty = 2.03$ . Анализ влияния расположения мотогондол на параметры звукового удара показал, что в случае мотогондол на наветренной стороне заднего крыла тандемной компоновки уровень звукового удара в дальней зоне ниже на ~13% по сравнению с тандемной компоновкой без мотогондол, в случае верхнего расположения - на ~40% (последнее, требует дополнительного численного или экспериментального подтверждения).

## Публикации лаборатории за 2016 год

### Основные

1. Запрягаев В.И., Кавун И.Н. Механизм формирования продольных вихрей за линией присоединения сверхзвукового отрывного течения в угле сжатия // Ученые записки ЦАГИ. - 2016. -Т.47, No.3. -С. 27-37.
2. Запрягаев В.И., Киселев Н.П., Кундасев С.Г. Структура течения при взаимодействии сверхзвуковой перерасширенной струи с плоской наклонной преградой // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. - 2016. -No.2 (45). -С. 32-49. DOI: 10.15593/2224-9982/2016.45.02
3. Запрягаев В.И., Локотко А.В. Особенности донных течений на многоструйной компоновке // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. - 2016. -No.2 (45). -С. 193-209. DOI: 10.15593/2224-9982/2016.45.10
4. Антипова М.С., Дядькин А.А., Запрягаев В.И., Крылов А.Н. Компьютерное моделирование истечения холодной сверхзвуковой струи из конического сопла с использованием программного пакета FLOEFD // Космическая техника и технологии. - 2016. -No.1 (12). -С. 5-11.
5. Чернышев С.Л., Иванов А.И., Киселев А.Ф., Коваленко В.В., Мошаров В.Е., Чиркашенко В.Ф., Волков В.Ф., Фомин В.М., Харитонов А.М. Совершенствование методов физического моделирования явления звукового удара от сверхзвукового самолета // Результаты фундаментальных исследований в прикладных задачах авиастроения : Сборник статей/ РАН, ЦАГИ. -М.: «Наука» РАН, 2016. -С. 41-50.
6. Корнилов В.И., Бойко А.В. Пути и возможности повышения эффективности управления вдувом через проницаемую стенку и перспективы его использования // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. - 2016. -No.2 (45). -С. 50-70. DOI: 10.15593/2224-9982/2016.45.03
7. Корнилов В.И., Бойко А.В. Экспериментальное моделирование вдува воздуха в турбулентный пограничный слой при помощи внешнего напорного потока // Журнал технической физики. 2016. Том 86, Вып. 10. С. 38–46.  
Kornilov V.I., Boiko A.V. Experimental modeling of air blowing into a turbulent boundary layer using an external pressure flow // Technical Physics. – 2016. – Vol. 61, No.10. –P. 1480 - 1488. DOI: 10.1134/S1063784216100170

8. Корнилов В.И., Бойко А.В., Кавун И.Н., Попков А.Н. Вдув воздуха в пограничный слой плоской пластины с прерывистой по ее длине проницаемостью // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2016. №3.
9. Фомин В.М., Корнилов В.И., Бойко А.В. Пути и возможности повышения эффективности управления вдувом в пограничный слой через проницаемую стенку // Доклады АН. - 2016. -Т.469, No.5. -С. 567-570. DOI: 10.7868/S0869565216230109  
Fomin V.M., Kornilov V.I., Boiko A.V. Towards improving efficiency of control for blowing into a boundary layer through a permeable wall // Doklady Physics. - 2016. - Vol.61, No.8. -P. 399 - 402. DOI: 10.1134/S1028335816080073
10. Мажуль И.И., Волков В.Ф., Звегинцев В.И., Иванов И.В. Численное моделирование влияния отклонения рулей на аэродинамику осесимметричной конфигурации большого удлинения // Теплофизика и аэромеханика. - 2016. -Т.23, No.1. -С. 51-60.  
Mazhul I.I., Volkov V.F., Zvegintsev V.I., Ivanov I.V. Numerical simulation of the influence of the control surfaces deflection on the aerodynamics of a slender axisymmetric configuration // Thermophysics and Aeromechanics. - 2016. -Vol.23, No.1. -P. 49-58. DOI: 10.1134/S0869864316010066
11. Волков В.Ф., Мажуль И.И., Звегинцев В.И. Численное моделирование влияния бокового пилона на аэродинамические характеристики моделей при испытаниях в аэродинамической трубе // Теплофизика и аэромеханика. - 2016. -Т.23, No.3. -С. 331-340.  
Volkov V.F., Mazhul I.I., Zvegintsev V.I. Numerical simulation of the side pylon effect on the aerodynamic characteristics of models at their wind tunnel tests // Thermophysics and Aeromechanics. - 2016. -Vol.23, No.3. -P. 319-328. DOI: 10.1134/S0869864316030021
12. Запрягаев В.И., Кавун И.Н., Певзнер А.С., Тютин А.А., Яковлева Н.В. Применение системы автоматизированного сбора данных для исследования распределения давления в гиперзвуковой аэродинамической трубе Т-326 // Информационные и математические технологии в науке и управлении. Иркутск: ИСЭМ СО РАН. - 2016. No. 4-1. -С. 99-108.
13. Gounko Yu. P. Patterns of steady axisymmetric supersonic compression flows with a Mach disk // Shock Waves, 2016, DOI 10.1007/s00193-016-0700-x, 12 p.

## **Труды конференций и тезисы докладов**

### **Российские конференции**

1. Губанов Д.А., Запрыгаев В.И. Многомодовые пульсации течения в осесимметричной полости, омываемой сверхзвуковым потоком // Вычислительный эксперимент в аэроакустике : Сборник тезисов Шестой Всероссийской конференции (Светлогорск, 19-24 сент. 2016 г.). -М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016. -С. 113-117.
2. Губанов Д.А., Запрыгаев В.И., Киселев Н.П., Пивоваров А.А. Экспериментальное исследование течения в двухконтурной сверхзвуковой струе // Вычислительный эксперимент в аэроакустике : Сборник тезисов Шестой Всероссийской конференции (Светлогорск, 19-24 сент. 2016 г.). -М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016. -С. 118-121.
3. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. К вопросу о запуске лобовых осесимметричных воздухозаборников в импульсных аэродинамических трубах // Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов ( Седова заимка, 17-18 марта 2016 г. ) : Тез. докл. XIV Школы - семинара СИБНИА. -Новосибирск, 2016. -С. 16-18.

#### **Международные конференции**

1. Kundasev S.G., Zapryagaev V.I., Kiselev N.P. Experimental investigation of the flow structure of the supersonic jet impinging on an inclined flat obstacle // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 136-137.
2. Zapryagaev V.I., Boiko V.M., Kavun I.N., Kiselev N.P., Pivovarov A.A. Flow structure behind the Mach disc in supersonic non-isobaric jet // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 223-224.
3. Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Trubitsyna L.P. Flow structure and pressure fluctuation characteristics in the reattachment region of the supersonic separated flow in the compression corner // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 225-226.
4. Kornilov V.I., Boiko A.V. Towards improving the efficiency of blowing through a permeable wall and prospects of its use for a flow // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 127-129.
5. Gounko Yu.P., Mazhul I.I. On starting problem of forward axisymmetric inlets in hot-shot wind tunnels // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 97-98.

6. Zapryagaev V.I., Boiko V.M., Kavun I.N., Kiselev N.P., Pivovarov A.A. Flow structure behind the Mach disk in supersonic non-isobaric jet // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : AIP Conference Proceedings. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030029. DOI: 10.1063/1.4963971
7. Kundasev S.G., Kiselev N.P., Zapryagaev V.I. Experimental investigation of the flow structure of the supersonic jet impinging on an inclined flat obstacle // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : AIP Conference Proceedings. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030031. DOI: 10.1063/1.4963973
8. Kundasev S.G., Kiselev N.P., Zapryagaev V.I. Experimental investigation of the flow structure of the supersonic jet impinging on an inclined flat obstacle // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : AIP Conference Proceedings. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030031. DOI: 10.1063/1.4963973
9. Zapryagaev V.I., Boiko V.M., Kavun I.N., Kiselev N.P., Pivovarov A.A. Flow structure behind the Mach disk in supersonic non-isobaric jet // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : AIP Conference Proceedings. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 030029. DOI: 10.1063/1.4963971
10. Kornilov V.I., Boiko A.V. Towards improving the efficiency of blowing through a permeable wall and prospects of its use for a flow control // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : AIP Conference Proceedings. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 040006. DOI: 10.1063/1.4964075
11. Lokotko A.V. Methods of the aerodynamical experiments with simulation of massflow-traction ratio of the power unit // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : AIP Conference Proceedings. -Vol.1770. -S.l., 2016. -P. 040001. DOI: 10.1063/1.4964070
12. Gubanov D.A., Zapryagaev V.I., Kiselev N.P., Pivovarov A.A. Experimental study of the flow in a dual-stream supersonic jet // Computational experiment in aeroacoustics (CEAA2016) (Russia, Svetlogorsk, 21-24 Sept., 2016) : Book of abstracts of the Fourth International Workshop. -M., 2016. -P. 89-92.
13. Пивоваров А.А. Коррекция измерений скорости сверхзвукового струйного течения по данным PIV-диагностики // Физика сплошных сред : Материалы 54-й Международной научной студенческой конференции (МНСК-2016) (Новосибирск,

16-20 апр. 2016 г.)=Solid State Physics: Proceedings of the 54th International Students Scientific Conference. -Новосибирск, 2016. -С. 51.



## Публикации лаборатории за 2013 – 2015 гг.

### Основные

1. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Численное моделирование обтекания системы из двух стреловидных клиньев сжатия при  $M = 4$  и  $6$  // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т.20, №2. С. 181-196.
2. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Сверхзвуковое обтекание системы из двух стреловидных клиньев, установленных на поверхности предварительного сжатия // МЖГ. 2013. №2. С. 137-149.
3. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Экспериментальные характеристики сверхзвукового трехмерного воздухозаборника с регулируемым горлом // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т.20, №1. С. 49-66.
4. Запрягаев В.И., Мажуль И.И., Максимов А.И. Исследование поля течения в рабочей части аэродинамической трубы Т-313 при  $M = 7$  // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т.20, №2. С. 165-180.
5. Gounko Yu.P., Mazhul I.I., Kharitonov A.M. Aerodynamic design and experimental modeling of an innovative supersonic three-dimensional air-intake // The aeronautical journal. 2013. V.117, No 1192. P 559-584.
6. Д.А. Губанов, В.И. Запрягаев, Н.П. Киселев. Структура течения сверхзвуковой недорасширенной струи с вдувом микроструй // Журнал «Вестник НГУ. Серия: Физика. 2013. Том. 8., Вып. 1, С. 44-55.
7. Бойко В.М., Пивоваров А.А., Поплавский С.В. Измерение скорости газа в высокоградиентном потоке по скорости трассирующих частиц // Физика горения и взрыва. - 2013. -Т.49, No.5. -С. 47-54.
8. В.М. Фомин, В.Ф. Чиркашенко, В.Ф. Волков, А.М. Харитонов. Снижение уровня звукового удара при полёте сверхзвуковых самолётов методом охлаждения обтекаемой поверхности// Теплофизика и аэромеханика, 2013, том 20, № 6.
9. Корнилов В.И., Бойко А.В. Моделирование толстого турбулентного пограничного слоя помощью поперечных струй // Вестник НГУ. Серия: Физика. □2013. □Том 8, Вып.1. □ С. 78□91.
10. Бильский А.В., Гобызов О.А., Корнилов В.И., Маркович Д.М. Исследование влияния вдува воздуха в турбулентный пограничный слой методом цифровой трассерной визуализации // Вестник НГУ. Серия: Физика. □2013. □Том 8, Вып.2. □ С. 79□85.

11. Корнилов В.И., Бойко А.В. Формирование толстого турбулентного пограничного слоя с помощью решетки стержней // Теплофизика и аэромеханика. –2013. –Том 20, №3. – С. 1–14.
12. А.И. Трошин, В.И. Запрягаев, Н.П. Киселев. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвуковой слабонедорасширенной струи // Реактивные сопла перспективных гражданских самолетов. Сборник статей. Труды ЦАГИ. Вып. 2710. 2013. С. 111-120.
13. Соболев А.В. Интенсификация смешения малоразмерными струями в эжекторах с центральным соплом // Теплофизика и аэромеханика. – 2013. – Т.20, № 3. – С. 277 – 281.
14. А.В. Локотко. Газотурбинный струйный двигатель // Академический журнал Западной Сибири № 4 (47), Том 9, 2013. С. 114 – 115.
15. Запрягаев В.И., Кавун И.Н., Липатов И.И. Возникновение высоконапорного слоя в угле сжатия при сверхзвуковой скорости потока // МЖГ. 2014. № 6. С. 135 – 144.
16. В.И. Запрягаев, Н.П. Киселев, Д.А. Губанов, Влияние вихрегенераторов на диаграмму направленности акустического излучения сверхзвуковых струй // Ученые записки ЦАГИ. — 2014. — Т. 45, 2. — С. 107-117.
17. В.И. Запрягаев, И.Н. Кавун, С.Г. Кундасев. Расчетно-экспериментальное исследование газодинамической структуры сверхзвуковой перерасширенной струи // Журнал Вестник НГУ. Серия Физика. 2013. Том 8, выпуск 4. Стр. 84-92. (Эта публикация в отчете за 2013 г. отсутствовала.)
18. В.И. Запрягаев, В.Н. Кавун, С.Г. Кундасев. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвуковой неизобарической струи, истекающей из сопла с косым срезом // Журнал «Вестник НГУ. Серия: Физика. 2014. Том. 9, выпуск 2. с. 75-83.
19. Гунько Ю.П., Мажуль И.И., Нурутдинов В.И. Численное исследование разрушения сверхзвукового потока при дросселировании канала воздухозаборника // Теплофизика и аэромеханика. 2014. Т.21, №2. С. 163-178.
20. Гунько Ю.П., Шумский В.В. Характеристики прямоточных воздушно-реактивных двигателей с двухрежимной камерой сгорания // Теплофизика и аэромеханика. 2014. Т.21, №4. С. 521-526.
21. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Численное исследование обтекания системы из двух клиньев сжатия прямой стреловидности // МЖГ. 2014. №2. С. 136-147.
22. Kornilov V.I., Boiko A.V. Flat-plate drag reduction with streamwise noncontinuous microblowing // AIAA J. -2014. -Vol. 52, No. 1. - P.93-103.

23. Корнилов В.И., Кавун И.Н., Попков А.Н. Опыт применения каскадного способа управления турбулентным пограничным слоем при помощи вдува // Вестник НГУ. Серия: Физика. -2014. -Том 9, Вып. 1. - С. 49-61.
24. Корнилов В.И., Бойко А.В.. Особенности формирования турбулентного пограничного слоя при вдуве воздуха через стенку с резким изменением граничных условий // Теплофизика и аэромеханика. -2014. -Том 21, №4. - С. 439-458.
25. Lokotko A.V. Gas turbine jet engine // EAST-WEST. Austrian Journal of Technical and Natural Sciences № 1, 2014. Vienna. P. 107 – 116.
26. Волков В.Ф., Чиркашенко В.Ф. Сверхзвуковой гражданский самолет с пониженным уровнем звукового удара. // Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований №9, 2014, С.16 – 20.
27. Башуров В.В., Гилев В.М., Запрягаев В.И., Киселев Н.П. К созданию автоматизированной системы исследования сверхзвуковых струйных течений// Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований. 2013. № 11-1. С. 47-49.
28. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Сверхзвуковое обтекание клиньев сжатия различной стреловидности, установленных на поверхности предварительного сжатия // Теплофизика и аэромеханика. - 2015. -Т.22, No.1. -С. 1-16.
29. Запрягаев В.И., Киселев Н.П., Пивоваров А.А. Газодинамическая структура осесимметричной сверхзвуковой недорасширенной струи // Известия АН. Механика жидкости и газа. - 2015. -No.1. -С. 95-107.
30. Запрягаев В.И., Кавун И.Н., Солотчин А.В. Структура течения при взаимодействии сверхзвуковой струи с пористой преградой // Прикладная механика и техническая физика. - 2015. -Т.56, No.3. -С. 73-81. DOI: 10.15372/PMTF20150309
31. Корнилов В.И., Бойко А.В., Кавун И.Н. Управление турбулентным пограничным слоем путем вдува воздуха за счет ресурсов внешнего потока // Теплофизика и аэромеханика. - 2015. -Т.22, No.4. -С. 429-443.
32. Волков В.Ф., Чиркашенко В.Ф. Формирование компоновки сверхзвукового гражданского самолета с пониженным уровнем звукового удара [Электронный ресурс] // Современные проблемы науки и образования. - 2015. -No.2. -С. 1-14.
33. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Численное моделирование условий реализации режимов течения в сверхзвуковых осесимметричных конических воздухозаборниках внутреннего сжатия // Теплофизика и аэромеханика. - 2015. -Т.22, No.5. -С. 567-580.

34. Бойко В.М., Запрыгаев В.И., Пивоваров А.А., Поплавский С.В. Коррекция данных PIV для восстановления скорости газа в сверхзвуковой недорасширенной струе // Физика горения и взрыва. - 2015. -Т.51, No.5. -С. 87-97.
35. Корнилов В.И., Бойко А.В., Кавун И.Н. Трение плоской пластины в условиях вдува воздуха через стенку с перемежающейся по длине проницаемостью // Вестник НГУ. Сер. Физика. - 2015. -Т.10, No.3. -С. 48-62.
36. Корнилов В.И., Бойко А.В., Кавун И.Н. Турбулентный пограничный слой на мелкоперфорированной поверхности в условиях вдува воздуха за счет ресурсов внешнего потока // Инженерно-физический журнал. - 2015. -Т.88, No.6. -С. 1448-1459.
37. Goukko Yu.P., Mazhul I.I. Supersonic flow over paired compression wedges of different sweep installed on the pre-compression surface // Thermophysics and Aeromechanics. - 2015. -Vol.22, No.1. -P. 1-15. DOI: 10.1134/S0869864315010011
38. Kornilov V.I. Current state and prospects of researches on the control of turbulent boundary layer by air blowing // Progress in Aerospace Sciences. - 2015. -Vol.76. -P. 1-23. DOI: 10.1016/j.paerosci.2015.05.001
39. Zapryagaev V.I., Kiselev N.P., Pivovarov A.A. Gasdynamic structure of an axisymmetric supersonic underexpanded jet // Fluid Dynamics. - 2015. -Vol.50, No.1. -P. 87-97. DOI: 10.1134/S001546281501010X
40. Kornilov V.I., Boiko A.V., Kavun I.N. Control of turbulent boundary layer through air blowing due to external-flow resources // Thermophysics and Aeromechanics. - 2015. - Vol.22, No.4. -P. 413-426. DOI: 10.1134/S0869864315040022
41. Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Solotchin A.V. Flow structure formed due to interaction of a supersonic jet with a porous obstacle // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. - 2015. -Vol.56, No.3. -P. 406-413. DOI: 10.1134/S0021894415030098

#### **Статья в книге**

1. V.I. Zapryagaev, I.N. Kavun, I.I. Lipatov. Supersonic laminar separated flow structure at ramp for free-stream Mach number 6 // Progress in Flight Physics. Vol 5/ [Edited by Ph. Reijasse, D. Knight, M. Ivanov, I. Lipatov], (EUCASS advances in aerospace sciences book series). EDP Sciences, Torus Press, France, 2013. Pp. 349 – 362.

#### **Книги**

1. Корнилов В.И. Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях. (2-е издание) – Новосибирск: Изд-во СО РАН. –2013. – 431 с.

## **Сборники статей**

1. Запрягаев В.И., Кавун И.Н. Механизм возникновения пульсаций на теле с иглой при сверхзвуковой скорости потока // Н.А. Желтухин. Ученый - механик XX века : сборник научных трудов и воспоминаний : к 100 - летию со дня рождения Николая Алексеевича Желтухина / отв. ред. В.М. Фомин, В.И. Запрягаев; ред. - сост. А.И. Максимов. -Новосибирск: Параллель, 2015. -С. 58-77.
2. Соболев А.В. Газодинамика и акустика истечения кольцевой системы струй в сложные каналы // Н.А. Желтухин. Ученый - механик XX века : сборник научных трудов и воспоминаний : к 100 - летию со дня рождения Николая Алексеевича Желтухина / отв. ред. В.М. Фомин, В.И. Запрягаев; ред. - сост. А.И. Максимов. - Новосибирск: Параллель, 2015. -С. 78-88.
3. Запрягаев В.И. Роль Н.А. Желтухина в развитии исследований струйных, отрывных и нестационарных сверхзвуковых течений // Н.А. Желтухин. Ученый - механик XX века : сборник научных трудов и воспоминаний : к 100 - летию со дня рождения Николая Алексеевича Желтухина / отв. ред. В.М. Фомин, В.И. Запрягаев; ред. - сост. А.И. Максимов. -Новосибирск: Параллель, 2015. -С. 95-107.

## **Труды конференций и тезисы докладов**

### **Российские конференции**

1. Гунько Ю.П., Мажуль И.И., Нурутдинов В.И. «Численное исследование разрушения сверхзвукового потока при его торможении в канале с двумя горловинами». Тезисы докладов XI Школы-семинара СибНИА «Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов», 14-15 марта 2013 г. Новосибирск. С. 16-18.
2. Гунько Ю.П., Мажуль И.И., Нурутдинов В.И. «Численное исследование торможения сверхзвукового в канале воздухозаборника». Труды XIV Всероссийской научно-технической конференции «Наука. Промышленность. Оборона», 24-26 апреля 2013. Новосибирск. С. 461-465.
3. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. «Численное моделирование обтекания двух смежных клиньев сжатия прямой стреловидности». Тезисы докладов XI Школы-семинара СибНИА «Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов», 14-15 марта 2013 г. Новосибирск. С. 18-19.
4. Д.А. Губанов, В.И. Запрягаев, Н.П. Киселев Влияние вихрегенераторов на перераспределение энергии акустического излучения сверхзвуковой струи Сборник

тез. Третьей открытой всероссийской конференции по аэроакустике (30 сентября – 04 октября 2013 г.) 2 стр.

5. Д.А. Губанов, В.И. Запрягаев, Н.П. Киселев Экспериментальное исследование влияния подвода жидкости на шум высокоскоростных струй. Материалы XIII Всероссийского семинара «Динамика многофазных сред» 8-10 октября 2013 г. под ред. В.М. Фомина, А.В. Федорова. - Новосибирск: Параллель, 2013. С. 58-59.
6. В.М. Бойко, В.И. Запрягаев, И.Н. Кавун, Н.П. Киселев, А.А. Пивоваров. Экспериментальное исследование структуры зоны обратных токов в сверхзвуковой недорасширенной струе, натекающей на тонкую иглу. // Материалы XXIV научно-технической конференции по аэродинамике (п. Володарского, 28 февраля – 1 марта 2013 г.): -Б.м.: ЦАГИ, 2013. -С. 61-62.
7. В.М. Бойко, А.А. Пивоваров, С.В. Поплавский. О диспергировании капель маловязких жидкостей в ускоряющемся потоке при малых числах Вебера. // Материалы XXIV научно-технической конференции по аэродинамике (п. Володарского, 28 февраля – 1 марта 2013 г.). -Б.м.: ЦАГИ, 2013. -С. 62.
8. Павлов А.А., Павлов Ал.А., Кавун И.Н., Пивоваров А.А. Использование интерферометрических данных для верификации численных расчетов // Взаимодействие высококонцентрированных потоков энергии с материалами в перспективных технологиях и медицине: доклады V Всероссийской конференции (Новосибирск, 26 - 29 марта 2013 г.). Т.2. -Новосибирск: Параллель, 2013. -С. 135-138.
9. Башуров В.В., Запрягаев В.И., Киселев Н.П., Певзнер А.С. Система сбора данных вертикальной струйной установки и её применение для исследования течений // Труды XVIII Байкальской Всероссийской конференции «Информационные и математические технологии в науке и управлении». Ч. III. – Иркутск: ИСЭМ СО РАН, 2011. – С. 110–116.
10. 10. Певзнер А.С. Программное обеспечение системы сбора, хранения и обработки экспериментальных данных. Сборник тезисов Всероссийской конференции «Индустриальные информационные системы 2013», с.49
11. 11. Кавун И.Н., Киселев В.Я., Кундасев С.Г., Певзнер А.С., Солотчин А.В., Хорошенко Е.И., Яковлев В.В. Система трех осевого позиционирования для гиперзвуковой аэродинамической трубы Т-326. Сборник тезисов Всероссийской конференции «Индустриальные информационные системы 2013», с.28
12. 15. В.И. Запрягаев. Аэрогазодинамика и проблемы создания современных аэрокосмических систем // Доклад. Всероссийская с международным участием

- научно - практическая конференция «Образование. Технология. Сервис», НГПУ, г. Новосибирск, Россия, 16–19 апреля 2013 г.
13. 16. В.В. Гаркуша, В.М. Гилев, В.И. Запрягаев, А.С. Мишнев, В.В. Яковлев. Развитие систем автоматизации аэродинамического эксперимента в ИТПМ СО РАН [Электронный ресурс] // Южно-Сибирский научный вестник. – 2013, вып. № 2 (4). – С. 23–27.
  14. 17. Запрягаев В.И., Гаркуша В.В., Гилев В.М., Мишнев А.С., Собстель Г.М., Яковлев В.В. Создание систем автоматизированного сбора экспериментальных данных на аэродинамических трубах // Индустриальные информационные системы (ИИС-2013) (Новосибирск, 25 - 27 сент. 2013 г.): сборник тезисов докладов Всероссийской конференции. – Новосибирск: КТИ ВТ СО РАН, 2013. – С. 24–25.
  15. Запрягаев В.И., Кавун И.Н. Высокоскоростной слой в области присоединения трехмерного сверхзвукового отрывного течения // Вычислительный эксперимент в аэроакустике: Пятая всероссийская конференция, г. Светлогорск Калининградской обл., 22 – 27 сентября 2014 г.: Сб. тез. – М.: МАКС Пресс, 2014 С. 97 – 101.
  16. В.И. Запрягаев, Д.А. Губанов, Н.П. Киселев, Влияние интенсивности микроструй, инжектируемых вблизи среза сопла, на акустическое излучение сверхзвуковой струи // Программа и сборник тезисов 1-ой Всероссийской акустической конференции, совмещенной с 28 сессией Российского акустического общества, Москва, издательский центр РГУ нефти и газа имени И.М. Губкина, 2014 С. 77-78.
  17. В.И. Запрягаев, И.Н. Кавун, С.Г. Кундасев. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвуковых неизобарических струй // Сборник трудов X Всероссийской конференции молодых ученых "Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии", 23 - 25 апреля 2014 г., Новосибирск, стр. 136-139.
  18. Пивоваров А.А. Исследование структуры течения в сверхзвуковой неизобарической струе с помощью метода PIV // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: доклады X Всероссийской конференции молодых ученых, посвященной 100 - летию со дня рождения академика В.В. Струминского (Новосибирск, 23 - 25 апреля 2014 г.) / под ред. В.В. Козлова. -Новосибирск, 2014. - С. 171-174.
  19. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Особенности сверхзвукового обтекания смежных клиньев сжатия различной стреловидности // Тезисы докладов XII Школы-семинара СибНИА «Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов», 20-21 марта 2014 г. Новосибирск. С. 16-17.

20. Волков В.Ф., Мажуль И.И., Звегинцев В.И. Аэрогазодинамика осесимметричного оперенного тела вращения большого удлинения под углами атаки // Тезисы докладов XII Школы-семинара СибНИА «Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов», 20-21 марта 2014 г. Новосибирск. С. 8-10.
21. Фомин В.М., Чиркашенко В.Ф. Волков В.Ф., Харитонов А.М. Модификация компоновки СГС с пониженным уровнем звукового удара. XII Школа семинар СИБНИА. Тезисы докладов, Аэродинамика и динамики полетов летательных аппаратов, Новосибирск, 20-21 марта 2014, с. 51-52.
22. Гунько Ю.П., Кавун И.Н. Численное исследование структуры течения в сверхзвуковом трехмерном воздухозаборнике // Тезисы докладов XII Школы-семинара СибНИА «Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов», 20-21 марта 2014 г. Новосибирск. С. 14-16.
23. Гунько Ю.П. Конвергентный воздухозаборник с носовым телом сжатия звездообразного поперечного сечения // Тезисы докладов XII Школы-семинара СибНИА «Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов», 20-21 марта 2014 г. Новосибирск. С. 12-14.
24. Д.А. Губанов, Акустическое излучение сверхзвуковых струй // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: Доклады X Всероссийской конференции молодых ученых / Под ред. В.В. Козлова. — Новосибирск: Параллель, 2014. — С. 71–74.
25. Запрягаев В.И., Кавун И.Н. Формирование высоконапорного слоя в зоне присоединения пространственного сверхзвукового отрывного течения // Динамика Многофазных Сред : труды XIV Всероссийского семинара, приуроченного к 75-летию академика РАН Фомина В.М. (Новосибирск, 2 - 5 ноября 2015 г.) / под ред. В.М. Фомина, А.В. Федорова. -Новосибирск, 2015. -С. 166-169.
26. Тищенко В.Н., Грачев Г.Н., Гулидов А.И., Запрягаев В.И., Захаров Ю.П., Павлов А.А., Пономаренко А.Г., Посух В.Г., Шайхисламов И.Ф. Механизм объединения волн в газах и космической плазме с магнитным полем // Взаимодействие высококонцентрированных потоков энергии с материалами в перспективных технологиях и медицине : доклады VI Всероссийской конференции (Новосибирск, 24 - 27 марта 2015 г.): Т. II. -Новосибирск: Параллель, 2015. -С. 101-105.
27. Запрягаев В.И., Кавун И.Н. Структура вихревого течения в зоне присоединения сверхзвукового отрывного потока в угле сжатия // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Казань, 20 –



24 авг. 2015 г.) (Full text, 0.46 Mb) :[сборник трудов]. -Казань, 2015. -С. 1440-1442.- CD-ROM.

28. Чиркашенко В.Ф., Волков В.Ф., Харитонов А.М. Управление интенсивностью звукового удара, создаваемого летательными аппаратами, путём воздействия на процесс обтекания // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Казань, 20 – 24 авг. 2015 г.) (Full text, 0.45 Mb) :[сборник трудов]. -Казань, 2015. -С. 4097-4100.- CD-ROM.
29. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Расчетное исследование характеристик гиперзвуковых осесимметричных воздухозаборников внутреннего сжатия // Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов ( Седова заимка, 11-13 марта 2015 г. ) : Тез. докл. XIII Школы - семинара СИБНИА. -Новосибирск, 2015. -С. 16-17.
30. Гунько Ю.П. Режимы взаимодействия скачков уплотнения в сверхзвуковых осесимметричных течениях сжатия с диском Маха // Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов ( Седова заимка, 11-13 марта 2015 г. ) : Тез. докл. XIII Школы - семинара СИБНИА. -Новосибирск, 2015. -С. 17-19.
31. Мажуль И.И., Волков В.Ф., Звегинцев В.И. Оценки влияния бокового пилона при испытаниях моделей в сверхзвуковых аэродинамических трубах // Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов ( Седова заимка, 11-13 марта 2015 г. ) : Тез. докл. XIII Школы - семинара СИБНИА. -Новосибирск, 2015. -С. 22-23.
32. Фомин В.М., Запрягаев В.И., Локотко А.В., Волков В.Ф. Аэродинамические характеристики тела вращения с газопроницаемыми участками поверхности в сверхзвуковом потоке // Динамика Многофазных Сред : труды XIV Всероссийского семинара, приуроченного к 75-летию академика РАН Фомина В.М. (Новосибирск, 2 - 5 ноября 2015 г.) / под ред. В.М. Фомина, А.В. Федорова. -Новосибирск, 2015. -С. 250-252.

#### **Международные конференции**

1. Запрягаев В.И., Киселев Н.П., Пивоваров А.А. Газодинамическая структура сверхзвуковой недорасширенной струи, истекающей из конвергентного сопла // Модели и методы аэродинамики: Материалы Тринадцатой Международной школы - семинара (Евпатория, 4-13 июня 2013 г.). - М.: МЦНМО, 2013. - С. 90-91.
2. В.И. Запрягаев, И.Н. Кавун, С.Г. Кундасев. Расчетно-экспериментальное исследование газодинамической структуры сверхзвуковой перерасширенной струи // Доклад, XIII международная школа-семинар “МОДЕЛИ И МЕТОДЫ АЭРОДИНАМИКИ”, Украина, г. Евпатория, 4-13 июня 2013 г. С. 87-88.

3. В.И. Запрыгаев, И.Н. Кавун, А.М. Яровская (ИТПМ СО РАН) Особенности влияния формы иглы на установление автоколебаний при сверхзвуковом обтекании цилиндра с иглой // Доклад, XIII международная школа-семинар “МОДЕЛИ И МЕТОДЫ АЭРОДИНАМИКИ”, Украина, г. Евпатория, 4-13 июня 2013 г. С. 88-90.
4. V.M. Boiko, A.A. Pivovarov, S.V. Poplavski. Multistage breakup of low viscous drops in accelerated flow // International summer school “Advanced Problems in Mechanics”, St.-Petersburg, Russia, July 1 – 6, 2012, Pp. 37-38.
5. V.I. Zapryagaev, V.M. Boiko, A.A. Pivovarov. Experimental investigation of a high-speed jet velocity field by using optical methods // International summer school “Advanced Problems in Mechanics”, St.-Petersburg, Russia, July 1 – 6, 2012, Pp. 117-118.
6. V. Zapryagaev, I. Kavun. Features of Supersonic Separated Flow Structure near Reattachment Region // Presentation on 120th Semi-Annual Meeting of the Supersonic Tunnel Association International, Chengdu, China, High Speed Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, September 22-24, 2013.
7. V.I. Zapryagaev, I.N. Kavun, I.I. Lipatov. Dynamic layer at the ramp for supersonic separated flow // The 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences was held from 1-5 July 2013, Munich, Germany. Paper No.602.
8. Kundasev S.G., Zapryagaev V.I., Kiselev N.P. Experimental investigation of the flow structure of the supersonic jet impinging on an inclined flat obstacle // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 136-137.
9. Maksimov A.I., Kavun I.N. Numerical and experimental investigation of vortex system evolution near an external dihedral corner at supersonic velocity // The 17th International Conference on Methods of Aerophysical Research: Abstr. Pt. I. Novosibirsk, 2014. P. 148.
10. Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Solotchin A.V. Flow structure at interaction of supersonic jet with porous obstacle // The 17th International Conference on Methods of Aerophysical Research: Abstr. Pt. I. Novosibirsk, 2014. P. 228.
11. Zapryagaev V.I., Kavun I.N. Generation of streamwise vortices near the reattached region of a supersonic separated flow // The 17th International Conference on Methods of Aerophysical Research: Abstr. Pt. II. Novosibirsk, 2014. P. 231.
12. Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Kundasev S.G. Experimental and CFD investigation of the supersonic jet exhausting from a skewed nozzle // The 17th International Conference on Methods of Aerophysical Research: Abstr. Pt. II. Novosibirsk, 2014. P. 233-234.

13. D.A. Gubanov, V.I. Zapryagaev, N.P. Kiselev, A.A. Pivovarov. Complex experimental investigation of the supersonic axisymmetric underexpanded jet // International Conference on the Methods of Aerophysical Research: Abstracts. Pt. I, Novosibirsk, Russia, 2014. P. 97-98.
14. V.I. Zapryagaev, V.M. Boiko, N.P. Kiselev, A.A. Pivovarov Cellular structure investigation of supersonic underexpanded jets by using PIV method // International Conference on the Methods of Aerophysical Research: Abstracts. Pt. I, Novosibirsk, Russia, 2014. P. 226-227.
15. A.A. Dyadkin, V.P. Sukhorukov, G.A. Trashkov, V.F. Volkov, V.I. Zapryagaev, N.P. Kiselev Flow structure in the base region of re-entry vehicle with supersonic braking plumes impinging with landing surface // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. St.-Petersburg, Russia, September 7 – 12, 2014 Paper No. 2014\_0640.
16. Локотко А.В. Струйные и сопловые устройства в аэродинамическом эксперименте. Опыт исследований // X Международная конференция по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ'2014). 25-31.05.2014, Алушта.
17. Lokotko A.V. Implementation of the “doubling” Method in Aerodynamic Experiment with Suspension of the Ducted Models on the Side Pylon // XVII International Conference on the Methods of Aerophysical Research 30.06-06.07.2014, Novosibirsk, Russia. Abstract, Part II. P. 128-129.
18. Локотко А.В. Газотурбинный струйный двигатель // Материалы X Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ'2014). 25-31.05.2014, Алушта. С. 561 – 563.
19. Бойко В.М., Запрыгаев В.И., Пивоваров А.А., Поплавский С.В. Метод коррекции данных PIV для восстановления скорости газа в сверхзвуковых недорасширенных струях // Материалы X Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях, посвященной 100 - летию со дня рождения академиков В.В. Струминского и В.Н. Челомея, 25 – 31 мая, 2014 г., Крым, Алушта. М., 2014. С. 175-177.
20. V.M. Boiko, A.A. Pivovarov, S.V. Poplavski. Three modes of drop breakup in accelerating flow// 17th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2014) : (Novosibirsk, Russia, 30 June - 6 July , 2014) : Proc. - Pt.2. - Novosibirsk: Parallel, 2014. -P. 22-23.
21. V.M. Boiko, A.A. Pivovarov, S.V. Poplavski. On the drop dynamics in falling flow// 17th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2014):

- (Novosibirsk, Russia, 30 June - 6 July , 2014) : Proc. - Pt.2. -Novosibirsk: Parallel, 2014. - P. 24-25.
22. V.M. Boiko, A.A. Pivovarov, S.V. Poplavski. Reconstruction method of gas velocity in supersonic underexpanded jets from PIV data // 17th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2014) : (Novosibirsk, Russia, 30 June - 6 July , 2014) : Proc. - Pt.2. -Novosibirsk: Parallel, 2014. -P. 26-27.
  23. Gounko Yu.P. Actual aerogasdynamic problems of high supersonic inlets // International Conference on the Methods of Aerophysical Research, Novosibirsk, June 30-July 6, 2014.
  24. Gounko Y.P., Mazhul I.I. Numerical study of supersonic flow over adjacent wedges of different sweepness // XVII International conference on the methods of aerophysical research (ICMAR-2014), June 30-July 6, 2014, Novosibirsk, Russia, Abstracts. Part 1. P.146-147.
  25. Volkov V.F., Mazhul I.I., Zvegintsev V.I. Numerical estimations of sweep pylon influence on aerodynamic characteristics of the model tested in supersonic wind tunnel // XVII International conference on the methods of aerophysical research (ICMAR-2014), June 30-July 6, 2014, Novosibirsk, Russia, Abstracts. Part 2. P.211-212.
  26. Volkov V.F., Mazhul I.I., Zvegintsev V.I. Features of aerodynamics of the axisymmetric model with large aspect ratio at angles of attack // XVII International conference on the methods of aerophysical research (ICMAR-2014), June 30-July 6, 2014, Novosibirsk, Russia, Abstracts. Part 2. P.213-214.
  27. V.M. Fomin, V.F.Chirkashenko, V.F.Volkov, A.M.Kharitonov. Formation of sca configuration with the tandem positioning of two wings the fuselage. ICMAR, June 30 - July 6, 2014, Novosibirsk, Russia, Abstracts, Part I, pp. 71-72.
  28. Chirkashenko V. F.\*, Fomin V. M.\*, Kharitonov A. M.\*, Volkov V. F. Control of sonic boom level by cryogenic action on the process of flow around the aircraft. // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. St.-Petersburg, Russia, September 7 – 12, 2014 Paper № 2014\_1013.
  29. Gounko Yu.P., Shumskii V.V. Dual-mode combustion chamber for high supersonic boost ramjet // XVII International conference on the methods of aerophysical research (ICMAR-2014), June 30-July 6, 2014, Novosibirsk, Russia, Abstracts. Part 1. P.89-90.
  30. Gounko Yu.P. Gasdynamic design of air-intake with nose body of star-shaped cross section and with sequential internal convergent flow compression // XVII International conference on the methods of aerophysical research (ICMAR-2014), June 30-July 6, 2014, Novosibirsk, Russia, Abstracts. Part 1. P.85-86.

31. Gouanko Yu.P., Kavun I.N. Numerical simulation off-design flows over a supersonic three-dimensional air-intake // XVII International conference on the methods of aerophysical research (ICMAR-2014), June 30-July 6, 2014, Novosibirsk, Russia, Abstracts. Part 1. P.87-88.
32. Kornilov V.I., Boiko A.V. Wind-tunnel simulation of thick turbulent boundary layer with a grid of rods // Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research, June 30–July 6, 2014, Novosibirsk, Russia. Pt.1, pp. 117, 118.
33. Kornilov V.I., Boiko A.V. Passive and active methods of turbulent boundary-layer control: Practical experience and outlook of application // Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research, June 30–July 6, 2014, Novosibirsk, Russia. Pt.2, pp. 105-107.
34. Kornilov V.I., Kavun I.N. Aerodynamic characteristics of cylindrical bodies in supersonic flow: numerical/experimental studies and flow visualization // The 13th Asian symposium on visualization ( Novosibirsk, Russia, June 22 - 26, 2015 ) : abstracts. -Novosibirsk: Parallel, 2015. -P. 116-117.
35. Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Trubitsuna L.P. Visualization of streamwise vortices structure near reattachment line of supersonic laminar separated flow // The 13th Asian symposium on visualization ( Novosibirsk, Russia, June 22 - 26, 2015 ) : abstracts. - Novosibirsk: Parallel, 2015. -P. 263--264.
36. Zapryagaev V.I., Kiselev N.P., Boiko V.M., Pivovarov A.A. Flow structure visualization in supersonic annular jet exhausting from dual bell nozzle // The 13th Asian symposium on visualization ( Novosibirsk, Russia, June 22 - 26, 2015 ) : abstracts. -Novosibirsk: Parallel, 2015. -P. 265--266.
37. Гаркуша В.В., Гилев В.М., Запрыгаев В.И., Звегинцев В.И., Мишнев А.С., Шпак С.И., Яковлев В.В. Аппаратно-программные средства автоматизации аэродинамического эксперимента // Индустриальные информационные системы (ИИС-2015) (Новосибирск, 20-24 сент. 2015 г.) : сборник тезисов докладов Всероссийской конференции с международным участием. -Новосибирск, 2015. -С. 18.
38. Башуров В.В., Гилев В.М., Саленко С.Д., Слободской И.В., Шпак С.И. Автоматизированный сбор данных и управление нестационарным аэродинамическим экспериментом // Индустриальные информационные системы (ИИС-2015) (Новосибирск, 20-24 сент. 2015 г.) : сборник тезисов докладов Всероссийской конференции с международным участием. -Новосибирск, 2015. -С. 10-11.

39. Гаркуша В.В., Гилев В.М., Запрягаев В.И., Шиплюк А.Н. Системы автоматизированного сбора экспериментальных данных на аэродинамических трубах // Индустриальные информационные системы (ИИС-2015) (Новосибирск, 20-24 сент. 2015 г.) : сборник тезисов докладов Всероссийской конференции с международным участием. -Новосибирск, 2015. -С. 18-19.
40. Запрягаев В.И., Кавун И.Н., Киселев В.Я., Певзнер А.С., Яковлева Н.В. Применение системы автоматизированного сбора данных для исследования распределения давления и температуры в гиперзвуковой аэродинамической трубе Т-326 // Индустриальные информационные системы (ИИС-2015) (Новосибирск, 20-24 сент. 2015 г.): сборник тезисов докладов Всероссийской конференции с международным участием. -Новосибирск, 2015. -С. 32.
41. Запрягаев В.И. Роль Н . А . Желтухина в развитии исследований струйных, отрывных и нестационарных сверхзвуковых течений // Струйные, отрывные и нестационарные течения : тезисы докладов XXIV Всероссийского семинара с международным участием (Россия, Новосибирск, 11 - 13 нояб. 2015 г.). - Новосибирск: Параллель, 2015. -С. 3-5.
42. Волков В.Ф., Запрягаев В.И., Киселев Н.П. Определение силовых и моментных характеристик возвращаемого аппарата по результатам измерений распределения давления по поверхности // Струйные, отрывные и нестационарные течения : тезисы докладов XXIV Всероссийского семинара с международным участием (Россия, Новосибирск, 11 - 13 нояб. 2015 г.). -Новосибирск: Параллель, 2015. -С. 35-36.
43. Гунько Ю.П. Режимы сверхзвукового осесимметричного течения с диском Маха в сужающихся конических каналах и в перерасширенных струях // Струйные, отрывные и нестационарные течения : тезисы докладов XXIV Всероссийского семинара с международным участием (Россия, Новосибирск, 11 - 13 нояб. 2015 г.). - Новосибирск: Параллель, 2015. -С. 52-53.
44. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Численное исследование условий реализации режимов сверхзвукового течения в осесимметричных конических каналах // Струйные, отрывные и нестационарные течения : тезисы докладов XXIV Всероссийского семинара с международным участием (Россия, Новосибирск, 11 - 13 нояб. 2015 г.). - Новосибирск: Параллель, 2015. -С. 54-55.
45. Киселев Н.П., Запрягаев В.И., Кундасев С.Г., Пивоваров А.А. Структура течения в начальном участке высокоскоростной струи, истекающей из модельного двухконтурного сопла // Струйные, отрывные и нестационарные течения : тезисы

- докладов XXIV Всероссийского семинара с международным участием (Россия, Новосибирск, 11 - 13 нояб. 2015 г.). -Новосибирск: Параллель, 2015. -С. 82-83.
46. Кундасев С.Г., Запрягаев В.И., Киселев Н.П. Структура течения в области взаимодействия сверхзвуковой струи с плоской наклонной преградой // Струйные, отрывные и нестационарные течения: тезисы докладов XXIV Всероссийского семинара с международным участием (Россия, Новосибирск, 11 - 13 нояб. 2015 г.). - Новосибирск: Параллель, 2015. -С. 93-94.
47. Максимов А.И., Кавун И.Н. Развитие срывного вихря в окрестности двугранной конфигурации при числах Маха  $M = 2,27$  и 4 // Струйные, отрывные и нестационарные течения: тезисы докладов XXIV Всероссийского семинара с международным участием (Россия, Новосибирск, 11 - 13 нояб. 2015 г.). - Новосибирск: Параллель, 2015. -С. 103-104.
48. Поплавский С.В., Запрягаев В.И., Бойко В.М., Киселев Н.П., Пивоваров А.А. К исследованию структуры потока в окружающем пространстве при истечении свободной сверхзвуковой недорасширенной струи // Струйные, отрывные и нестационарные течения : тезисы докладов XXIV Всероссийского семинара с международным участием (Россия, Новосибирск, 11 - 13 нояб. 2015 г.). - Новосибирск: Параллель, 2015. -С. 131-132.
49. Соболев А.В. Эжекторы с многосопловой подачей рабочего газа // Струйные, отрывные и нестационарные течения : тезисы докладов XXIV Всероссийского семинара с международным участием (Россия, Новосибирск, 11 - 13 нояб. 2015 г.). - Новосибирск: Параллель, 2015. -С. 148-149.