

**Федеральное государственное бюджетное образовательное  
учреждение высшего образования  
МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)**

На правах рукописи



**Платонов Иван Михайлович**

**ТЕПЛО-МАССООБМЕН ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ СТРУЙ В  
РЕЖИМЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ  
АППАРАТОМ**

Специальность

01.04.14 – Теплофизика и теоретическая теплотехника

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Москва – 2019

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

Научный руководитель: кандидат технических наук, доцент  
**Быков Леонид Владимирович**

Официальные оппоненты: **Калугин Владимир Тимофеевич**, доктор технических наук, профессор, федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)», факультет «Специальное машиностроение», декан.

**Иванькин Михаил Анатольевич**, кандидат технических наук, Государственный научный центр Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», научно-исследовательский комплекс аэродинамики и динамики полета ЛА, начальник отдела.

Ведущая организация: Публичное акционерное общество Тураевское машиностроительное конструкторское бюро «Союз».

Защита состоится «30» декабря 2019 г. в 10:00 на заседании диссертационного совета Д 212.125.08, созданного на базе Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», по адресу: 125993 Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»  
[https://mai.ru/upload/iblock/1d9/Dissertatsiya-Platonov-I.M.-\\_MAI\\_NIU\\_.pdf](https://mai.ru/upload/iblock/1d9/Dissertatsiya-Platonov-I.M.-_MAI_NIU_.pdf)

Автореферат разослан «\_\_» \_\_\_\_\_ 2019 г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета  
д.т.н., профессор

Зуев Юрий Владимирович

## **ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ**

### **Актуальность темы исследования и степень ее разработанности**

Развитие авиационной и ракетной техники в настоящее время предъявляет все новые требования к находящимся в эксплуатации и создаваемым образцам летательных аппаратов (ЛА). Необходимость повышения скоростных и маневренных характеристик ЛА в полной мере относится и к классу авиационных управляемых ракет (АУР): ракета должна обладать хорошими скоростными характеристиками, высокой управляемостью и малой заметностью. Исторически принципы управления АУР унаследовали от самолетов, т.е. создание управляющего момента по изменению направления движения создавались за счет отклонения аэродинамических рулей. Исчерпание возможности принципиального улучшения характеристик аэродинамического управления АУР сделала актуальной необходимость разработки альтернативных методов управления АУР, а именно, газодинамического метода управления (ГДУ).

В настоящее время фактически не существует универсальных методов анализа эффективности методов газодинамического управления авиационными управляемыми ракетами, поэтому создание математической модели и методики расчета газодинамических и тепловых параметров течений при полете АУР в режиме газодинамического управления представляет собой актуальную задачу современной аэрокосмической техники.

Известные примеры метода газодинамического управления полетом АУР основаны на методах управления вектором тяги УВТ. Управление вектором тяги подразумевает под собой направление части тяги двигательной установки под углом к направлению полета летательного аппарата. УВТ позволяет улучшить управляемость, но при этом уменьшает доступную тягу двигательной установки, так как часть полной тяги отбирается на совершение маневров.

На настоящий момент известны несколько методов управления вектором тяги авиационной управляемой ракеты: поворот сопла двигателя в его дозвуковой или сверхзвуковой части; ввод щитков/лопаток в исходящий из сопла поток; несимметричный впрыск рабочего тела в поток. Такие методы можно условно разделить на три категории: изменение геометрии сопла; деформация истекающей струи за счет впрыска в нее дополнительного объема газа; отклонение истекающей из сопла струи за счет введения препятствий в поток.

### **Цель диссертационной работы.**

Целью работы является исследование процессов тепло-массообмена и газовой динамики в результате сложного взаимодействия гетерогенных потоков: струи ракетного двигателя, управляющей струи системы газодинамического управления АУР и сносящего потока.

### **Основные задачи диссертационной работы:**

Для достижения указанной цели в работе решены следующие задачи:

- определены граничные условия полёта АУР в плотных слоях атмосферы;
- разработана математическая модель процессов тепло-массообмена и газовой динамики, характерных для полета АУР при обтекании сверхзвуковым потоком;
- разработана математическая модель процессов тепло-массообмена и химической кинетики в камере сгорания и истекающих струях;

- разработана методика численного решения основных уравнений, входящих в математическую модель, проанализированы особенности методики, проведено исследование сеточной независимости решаемой задачи;
- проведена верификация разработанной математической модели на основе сравнения результатов с экспериментальными данными и расчетными исследованиями других авторов;
- проведены численные исследования параметров тепло-массообмена и аэродинамических характеристик АУР для различных способов управления вектором тяги;
- проанализированы эффекты, возникающие при взаимодействии управляющей струи со сносящим потоком, струей ракетного двигателя, поверхностью корпуса ракеты.

**Объект исследования** – авиационные управляемые ракеты класса «воздух – воздух» с различными системами газодинамического управления.

**Предмет исследования** – тепло-массообмен и газовая динамика течения при комплексном взаимодействии управляющих струй системы газодинамического управления АУР со сносящим потоком, струей ракетного двигателя, поверхностью корпуса ракеты.

**Методология исследования** основана на проведении численного эксперимента по изучению теплофизических и газодинамических характеристик течений при газодинамическом управлении АУР.

**Научная новизна работы:**

1. Впервые построена математическая модель тепло-массообмена и газовой динамики полета АУР, использующих газодинамическое управление для создания поворотного момента.
2. Получены таблицы сравнительных характеристик управляющих моментов и аэродинамического качества при различных методах газодинамического управления АУР.
3. Исследованы и проанализированы параметры процессов тепло-массообмена и газовой динамики в результате сложного взаимодействия струй: струи ракетного двигателя, управляющей струи системы газодинамического управления АУР под воздействием сносящего потока.

**Теоретическая и практическая значимость работы.**

Теоретическая ценность работы заключается в создании математической модели, позволяющей с хорошей точностью рассчитывать параметры процессов, характерных для газодинамического управления АУР.

Практическая значимость работы состоит в рекомендациях по выбору метода газодинамического управления АУР в соответствии с условиями ее применения при разработке перспективных и модернизации существующих образцов ракетной и авиационной техники.

**Положения, выносимые на защиту:**

1. Математическая модель, описывающая внутренние и внешние течения, сопровождающие полет АУР при маневрировании в плотных слоях атмосферы со сверхзвуковой скоростью при включенной силовой установке.
2. Сравнительный анализ эффективности различных методов газодинамического управления.
3. Рекомендации по организации использования продуктов сгорания в качестве рабочего тела при применении метода газодинамического управления.
4. Анализ сложных трехмерных структур, образующихся при взаимодействии управляющей струи со струей ракетного двигателя и элементами АУР под воздействием сносящего потока.

### **Рекомендации по внедрению:**

Результаты данной работы могут быть использованы при проектировании перспективной и модернизации существующей группировки авиационных управляемых ракет класса «воздух – воздух» и «воздух - поверхность».

**Степень достоверности результатов** работы подтверждается использованием математических моделей, основанных на фундаментальных законах механики и теплофизики, удовлетворительным совпадением результатов численного моделирования, проведенного с использованием предложенной модели, с данными стендовых экспериментов, расчётными данными других авторов, полученными при прочих равных начальных условиях.

**Личный вклад автора** заключается в разработке математической модели, описывающей внутренние и внешние течения, сопровождающие полет АУР при маневрировании в плотных слоях атмосферы со сверхзвуковой скоростью при включенной силовой установке, проведении комплекса расчетных работ для АУР различных массогабаритных схем и методов газодинамического управления, анализе и интерпретации полученных данных.

### **Апробация работы.**

Основные положения диссертации и результаты работы докладывались на всероссийских и международных конференциях: «Инновации в авиации и космонавтике-2015»; «Новые решения и технологии в газотурбостроении»-2015; «Авиация и космонавтика-2015»; «Гагаринские чтения-2016»; «Гагаринские чтения-2017»; «Международной конференция по Вычислительной Механике и Современным Прикладным Программным Системам (ВМСППС'2017)»; «Гагаринские чтения-2018»; «XXI Международная конференция по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2019)».

### **Публикации по теме диссертации.**

Основные результаты диссертационной работы опубликованы в 13 работах, 5 из которых опубликованы в рецензируемых научных изданиях.

### **Структура и объем диссертации.**

В представленной работе рассмотрены различные методы УВТ, проведен анализ их достоинств и недостатков. Рассмотрен метод газодинамического управления АУР, оценены его преимущества и недостатки по сравнению с методами УВТ.

Особое внимание уделено изучению структуры газовой динамики, характерной для газодинамического управления АУР и распределению тепловых полей. В работе использован обширный опыт исследований, проведенных разными авторами при решении многопараметрических задач термогазодинамики и тепло-массообмена применительно к проблеме обтекания тел сверхзвуковым потоком.

Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы. Работа представлена на 127 страницах основного текста, включающего 66 рисунков, 21 таблиц и список литературы из 81 наименований.

## **КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** обоснована актуальность выбранной темы диссертации, сформулированы цель и задачи работы. Показана новизна работы, её научная и практическая значимость, достоверность и обоснованность результатов. Кратко охарактеризованы методы исследования, используемые в работе.

**В главе 1** рассмотрено современное состояние проблемы. По материалам научных трудов отечественных и зарубежных авторов проанализированы варианты газодинамического управления: управление вектором тяги, поворот сопла, изменение геометрии сопла, изменение объема рабочего тела, поворот потока за счет двухконтурной подачи рабочего тела, выдув струи наружу ЛА перпендикулярно потоку. Проанализирован уровень развития, а также преимущества и недостатки каждого из вышеуказанных методов.

**В главе 2** представлена математическая модель, описывающая как обтекание поверхности ЛА высокоскоростным потоком, так и высокотемпературное течение в тракте и сопле двигательной установки.

Для описания течения газа использована система уравнений Навье-Стокса, включающая уравнения неразрывности, количества движения, энергии и уравнений сохранения массы химических компонентов.

С целью моделирования явления турбулентности система уравнений газодинамики замыкалась моделями турбулентности, основанными на осреднении по Рейнольдсу. Были проведены исследования с использованием следующих моделей: К- $\epsilon$ , К- $\omega$  модель Уилкокса, модель Спаларта-Аллмараса, SST К- $\omega$  модель и Transition SST.

Численное решение системы уравнений газодинамики проводилось с использованием дискретизации по методу конечных объемов.

**В главе 3** проведена верификация математической модели на сравнении с результатами стендовых испытаний, а также экспериментальными данными других авторов. Исследование сеточной независимости было проведено для X-компоновки геометрии АУР Р73 для трех сеточных моделей, различающихся по количеству ячеек. Исходные данные для построения сеточных моделей приведены в таблице 3.1. Размер сеточных моделей имел общее число ячеек – 6 млн., 11 млн. и 18 млн., соответственно. При построении сеточных моделей использовались одни и те же настройки сеточного генератора.

Сравнение полученных при проведении предварительных расчетов аэродинамических коэффициентов показала расхождение с экспериментом почти на 20% (первая сетка), две последние - отличались на 9,3 и 9,6% от данных эксперимента, соответственно (Табл.1).

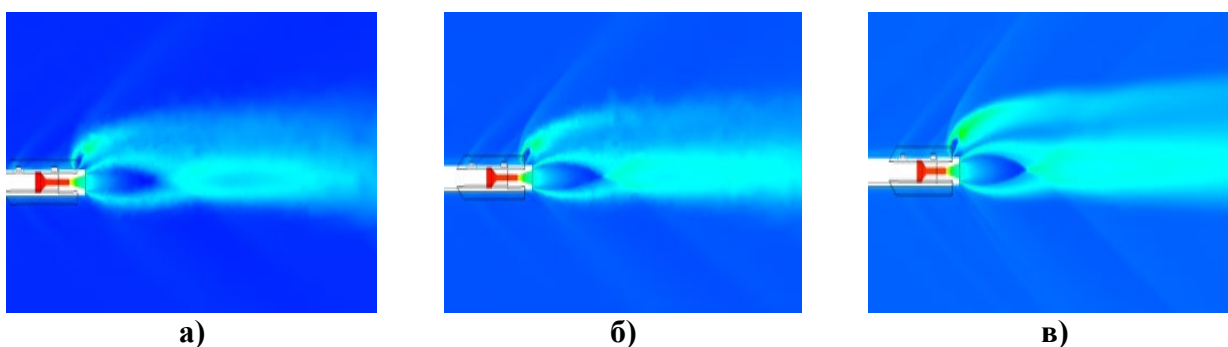
**Таблица 1. - Результаты проведения исследования на сеточную независимость**

Количество ячеек	Скорость, М	Угол атаки, $\alpha$ ( $^{\circ}$ )	$C_y$
6 млн.	0,8	16	2,87436
11 млн.	0,8	16	2,40194
18 млн.	0,8	16	2,37079
Эксперимент	0,8	16	2,22404

Характерным показателем при использовании различных моделей турбулентности является соотношение газодинамического времени и размера ячейки сетки  $y^+$ . Полученные значения погрешности расчета для сеток 11 млн. и 18 млн. подтвердили правильность выбора оптимального значения параметра  $y^+$  для выбранной модели турбулентности. Стоит отметить, что сгущение сетки сверх оптимального значения не приносит значительного прироста точности расчета определяемых аэродинамических коэффициентов, но приводит к увеличению времени счета.

Аналогичное исследование сеточной независимости проводилось для схемы с выдувом рабочего тела перпендикулярно направлению полета. Были построены три сетки

различного объема: 1.5, 3.0 и 5.0 млн. узлов соответственно. Аэродинамические характеристики модели АУР исследовались при следующих значениях полета:  $M_\infty = 2.0$ ; высота  $H = 10000$  м; угол атаки  $\alpha = 0^\circ$ . Полученные результаты показывают, что на первой сетке наблюдалась достаточно сильная диссипация структуры течения, ввиду достаточно крупных ячеек сетки в области взаимодействия набегающего потока и истекающей из сопла струи системы газодинамического управления. В результате расчета по такой сеточной модели, истекающая из управляющего сопла струя практически теряла свои реальные характеристики. Результаты расчетов по сеточным моделям под номерами 2 и 3 дали сопоставимые результаты: характеристики газодинамического процесса по результатам этих расчетов показали их удовлетворительное совпадение. Поля температуры течения, полученные на сетках разного сгущения, представлены на рисунке 1.



**Рис.1. Поля температуры при расчете сетках:**  
*а - 1.5млн. узлов; б - 3.0 млн. узлов; в - 5.0 млн. узлов.*

Для выбора модели турбулентности, адекватно описывающей процессы, протекающие вблизи поверхности, было проведено предварительное исследование обтекания изделия с верификацией результатов по данным продувок. Были рассмотрены три достаточно хорошо зарекомендовавшие себя модели турбулентности: модель SST, модель Transition-SST и специально разработанная для задач аэродинамического внешнего обтекания модель турбулентности Спаларта-Аллмараса (S-A).

Для верификации был выбран режим с углом атаки  $16^\circ$ , скоростью набегающего потока  $M=0,8$  и задан угол отклонения рулей в  $-20^\circ$ . Результаты оценивались по безразмерному аэродинамическому коэффициенту подъемной силы и моменту  $M_z$ . Результаты исследования представлены в таблице 2.

**Таблица 2. - Аэродинамические коэффициенты различных моделей турбулентности**

Модель турбулентности	$C_y$	$M_z$
SST	2.38197	1.2048
S-A	2.37079	1.2356
Transition-SST	2.36929	1.2384
Эксперимент	2,22404	1.30736

Из таблицы видно, что две модели турбулентности Transition-SST и S-A показывают близкие результаты, наиболее соответствующие результатам экспериментов. Для проведения расчётов была выбрана модель турбулентности Спаларта-Аллмараса (Spalart-Allmaras, S-A), поскольку она содержит только одно уравнение. Для верификации предложенной

математической модели были проведены пять расчётов, данные которых приведены в таблице 3.

**Таблица 3. Конфигурация изделия и параметры набегающего потока**

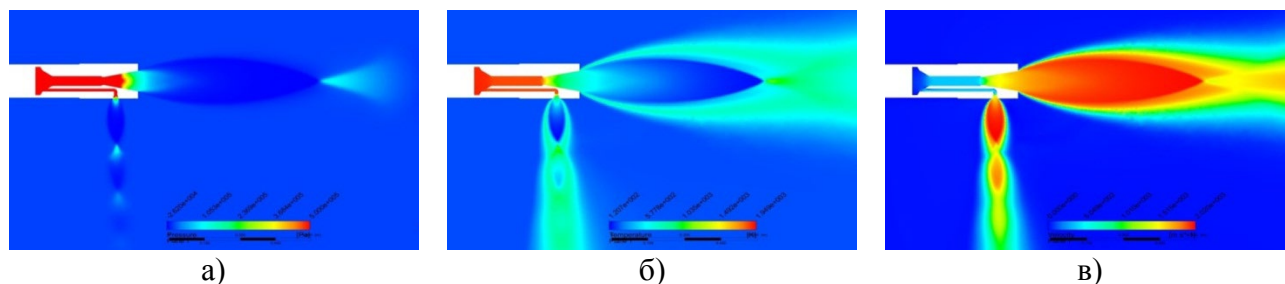
$\alpha^0$	$\gamma^0$	Положение руля				$M_\infty$	$P_{ст},$ [кг/м <sup>2</sup> ]	$T_{ст},$ [К]	$V_\infty,$ [м/с]
		$\delta_1^0$	$\delta_2^0$	$\delta_3^0$	$\delta_4^0$				
16	-45	-20	-20	-20	-20	0.8	6713	242,5	252,2
20	-45	-20	-20	-20	-20	0.8	6713	242,5	252,2
24	-45	-20	-20	-20	-20	0.8	6713	242,5	252,2
16	-45	-20	-20	-20	-20	2	2629	151,1	499,0
24	-45	-20	-20	-20	-20	2	2629	151,1	499,0

Полученные суммарные и распределённые аэродинамические характеристики изделия представлены в таблице 4.

**Таблица 4. Сравнительная оценка погрешности математической модели по расчету распределенных аэродинамических характеристик.**

Коэф-т	Эксп. данные	Расчет	Отн. погрешность, %	Эксперимент	Расчет	Отн. погрешность, %	
<b>M=0,8</b>		<b>Угол атаки, <math>\alpha = 16^\circ</math></b>		<b>M=2</b>		<b>Угол атаки, <math>\alpha = 16^\circ</math></b>	
<b>C<sub>x</sub></b>	-	1,639	-	-	1,425	-	
<b>C<sub>y</sub></b>	2,224	2,371	6,598	3,688	3,673	0,404	
<b>M<sub>z</sub></b>	1,307	1,235	5,488	1,091	1,091	0,008	
<b>M=0,8</b>		<b>Угол атаки, <math>\alpha = 20^\circ</math></b>		<b>M=2</b>		<b>Угол атаки, <math>\alpha = 24^\circ</math></b>	
<b>C<sub>x</sub></b>	-	1,502	-	-	1,972	-	
<b>C<sub>y</sub></b>	4,285	4,584	6,970	9,156	9,163	0,077	
<b>M<sub>z</sub></b>	1,238	1,167	5,753	1,064	1,096	3,048	
<b>M=0,8</b>		<b>Угол атаки, <math>\alpha = 24^\circ</math></b>					
<b>C<sub>x</sub></b>	-	1,214	-				
<b>C<sub>y</sub></b>	6,867	6,832	0,517				
<b>M<sub>z</sub></b>	1,116	1,118	0,219				

Сравнение расчетных и экспериментальных данных показывает удовлетворительное совпадение. На рисунке 2 представлены поля давления (а), температуры (б) и скорости (в) при боковом выдуве, полученные при проведении расчёта по верифицированной математической модели.



**Рис. 2. Параметры потока вблизи изделия  $M_\infty = 0,01$ . а) поле избыточного статического давления; б) поле температуры; в) поле скорости.**

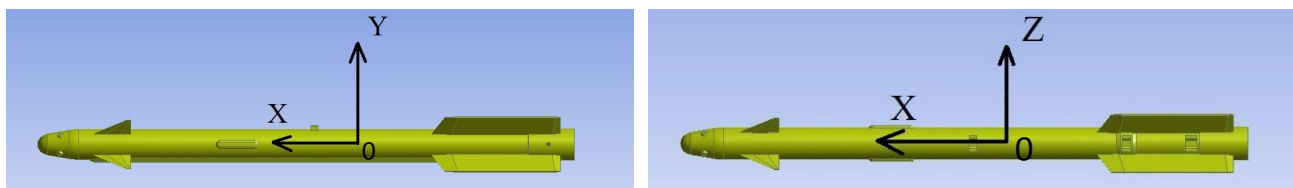
Полученные данные верификации позволяют утверждать, что предложенная математическая модель, использованная численная схема и принципы построения сеточной



модели могут быть использованы при проведении численного исследования характера взаимодействия управляющих струй АУР с набегающим потоком, а полученные результаты обладают необходимой степенью достоверности.

**В главе 4** проанализированы существующие методы газодинамического управления вектором тяги ЛА и сделаны выводы об их эффективности и границах применимости. Исследование методов ГДУ проводилось на единой геометрии ЛА с одинаковым каналом, идущим от камеры сгорания. В качестве ЛА был выбран экспортный вариант АУР Р-73Е класса «воздух-воздух». Исходная геометрия исследуемого изделия была достаточно сильно упрощена с целью уменьшения потребных расчетных ресурсов.

Использованная для вычисления сил и моментов система координат показана на рисунке 3.



**Рис. 3. Система координат.**

Для проведения подробного исследования, были выделены следующие методы ГДУ:

- **Поворотное сопло.** Этот метод управления хорошо изучен и успешно применяется на самолетах многих стран мира. Однако его использование на ЛА вида АУР вызывает сложности по причине жесткого ограничения массогабаритных характеристик этого вида ЛА. В связи с этим в настоящей работе рассматривался только вариант разрезного поворотного сопла, когда поворачивается не весь двигатель, а только часть сопла.

- **Газодинамические рули.** Применение такого метода имеет самое раннее происхождение, практически с самого появления боевых снарядов на реактивной тяге.

- **Интерцепторы.** В ЛА вида АУР интерцепторы получили большое распространение, и в настоящий момент применяются на многих ракетах, в том числе Р-73.

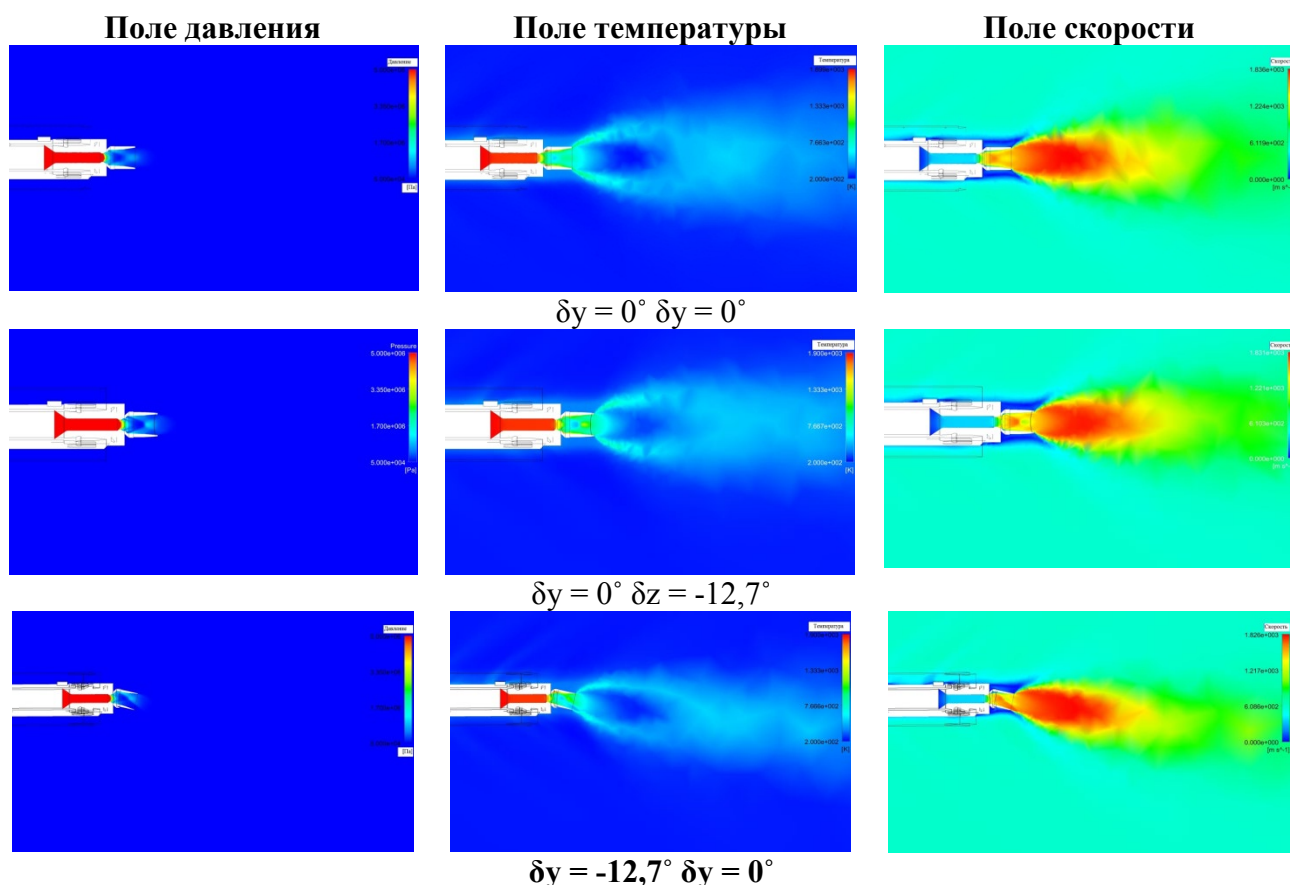
- **Вдув газа в сопло для деформации струи.** Исследование параметров УВТ за счет вдува газа в настоящей работе проводилось методом отбора газа из камеры сгорания ЛА.

- **Выдув газа наружу ЛА в набегающий поток.** При таком подходе основная реактивная струя АУР не деформируется и не поворачивается, а поворотный момент создается за счет боковой реактивной струи.

#### **Исследование характеристик газодинамического управления на основе поворотного сопла в варианте разрезного исполнения**

Расчеты проводились для следующих режимов полета:  $H=10$  км – высота полета,  $M_\infty=2.0$  - скорость полета,  $P_\infty=26500$  Па и  $T_\infty= 223,252$  К - давление и температура среды,  $\alpha=0$  – угол атаки,  $\delta y$  (0, 12,7, -12,7) и  $\delta z$  (0, -12,7) – углы поворота сопла по соответствующим осям в градусах.

На рисунках 4 представлены поля избыточного статического давления, температуры и скорости в плоскости симметрии для варианта изделия.



**Рис. 4. Поле давления, температуры и скорости в плоскости симметрии изделия**

Суммарные аэродинамические характеристики изделия, для варианта с различными углами отклонения поворотного сопла приведены в таблице 5.

**Таблица 5. Суммарные аэродинамические характеристики изделия для варианта поворотного сопла в разрезном исполнении**

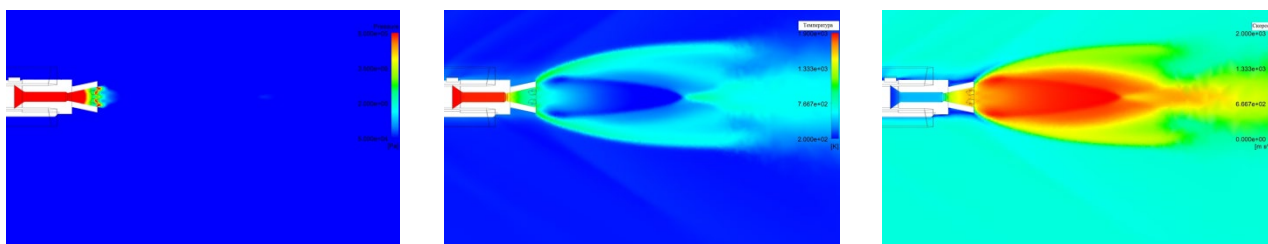
Геометрия изделия	F <sub>y1</sub> , Н	F <sub>z1</sub> , Н	F <sub>x1</sub> , Н (лобовое сопротивление корпуса изделия)	Тяга двигателя (вдоль оси X <sub>1</sub> ), Н
Нулевое отклонение.	-37,0	-28,0	-1308,49	18108,49
Отклонение вверх на 12,7°	-4401	12,6	-1353,33	17534,7
Отклонение вниз на 12,7°	3880	-17,1	-1543,65	17599,49
Отклонение влево на 12,7°	-50,0	4225	-1388,81	17438,81

Применение поворотного разрезного сопла для ГДУ ЛА показало высокую эффективность. Создаваемые поворотные усилия оказались достаточно высокими, а потери в тяге – минимальны. Однако остается неразрешенной проблема относительно большой массы конструкции поворотного сопла и управляющих элементов.

### **Исследование характеристик газодинамического управления на основе газовых рулей**

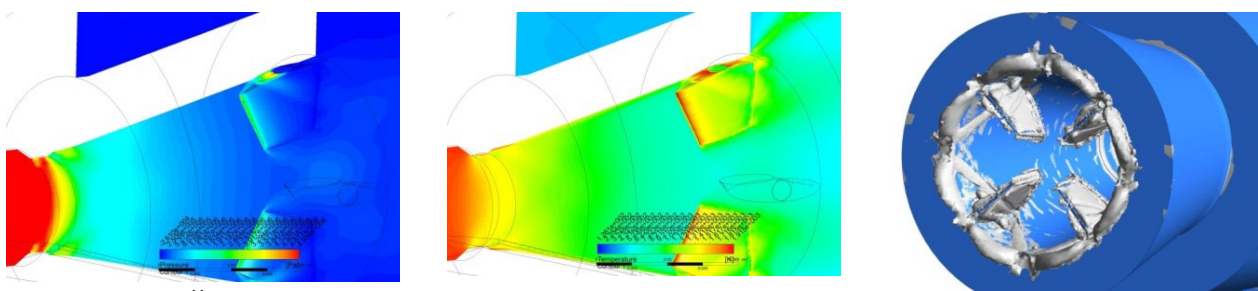
Газодинамические рули, расположенные внутри сопла, призваны изменять вектор тяги путем отклонения потока, истекающего из камеры сгорания, за счет деформирования струи. В рамках данной работы был проведен расчет обтекания изделия с параметрами горячего газа на срезе камеры сгорания с температурой 1900К, давлении в камере сгорания 10е6 Па при числе Маха набегающего потока 2.0, статическом давлении набегающего потока

25600 Па. Визуализация расчетов газодинамической структуры при использовании газовых рулей приведена на рисунке 5.



**Рис.5. Поля давлений, температуры и скорости течения в хвостовой части АУР при использовании газовых рулей.**

В ходе проведения расчета было отмечено, что некоторые элементы геометрии отклоняемых рулей подвергаются достаточно сильным тепловым и эрозионным нагрузкам (Рис.6,7). Это области передних кромок рулей, а также донная область в зоне их крепления к приводам. Особенности расположения рулей могут вносить искажения в структуру потока. Это можно видеть при выводе расчетных значений температуры поверхности и турбулентных вихрей в потоке.



продольный разрез сопла

диагональная плоскость

**Рис. 6. Поля избыточного статического давления (слева) и поля температуры (справа) в диагональной плоскости.  $M_\infty = 2.0$ .**

**Рис. 7. Вихревые структуры, образующиеся на газовых рулях.**

От места крепления руля к его поверхности расходит волна, которая проходит по поверхности руля диагонально от основания к торцу. При этом между рулями формируются вихревые структуры, что сказывается на форме, истекающей из сопла струи. Аэродинамические силы и моменты, действующие на изделие, представлены в таблице 6.

**Таблица 6. Аэродинамические силы и моменты**

<b>F<sub>x</sub>, Н (тяга с учетом лобового сопротивления)</b>	<b>F<sub>y</sub>, Н</b>	<b>F<sub>z</sub>, Н</b>	<b>M<sub>y</sub>, Н·м</b>	<b>M<sub>z</sub>, Н·м</b>
18 343,0	-108,74	2,79	0,29	180,8

В ходе анализа результатов было установлено, что газовые рули обтекаются подобно крыльям малого удлинения на нулевом угле атаки. На рисунке 6 видно, что на передних кромках газовых рулей возникают характерные зоны повышенного давления и температуры. Первая особенность обтекания заключается в том, что в нулевом положении газовые рули не совершают полезной работы, однако негативно влияют на тягу двигателя ЛА. Вторая особенность заключается в изменении геометрии профиля и поверхности в целом за счет

эрозионных воздействий на всем протяжении работы двигательной установки. Это означает, что эффективность управления полетом ЛА за счет газовых рулей будет неуклонно снижаться, а в некоторых случаях может иметь непредсказуемый характер из-за изменения размера и формы управляющей поверхности.

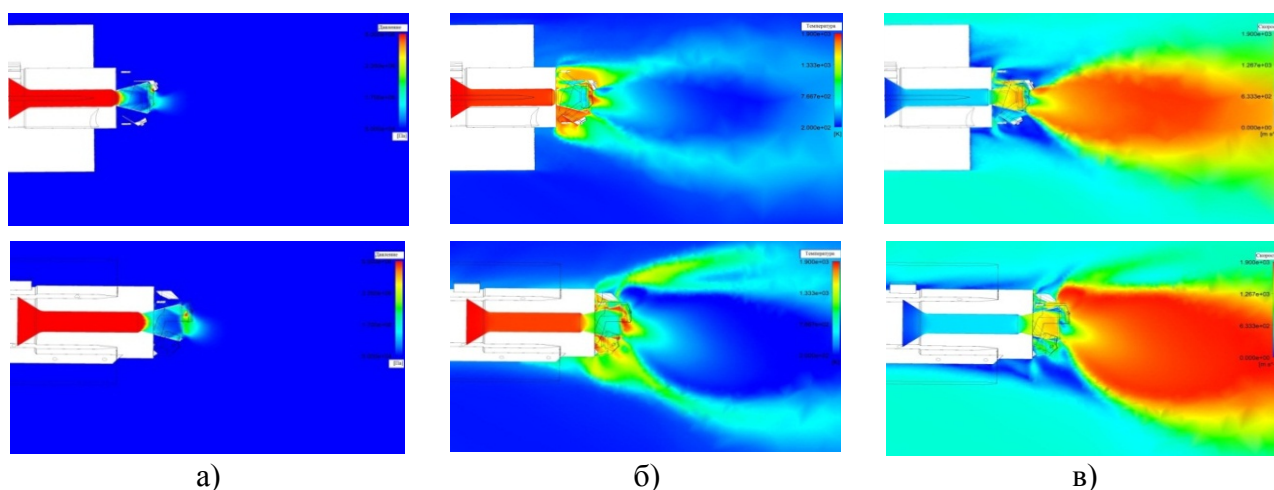
### **Исследование характеристик газодинамического управления на основе интерцепторов в варианте выдвижных щитков**

Принцип работы интерцепторов заключается в отклонении струи потока для создания поворотного момента за счет введения в поток отклоняющих поверхностей. В силу конструктивных особенностей конечная геометрия интерцепторов носит довольно сложный вид. Для проведения численного моделирования такая подробная проработка геометрии и связи механизмов не требуется. В связи с этим геометрия была достаточно сильно упрощена.

Проведено три расчета. Исследованные конфигурации изделия отличались количеством щитков, введенных в поток. Параметры расчетов:  $M_\infty=2$ ,  $P_\infty=25\ 600$  Па,  $P=10\text{e}6$  Па,  $T=1900$  К.

Использование интерцепторов может служить эффективным средством для изменения направления полета. При изучении полей распределения скорости и температуры, а также линий тока, стоит отметить наличие зон высоких температур и обратных токов. Когда щитки интерцепторов вводятся в поток, они отклоняют часть истекающей струи. Однако при этом часть истекающей струи перекрывается, тем самым сужая площадь сечения сопла. При этом часть расходной массы перетекает между стенкой сопла и щитком интерцептора в направлении, противоположном движению струи, скапливаясь в донной области, где наблюдается повышение температуры.

Визуализация газодинамических характеристик течения в случае выдвижных щитков, введенных в поток представлены на рисунке 8.



**Рис. 8. Поля (а) избыточного статического давления, (б) температуры и (в) скорости: (сверху – один щиток в потоке, снизу – два щитка в потоке).**

Аэродинамические силы и моменты, действующие на изделие, представлены в таблице 7.

**Таблица 7. Аэродинамические силы и моменты**

Число щитков в потоке	$F_x$ , Н (тяга с учетом лобового сопротивления)	$F_y$ , Н	$F_z$ , Н	$M_y$ , Н·м	$M_z$ , Н·м
0	16474,11	-115,0	36,0	55,0	217,0
1	14671,18	1717,0	-1780,0	-2850,0	-2711,0
2	13784,75	3784,4	-411,58	-564,59	-5260,99

Из таблицы 7 видно, что введение в поток выдвижных щитков существенно изменяет нормальную и боковую силу, действующие на изделие, а также моменты  $M_y$  и  $M_z$ . Однако при этом наблюдается падение тяги. Один щиток уменьшает тягу на 11%. Два введенных в поток щитка уменьшают тягу изделия на 16%. В связи с этим систему ГДУ на основе интерцепторов в варианте выдвижных щитков нельзя считать оптимальной.

**Исследование характеристик газодинамического управления на основе системы вдува для деформации струи двигательной установки**

Исследование характеристик газодинамического управления на основе вдува газа из камеры сгорания в сопло двигательной установки было проведено для трех вариантов (Табл.8): первый расчет проводился для варианта без дополнительного впрыска, во втором и третьем вариантах вдув осуществлялся под углом 60 и 90 градусов соответственно.

**Таблица 8. Аэродинамические силы и моменты**

Число работающих трубок	Угол вдува	$F_x$ , Н (тяга с учетом лобового сопротивления)	$F_y$ , Н	$F_z$ , Н	$M_y$ , Н·м	$M_z$ , Н·м
0	-	18045.02	0.25	-0.6807	107	0.1857
1	60 <sup>0</sup>	19085.82	-41.0	-0.56	345.79	-98.65
1	90 <sup>0</sup>	19074.6	150.0	-150.0	930.0	-170.0

Из таблицы 8 видно, что, вдув массы газа внутрь сопла через управляющую трубку влияет на боковую и нормальную силу, а также моменты  $M_y$  и  $M_z$ , действующие на АУР. Однако наблюдаемые изменения управляющих моментов существенно меньше, чем для других вариантов ГДУ: сильной деформации струи не наблюдается, заметного крутящего момента не генерируется.

В известных экспериментальных исследованиях расход рабочего тела для создания управляющей струи брался из отдельного газогенератора, давление и расход впрыска даже через отверстие малого диаметра позволяло отклонить струю на 5-10 градусов. В рассматриваемой компоновке АУР массогабаритные ограничения не позволяют разместить на борту дополнительный газогенератор. В связи с этим отбор дополнительного расхода газа приходится брать непосредственно из камеры сгорания. Из тех же соображений габаритных ограничений не представляется возможным увеличить массовый расход, затрачиваемый на деформацию струи.

Стоит заметить, что ввод дополнительной массы продуктов сгорания в сопло минуя критическое сечение приводит к росту тяги. Это обусловлено увеличением расхода через



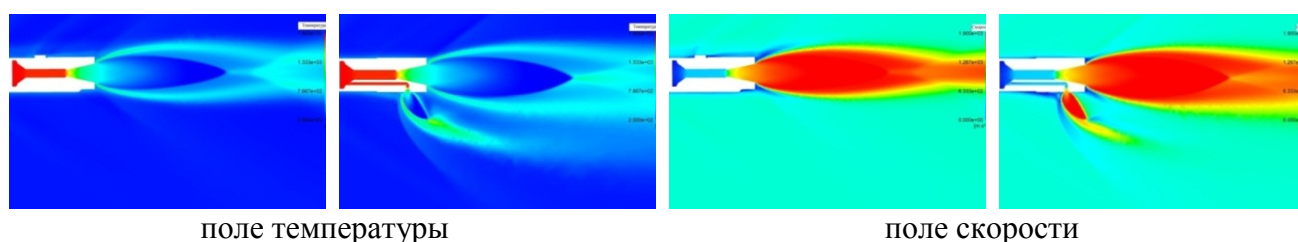
сечение среза сопла. Но с точки зрения эффективности создания управляющего момента такой метод оказывается малоэффективным по сравнению с другими методами ГДУ.

### **Исследование характеристик газодинамического управления на основе выдува струи в набегающий поток**

Наиболее эффективным представляется создание управляющего момента за счет выдува рабочего тела перпендикулярно к направлению набегающего потока. В представленном варианте геометрии может быть обеспечен значительно больший массовый расход для создания управляющего момента, чем в варианте вдува внутрь сопла.

Установочный расчет газодинамического управления АУР за счет выдува управляющей струи в набегающий поток был проведен при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 2,0$ , статическом давлении набегающего потока 25600 Па и температуре в камере сгорания 1900 К. Установочный расчет показал, что на кромке малой трубки присутствует неоднородность давления; при повороте трубки на 90 градусов для поворота струи присутствует застойная зона. Бочки Маха, которые формируются на боковой струе, несколько деформированны, даже на режиме без набегающего потока. Такое распределение давления может быть объяснено геометрическими особенностями подающей боковой трубки, в следствие чего профиль течения к моменту истечения струи из сопла не успевает принять осесимметричную форму.

На рис. 9 представлена структура и основные параметры течения в хвостовой части АУР при выдуве управляющей струи в набегающий поток.



**Рис. 9. Параметры потока вблизи изделия: слева – вертикальная плоскость, справа – горизонтальная плоскость.**

Значения аэродинамических сил и моментов, действующих на АУР, представлены в таблице 9.

**Таблица 9. Аэродинамические силы и моменты**

<b>F<sub>x</sub>, Н</b>	<b>F<sub>y</sub>, Н</b>	<b>F<sub>z</sub>, Н</b>	<b>M(y), Н·м</b>	<b>M(z), Н·м</b>
18593	0.3707	1408.1	3434.8697	197.1565

Необходимо отметить, что существенное изменение нормальной и боковой силы, а также моментов, действующих на АУР, предположительно является следствием интерференции управляющей струи и набегающего потока. В результате за счет того, что управляющая струя препятствует протеканию потока между хвостовыми стабилизаторами между ними образуется обширная зона повышенного давления.

### **Анализ характеристик методов газодинамического управления**

Оценку эффективности методов газодинамического управления целесообразнее проводить на основании сравнительного анализа параметров управляющих моментов при

использовании различных методов. Сводная таблица аэродинамических сил и моментов, действующих на поверхность летательного аппарата при движении его со скоростью  $M=2$  и совершающего маневры различными методами ГДУ представлена в таблице 10.

**Таблица 10. Сводная таблица результатов**

Геометрия изделия.	$F_y$ , Н	$F_z$ , Н	$M_y$ , Н·м	$M_z$ , Н·м	Тяга двигателя (вдоль оси X), Н
Поворотное сопло. Нулевое отклонение.	-40,0	-30,0	-41	122	18108,49
Поворотное сопло. Отклонение влево на $12,7^\circ$ .	-50,0	4225	6115	143	17438,81
Изделие с интерцепторами. 1 интерцептор в потоке.	1720,0	-1780,0	-2850	-2710	15641,0
Изделие с интерцепторами. 2 интерцептора в потоке.	3464,0	-200,0	-300	-5520	14935,0
Вдув одной струи внутрь сопла. Угол вдува $90^\circ$ .	150	-150	930	-170	18974,9
Выдув одной боковой струи наружу. Угол выдува $90^\circ$ .	0	2760	-2300	-2300	18000

Как видно из приведенных данных, максимальный управляющий момент возникает при использовании интерцепторов, однако тяга двигателя падает на 16 – 20 %. Тяга двигателя возрастает при вдуве струи внутрь сопла. При этом возникающий управляющий момент явно недостаточен для эффективного управления АУР. В этой ситуации, наиболее оптимальным методом ГДУ представляется использование управления АУР за счет выдува реактивной струи в набегающий поток. На сегодняшний день существуют лишь отрывочные сведения о характере взаимодействия ЛА со сложными струйными образованиями, вызванными изменением угла атаки за счет действия реактивной струи, направленной под углом к набегающему потоку.

**В главе 5** проанализированы сложные трехмерные структуры, явившиеся результатом комплексного взаимодействия управляющей струи с поверхностью ЛА, сносящим потоком и ядром потока двигательной установки.

Взаимное влияние течения и летательного аппарата принято называть «интерференцией». Помимо взаимодействия набегающего потока с корпусом ЛА, не менее важно учитывать взаимодействие набегающего потока с истекающей струей. При определенных режимах на кромке сопла могут образовываться зоны повышенного давления и обратных токов. Это оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики ЛА и тепло-массообмен.

#### **Эжектирование струи в заторможенный поток**

Для исследования такой трехмерной структуры течения была проведена серия расчетов. Установочные расчеты выполнены для двух режимов:

- выдув струи отобранным из камеры сгорания газом перпендикулярно продольной оси изделия в заторможенный поток (нулевая скорость набегающего потока  $V=0$ );
- выдув струи в разогнанный поток ( $V=2M$ );

Для каждого режима рассматривалось три варианта расчета: выдув струи производился при следующих значениях температуры газа: 300 К, 1900 К и 3100 К. На рисунке 10 представлены поля скорости и температуры в хвостовой части АУР при скорости набегающего потока  $M_\infty = 0$ . Управляющая струя практически ортогональна к оси изделия. Наблюдается некоторая деформация структуры боцек Маха. Такую структуру истечения можно объяснить неустановившимся режимом течения после поворота потока в подающей трубке. Количественные характеристики течения в сопле управляющей системы, представлены в таблице 11.

При анализе сил и моментов, действующих на исследованную геометрию, можно заметить, что определяющим параметром является температура газа.

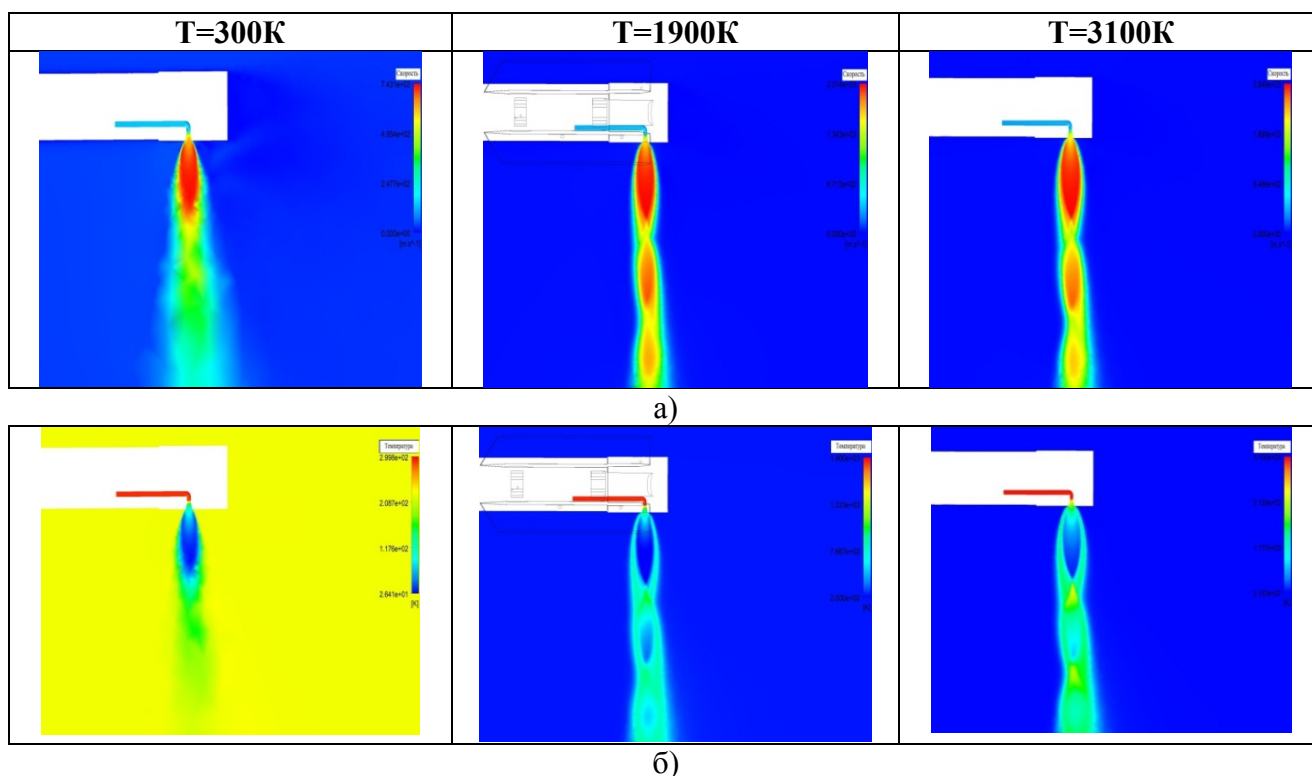


Рис. 10. Поля скорости (а) и температуры (б) при  $M_\infty = 0.0$ .

Таблица 12. Количественные характеристики течения

Р, Па (среднее статическое давление на срезе сопла)	Т, К (средняя статическая температура на срезе сопла)	V, м/с (средняя скорость на срезе сопла)	G, кг/с (расход через сопло)
3,1e5	1957	2049	0,640
	900	1600	0,847
	114	610	2,196
	1957	2049	0,640
	820	1600	0,840
	110	610	2,196

На структуру течения температура газа существенного влияния не оказывает. Аэродинамические силы и моменты, действующие на изделие, представлены в таблице 12.



**Таблица 12. Аэродинамические силы и моменты**

Номер режима	$F_y$ , Н	$F_z$ , Н	$M(y)$ , Н·м	$M(z)$ , Н·м
1	15,3	1477,1	1751,1	0,38
2	0,72	1450,02	1719,86	0,50
3	0,0	1414,8	1743,7	0,0
4	-51,01	2136,17	2452,25	140,84
5	-145,73	2185,0	2612,0	222,99
6	-143,98	2133,0	2563,0	213,44

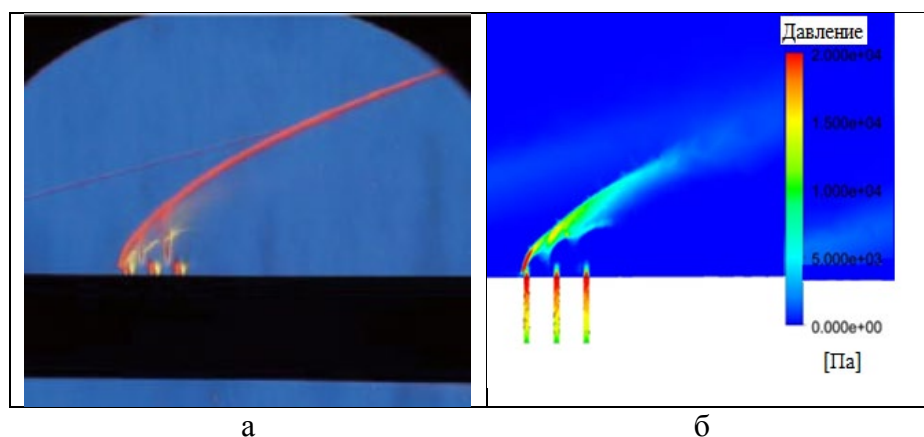
**Эжектирование струи в сносящий поток**

Проведено сравнение результатов численного моделирования по разработанной математической модели с известными экспериментальными данными. В таблице 13 приведены параметры расчетного режима.  $P_{0j}$  и  $T_{0j}$  – параметры впрыска газа;  $P_0$  и  $T_0$  – параметры заторможенного потока;  $P_j/P_\infty$  - перепад давления;  $\alpha$  – угол атаки.

**Таблица 13. Условия проведения эксперимента**

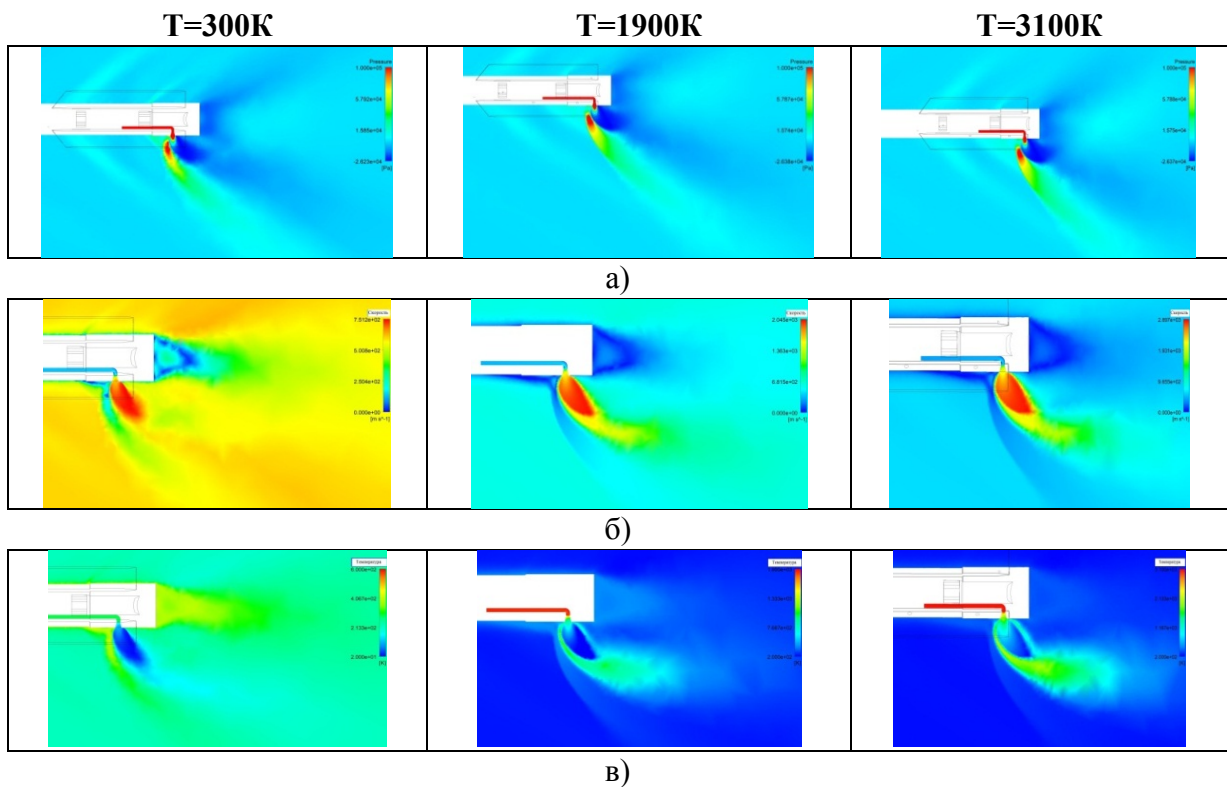
$M_\infty$	$P_0$ , МПа	$P_{0j}$ , МПа	$T_0$ , К	$T_{0j}$ , К	$P_j/P_\infty$	$\alpha$ , °
5	0.8	2.45	336	293	89.3	0

Визуализация результатов исследования представлена на рисунке 11.



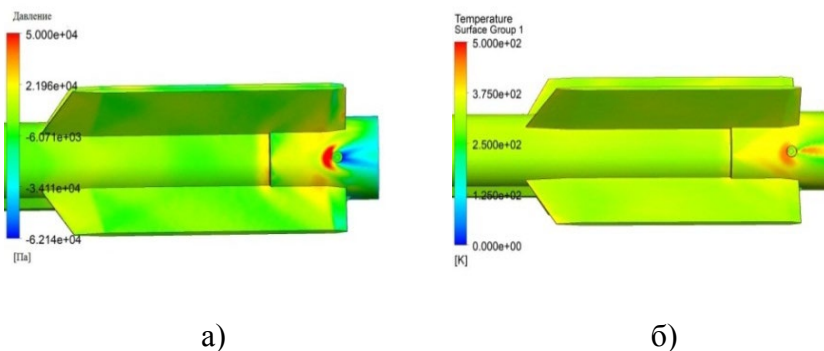
**Рис. 11. Картина течения при эжекции струи в сносящий поток: а – шлирен-фотография эксперимента, б – поле давления настоящей работы.**

Характер течения инжектируемой струи под действие сносящего потока представлен на рисунке 12.

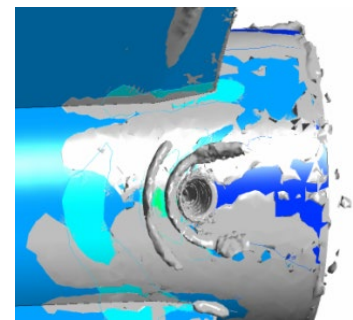


**Рис. 12. Поля избыточного статического давления скорости и температуры ( $M_\infty = 2.0$ ).**

На рисунках 13, 14 можно увидеть характерную картину полей давления и температуры, возникающих на поверхности летательного аппарата при обтекании управляющей струи сносящим потоком.



**Рис.13. Поля давления – а) и температуры – б) на поверхности АУР при взаимодействии управляющей струи со сносящим потоком**



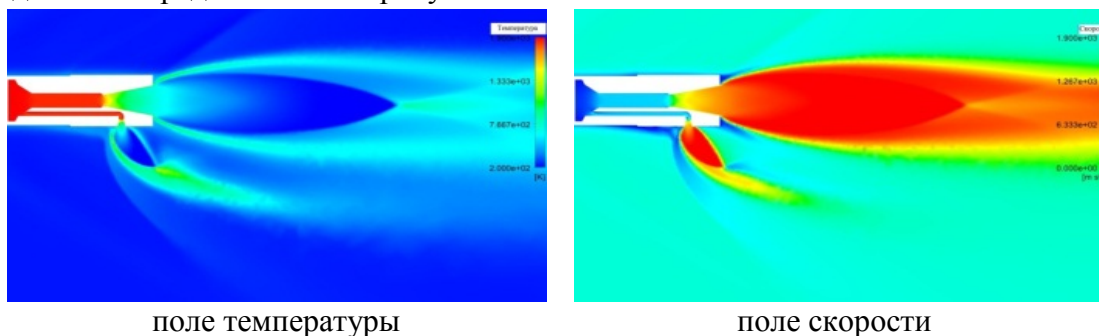
**Рис. 14. Поле давления на поверхности при взаимодействии струи с потоком.**

Из рисунков видно, что при натекании сносящего потока на истекающую струю образуется подковообразная зона повышенного давления, а за струей зона разрежения. Формируются два симметричных вихря обтекающих препятствие и образующих за ним зону, на которой теплообмен сопоставим с областью передней критической точки.

### **Эжектирование струи в сносящий поток при работе двигательной установки**

Исследования проводились для условий: натекание набегающего потока на поверхность АУР, истечение реактивной струи двигательной установки, истечение

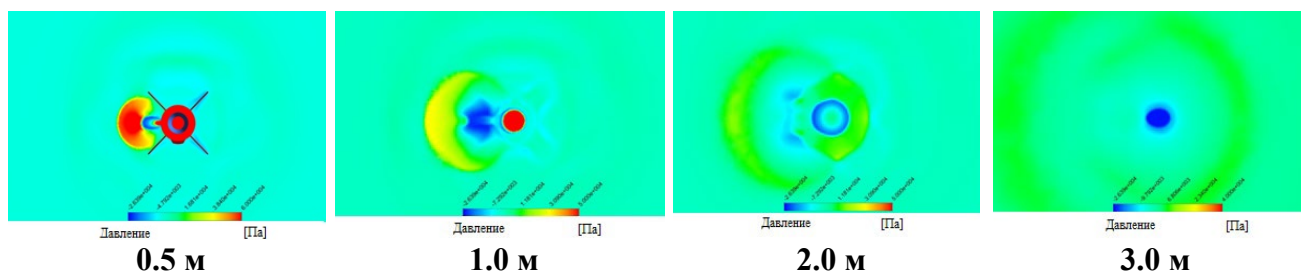
управляющей струи. В укрупненном виде поля температуры и скорости такого взаимодействия представлены на рисунке 15.



**Рис. 15. Параметры потока вблизи изделия. Скорость набегающего потока  $M=2$ .**

При скорости набегающего потока  $M_\infty = 2.0$  управляющая струя достаточно быстро поворачивает и становится параллельной основному потоку.

Для изучения взаимодействия двух струй были рассмотрены поля скорости и давления в сечениях, ортогональных направлению полета на удалении 0.5, 1.0, 2.0 и 3.0 м от сопла. Картина распределения полей давления основной и управляющей струй приведена на рисунке 16.



**Рис. 16. Поля давления на удалении 0.5, 1.0, 2.0 и 3.0 м от сопла при взаимодействии истекающей струи двигательной установки и управляющей струи под воздействием набегающего потока.**

Из рисунка видно, что управляющая струя под воздействием потока поворачивает и деформируется. В поперечном сечении струя из осесимметричной приобретает форму полумесяца, размер которого растет при удалении от сопла. С увеличением расстояния от сопла двигательной установки происходит рост геометрических размеров поперечного сечения струй.

Численное исследование явления интерференции струй было проведено для двух взаимно-перпендикулярных управляющих струй (истечение в плоскости  $YZ$ , в направлении осей основной системы координат). В расчетах варьировались величины набегающего потока:  $M=0.8; 2.0; 3.2$ .

Установлено, что в пространстве между струями формируется область пониженного давления, в направлении которой начинает перетекать часть массы газа реактивной струи двигательной установки. Результат такого перераспределения массы заключается в изменении формы струи двигательной установки, вытягивающейся в сторону управляющей струи. Последнее хорошо заметно при анализе формы тепловых полей в сечениях, перпендикулярных к струе двигательной установки на разных удалениях от среза сопла (Рис.17).

Представленные на рисунке 17 результаты показывают, что на расстоянии 0,5 м от среза сопла двигателя четко прослеживаются тепловые следы, как от струи двигательной

установки, так и аналогичные следы от управляющих струй. На расстоянии 1,0 м от среза взаимное влияние струй явно еще не прослеживается, но вот на расстояниях в 2,0 и 3,0 м струи практически сливаются, причем за счет деформации струи двигательной установки.

Можно сделать вывод, что такое взаимодействие струй (интерференция) проявляется тем сильнее, чем выше скорость набегающего потока.

При наблюдении за картиной взаимодействия управляющих и основной струй по сечениям на удалении от среза сопла при изменении скорости набегающего потока можно отметить, что при малых скоростях сносящего потока интерференция струй носит незначительный характер, приближение управляющих струй к струе двигателя не носит ярко выраженного характера. Наблюдается дисперсия энергии и быстрое снижение температуры управляющих струй. Тем не менее, на удалении более двух метров от среза сопла наблюдается деформация струи двигателя в сторону управляющих струй.

С ростом скорости сносящего потока управляющие струи быстрее прижимаются к реактивной струе двигателя, вплоть до слияния с ней. Струя двигателя теряет осесимметричную форму и практически сливается с управляющими струями. При этом остывание управляющих струй происходит не так интенсивно, как при меньших скоростях полета.

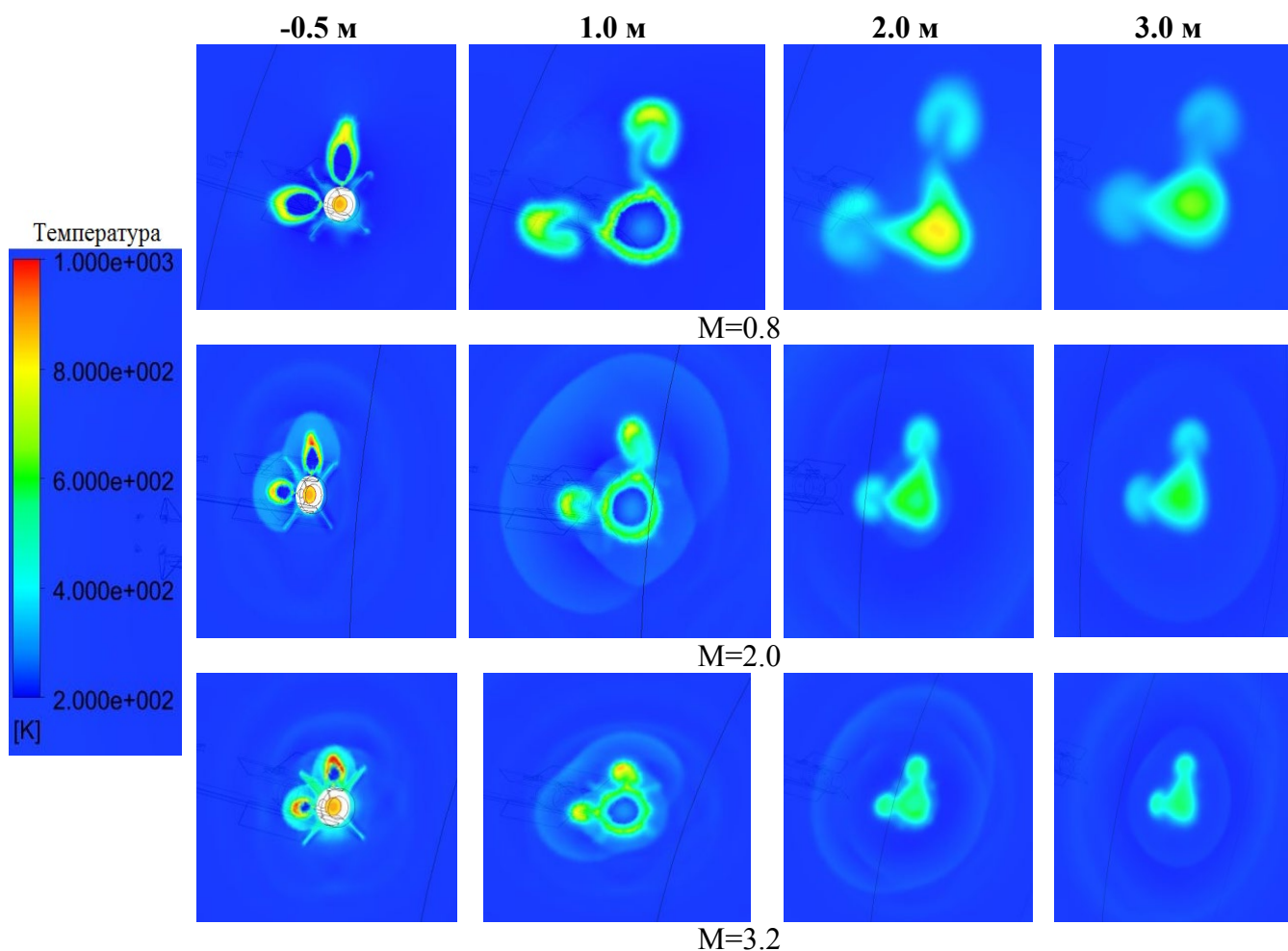
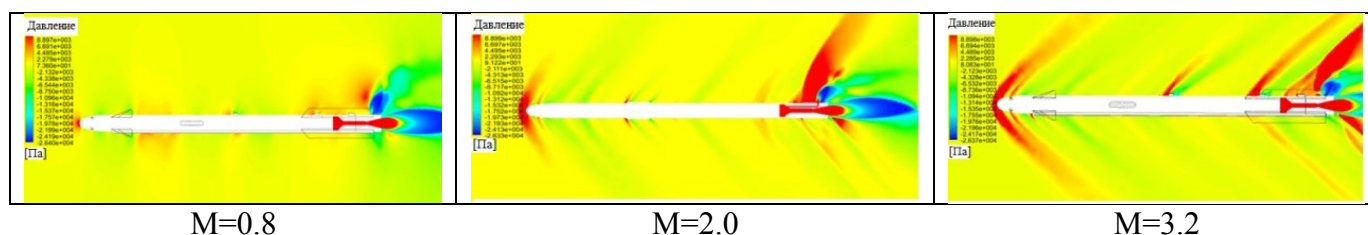


Рис. 17. Изменение температурных полей сложного взаимодействия течений на расстоянии 0.5; 1.0; 2.0 и 3.0 м. от среза сопла для трех скоростей полета АУР.

## Влияние скорости набегающего потока на характер обтекания и эффективность газодинамического управления

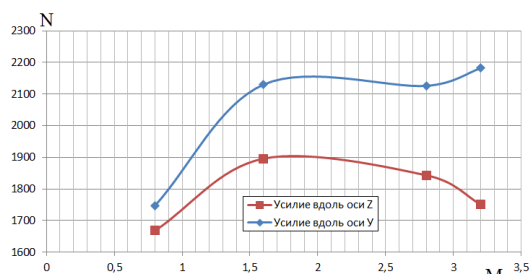
Характер изменения полей давления в окрестностях АУР в результате комплексного взаимодействия струй приведен на рисунке 18. В расчетах варьировались величины набегающего потока:  $M=0.8$ ; 2.0; 3.2. Из рисунка видно, что характер ударных волн, возникающих в окрестностях АУР от взаимодействия лобовой частью, конструктивными элементами и управляющей струей, носит все более ярко выраженный характер с ростом скорости набегающего потока.



**Рис.18. Поля давления в окрестностях АУР в результате комплексного взаимодействия струй при значениях набегающего потока:  $M=0.8$ ; 2.0; 3.2.**

Ударная волна, возникающая от взаимодействия набегающего потока с управляющей струей, представляет собой структуру, более мощную, чем ударная волна в лобовой точке АУР.

На рисунке 19 представлена зависимость изменения суммарного поворотного усилия воздействия управляющей струи от скорости набегающего потока.



**Рис. 19. График зависимости управляющего воздействия от числа Маха.**

На графике представлены силы, действующие на АУР в вертикальном и горизонтальном направлении. Если на дозвуковых скоростях большей разницы между горизонтальными и вертикальными силами нет, то с ростом числа Маха растет и расхождение между ними, при  $M=3.2$ , разница достигает почти 500 Н. Такое расхождение можно объяснить наличием конструктивных особенностей АУР: на верхней части ракеты расположены бугеля, на которых и происходит торможение потока, что в свою очередь вызывает рост статического давления на поверхности.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках представленного в данной работе исследования процессов тепло-массообмена и газовой динамики сложного взаимодействия потоков: струи ракетного двигателя, управляющей струи системы газодинамического управления авиационной управляемой ракетой и сносящего потока решены следующие задачи:

- проведён критический анализ существующих методов газодинамического управления летательными аппаратами, рассмотрены и проанализированы результаты существующих схем и решений;
- сформулированы граничные условия полёта АУР в плотных слоях атмосферы;
- разработана математическая модель процессов тепло-массообмена и газовой динамики, характерных для полета АУР при обтекании сверхзвуковым потоком,



проанализированы достоинства и недостатки популярных моделей турбулентности для решения поставленных задач;

- разработана методика численного решения основных уравнений, входящих в математическую модель, проанализированы особенности методики, проведено исследование сеточной независимости решаемой задачи, влияния используемой модели турбулентности на результаты расчетов;

- проведена верификация разработанной математической модели на основе сравнения результатов с экспериментальными данными и расчетными исследованиями других авторов;

- проведено тестовое сопоставление результатов численного решения предложенной математической модели, описывающей сложное взаимодействие струй в окрестностях авиационной управляемой ракеты при газодинамическом управлении направлением полета;

- проведены численные исследования параметров тепло-массообмена и аэродинамических характеристик АУР для различных способов управления вектором тяги, выполнена оценка эффективности используемых методов;

- проанализированы эффекты, возникающие при взаимодействии управляющей струи со сносящим потоком, струей ракетного двигателя.

Установлено, что:

- при натекании сносящего потока на истекающую струю образуется подковообразная зона повышенного давления, а за струей зона разрежения, что вполне соответствует картине обтекания цилиндрической преграды. Формируются два симметричных вихря обтекающих препятствие, образующих за ним зону, в которой теплообмен сопоставим с областью передней критической точки.

- под воздействие сносящего потока в пространстве между управляющей струей и струей двигательной установки формируется область пониженного давления, в направлении которой начинает перетекать часть массы газа основной реактивной струи. Результат такого перераспределения массы заключается в изменении формы струи двигательной установки, вытягивающейся в сторону управляющей струи, при этом взаимодействие струй проявляется тем сильнее, чем выше скорость набегающего потока.

Проведенные исследования позволяют сделать вывод о перспективности метода газодинамического управления полетом летательного аппарата, основанного на использовании реактивного эффекта струи, выдуваемой по нормали к набегающему потоку. Отсутствие потерь в тяговых характеристиках двигательных установок и достаточно высокие управляющие моменты, создаваемые выдуваемой струей, делают ее предпочтительной по сравнению с другими методами газодинамического управления.

## **ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ**

### **Публикации в рецензируемых изданиях**

1 Платонов. И.М. Решение задачи горения водорода в сверхзвуковом потоке с помощью модуля Ansys CFX [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2015. N 82. 13 с. Режим доступа: [http://trudymai.ru/upload/iblock/a7b/platonov\\_rus.pdf?lang=ru&issue=82](http://trudymai.ru/upload/iblock/a7b/platonov_rus.pdf?lang=ru&issue=82)

2. Платонов И. М., Молчанов А. М., Быков Л. В. Анализ влияния геометрических характеристик сопла на тягу гиперзвукового двигателя // Тепловые процессы в технике. 2015. Т. 7. N 9. С. 405-409.

3. Платонов И.М., Быков Л.В. Исследование влияния качества сеточной модели на определение местоположения ламинарно-турбулентного перехода на скользящем крыле

[Электронный ресурс] // Труды МАИ: 2016. N 89. 12 с. Режим доступа: [http://trudymai.ru/upload/iblock/329/platonov\\_bykov\\_rus.pdf?lang=ru&issue=89](http://trudymai.ru/upload/iblock/329/platonov_bykov_rus.pdf?lang=ru&issue=89).

4. Molchanov A.M., Bykov L.V., Platonov I.M., Yanishev D.S. Influence of geometric parameters and chemical kinetics model on combustion in a supersonic flow // International Journal of Fluid Mechanics Research. 2017. Vol. 44(6). P. 553-563.

5. Быков Л. В., Молчанов А. М., Янышев Д. С., Платонов И. М. Современные подходы к расчету характеристик течения при ламинарно-турбулентном переходе в пограничном слое // Теплофизика высоких температур. 2018. Т. 56. N 1. С.104–120.

#### **Другие публикации**

6. Платонов И.М. Программный комплекс Ansys для моделирования задач газовой динамики и химической кинетики // конф. «Инновации в авиации и космонавтике – 2015» (Москва, 21-23 апреля 2015). С. 84-85.

7. Платонов И.М., Молчанов А.М., Быков Л.В. Математическое моделирование процессов горения водорода в сверхзвуковой струе // Конф. мол. уч. и спец. Новые решения и технологии в газотурбостроении. (Москва, 26-28 мая 2015). Сборник тезисов докладов. - М.: ЦИАМ, 2015. С. 179-180.

8. Платонов И.М., Быков Л.В., Молчанов А.М. Ламинарно-турбулентный переход – состояние вопроса и проблемы // 14-й межд. конф. «Авиация и космонавтика – 2015» (Москва, 16-20 ноября 2015). Москва. Тезисы. – Типография «Люксор», 2015. С. 447-449.

9. Платонов И.М. Исследование влияния турбулентности набегающего потока на устойчивость ламинарного пограничного слоя на скользящем крыле // Гагаринские чтения – 2016: 42-я Межд. мол. Научн. конф.: Сборник тезисов докладов: В 4 т. (Москва, 12-15 апреля 2016). М.: Моск. авиационный ин-т (национальный исследовательский университет), 2016. С. 336-336.

10. Платонов И.М., Янышев Д.С. Численное моделирование рабочих параметров экспериментальной установки по изучению образования наледи на поверхности летательного аппарата // Гагаринские чтения – 2017: 43-я Межд. мол. Науч. конф.: Сборник тезисов докладов. (Москва, 05-19 апреля 2017). М.: Моск. авиационный ин-т (национальный исследовательский университет), 2017. С. 1032- 1033.

11. Платонов И.М., Быков Л.В., Янышев Д.С. Численное моделирование рабочих параметров экспериментальной установки для изучения образования наледи на элементах конструкции летательных аппаратов // Мат. XX Юбилейной международной конф. по вычислительной механике и современным прогр. системам-2017 (Алушта, 24-31 мая 2017). М.: Издательство МАИ-Принт, 2017. С.529-531.

12. Ежов А.Д., Платонов И.М. Беспилотный летательный аппарат реактивного старта с изменяемым положением крыла // «Гагаринские чтения – 2018»: XLIV Межд. мол. Науч. Конф. (Москва, 17-20 апреля 2018). М.: Моск. авиационный ин-т (национальный исследовательский университет), 2018., Т. 1, с. 47.

13. Платонов И.М., Быков Л.В., Пашков О.А. Анализ влияния качества сеточной модели на результаты расчета параметров высокоскоростного течения в сносящем потоке // XXI Международная конференция по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (Алушта, май 2019). Сборник тезисов докладов. М.: Издательство МАИ-Принт, 2019. С.530-531.