

На правах рукописи

Кисловский Валентин Алексеевич

**ИЗМЕНЕНИЕ СИЛ НА ПОВЕРХНОСТИ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО
ТЕЛА КОНЕЧНОГО РАЗМЕРА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ
ПРИ ВЫДУВЕ ПОПЕРЕЧНОЙ ГАЗОВОЙ СТРУИ**

01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Новосибирск – 2021

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук (Новосибирск).

Научный руководитель: доктор технических наук, доцент **Звегинцев Валерий Иванович**.

Официальные оппоненты:

Терехов Владимир Викторович, доктор физико-математических наук, профессор РАН, ФГБУН Института теплофизики им. С.С. Кутателадзе Сибирского отделения Российской академии наук, заведующий лабораторией.

Биматов Владимир Исмагилович, доктор физико-математических наук, доцент, ФГАОУВО «Национальный исследовательский Томский государственный университет», заведующий кафедрой.

Ведущая организация:

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова», факультет ракетно-космической техники, кафедра «Плазмогазодинамика и теплотехника».

Защита состоится « 02 » июля 2021 г. в 9³⁰ на заседании диссертационного совета Д 003.035.02 в Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН по адресу: 630090, Новосибирск, ул. Институтская, 4/1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН по адресу: ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, http://www.itam.nsc.ru/website/inst/upload/infoblock/file/d0rkb-Kislovskiy_textdiss.pdf

Отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенный печатью учреждения, просьба направлять на имя ученого секретаря диссертационного совета.

Автореферат разослан « ___ » _____ 2021 г.

Ученый секретарь диссертационного совета
доктор физико-математических наук



С.А. Гапонов

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность исследования

В настоящее время с увеличением требований к скоростным и маневренным характеристикам летательных аппаратов (ЛА) в аэрокосмической отрасли, возросла необходимость в создании новых и/или усовершенствовании технологий существующих систем управления. Одним из перспективных направлений развития систем управления высокоскоростными ЛА стал метод газоструйной корректировки траектории полета.

Исследования возможностей газоструйных (газодинамических) систем управления проводятся во всем мире, так как способы корректировки такого рода обладают рядом преимуществ по сравнению с более распространенными на данный момент времени способами управления с использованием отклоняемых аэродинамических поверхностей. Во-первых, к таким преимуществам относят возможность эффективной работы системы управления при любых условиях внешней среды. Таким образом, исключается возможность появления участка траектории, на котором отсутствует возможность управляющего воздействия из-за высоты или скорости полета. Во-вторых, быстрое действие системы. Управляющее воздействие начинается сразу в момент начала истечения струи и в полную величину заданного усилия, а также прекращается в тот же момент, когда струя перестает истекать. В-третьих, широкие возможности энергетического контроля. Это означает возможность создавать в любой момент времени практически любое необходимое управляющее воздействие. В-четвертых, слабая восприимчивость к пространственному положению ЛА. Данные факторы увеличивают гибкость работы системы управления и улучшают маневренность ЛА. В-пятых, в те периоды времени полета, когда система управления не работает, органы управления не создают дополнительного сопротивления и возмущения в обтекающем потоке, а также сами не подвергаются силовому и тепловому воздействию [1].

Недостатками и факторами, делающими газоструйную систему управления мало распространенной для ЛА, являются: ограниченная продолжительность работы газоструйной системы управления, связанная с необходимостью использования источника рабочего тела, например в качестве источника газогенератора; сложность картины течения при взаимодействии набегающего потока с выдуваемой газовой струей, а также сложность предсказания формирующихся в результате этого взаимодействия сил на поверхности ЛА, вследствие зависимости от большого множества параметров [2].

В результате взаимодействия набегающего потока с выдуваемой газовой струей происходит перераспределение давления по всей поверхности ЛА. Си-

¹ Физические основы устройства и функционирования стрелково-пушечного артиллерийского и ракетного оружия. Часть II. Физические основы устройства и функционирования ракетного оружия: учебник для вузов / под ред. проф. В.В. Ветрова и проф. В.П. Строгалева. Тула: Изд-во ТулГУ, 2007. 784 с.

² Stahl B., Esch H., Gülhan A. Experimental investigation of side jet interaction with a supersonic cross flow // Aerospace Science and Technology. 2008. Vol. 12, Iss. 4. P. 269–275.

ла, образующаяся в результате перераспределения давления, может как совпадать по направлению действия с реактивной тягой выдуваемой струи, так и противодействовать ей. Этот фактор оказывает влияние на управляющее воздействие в целом.

Лучшее понимание условий, влияющих на изменение аэродинамических характеристик ЛА в случае выдува реактивной струи, может быть основой для создания эффективной системы управления, базирующейся на газоструйном воздействии.

Целью диссертационной работы является изучение физической картины течения при взаимодействии набегающего сверхзвукового потока с выдуваемой поперечной газовой струей и выявлении факторов, определяющих изменения сил, действующих на поверхность осесимметричного тела.

Задачами диссертационной работы являлись исследования влияния:

- параметров струи и набегающего потока на величину сил, образующихся в результате перераспределения давления по поверхности обтекаемого осесимметричного тела
- размера и положения отверстия выдува на перераспределение давления по поверхности обтекаемого осесимметричного тела.
- выдуваемой поперечной струи на аэродинамические характеристики осесимметричной модели с хвостовым стабилизатором.
- воздействия выдува поперечной газовой струи на динамику возмущенного движения ЛА осесимметричной конфигурации.

Научная новизна

Проведено параметрическое исследование величины силы, формирующейся в результате перераспределения давления по поверхности обтекаемого осесимметричного тела вследствие взаимодействия набегающего сверхзвукового потока с выдуваемой струей, и получены новые зависимости этой силы от параметров набегающего потока и струи, размера и положения отверстия выдува и т.д.

Показано, что перераспределение давления на поверхности, в результате выдува поперечной струи, приводит к существенному изменению моментных характеристик осесимметричного сверхзвукового ЛА.

Показано, что выдув поперечной струи приводит к изменению аэродинамических характеристик хвостового стабилизатора.

Впервые исследована динамика полета ЛА осесимметричной конфигурации с учетом управляющего воздействия поперечной газовой струи и перераспределения давления по поверхности ЛА вследствие выдува.

Научная и практическая ценность работы

Теоретическая значимость настоящей работы заключается в уточнении влияния выдува поперечной газовой струи на аэродинамические характеристики сверхзвукового ЛА осесимметричной конфигурации в целом и на его элементы в частности.

Практическая значимость результатов исследования заключается в том, что полученные результаты могут быть использованы для создания или улучшения систем корректировки траектории полета, основанных на газоструйном воздействии.

Личный вклад автора заключается в том, что все основные результаты работы получены самим автором. Самостоятельно проводил исследования путем численного моделирования, а также осуществлял подготовку и проведение экспериментальной части исследований. Автором была предложена методика расчета трехмерного возмущенного движения ЛА и создана программа на ее основе. С использованием созданной программы выполнен анализ возможностей воздействия поперечной газовой струи на динамику возмущенного движения ЛА осесимметричной конфигурации.

На защиту выносятся следующие научные положения диссертации.

Результат исследования влияния степени нерасчетности струи, выдуваемой с поверхности обтекаемого сверхзвуковым потоком осесимметричного тела конечного размера на величину поперечной силы, образующейся вследствие перераспределения давления по поверхности обтекаемого тела при взаимодействии потока со струей, показывающий возможность линейного изменения поперечной силы в 8 раз при изменении степени нерасчетности от $n = 200$ до $n = 3200$.

Результат исследования влияния скорости набегающего потока или скорости истечения выдуваемой струи в диапазоне $M = 1 - 6$, показывающий изменение интенсивности зоны повышенного давления перед струей. Результат исследования, показывающий, что наличие кривизны поверхности осесимметричного тела уменьшает поперечную силу по сравнению с плоской пластиной. Увеличение диаметра струи увеличивает эффект кривизны поверхности. Установлен диапазон отношения диаметров отверстия и модели ($d_j/D = 0,18 - 0,30$), в котором поперечная сила не меняется.

Результат исследования, показывающий, что смещение отверстия выдува по длине ЛА меняет величину поперечной силы до 120% от импульса выдуваемой струи с изменением управляющего момента до 100%.

Результат исследования, показывающий, что выдуваемая струя изменяет усилия, действующие на отдельные консоли хвостового стабилизатора, в результате чего меняется моментная характеристика ЛА (до 33% в рассмотренном случае).

Создана методика и программа для расчета трехмерного возмущенного движения ЛА. С помощью программы выполнен анализ возможностей воздействий поперечной газовой струи на динамику возмущенного движения ЛА осесимметричной конфигурации. Показано, что наличие перераспределения давления при выдуве струи в работе газодинамической системы управления может приводить к значительному изменению конечной точки траектории полета на 8–39 м (на 10–13%) в рассмотренном случае.

Достоверность полученных результатов обеспечивается использованием в работе традиционных для аэродинамического эксперимента надёжных и до-

стоверных методов измерения сил, давления и температур. Результаты численного моделирования верифицированы путем сравнения с результатами экспериментов. Расчетные методики верифицированы путем сравнения с известными результатами других авторов.

Апробация работы

Основные результаты диссертационной работы опубликованы в журналах «Теплофизика и аэромеханика», «Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника». Всего опубликовано три статьи в ведущих научных журналах из перечня ВАК. Основные результаты диссертационной работы докладывались на российских и международных научных конференциях, симпозиумах и семинарах, в том числе на Международной конференции по методам аэрофизических исследований ISMAR'2016 (Пермь, 2016), ISMAR'2018 (Новосибирск, 2018), на Международной конференции НЕРСМ (Новосибирск, 2017 и 2019), на Всероссийской молодежной конференции «Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии» (Новосибирск – Шерегеш, 2017, 2018, 2019), на Всероссийской конференции ФППСМ-2016 (Томск, 2016), на Всероссийской молодежной конференции «Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики» (Томск, 2017), на Всероссийской конференции «Наука и технологии» (Миасс, 2018), на Всероссийском съезде по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Уфа, 2019)

Публикации. По теме диссертации опубликовано 14 печатных работ, 3 из которых в изданиях, рекомендованных ВАК. Получено 1 свидетельство о регистрации программы для ЭВМ. Список публикаций основных работ представлен в конце автореферата.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения, списка обозначений и списка литературы из 100 наименований. Общий объем диссертационной работы составляет 111 страниц, включая 62 иллюстрации, 6 таблиц, 21 формулу и два приложения.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность, сформированы цели работы, задачи и научная новизна. Описаны научная и практическая ценность работы и основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту. Представлен список основных публикаций по теме работы, и дана общая структура диссертационной работы.

Глава 1 содержит обзор работ по исследованию выдува с поверхности твердого тела в сверхзвуковом потоке, которые составили теоретическую базу по данному направлению исследований и основу для решения поставленных задач.

В п. 1.1 представлены преимущества и недостатки газоструйной системы управления по сравнению с более распространенными системами управления

на сегодняшний день. Приведено описание уже реализованных систем газоструйного управления ЛА осесимметричной конфигурации. В качестве реализованных газоструйных систем корректировки были рассмотрены используемые на зенитных управляемых ракетах (ЗУР) «Эринт-1» и «Астер». Необходимо отметить, что в существующих комплексах газоструйное управление является только вспомогательным, для увеличения маневренности ЛА, и применяется на тех участках полета, где газодинамических эффект минимален или отсутствует вовсе (например, на старте полета), с использованием исключительно реактивную тягу струи (струй) для осуществления корректировки.

В п. 1.2 перечислены общепринятые характеристики, описывающие выдуваемую в затопленное пространство струю.

В п. 1.3 указаны особенности поля течения при взаимодействии сверхзвукового потока с выдуваемой поперечно струей. Описана структура течения в продольном сечении, объяснено образования скачка уплотнения, реверсивных зон и пяти пар вихрей. Описаны причины перераспределения давления и т.п.

В п. 1.4 представлен обзор работ, рассматривающих задачу о взаимодействии сверхзвукового потока с выдуваемой струей с точки зрения достоверности описания такого сложного газодинамического процесса различными методами численного моделирования. Так, например, в работе [3] выполнено сравнение различных моделей турбулентности при решении задачи взаимодействия потока и набегающей струи. Из этих исследований было получено, что модель Спаларта – Аллмараса имеет хорошую сходимость при рассмотрении развития вихревых структур вниз по потоку от места взаимодействия набегающего потока с выдуваемой струей. В свою очередь такие модели турбулентности как $k-\varepsilon$ и $k-\omega$ хуже показывают развитие вихревых структур, однако имеют большее сходство с экспериментальными данными непосредственно в области выдува и при сравнении действующих на тело сил.

Приведены результаты работы группы профессора Гнемми [4] по проверке собственной программы для расчета газодинамических задач. Представлены также результаты исследования Гуровым, Думновым и Ивановым [5] точности получаемых решений при применении вычислительного комплекса FloEFD.

В п. 1.5 представлен обзор работ, затрагивающих непосредственно изменение интегральных силовых значений на поверхности осесимметричных тел в сверхзвуковом потоке вследствие выдува газовой струи с поверхности этих тел.

³ Payne J.L., Roy C.J., Beresh S.J. A comparison of turbulence models for a supersonic jet in transonic crossflow // 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, (8–11 January 2001, Reno, NV): AIAA 2001-1048. 28 p.

⁴ Gnemmi P., Gruhn P., Leplat M., Nottin C., Wallin S. Computation validation on lateral jet interactions at supersonic speeds // J. Engineering Systems Modelling and Simulation. 2013. Vol. 5, Nos. 1/2/3/. P. 68–83. DOI: 10.1504/IJESMS.2013.052384.

⁵ Гуров Л.В., Думнов Г.Е., Иванов А.В. Применение вычислительного комплекса FloEFD для расчета аэродинамики летательного аппарата с газоструйными органами управления // Вестник Концерна ПВО «Алмаз – Антей». 2015. № 2. С. 61–68.

Большой вклад в области экспериментальных исследований внес М.В. Марковин [6] В одной из своих работ он изучал эффективность применения звуковых и сверхзвуковых струй в качестве управляющего воздействия. Эксперименты проводились при различных отношениях давлений и числах Маха. Суммарная сила воздействия от выдува измерялась на плоской пластине и была разделена на силу тяги, создаваемую только реактивной струей, и усилие от распределения давления на пластине, вызванное взаимодействием струи с набегающим потоком. Это сделано путем вычисления силы реакции полностью изолированной выдуваемой струи и сравнением ее с измеренной силой при взаимодействии струи с потоком. В ходе исследования сделан вывод, что сверхзвуковая струя более эффективна в качестве управляющего воздействия, чем звуковая. В выводах высказано предположение, что если бы удалось полностью избавиться от зоны пониженного давления, то прирост реактивного усилия за счет зоны повышенного давления составил около 12%.

В одной из работ [7] исследовалось применение управляющих поверхностей. Во всех случаях из множества рассматриваемых конфигураций наблюдался прирост силового воздействия на модель. При этом наибольший прирост был обнаружен в случае расположения управляющих поверхностей от отверстия выдува по всей длине модели. Сам же прирост усилия объяснялся увеличением площади воздействия, последствий взаимодействия набегающего потока с выдуваемой струей, при котором немаловажным фактором становился подковообразный вихорь.

В работе [8] провели исследование влияния на образования зон давления при использовании одного из четырех вариантов формы сечения отверстия выдува (круглой, эллиптической, каплевидной и обратной каплевидной формы). Несмотря на то, что эллиптическое сечение приводило к формированию большей области повышенного давления, такое сечение также многократно увеличивало и зону пониженного давления. Хороший результат в уменьшении зоны пониженного давления показала каплевидная форма сечения отверстия выдува.

В работе [9] показано уменьшение с ростом угла атаки нормальной силы, возникающей вследствие взаимодействия набегающего потока со струей.

В результате проведенного обзора можно сделать важный вывод о недостаточном количестве данных в общедоступной литературе, связанных с динамикой полета с применением газоструйного управляющего воздействия.

⁶ Morkovin M.V., Pierce C.A., Craven C. Interaction of a side jet with a supersonic main stream // Engineering Research Bulletin / University of Michigan. 1952. No. 35. 49 p.

⁷ Brandeis J., Gill J. Experimental investigation of super- and hypersonic jet interaction on missile configurations // J. of Spacecraft and Rockets. 1998. Vol. 35, No. 3. P. 296–302.

⁸ Zhang J., Cui Y.D., Cai J., Dou H. Numerical investigation of lateral jets over body of revolution in supersonic crossflow // J. of Propulsion and Power. 2012. Vol. 28, No. 1. P. 33–45.

⁹ Болотов Е.Г., Иванюшкин Д.С., Карпов В.И., Ляпунов С.В., Таковицкий С.А., Тучков Б.Н. Численное исследование обтекания сверхзвукового летательного аппарата с выдувом поперечной струи // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. XLIII, № 6. С. 30–40.

Глава 2 содержит описание постановки численного моделирования и экспериментов, результаты численного моделирования различных случаев выдува с поверхности осесимметричного тела в сверхзвуковом потоке и результаты экспериментальных исследований.

В п. 2.1 описана методика численного моделирования обтекания осесимметричного тела с выдувом поперечной газовой струи. Методика была сформирована на основе ряда условий и требований, представленных в многочисленных работах, посвященных численному моделированию в данном направлении исследования. В том числе многие из этих работ приведены в п. 1.4 главы 1 данной диссертационной работы. Численное моделирование проводилось в пакете программ ANSYS Fluent. Решалась трехмерная задача. Решатель используемого пакета программ основывается на осредненных уравнениях Навье–Стокса. Применялась вязкостная модель Сазерленда. В качестве модели турбулентности была выбрана SST $k-\omega$ -модель с учетом сжимаемости как наиболее подходящая для такого рода задач. Рабочим газом для набегающего потока и для выдуваемой струи являлся воздух. Построение расчетной сетки осуществлялось с экспоненциальным сгущением к телу. Общее число узлов расчетной сетки во всей расчетной области составлял порядка $2,5 \cdot 10^6$. Предварительна была проведена проверка сходимости по сетке. Выбранная схема разбиения расчетной сетки показала хорошую степень сходимости. Условия проведения численного моделирования были опробованы на известных экспериментальных и расчетных данных, что позволило дать предварительную положительную оценку используемым условиям численного моделирования.

В качестве расчетной модели использовалось осесимметричное тело со следующими основными параметрами: диаметр модели $D = 50$ мм, удлинение модели $L/D = 10$, угол полураствора конической части $\varphi = 24^\circ$, удлинение конической части $L_{\text{кон}}/D = 1,14$. Эти же основные параметры были соблюдены и в экспериментальной модели.

В п. 2.2 представлены результаты исследования влияния различных параметров на аэродинамические характеристики осесимметричного тела при выдуве поперечной струи в сверхзвуковом потоке.

В п 2.2.1 рассмотрено влияние кривизны поверхности осесимметричного тела, с которой осуществляется выдув, с точки зрения определения разницы между перераспределением давления на поверхности плоской пластины и на поверхности тела цилиндрической формы. Численное моделирование проводилось при нулевом угле атаки $\alpha = 0^\circ$ и числе Маха набегающего потока $M_\infty = 3,85$. Моделировалось течение набегающего потока при единичном числе Рейнольдса $Re_{l_\infty} = 2,5 \cdot 10^7 \text{ м}^{-1}$, статической температурой потока $T_\infty = 99$ К и статическим давлением потока $P_\infty = 0,8$ бар. Рассматривался случай расположения точки выдува струи на удалении от начала обтекаемых тел до оси отверстия $x/L = 0,5$. Диаметр отверстия выдува составлял $d_j = 0,003$ м. Истечение струи моделировалась при $M_j = 1$ с температурой $T_j = 1400$ К и давлением $P_j = 20$ бар

на срезе отверстия выдува. Сила тяги струи $R_j = 10$ Н. Таким образом, было показано, что эффект обертывания поверхности зонами давления приводит к значительному уменьшению силы, возникающей в результате перераспределения давления. В рассматриваемом случае было зафиксировано двукратное уменьшение поперечной интегральной поверхностной силы, образующейся на цилиндрическом теле, по сравнению с силой, образующейся на поверхности плоской пластины.

В п 2.2.2 рассмотрено влияние параметров струи и набегающего потока, а именно отношение давления на срезе отверстия выдува к давлению в набегающем потоке и отношение скоростей выдуваемой струи и набегающего потока, выраженных в квадратичных значениях числа Маха.

Результаты исследования показали, что увеличение отношения давлений приводит к линейному росту силы, образующейся в результате перераспределения давления (рис. 1). Это связано с линейным ростом зон давления формирующихся вследствие взаимодействия набегающего сверхзвукового потока с выдуваемой струей. Линейный рост зон давления обуславливается увеличением числа нерасчетности струи, и как следствие все большим расширением газорасширительной области струи, что эквивалентно расположению на пути потока препятствия все большего размера.

Влияние изменения отношения скоростей струи и набегающего потока показало не столь однозначный характер. Изменение любой из скоростей не приводит к значительному изменению площадей давления, а приводит к интенсификации зоны повышенного давления в разной степени (рис. 2).

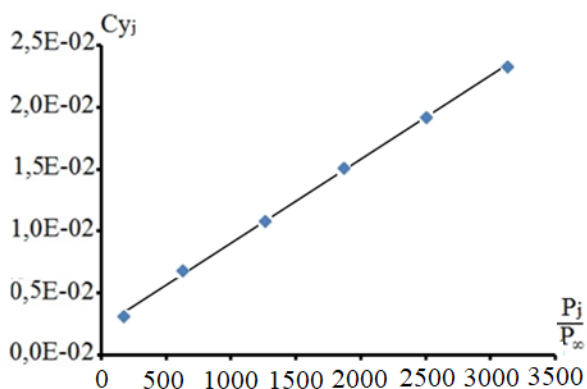


Рис. 1. Изменение составляющей коэффициента поперечной силы, возникающей вследствие перераспределения давления, от отношения давлений струи и потока.

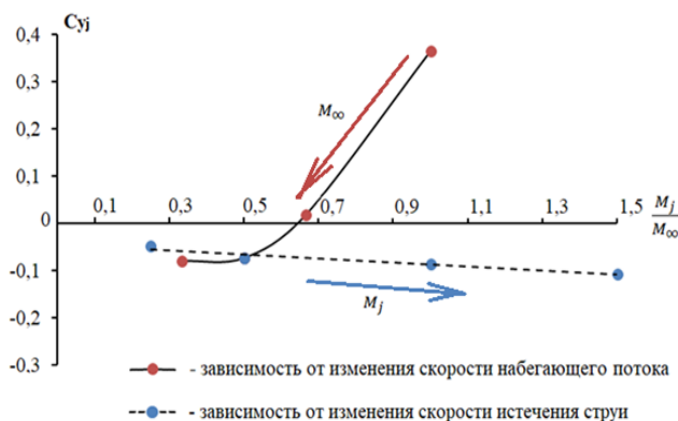


Рис. 2. Изменение усилия, возникающие в результате перераспределения давления на поверхности модели, от изменения скорости набегающего потока и скорости истечения струи.

В п 2.2.3 рассмотрено влияние отношения диаметра отверстия выдува к диаметру обтекаемой модели.

Численное моделирование проводилась при нулевом угле атаки $\alpha = 0^\circ$ и числе Маха набегающего потока $M_{\infty} = 3,85$. Моделировалось течение набегающего потока при единичном числе Рейнольдса $Re_{\infty} = 2,5 \cdot 10^7 \text{ м}^{-1}$, статической

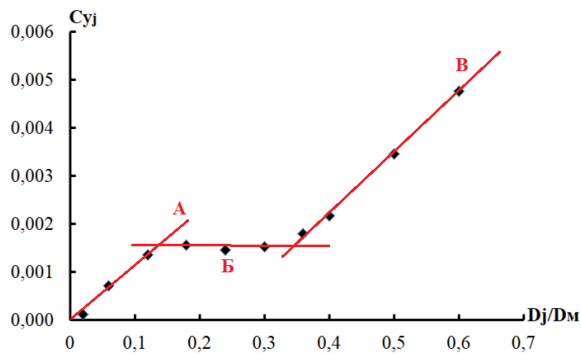


Рис. 3. Изменение усилия, возникающие в результате перераспределения давления на поверхности модели, от изменения отношения диаметра отверстия выдува к диаметру обтекаемой модели.

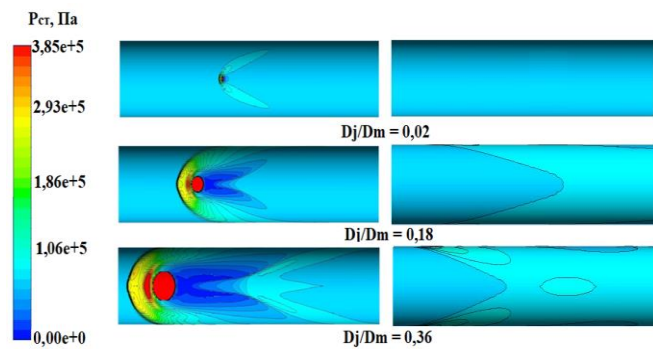


Рис. 4. Распределение статического давления по поверхности осесимметричного тела.

температуре $T_\infty = 99$ К и давлении $P_\infty = 0,8$ бар. Рассматривался случай расположения точки выдува струи на удалении от начала обтекаемых тел до оси отверстия $x/L = 0,5$. Было рассмотрено несколько вариантов диаметра отверстия выдува. В разных случаях выражались отношения диаметра отверстия к диаметру модели $d_j/D = 0,02; 0,06; 0,12; 0,18; 0,24; 0,30; 0,36; 0,40; 0,50; 0,60$. Истечение струи моделировалось при $M_j = 1$ с температурой $T_j = 1400$ К и давлением $P_j = 20$ бар на срезе отверстия выдува.

Было показано, что увеличение диаметра отверстия выдува приводит к усилению эффекта радиальной кривизны поверхности. Главным образом это отражается на зоне давления, которая образуется в результате действия подковообразного вихря. При достаточно большом размере диаметра отверстия подковообразный вихрь оказывается на боковой поверхности осесимметричного тела и перестает участвовать в образовании интегрального значения поперечной силы, действующей в направлении действия реактивной тяги выдуваемой струи. Это приводит к некоторому паритету действия сил повышенного и пониженного давления в определенном диапазоне отношения диаметра отверстия выдува и обтекаемой модели, это видно на рис. 3 на участке *Б*. Еще большее увеличение этого отношения диаметров приводит к образованию дополнительной зоны повышенного давления на обратной стороне от отверстия выдува вследствие взаимодействия двух концов подковообразного вихря, что можно видеть на рис. 4.

В п 2.2.4 рассмотрено влияние расположения отверстия выдува вдоль продольной оси модели.

Приведены результаты численного моделирования при нулевом угле атаки $\alpha = 0^\circ$ обтекаемого тела и числе Маха набегающего потока $M_\infty = 3,85$. Моделировалось течение набегающего потока при единичном числе Рейнольдса $Re_{l_\infty} = 2,5 \cdot 10^7 \text{ м}^{-1}$, статической температуре $T_\infty = 99$ К и давлении $P_\infty = 0,8$ бар. Последовательно были рассмотрены пять случаев расположения точки выдува струи

на следующем удалении от носика конического обтекателя до оси отверстия $x/L = 0,15; 0,325; 0,5; 0,75; 0,988$. Диаметр отверстия выдува составлял $d_j = 0,003$ м. Истечение струи моделировалось при $M_j = 1$ с температурой $T_j = 1400$ К и давлением $P_j = 20$ бар на срезе отверстия выдува.

На рис. 5 показано изменение силы, возникающей в результате перераспределения давления, от изменения положения отверстия выдува относительно носика модели. Таким образом, изменение положения точки выдува в сторону задней кромки обтекаемой модели приводит к уменьшению площади воздействия за отверстием вниз по потоку. Вследствие того, что за отверстием выдува вниз по потоку образуется зона пониженного давления, рассмотренные изменения приводят к соответственному уменьшению данной зоны. При этом зона повышенного давления, формирующаяся вверх по потоку от отверстия выдува,

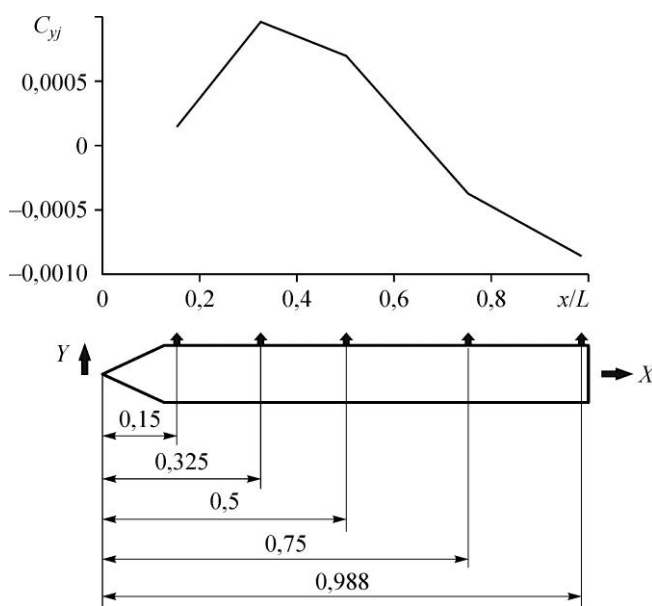


Рис. 5. Изменение составляющей коэффициента поперечной силы, возникающей вследствие перераспределения давления, от расположения отверстия выдува относительно носика конического обтекателя.

не имела существенных изменений. Таким образом, указанные выше факторы приводят к преобладанию в формирующейся силе эффекта от зоны повышенного давления при смещении положения точки выдува в сторону задней кромки.

На зону повышенного давления существенное влияние оказывает расположение отверстия выдува вблизи перехода конической части корпуса в цилиндрическую ($x/L = 0,15$). Такое расположение привело к увеличению интенсивности зоны повышенного давления по сравнению с точками выдува, смещенными к задней кромки модели. Эта разница в картинах образования областей давления могла быть связана с волнами разряжения, образующимися из-за угла перехода поверхности.

В п. 2.3 представлены результаты исследования влияния взаимодействия набегающего сверхзвукового потока с выдуваемой струей на аэродинамические характеристики осесимметричной модели с хвостовым стабилизатором.

При исследовании влияния выдува газовой струи с боковой поверхности осесимметричного летательного аппарата на обтекание корпуса и консолей хвостового стабилизатора при сверхзвуковых скоростях набегающего потока рассматривалась общая структура течения вокруг аппарата, а также проводилось сравнение аэродинамических характеристик, как отдельных элементов, так и конфигурации в целом.

Расчеты проводились для числа Маха $M = 3$ и числа Рейнольдса $Re_{l_\infty} = 2,5 \cdot 10^7 \text{ м}^{-1}$. Параметры набегающего потока соответствовали высоте полета $H = 1,6 \text{ км}$. Задача рассматривалась при угле атаки $\alpha = 0^\circ$. В качестве рабочего тела для создания струи использовался воздух, подаваемый с давлением на срезе отверстия выдува $P_j = 79 \text{ бар}$ ($M_j = 1$, $n = 98,75$) и с температурой $T_j = 295 \text{ К}$. Струя выдувалась по нормали от поверхности модели в положительном направлении значения оси OY .

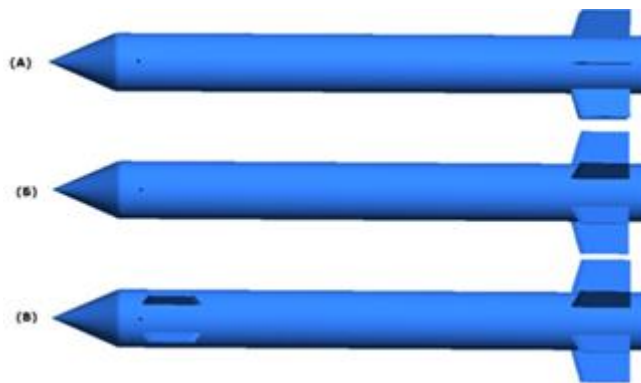


Рис. 6. Рассматриваемые конфигурации.
 А – конфигурация 1; Б – конфигурация 2;
 В – конфигурация 3.

Для изучения влияния выдува на аэродинамические характеристики хвостового стабилизатора были выбраны три конфигурации, показанные на рис. 6. В конфигурации 1 ось отверстия выдува находилась в плоскости с одной из консолей хвостового стабилизатора. В конфигурации 2 ось отверстия выдува находилась в плоскости между двумя консолями хвостового стабилизатора. В конфигурации 3 отверстие выдува располагалось по отношению к консолям хвостового стабилизатора аналогично конфигурации 2, но сразу за отверстием вниз по потоку размещались несколько крыльев, образующих X-образную схему. Для конфигурации 3 углы стреловидности крыльев χ составляют по передней и задней кромке 20° . Наименьший угол раствора между крыльями ψ имел величину 60° . Во всех случаях стабилизатор состоял из шести консолей. Угол стреловидности консолей χ по передней кромке стабилизатора имел величину 16° , по задней кромке 0° . Удлинение консоли стабилизатора $\lambda_{\text{стаб}} = l^2 / S_{\text{конс}} = 0,58$, где l и S – размер и площадь консолей соответственно.

Из полученных результатов, представленных на рис 7, можно видеть, что выдув поперечной к основному потоку газовой струи не приводит к изменению лобового сопротивления консолей хвостового стабилизатора. Исключением является только консоль, лежащая в одной плоскости с осью отверстия выдува, ее коэффициент лобового сопротивления уменьшился на 28,5%. Это связано, в первую очередь, с тем, что на эту консоль попадает след, образующийся от взаимодействия выдуваемой струи и набегающего потока.

В результате этого взаимодействия поперечная сила для хвостового стабилизатора в целом и для отдельных консолей смещается в сторону увеличения в направлении положительного значения. Аналогично реагирует моментная характеристика, являясь следствием изменения поперечной силы. Это изменение моментной характеристики хвостового стабилизатора говорит о снижении устойчивости модели.

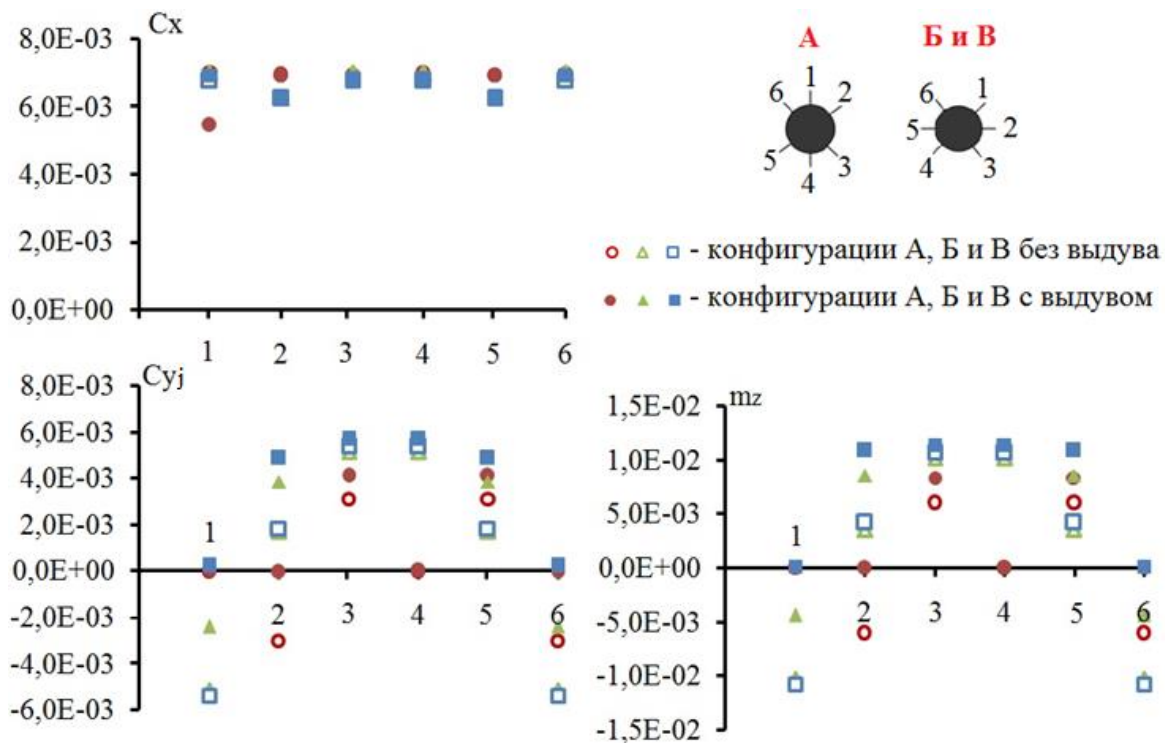


Рис. 7. Коэффициенты лобового сопротивления, поперечной силы от перераспределения давления и момента для консолей хвостового стабилизатора для трех конфигураций с выдувом и без него.

Кроме того, проводились исследования для случая с уменьшенной на порядок нерасчетностью выдуваемой струи. При этом воздействие на консоли хвостового стабилизатора от взаимодействия поперечной газовой струи и набегающего потока практически не наблюдалось.

Из полученных результатов, представленных на рис. 8, наблюдался прирост силы лобового сопротивления на 2,5% для конфигурации 3, по причине присутствия в потоке дополнительными элементами (крылья). Выдув газовой струи с поверхности конфигурации 3 приводит к незначительному приросту лобового сопротивления. Однако конфигурация 3 наиболее интересна с точки зрения образования поперечной силы. Выдув на конфигурации 3 приводит к наибольшему значению поперечной силы с изменением направления действия образующейся силы от перераспределения давления по сравнению с другими конфигурациями. Этот эффект связан с попаданием подковообразного вихря на дополнительные аэродинамические поверхности, о чем более подробно написано в работе [10]. Изменение моментной характеристики также является отражением результата действия поперечной силы.

¹⁰ Brandeis J., Gill J. Experimental investigation of super- and hypersonic jet interaction on missile configurations // J. of Spacecraft and Rockets. 1998. Vol. 35, No. 3. P. 296–302.

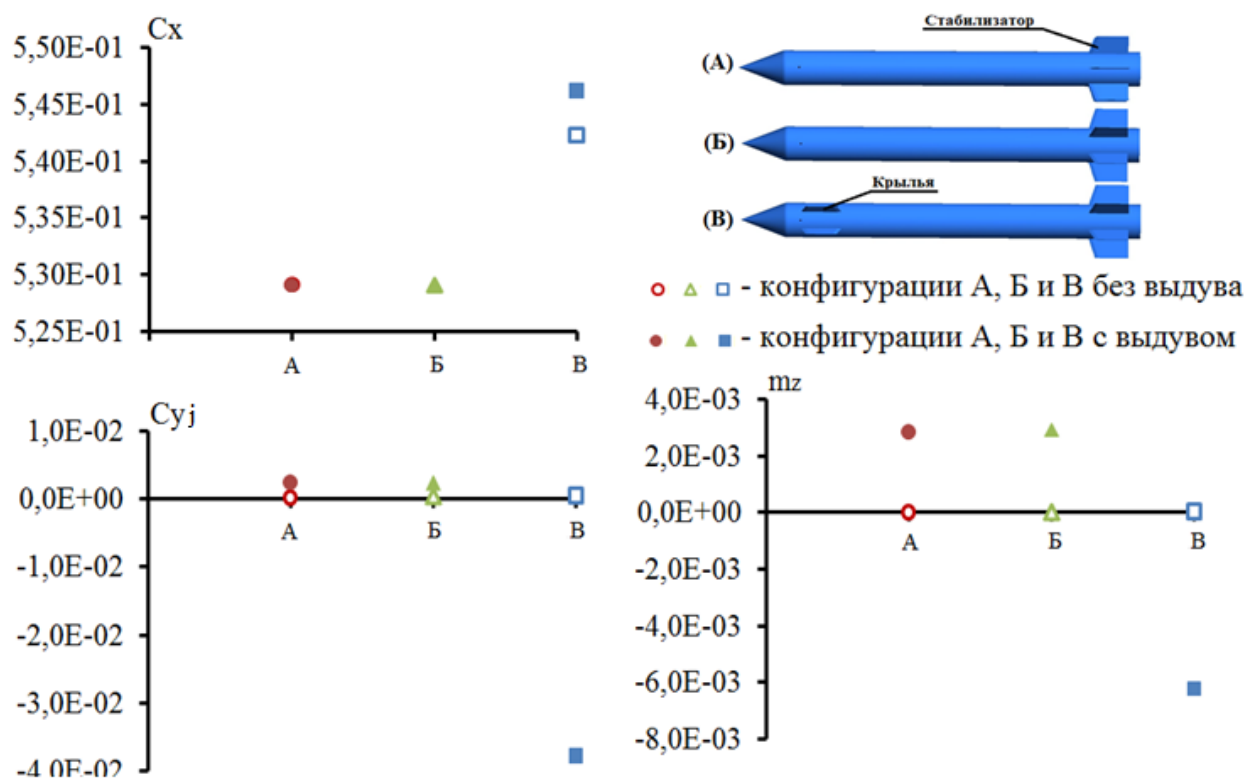


Рис. 8. Коэффициенты лобового сопротивления, поперечной силы от перераспределения давления и момента корпуса для трех конфигураций с выдувом и без него.

В п. 2.4 представлены результаты, полученные в ходе проведения экспериментов, а также описание оборудования и методик проведения экспериментов. Экспериментальные исследования проводились преимущественно для верификации результатов, полученных путем численного моделирования.

В п. 2.4.1 дано описание аэродинамической трубы «Транзит-М» ИТПМ СО РАН, предназначенной для проведения аэродинамических испытаний в диапазоне чисел $M = 4 \dots 8$ при повышенных значениях числа Рейнольдса. Приведены результаты измерений полей числа Маха в рабочей части установки. Сменная трансзвуковая насадка сопла позволяла реализовывать поток при числе Маха $M = 4$. Получена зависимость числа Маха в ядре потока на срезе сопла от единичного числа Рейнольдса. Продемонстрировано, что сопло аэродинамической трубы «Транзит-М» обеспечивает хорошую равномерность потока в рабочей части установки по числу Маха. Среднеквадратичное отклонение числа Маха в ядре потока не превышает 5%. Удаление от среза сопла практически не меняет число Маха.

В п. 2.4.2 приведено описание измерительного оборудования и методов регистрации сигналов, а также обоснование выбора в качестве измерительного оборудования аэродинамических весов тензометрического типа. Описана методика проведения тарировочных работ. Было определено среднеквадратичное отклонение проводимых измерений: для силы лобового сопротивления $\sigma C_x = \pm 0,001$, для подъемной силы $\sigma C_y = \pm 0,005$, для момента $\sigma m_z = \pm 0,001$.

В п. 2.4.3 приведены результаты экспериментальных исследований.

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе «Транзит-М» при числе Маха $M = 3,85$ и числе Рейнольдса $Re_{l_{\infty}} = 2,5 \cdot 10^7 \text{ м}^{-1}$ с использованием в качестве рабочего тела выдуваемой струи воздуха.

В серии экспериментов проводилась видеофиксация картины течения с применением метода теневой визуализации. Сравнение картин течения, полученных путем численного моделирования и методом теневой визуализации, показал хорошую степень сходимости.

Сравнение коэффициентов лобового сопротивления в эксперименте с выдувом газовой струи и без выдува показало незначительное влияние выдува на лобовое сопротивление ($C_{x_{ex_air}} = 0,244$ и $C_{x_{ex_wb}} = 0,235$). Было показано хорошее совпадение результатов измерения лобового сопротивления в эксперименте с результатами численного моделирования при выдуве струи ($C_{x_{ex_air}} = 0,244$ и $C_{x_{cal_air}} = 0,237$), как и сравнение значений подъемной силы при выдуве струи ($C_{y_{cal_air}} = -0,108$ и $C_{y_{ex_air}} = -0,112$).

В эксперименте без выдува струи фиксировалось небольшое значение подъемной силы $C_{y_{ex_wb}} = -0,01$. Это могло быть связано с небольшим отклонением угла атаки от нулевого значения и погрешностью измеряемого оборудования. Однако наличие выдува приводит к значительному изменению силы, действующей на обтекаемую модель $C_{y_{ex_air}} = -0,112$.

Глава 3 посвящена результатам исследования динамики полета ЛА осесимметричной конфигурации с выдувом боковой поперечной струи.

В п. 3.1 приведена методика расчета динамики трехмерного возмущенного полета ЛА с управляющим воздействием и описана программа «Динамика управляемого полета» («ДУП»), реализованная на основе предложенной методики, которая основывается на известных уравнениях движения центра масс и вокруг центра масс. Главной особенностью является возможность внесения любого рода возмущения в любой временной интервал за счет изменения таблиц аэродинамических коэффициентов.

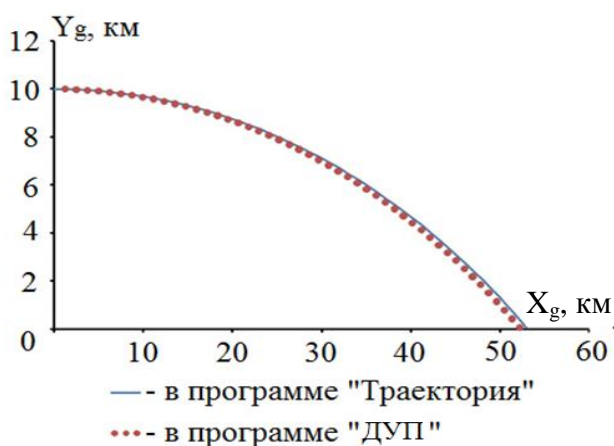


Рис. 9. Результаты баллистического расчета в обеих рассматриваемых программах при решении тестовой задачи.

Приведены также результаты верификации созданной программы «ДУП» путем сравнения с результатами, полученными программой «Траектория» для расчета траектории полета. Разница результатов расчетов составила менее 0,1%, что показано на рис. 9.

В п. 3.2 приводится описание постановки задачи расчета трехмерной динамики полета с учетом управляющего воздействия путем выдува газовой струи и результаты проведенных расчетов.

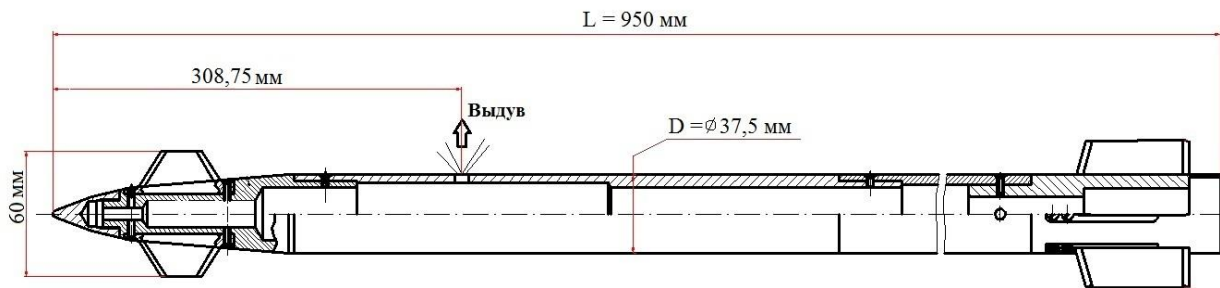


Рис. 10. Схема рассматриваемого ЛА

Исследование динамики полета проводилось с использованием модели ЛА с имеющимися характеристиками. На рис. 10 показана модель ЛА, для которой рассматривалась динамика полета. В общем смысле решалась задача баллистического полета с началом движения на высоте $Y_g = 5000$ м. Старт являлся горизонтальным, без углов наклона модели ЛА в пространстве. Стартовая скорость составляла $V_0 = 1200$ м/с. Для упрощения рассматриваемой задачи было исключено осевое вращение модели ЛА, обычно свойственное такому типу ЛА. Расчет проводился с шагом по времени равном $\Delta t = 0,001$ с. Выдув газа, осуществлялся через 5 с после начала движения модели ЛА. Выдув осуществлялся по нормали к поверхности ЛА в положительном направлении оси Z . Местоположение отверстия выдува показано на рис. 10 ($x/L = 0,325$), его диаметр составлял $d_j = 0,00225$ м. В рассмотренной задаче выдув струи предполагался при $M_j = 1$ с температурой $T_j = 1400$ К и давлением $P_j = 20$ бар.

Таким образом, сначала была определена минимальная продолжительность управляющего воздействия газоструйной системы, меньше которого вносимое возмущение не приводило к изменению направления траектории движения модели ЛА. В рассматриваемом случае таким минимальным значением продолжительности управляющего воздействия являлось время, равное $t_{\text{выдува}} = 0,26$ с.

Далее рассматривалась непосредственно динамика полета с двумя продолжительностями управляющего воздействия $t_{\text{выдува}} = 1$ и 5 с. При этом для обоих случаев продолжительности управляющего воздействия были рассмотрены два условия этого управляющего воздействия. В первом случае рассматривалось управляющее воздействие только при условии воздействия реактивной тяги выдуваемой струи. Во втором случае рассматривалось суммарное управляющее воздействие и от реактивной тяги струи, и от силы, возникающей в результате перераспределения давления. Результаты этих расчетов показаны на рис. 11.

Таким образом, было получено, что отклонение конечной точки траектории полета при длительности выдува струи 1 с составило 73 м при рассмотрении действия только реактивной тяги струи. С учетом общего управляющего воздействия реактивной тяги струи и перераспределения давления отклонение конечной точки траектории полета составило 81 м (+10%). Отклонение конечной точки траектории полета при длительности выдува струи 5 с составляет 270 м при рассмотрении действия только реактивной тяги струи. С учетом общего управляющего воздействия реактивной тяги струи и перераспределения давления, отклонение конечной точки траектории полета составило 309 м (+13%).

Время включения системы
управления после начала движения: через 5 с.

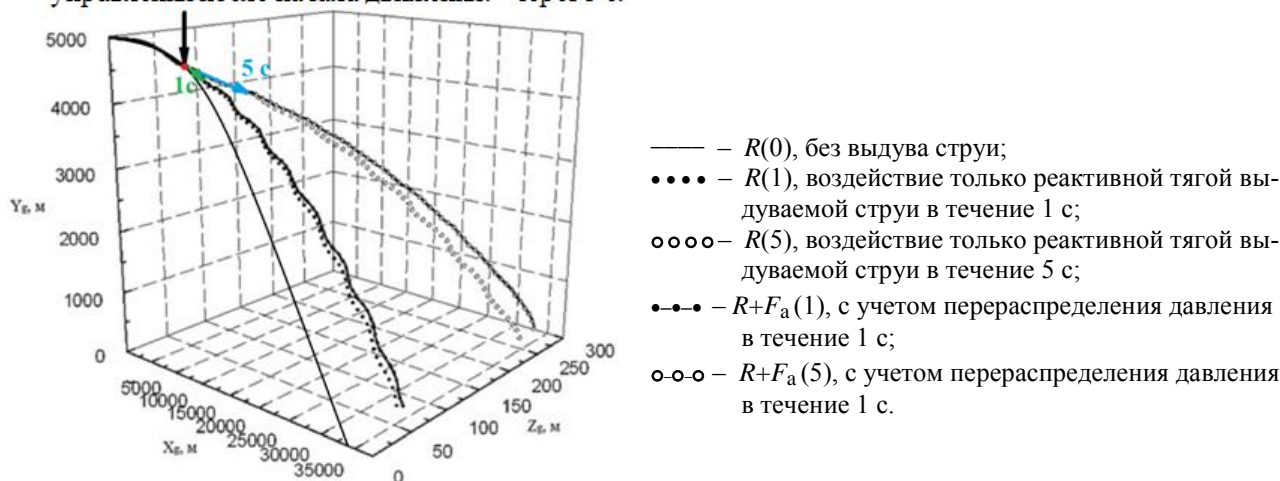


Рис. 11. Графики траекторий полета рассмотренных случаев.

Это говорит о существенном влиянии силы возникающей от эффекта перераспределения давления вследствие выдува газовой струи на конечную точку траектории полета.

Заключение

Исследовано влияние различных факторов на величину поперечной силы от перераспределения давления по поверхности осесимметричного тела в сверхзвуковом потоке при выдуве поперечной газовой струи. Показано, что:

- увеличение степени нерасчетности струи в диапазоне от $n = 200$ до $n = 3200$ приводит к линейному увеличению поперечной силы в 8 раз.

- в диапазоне числа Маха $M = 1-6$ увеличение скорости набегающего потока или скорости истечения выдуваемой струи приводит к интенсификации зоны повышенного давления перед струей и увеличивает поперечную силу;

- наличие кривизны поверхности осесимметричного тела уменьшает поперечную силу по сравнению с плоской пластиной. Увеличение диаметра струи увеличивает эффект кривизны поверхности. Установлен диапазон отношения диаметров отверстия и модели $(0,18 - 0,30)$, в котором поперечная сила не меняется;

- смещение отверстия выдува по длине ЛА меняет величину поперечной силы до 120 % от импульса выдуваемой струи с изменением управляющего момента до 100%.

- выдуваемая струя изменяет усилия, действующие на отдельные консоли хвостового стабилизатора, в результате чего меняется моментная характеристика ЛА (до 33% в рассмотренном случае).

- создана методика и программа для расчета трехмерного возмущенного движения ЛА. С помощью программы выполнен анализ возможностей воздействий поперечной газовой струи на динамику возмущенного движения ЛА осесимметричной конфигурации. Показано, что наличие перераспределения давления при выдуве струи в работе газодинамической системы управления может приводить к значительному изменению положения конечной точки траектории полета на 8–39 м (на 10–13%).

Основные результаты диссертации опубликованы в следующих работах

Рецензируемые научные журналы, входящие в перечень ВАК

1. Кисловский В.А., Звегинцев В.И. Численное моделирование влияния выдува газовой струи на аэродинамические характеристики летательного аппарата осесимметричной конфигурации с хвостовым стабилизатором // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2018. № 52. С. 39–47.
2. Кисловский В.А., Звегинцев В.И. Численное моделирование распределения давления на поверхности осесимметричного тела при взаимодействии сверхзвукового набегающего потока с поперечно выдуваемой газовой струей // Теплофизика и аэромеханика. 2019. Т. 26, № 1. С. 19–26.
3. Кисловский В.А., Звегинцев В.И. Исследование динамики полета летательного аппарата осесимметричной конфигурации с выдувом боковой поперечной струи // Теплофизика и аэромеханика. 2020. Т. 27, № 1. С. 63–72.

Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ

1. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ. Динамика управляемого полета (ДУП) / В.А. Кисловский, В.И. Звегинцев, А.С. Певзнер; заявитель и правообладатель ФБГУН Институт теоретической и прикладной механики СО РАН; заявка № 2020662683; заявл. 21.10.2020 г.; опубл. 27.10.2020 г.

Автор выражает благодарность научному руководителю доктору технических наук, доценту Валерию Ивановичу Звегинцеву за полезные дискуссии и советы, а также свою признательность коллективу лаборатории №5 «Гиперзвуковых технологий» ИТПМ СО РАН за помощь и поддержку.

Ответственный за выпуск В.А. Кисловский

Подписано в печать 05.04.2021
Формат бумаги 60×84/16, Усл. печ. л. 1.2,
Уч.-изд. л. 1.0, Тираж 100 экз., Заказ № 10

Отпечатано в типографии ООО «Параллель»
630090, Новосибирск, ул. Институтская, 4/1

