

ФАНО России
Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича
Сибирского отделения Российской академии наук (ИТПМ СО РАН)

Кисловский Валентин Алексеевич

НАУЧНЫЙ ДОКЛАД

об основных результатах подготовленной научно—квалификационной работы
(диссертации)

*«Изменение сил на поверхности осесимметричного тела в сверхзвуковом потоке
при выдуве поперечной струи»*

Направление подготовки:

01.06.01 — Математика и механика

Специальности подготовки: 01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы;

Научный руководитель

д.т.н.

Звегинцев Валерий Иванович

Новосибирск 2018

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность исследования

Развитие мировой аэрокосмической отрасли, требует создание новых и/или усовершенствования имеющихся технологий во всех ее направлениях, к которым относятся, и в том числе системы управления. Газоструйные системы управления являются одним из перспективнейших направлений по обеспечению корректировки траектории полета.

Исследованиями в данной области занимаются во всем мире, так как системы корректировки такого рода обладают рядом преимуществ по сравнению с более распространенными на данный момент времени способами управления с использованием отклоняемых аэродинамических поверхностей. Во-первых, они могут достаточно эффективно работать на любой высоте полета. Во-вторых, использование выдува газовой струи, в качестве управляющего воздействия, имеет меньшее время отклика после начала или окончания работы органов управления. Данный фактор увеличивает гибкость работы системы управления и улучшает маневренность летательного аппарата. В-третьих, в те периоды времени полета, когда система управления не работает, органы управления не создают дополнительного сопротивления и возмущения в обтекаемом потоке^{1,2}.

К недостаткам относится, ограниченная продолжительность работы газоструйной системы управления, связанная с необходимостью использования источника рабочего тела, например газогенератора. А так же невозможность достаточно точно предсказать взаимодействие выдуваемой струи с набегающим потоком вдоль корпуса обтекаемой конфигурации и образующейся на этом корпусе силы³. Это связано со сложностью газодинамических процессов, в результате которых происходит перераспределение давления по всей поверхности летательного аппарата. Сила, 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 летательного аппарата в случае выдува реактивной струи, может быть основой для создания эффективной системы управления, базирующейся на газодинамическом воздействии.

¹ Fleeman E.L., 2006. Tactical missile design. 2nd ed. *AIAA Education Series*.

² 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.

³ Stahl, B., Esch, H. and Gülhan, A., 2008. Experimental investigation of side jet interaction with a supersonic cross flow. *Aerospace Science and Technology*, 12(4), 269-275.

Цель работы – параметрическое исследование влияния выдува поперечной струи на аэродинамические характеристики летательного аппарата осесимметричной конфигурации в сверхзвуковом потоке.

Задачи научно-квалификационной работы

1. Исследование влияния положения и размера отверстия выдува на образующую силу в результате перераспределения давления по поверхности обтекаемого тела.

2. Исследование влияния параметров струи и набегающего потока на образующую силу в результате перераспределения давления по поверхности обтекаемого тела.

3. Исследование влияния выдува поперечной струи на аэродинамические характеристики хвостового стабилизатора сверхзвукового летательного аппарата осесимметричной конфигурации.

4. Исследование и оценка влияния исходных данных на возможность увеличения дальности полета летательного аппарата с ПВРД осесимметричной конфигурации, имеющего начальную высоту и скорость, в случае применения активной рикошетирующей траектории полета.

Степень разработанности темы исследования

В целом картина течения в случае взаимодействия набегающего потока с поперечно выдуваемой струей достаточно хорошо изучена и экспериментально, и численными методами. Особенно это касается плоской задачи продольного сечения. Так, множеством работ было подтверждено сходство картины течения и образующегося скачка уплотнения при столкновении набегающего потока с поперечно выдуваемой струей, со случаем установки на пути набегающего потока тупого осесимметричного твердого препятствия, эквивалентного размера.

В результате такого рода взаимодействия вверх по потоку перед отверстием выдува образуется относительно небольшая зона повышенного давления, большей интенсивности, чем более обширная зона пониженного давления, образующаяся вниз по потоку за отверстием выдува.

Гнемми и Шэфер проводили исследования выдува звуковой струи с поверхности осесимметричного тела в набегающий сверхзвуковой поток ($M=3$)⁴. Результаты, полученные путем численного моделирования, были подтверждены экспериментально. Это было сделано за счет сравнения распределения давления вдоль плоскости симметрии тела, а также вдоль окружности поперечного сечения в районе места выдува газовой струи. В дальнейшем работа авторами была развита. Однако в данной работе и многих других основным рассматриваемым

⁴ Gnemmi P., Schafer H.J. Experimental and numerical investigations of a transverse jet interaction on a missile body/ AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005, January, USA, pp. 10-13.

параметром являлось распределение давления. Величина силы образующейся, в результате перераспределения давления, а также факторы, влияющие на нее, рассмотрены не в полной мере. Эта сила может, как совпадать по направлению действия с реактивной тягой выдуваемой струи, так и противодействовать ей. Соответственно в итоге может оказывать влияние на управляющее воздействие в целом, при применении газоструйной системы управления.

Одним из примеров исследования силового воздействия перераспределения давления, может служить работа авторов Жанг, Чуи, Чай и Доу⁵. В этой работе рассматривалось уменьшение площади зоны пониженного давления за счет изменения формы сечения отверстия выдува.

Стоит отметить, что подавляющее большинство работ по данной тематике представлено зарубежными авторами.

Объект исследования – применение газоструйной системы управления для корректировки траектории полета сверхзвукового летательного аппарата осесимметричной конфигурации.

Предмет исследования – сила, образующаяся в результате перераспределения давления по поверхности обтекаемого сверхзвуковым потоком тела в следствии выдува поперечной струи и факторы, влияющие на величину этой силы.

Научная новизна

Впервые проведено параметрическое исследование величины силы, формирующейся в результате перераспределения давления по поверхности обтекаемого осесимметричного тела, вследствие взаимодействия набегающего сверхзвукового потока с выдуваемой струей.

Впервые изучено влияние выдува струи по нормали от поверхности осесимметричного сверхзвукового летательного аппарата на аэродинамические характеристики хвостовых стабилизаторов.

Впервые определена возможность увеличения дальности полета летательного аппарата с ПВРД осесимметричной конфигурации, имеющего начальную высоту и скорость, в случае применения активной рикошетирующей траектории полета.

Методология и методы исследования

Исследования проводились при помощи численного моделирования, экспериментально и баллистическими расчетами. Численное моделирование осуществлялось в пакете программ ANSYS Fluent. За основу методики подготовки и проведения численного моделирования были взяты условия и

⁵ Zhang J., Cui Y.D., Cai J., Dou H. Numerical investigation of lateral jets over body of revolution in supersonic crossflow./ Journal of Propulsion and Power, 2012, Vol. 28, No. 1, pp. 33-45.

требования, предложенные в других работах по данной тематике исследования и близкой к ней.

Эксперименты проводились на аэродинамической установке «Транзит-М», основываясь на многолетнем опыте сотрудников института и лаборатории. Основными исследуемыми параметрами являлись силы, действующие на модель интегрально, поэтому для ее измерения применялись аэродинамические весы тензометрического типа.

Баллистические расчеты проводились с использованием общепризнанных уравнений движения, описанных в множестве трудов посвященных механике полета.

Теоретическая и практическая значимость работы

Теоретическая значимость настоящей работы заключается в определении влияния выдува на аэродинамические характеристики сверхзвукового летательного аппарата осесимметричной конфигурации в целом и на его элементы в частности.

Практическая значимость результатов исследования заключается в том, что полученные результаты могут быть использованы для улучшения или создания новой системы корректировки траектории полета, основанной на газодинамическом воздействии.

Степень достоверности и апробация результатов подтверждается сравнением с данными полученными другими авторами, а также сравнением с результатами экспериментальных исследований.

На защиту выносятся следующие научные положения научно-квалификационной работы.

Результаты исследования влияния положения и размера отверстия выдува на образующую силу в результате перераспределения давления по поверхности обтекаемого тела.

Результаты исследования влияния параметров струи и набегающего паточка на образующую силу в результате перераспределения давления по поверхности обтекаемого тела.

Результаты исследования влияние выдува поперечной струи на аэродинамические характеристики хвостового стабилизатора сверхзвукового летательного аппарата осесимметричной конфигурации.

Результаты исследования влияния исходных данных на возможность увеличения дальности полета летательного аппарата с ПВРД осесимметричной конфигурации, имеющего начальную высоту и скорость, в случае применения активной рикошетирующей траектории полета

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность, сформированы цели работы, задачи и научная новизна. Описаны научная и практическая ценность работы и основные

положения научно-квалификационной работы, выносимые на защиту. Представлен список основных публикаций по теме работы и дана общая структура научно-квалификационной работы.

Глава 1 включает в себя сделанный обзор работ по исследованию выдува с поверхности твердого тела в высокоскоростном потоке, а также представлена теоретической базой по данному направлению.

В п. 1.1 приведены преимущества и недостатки газоструйной системы управления по сравнению с более распространенными системами на сегодняшний день. К преимуществам относятся, во-первых, возможность эффективной работы на любой высоте. Во-вторых, использование выдува газовой струи в качестве управляющего воздействия имеет меньшее время отклика после начала или окончания работы органов управления. Данный фактор увеличивает гибкость работы системы управления и улучшает маневренность летательного аппарата. В-третьих, в те периоды времени полета, когда система управления не работает, органы управления не создают дополнительного сопротивления и возмущений в обтекающем летательный аппарат потоке. К недостаткам относятся ограниченная продолжительность работы газоструйной системы управления, связанная с необходимостью использования источника рабочего тела, например газогенератора. А так же невозможность достаточно точно предсказать взаимодействие выдуваемой струи с набегающим вдоль корпуса обтекаемой конфигурации потоком и образующейся на этом корпусе силы. Дело в том, что образующаяся на поверхности летательного аппарата, в результате взаимодействия набегающего потока и выдуваемой струи, сила может, как совпадать, так и отличаться по направлению действия с реактивной тягой струи. Это может вносить существенные изменения в предполагаемое управляющее воздействие. Также приведено описание уже реализованных систем газоструйного управления летательными аппаратами осесимметричной конфигурации. К реализованным газоструйным системам корректировки относятся применяемые на зенитных управляемых ракетах (ЗУР), таких как «Эринт-1» и «Астер». Необходимо отметить, что в существующих комплексах газоструйное управление является только вспомогательным, для увеличения маневренности летательного аппарата, и применяется на тех участках полета, где газодинамических эффект минимален или отсутствует вовсе (например, на старте полета), используя исключительно реактивную тягу струи (струй) для осуществления корректировки.

В п. 1.2 дана теоретическая основа о выдуваемой струе и ее структуре. Рассказано о том, как форма и структура струи зависит от числа нерасчетности.

В п. 1.3 приведено описание поля течения при взаимодействии основного 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.

В п. 1.4 представлен обзор теоретических и экспериментальных работ посвященных исследованию выдува с поверхности твердого тела в высокоскоростном потоке. Особое внимание было уделено работам, исследования

в которых проводились при сверхзвуковых скоростях набегающего потока и с выдувом с поверхности осесимметричного тела.

П. 1.4.1 посвящен исследованиям, базирующимся на численных моделированиях. Так, например, Цинь и Фостер провели большую работу по сравнению различных моделей турбулентности при решении задачи взаимодействия потока и набегающей струи. Из их исследования 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 $k-\epsilon$ 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. Асвин и Чакраборти провели исследование влияния на образования зон давления при использовании одного из четырех вариантов формы сечения отверстия выдува (круглой, эллиптической, каплевидной и обратной каплевидной формы). Было получено, не смотря 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.

П. 1.4.2 посвящен исследованиям, базирующимся на экспериментальных работах. Большой вклад в области экспериментальных исследований внес Марковин М. В.. 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 была измерена 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 было сделано путем вычисления силы реакции полностью изолированной выдуваемой струи, и сравнением ее с измеренной силой при взаимодействии струи с потоком. В ходе исследования был сделан вывод, что сверхзвуковая струя была более эффективной в качестве управляющего воздействия, чем звуковая. Также было заключено, 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 Краснова Н.Ф., Калугина В.И., Кошевого В.Н. исследовалось применение управляющих поверхностей. Во всех случаях из множества рассматриваемых конфигураций наблюдался прирост силового воздействия на модель. При этом наибольший прирост происходил в случае расположения управляющих поверхностей от отверстия выдува и до конца модели непрерывно. Сам же прирост усилия объяснялся увеличением площади воздействия, последствий взаимодействия набегающего потока с выдуваемой струей, при котором немаловажным фактором становился подковообразный вихорь.

Глава 2 включает в себя описание аэродинамической трубы, метода измерений и обработки результатов, а также метода численного моделирования.

В п. 2.1 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 для сменной трансзвуковой насадки сопла, позволяющей реализовывать $M=4$. Получена зависимость числа Маха в ядре потока на срезе сопла от единичного числа Рейнольдса. Продемонстрировано, что сопло аэродинамической трубы «Транзит-М» предоставляет 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. 2.2 содержит обоснование выбора в качестве измерительного оборудования аэродинамических весов тензометрического типа. Описана методика проведения тарировочных работ. В результате тарировочных работ была определена моментная ось системы «модель-весы» и вычислены коэффициенты преобразования сигнала в значения действующих на модель сил. Погрешность максимального отклонения получаемых значений при измерениях составили: для силы лобового сопротивления $\Delta F_x = \pm 0,09$ Н, для подъемной силы $\Delta F_y = \pm 0,7$ Н, для момента $\Delta M_z = \pm 0,075$ Н·м.

В п. 2.3 описана методика численного моделирования обтекания осесимметричного тела с выдувом поперечной газовой реактивной струи. Методика была сформирована на основе ряда условий и требований, описанных и представленных в многочисленных работах, посвященных численному моделированию в данном направлении исследования. 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- ω 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 $2,5 \cdot 10^6$. Предварительно 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 использовалась 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 $L_{го}/D= 0,114$. Эти же основные параметры были соблюдены и в экспериментальной модели.

Глава 3 посвящена описанию результатов исследования влияния выдува поперечной струи на аэродинамические характеристики осесимметричного тела обтекаемого сверхзвуковым потоком.

Путем численного моделирования были определены тенденции изменения силы, формирующейся в результате перераспределения давления по поверхности обтекаемого тела в зависимости от различных условий.

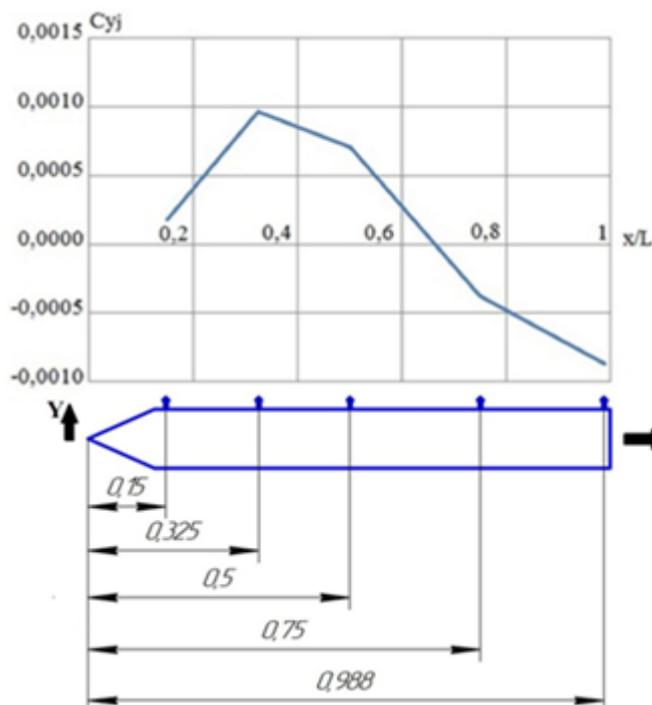


Рис. 1. Изменение составляющей коэффициента подъемной силы, возникающей вследствие перераспределения давления, от расположения отверстия выдува относительно носика конического обтекателя.

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 моделировалась при $M_j = 1$ с температурой торможения $T_{0j} = 1400$ К и давлением торможения $P_{0j} = 2000000$ Па.

На рис. 1 показано изменение коэффициента подъемной 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, не имела существенных изменений. Таким образом, указанные выше факторы приводят к преобладанию в формирующейся силе эффекта от зоны

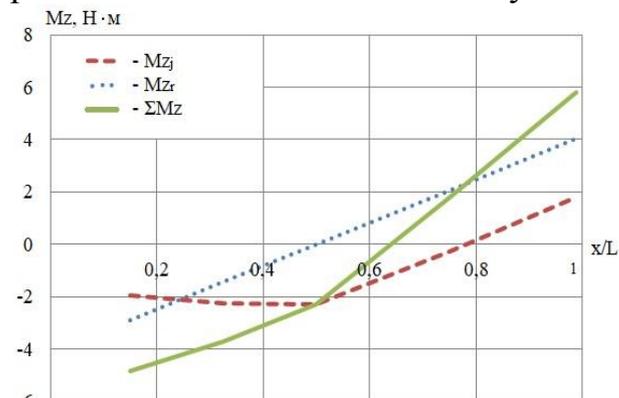


Рис. 2. Изменение момента, от расположения отверстия выдува относительно носика конического обтекателя.

Так, приведены результаты численного моделирования при нулевом угле атаки обтекаемого тела и числе Маха набегающего потока $M_\infty = 3,85$. Моделировалось течение набегающего потока при единичном числе Рейнольдса $Re_{l_\infty} = 31 \cdot 10^7 \text{ м}^{-1}$, температуры торможения $T_{0_\infty} = 99$ К и давления торможения $P_{0_\infty} = 83528$ Па.

повышенного давления при смещении положения точки выдува в сторону задней кромки.

Выбивающаяся из общей логики точка выдува находившаяся вблизи перехода конической части корпуса в цилиндрическую ($x/L=0,15$), имеет следующее объяснение. 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 на углу перехода.

Что касается момента образования, то при рассмотрении в качестве центра масс точку $x/L=0,5$, очевидно изменения момента образующегося в результате действия реактивной тяги струи Mz_r . Момент, образующийся в результате действия аэродинамических сил Mz_j , преимущественно совпадает по направлению действия с Mz_r и усиливает его. Однако можно отметить, что точки выдува вверх по потоку от центра масс, практически не влияют на образующийся момент в результате действия аэродинамического эффекта. При изменении положения точки выдува вниз по потоку от центра масс начинает изменять положение центр давления. Таким образом, точки зрения управляющего воздействия наиболее эффективными являются крайние положения выдува.

Исследование влияние изменения площади отверстия выдува проводилось путем численного моделирования при нулевом угле атаки и числе Маха набегающего потока $M_\infty=3,85$. Моделировалось течение набегающего потока при единичном числе Рейнольдса $Re_{l_\infty}=2,5 \cdot 10^7 \text{ м}^{-1}$, температуры торможения $T_{0_\infty}=69 \text{ К}$ и давления торможения $P_{0_\infty}=3418 \text{ Па}$. Были рассмотрены два случая, с диаметрами отверстия выдува $d_j=0,001$ и $0,003 \text{ м}$. Истечение струи моделировалась при $M_j=1$ с температурой торможения $T_{0_j}=240 \text{ К}$ и давлением торможения $P_{0_j}=6000000 \text{ Па}$.

В связи с тем, что взаимодействие набегающего потока и поперечно выдуваемой струи по структуре течения схоже с обтеканием твердого цилиндрического препятствия эквивалентного размера, изменение площади отверстия выдува приводит к соответствующему изменению картины перераспределения давления. То есть, увеличение диаметра отверстия втрое, приводит к трехкратному изменению усилия, вызванного перераспределением давления в результате выдува поперечной струи.

Для рассмотрения влияния параметров выдуваемой струи и набегающего потока на силу, возникающую в результате перераспределения давления, за основу было взято коэффициент проникновения струи $J = (\rho \cdot V^2)_j / (\rho \cdot V^2)_\infty$.

Рассматривался случай, с расположением отверстия выдува на удалении от носика $x/L=0,15$ и имевшем диаметр $d_j=0,003 \text{ м}$. С начала значение коэффициента проникновения струи менялось за счет изменения давления, и как следствие, плотности струи на срезе отверстия выдува. Скорость истечения при этом оставалась неизменной ($M_j=1$, $T_{0_j}=240 \text{ К}$), как и скорость набегающего потока ($M_\infty=3,85$, $T_{0_\infty}=69 \text{ К}$). Повышение плотности выдуваемой струи приводило к увеличению глубины проникновения и увеличению коэффициента силы формирующейся в результате перераспределения давления.

При изменении плотности набегающего потока с $\rho_{\infty} = 0,174 \text{ кг/м}^3$ на $\rho_{\infty} = 0,508 \text{ кг/м}^3$ таким образом, чтобы коэффициент проникновения струи остался неизменным $J=117,82$, был получен следующий результат. Сохранение коэффициента проникновения, действительно оставило неизменным картину взаимодействие струи и потока. Однако увеличение плотности набегающего потока привело к практически увеличению силы, возникающей в результате перераспределения давления по поверхности модели. Увеличение воздействующей на поверхность обтекаемого тела силы, связано исключительно с увеличением скоростного напора набегающего потока. Аэродинамический коэффициент составляющей подъемной силы в данном случае не менялся.

Исследование с применением в качестве переменных параметров скоростей набегающего потока и выдуваемой струи дало следующие результаты. Рост скорости истечения выдуваемой струи приводит к интенсификации области повышенного давления, образующейся перед выдуваемой струей вверх по потоку. При этом изменение составляющей коэффициента подъемной силы происходит практически линейно. Несмотря на то, что увеличение скорости набегающего потока также интенсифицирует зону повышенного давления, в этом случае изменение проходит нелинейно, и имеют вид, приближенный к логарифмической зависимости.

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 так же проводилось сравнение аэродинамических характеристик, как отдельных элементов, так и конфигурации в целом.

Расчеты проводились для числа Маха $M = 3$ и числа Рейнольдса $Re_1 \sim 3,3 \cdot 10^7$ 1/м. Параметры набегающего потока соответствовали высоте полета $H=1,6$ км.

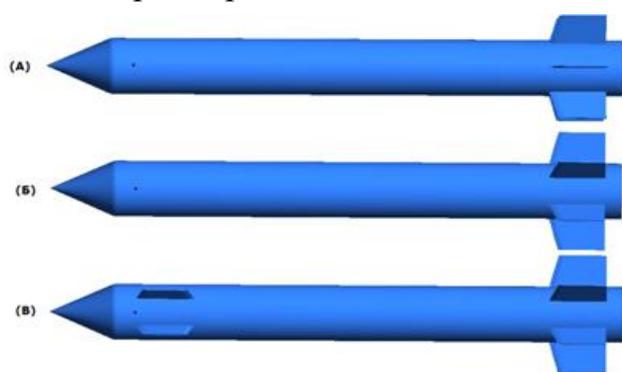


Рис. 2. Рассматриваемые конфигурации:

(А) – конфигурация 1; (Б) – конфигурация 2; (В) – конфигурация 3. Показанные на рис. 2. В конфигурации 1 ось отверстия выдува находилась в плоскости с одной из консолей хвостового стабилизатора. В конфигурации 2 ось

Задача рассматривалась при угле атаки $\alpha = 0^\circ$. В качестве рабочего тела для создания струи использовался воздух, подаваемый с давлением торможения на срезе отверстия выдува $P_j = 79$ бар ($M_j=1$, $n=10^6$) и с температурой торможения $T_j=295$ К. Струя выдувалась по нормали от поверхности модели в положительном направлении значения оси ОУ.

Для изучения влияния выдува на аэродинамические характеристики хвостового стабилизатора, были выбраны три конфигурации,

показанные на рис. 2. 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 составлял 60° . Во всех случаях стабилизатор составляло шесть консолей. Угол стреловидности консолей χ составлял по передней кромки стабилизатора - 16° , по задней кромке - 0° . Удлинение консоли стабилизатора $\lambda_{stab} = l^2 / S_{конс} = 0,58$, где l и S – размер и площадь консолей соответственно.

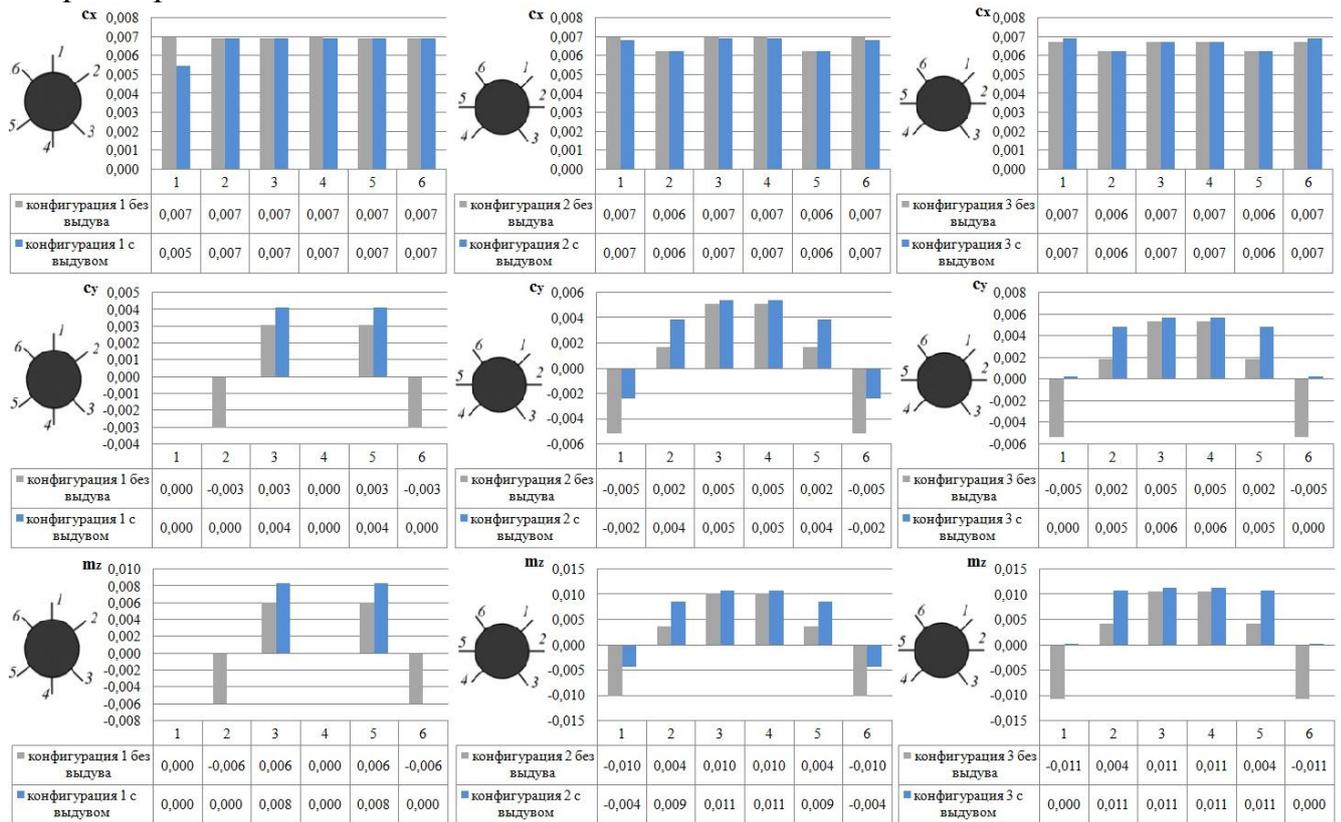


Рис. 3. Коэффициенты лобового сопротивления, подъемной силы и момента для консолей хвостового стабилизатора трех конфигураций с выдувом и без него.

Исходя из полученных результатов, представленных на рис. 3, 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 коэффициент подъемной силы для хвостового стабилизатора в целом и для отдельных консолей смещается в сторону увеличения в направлении положительного значения. Аналогично реагирует коэффициент момента, являясь следствием изменения коэффициента подъемной силы.

Также 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.

Исходя из полученных результатов, представленных на рис. 4, наблюдался прирост силы лобового сопротивления на 2,5% для конфигурации 3, в связи с присутствовавшими в потоке дополнительными элементами (крылья). Выдув газовой струи с поверхности конфигурации 3 приводит к незначительному приросту лобового сопротивления. Коэффициент подъемной силы увеличивается во всех случаях выдува, но выдув для конфигурации 3, приводит к наибольшему значению коэффициента подъемной силы с направлением силы в ту же сторону, что и реактивная тяга струи. Этот эффект связан с попаданием подковообразного вихря на дополнительные аэродинамические поверхности, о чем более подробно описано в работе Брандейса и Гилла. Изменение коэффициента момента отражает

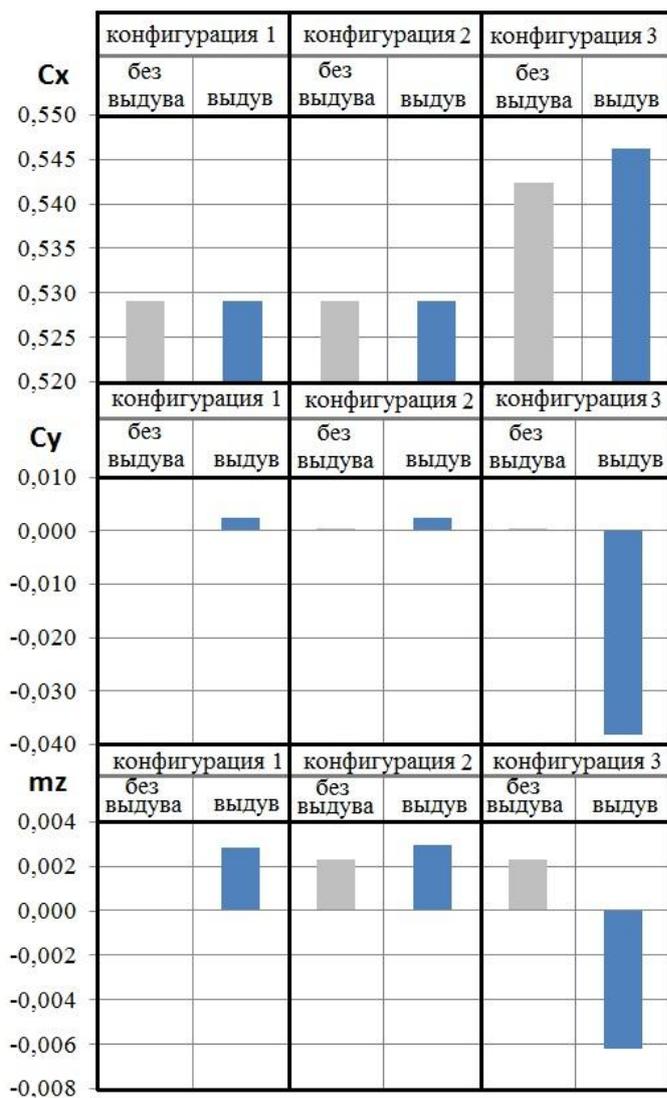


Рис. 4. Коэффициенты лобового сопротивления, подъемной силы и момента корпуса для трех конфигураций с выдувом и без него

результат действия подъемных сил.

Для валидации результатов полученных путем численного моделирования были проведены серии экспериментов в аэродинамической трубе «Транзит-М». Эксперименты проводились при числе Маха $M=3,85$ и числе Рейнольдса $Re_1=2,5 \cdot 10^7$ 1/м, с использованием в качестве рабочего тела выдуваемой струи воздух и продукты горения твердого топлива.

При проведении серий экспериментов проводилась, в том числе, видео фиксация 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 и подъемной силы экспериментальной и численной модели, также имело хорошую сходимость. Таким образом, полученные экспериментальным путем и методом численного

моделирования значения коэффициентов для случая обтекания с выдувом струи имели следующие значения: лобового сопротивления для случая выдува воздуха $C_{x_ex_air} = -0,244$; $C_{x_cal_air} = -0,237$, для случая выдува продуктов горения $C_{x_ex_br} = -0,237$. Подъемной силы для случая выдува воздуха $C_{y_ex_air} = -0,112$; $C_{y_cal_air} = -0,108$, для случая выдува продуктов горения $C_{y_ex_br} = -0,122$.

Коэффициент лобового сопротивления не менялся от выбора рабочего тела выдуваемой струи. Также проведенные исследования без выдува показали отсутствие, какого либо ощутимого изменения лобового сопротивления при струйном воздействии.

Коэффициент подъемной силы на первый взгляд также не зависит от источника рабочего тела. Однако при измерении тяги выдуваемых струй, проводя эксперимент без набегающего потока, было получено, что для выдува воздушной она составила примерно $R_{j_air} = 8$ Н, а для выдува продуктов горения $R_{j_br} = 10$ Н. А это значит что составляющие коэффициента подъемной силы, имеют следующие величины: составляющая от реактивной тяги струи $C_{y_ex_br_jet} = -0,111$, $C_{y_ex_air_jet} = -0,097$, составляющая от перераспределения давления $C_{y_ex_br_dp} = -0,011$, $C_{y_ex_air_dp} = -0,015$.

Глава 4 посвящена результатам исследования возможности увеличения дальности полета летательного аппарата с ПВРД осесимметричной конфигурации, имеющего начальную высоту и скорость, в случае применения активной рикошетирующей траектории полета.

Активная рикошетирующая траектория полета может позволить увеличить дальность полета в несколько раз. Однако ее реализация требует решения двух глобальных задач. Это реализация двигательной установки многократного запуска и системы корректировки, позволяющей обеспечить маневр рикошетирования. Исходя из сложности условий, при которых необходимо совершить маневр, и малого периода времени на его совершение, исследование, описанное в предыдущей главе, может стать основой для создания системы корректировки, которая позволит вывести летательный аппарат на рикошетирующую траектории полета.

Так как для работы ПВРД ракете необходимо иметь начальную скорость, было предложено использовать для разгона летательного аппарата, как более эффективный способ. Это связано с тем, что в случае применения для первоначального разгона от $M=1$ до $M=4$ РДТТ, начальная масса повышается на 46-54%.

Для исследования были выбраны ракеты с тремя диаметрами миделевого сечения $D=300, 500$ и 700 мм. Также исследования включали варьирование массовыми характеристиками.

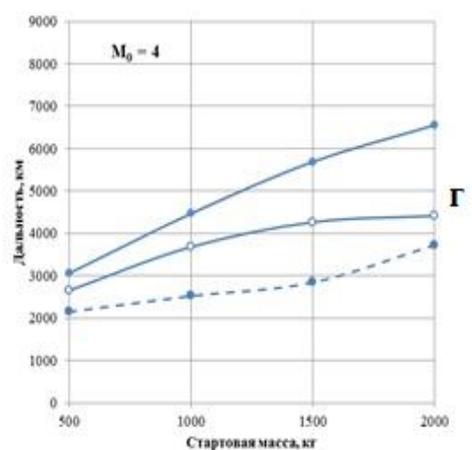
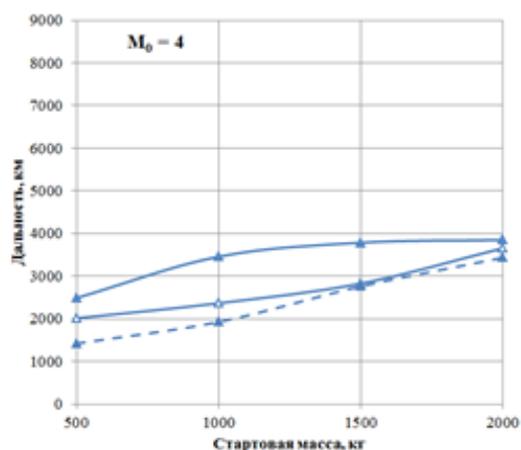
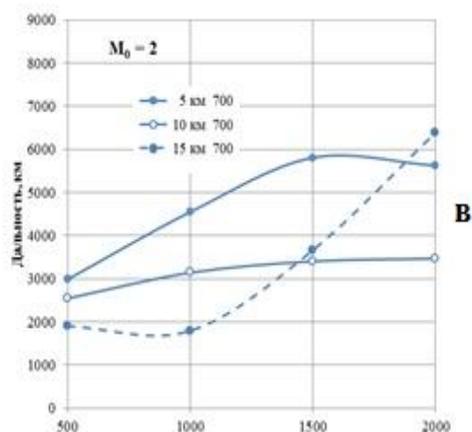
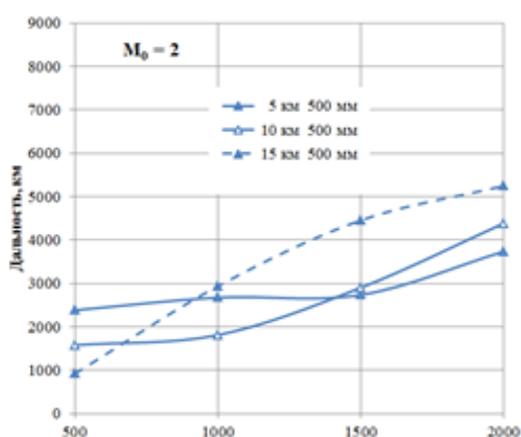
Из рисунка 5 видно, что увеличения массы, в том числе и топлива, приводит, так или иначе, в общем случае к увеличению дальности полета.

Увеличение стартовой скорости с $M_0=2$ до $M_0=4$ увеличивает дальность полета. Так, например, для ракеты диаметром 500 мм и массой 1000 кг при старте с высоты 15 км дальность увеличивается с 2800 км до 3500 км.

Изменение миделевого сечения также приводит к увеличению дальности. Сравнив случаи при старте с высоты 15 км с $M_0=4$, для ракеты массой 1000 кг при изменении площади миделевого сечения с 500 мм до 700 мм, дальность полета менялась с 3500 км до 4500 км.

Так же было определено влияние угла старта. Например, если для ракет диаметром 700 мм начальный наклона траектории изменить до 30 градусов, то дальность полета увеличивается и достигает 6300 км даже при рассмотрении случая $M_0 = 2$.

Увеличение массы горючего для ПВРД на 10% (в этом случае масса топлива для ПВРД составляет 70% от стартовой массы, при этом должна быть уменьшена на 10% масса конструкций и/или БЧ+ГСН) позволяет обеспечить прирост дальности на 500 – 1000 км. Так увеличение массы горючего на 10% для ракеты диаметром 700 мм с массой $m_0 = 2000$ кг при $M_0=4$ и при начальном угле наклона траектории 30 градусов обеспечивает дальность полета до 8340 км.



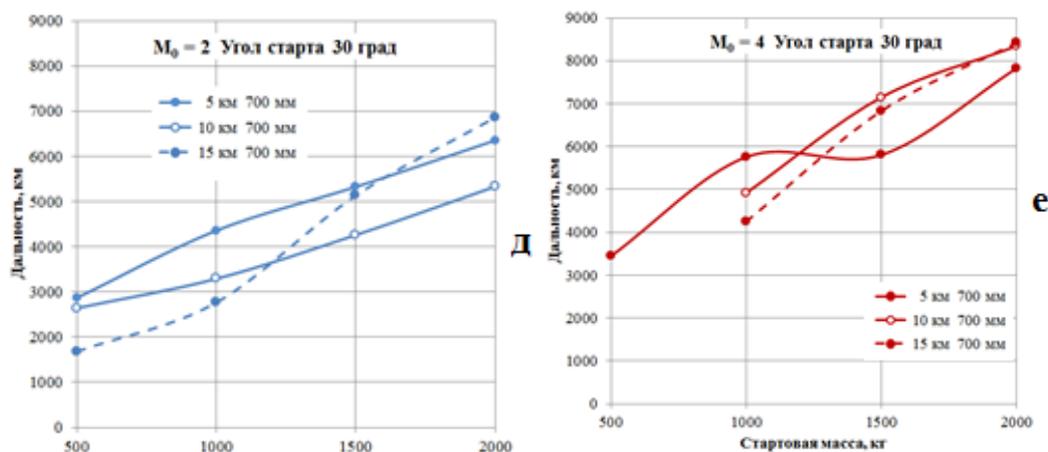


Рис. 5. Зависимость дальности полета при различных начальных условиях

В заключении сделаны следующие выводы:

Применение активной рикошетирующей траектории может значительно увеличить дальность полета летательного аппарата с ПВРД, особенно при условии использования большего количества топлива, имея большую площадь сечения среза сопла маршевого двигателя, начиная движения с максимально возможной высоты и при максимально возможной начальной скорости.

Применение газоструйных органов управления будет наиболее эффективным при усилении воздействия реактивной тяги выдуваемой струи, аэродинамическим эффектом. Аэродинамическое усиление управляющего воздействия может быть обеспечено при размещении отверстия выдува вблизи задней кромки летательного аппарата или вблизи перехода с конической части в цилиндрическую, особенно если сразу за отверстием выдув вниз по потоку расположить дополнительные аэродинамические поверхности с необходимым углом раствора. Так же усилить воздействие можно увеличив площадь сечения среза отверстия выдува, увеличив скорость набегающего потока и/или скорость истечения струи, а так же увеличив плотность набегающего потока, но при условии сохранения величины отношения плотностей набегающего потока и выдуваемой струи.

При расположении выдува на удалении от хвостового стабилизатора в верх по потоку, приводит к появлению небольшого усилия действующего на поверхности консолей хвостового стабилизатора в противоположном направлении от усилия реактивной тяги выдуваемой струи. Однако это приводит к улучшению управляющего воздействия, в связи с приложением сил по разные стороны от центра масс.

Источник рабочего тела струи не влияет на аэродинамический эффект выдува.

ОСНОВНЫЕ МАТЕРИАЛЫ НАУЧНО—КВАЛИФИКАЦИОННОЙ РАБОТЫ ОПУБЛИКОВАНЫ В СЛЕДУЮЩИХ РАБОТАХ

Публикации из списка ВАК:

1. Kislovsky V.A., Zvegintsev V.I. Study of changes in the aerodynamic characteristics of the axisymmetric supersonic vehicle in case of gas blowing from the

lateral surface // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016): AIP Conference Proceedings. –S.l.: 2016. –Vol. 1770. –P. 030013. DOI: 10.1063/1.4963955.

2. Kislovskiy V.A., Zvegintsev V.I. Redistribution of pressure along the surface of axisymmetric vehicle as a result of transverse gas jet blowing // Proceedings of the XXV Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM 2017): Dedicated to the 60th anniversary of the Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Russia, Novosibirsk, 5–9 Jun., 2017) : AIP Conference Proceedings. –S.l.: AIP Publishing, 2017. –Vol. 1893 No. 1. –P. 030028. DOI: 10.1063/1.5007486.

3. 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.

Статьи в трудах, материалах международных и всероссийских конференций, в сборниках научных трудов:

1. Звегинцев В.И., Аульченко С.М., Кисловский В.А., Иванов И.В. Расчетный анализ траекторий полета летательного аппарата с периодическим включением ПВРД // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики (ФППСМ-2016) : сборник трудов IX Всероссийской научной конференции, посвященной 55-летию полета Ю. А. Гагарина (Томск, 21-25 сент. 2016 г.). – Томск: 2016. –С. 135-136.

2. Кисловский В.А., Звегинцев В.И. Аэродинамические характеристики осесимметричного летательного аппарата в сверхзвуковом потоке при наличии поперечной газовой струи // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики (ФППСМ-2016) : сборник трудов IX Всероссийской научной конференции, посвященной 55-летию полета Ю. А. Гагарина (Томск, 21-25 сент. 2016 г.). –Томск: 2016. –С. 325-327.

3. Кисловский В.А. Определяющие параметры выдуваемой с боковой поверхности осесимметричного летательного аппарата струи, предназначенной для формирования аэродинамических сил // Проблемы механики : теория, эксперимент и новые технологии : тезисы докладов XI Всероссийской конференции молодых ученых (Новосибирск-Шерегеш, 20 - 23 марта 2017 г.) / под ред. В.В. Козлова. –Новосибирск: Параллель, 2017. –С. 59-60.

4. Кисловский В.А., Звегинцев В.И. Газодинамические особенности при управлении движением тела осесимметричной конфигурации в сверхзвуковом потоке с помощью выдува поперечной струи// Наука и техника. Том 1. Материалы XXXVIII Всероссийской конференции, посвященной 75-летию Южно-Уральского государственного университета. – М.: РАН, 2018. – С. 137 – 147.