

## О Т З Ы В

официального оппонента, доктора технических наук, профессора Калугина В.Т. на диссертационную работу Платонова Ивана Михайловича «Тепло-массообмен при взаимодействии струй в режиме газодинамического управления летательным аппаратом», представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 01.04.14 – «Теплофизика и теоретическая теплотехника»

Управление процессами обтекания летательных аппаратов является важной научной и практической задачей современной аэродинамики и теплофизики. Ее решение возможно при наличии экспериментально-теоретической базы данных для проектирования органов управления полетом, использование которой позволяет осуществлять их выбор, найти диапазоны и условия эффективного применения, провести расчет и оптимизацию конструктивных параметров.

Диссертационная работа Платонова И.М. посвящена решению актуальной задачи, связанной с исследованием процессов тепло-массообмена и газовой динамики при сложном взаимодействии гетерогенных потоков, включающих струю ракетного двигателя, вторичную струю системы газодинамического управления и сносящего внешнего потока. Такое взаимодействие имеет место при управлении ракетами, использующими комбинированные газоструйные органы управления (КГС ОУ).

В настоящее время отсутствуют полноценные данные по структурам течений, газодинамическим характеристикам потоков, учитывающих взаимную интерференцию аэродинамических поверхностей, струй основного двигателя, корпуса ракеты, набегающего внешнего потока и инжектируемого вторичного газа.

ОБЩИЙ ОТДЕЛ МАИ  
Вх. № 13  
12 2019

Представленная диссертация объемом 127 страниц состоит из введения, пяти глав, заключения, списка использованных источников (81 наименование).

Традиционно во **введении** автор обосновывает актуальность темы диссертации, формулирует цель и задачи работы, показывает теоретическую и практическую значимость проведенных исследований, их достоверность.

**Глава 1** (объемом 34 страницы) носит вводный повествовательный характер. Рассматриваются известные методы газодинамического управления: поворотное сопло, интерцепторы, газовые рули, вдув (впрыск) газа (жидкости) в сопло, а также выдув газа во внешний поток (последнему посвящено 3 страницы текста).

#### Замечания к главе 1.

1. Обычно в этой главе рассматриваются исследования все же по теме диссертации, и в результате делаются выводы, какие вопросы следует изучить в диссертации.
2. Нет ясности, почему управление вектором тяги (УВТ) впрыском жидкости диссертант назвал УВТ за счет изменения объема рабочего вещества, а на стр. 29 используется непонятный термин «коэффициент давления сопла».

**В главе 2** (объемом 28 страниц) представлены уравнения, выражающие основные законы сохранения газодинамики для определения как параметров обтекания поверхностей летательных аппаратов, так и течения в тракте и сопле двигательной установки.

В систему таких уравнений входят уравнения неразрывности, движения, энергии, дополненные уравнениями состояния и уравнения сохранения массы химических компонент. Для замыкания данных уравнений диссертант выбрал и исследовал несколько моделей турбулентности (k- $\epsilon$ , k-w, SST k-w, SA и Transition SSN).

## Замечания к главе 2.

1. Уравнения Навье-Стокса не могут включать уравнения неразрывности, количества движений, энергии и т.д., так как уравнения Навье-Стокса – это уравнения, которые выражают закон сохранения количества движения.
2. Диссертационная работа все же не учебник, где приводятся систематизированные известные данные (в данном случае уравнения сохранения аэрогазодинамики).
3. Несколько странное название главы.

В главе 3 (объемом 10 страниц) диссертации даны результаты численных исследований с применением математической модели рассмотренной в главе 2. Расчеты проводились как для условий внешнего обтекания выбранной компоновки без выдува для управления, так и при выдуве рабочего тела перпендикулярно направлению полета.

Результаты численных расчетов сравнивались с экспериментальными данными других авторов, исследовалось влияние (с последующим выбором) количества ячеек сетки на точность полученных результатов.

Диссертантом показано, что для типовой компоновки авиационных управляющих ракет типа АУР Р73 ( $M=0,8$ ) при обтекании в отсутствии инъекции разница в расчетах и экспериментах составляла 9,3%...9,6% при размере 11 млн...18 млн. ячеек. Также были проведены расчеты при выдуве газа во внешний поток. Сопло инъекции располагалось в кормовой части ЛА.

Для выбора модели турбулентности, адекватно описывающей процессы, протекающие вблизи поверхности, было проведено предварительное исследование обтекания ЛА. Результаты сравнивались с данными 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 углом отклонения рулей в  $20^\circ$ . Результаты оценивались значениям аэродинамического коэффициента подъемной силы и момента  $M_z$ . Оказалось, что две модели турбулентности Transition-SST и S-A показывают близкие результаты, наиболее соответствующие результатам экспериментов. Для проведения основных расчетов была выбрана модель турбулентности Спаларта-Аллмараса (S-A). Сравнение расчетных и экспериментальных данных показывает удовлетворительное совпадение. 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.

#### Замечания к главе 3.

1. Нет ясности, какие ограничения в алгоритме расчета обтекания применимы к математической модели.
2. Не указаны граничные условия для рассмотренных расчетных случаев и геометрические параметры области определения параметров обтекания.
3. Верификация результатов проводилась для упрощенной модели обтекания без учета физико-химических превращений.
4. Автор не дал пояснение по выбору меньшего объема сетки (3...5 млн.) для модели ЛА с выдувом газа по сравнению со случаем обтекания без инъекции (11...18млн.).

**В главе 4** (объемом 25 страниц) проанализированы (по результатам численных расчетов диссертанта) существующие методы газодинамического управления (ГДУ) вектором тяги ЛА, и сделаны выводы об их эффективности и границах применимости. Исследования методов ГДУ проводились 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 расчетных ресурсов.

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

Газодинамические рули. Применение такого метода имеет самое раннее происхождение, практически с самого появления боевых снарядов на реактивной тяге. Газодинамические рули, расположенные внутри сопла, призваны изменять вектор тяги путем отклонения потока, истекающего из камеры сгорания, за счет деформирования струи. При расчетах было обнаружено, что некоторые элементы геометрии отклоняемых рулей подвергаются достаточно сильным тепловым и эрозионным нагрузкам. 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.

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

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. В рассматриваемой компоновке АУР массогабаритные ограничения не позволяют разместить на борту дополнительный газогенератор. Из тех же соображений габаритных ограничений не представляется возможным увеличить массовый расход, затрачиваемый на деформацию струи. Соответственно, изменения управляющих моментов существенно меньше, чем для других вариантов ГДУ, сильной деформации струи не наблюдается.

Выдув газа наружу ЛА 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 рабочего вещества для создания управляющего момента, чем в варианте вдува внутрь сопла.

Необходимо отметить, что существенное изменение управляющей силы, а также моментов, действующих на АУР, 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. На основе проведенных расчетов различных вариантов УВТ, автор диссертации делает

(правда, немного запоздалый) вывод, что следует детально изучать метод выдува газа во внешний поток. Действительно, 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. Отсутствуют также данные по воздействию инжектируемого потока на струю двигательной установки.

#### Замечания к главе 4.

1. Проведенное сравнение органов управления вектором тяги осуществлено не в полном объеме и не предусматривает оценку ОУ по критериям эффективности.
2. Представленные результаты были бы полезны для главы 1 настоящей работы и позволили бы более полно сформулировать задачи исследования.

**Глава 5** (объемом 15 страниц) является основной в диссертации и посвящена анализу выдува струй газа в кормовой части ЛА. Особенностью такой инъекции газа является интерференция (взаимное аэродинамическое влияние) между управляющей струей аэродинамическими поверхностями, корпусом ЛА, обтекаемым потоком и струей двигательной установки.

Исследования проводились для условий: воздействия набегающего потока на поверхность АУР, истечений реактивной струи двигательной установки управляющей струи.

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 3.0м от сопла. 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 также для двух взаимно-перпендикулярных управляющих струй. В расчетах варьировались числа Маха 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.

Представленные результаты показывают, что на расстоянии 0.5м от среза сопла двигателя четко прослеживаются тепловые следы, как от струи двигательной установки, так и аналогичные следы от управляющих струй. На расстоянии в 2.0 и 3.0м струи практически сливаются, причем преимущественно за счет деформации струи двигательной установки.

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

Замечания к главе 5.

1. Нет ясности, как получен график управляющей силы  $N(M_\infty)$  на стр. 114. Почему представлены значения  $N$  в размерном виде и т.д.



2. Отсутствуют данные по тепловым потокам в зонах отрыва на корпус ЛА и аэродинамических поверхностях от выдува струй.
3. Не приведены данные о расходе инжектируемого газа на управление, интенсивности выдува струй, геометрических характеристиках системы управления.

Диссертация Платонова И.М. характеризуется широким набором примеров УВТ летательных аппаратов типа АУР и представляет собой научно-исследовательскую работу, имеющую определенную направленность, актуальность, научную и практическую ценность.

Основные результаты диссертации опубликованы достаточно полно в 13 работах, успешно докладывались на конференциях различного уровня. Автореферат соответствует содержанию диссертации.

По диссертационной работе можно сделать ряд общих замечаний, к числу которых относят следующие:

1. Отсутствуют выводы по главам.
2. Путаница в названиях и обозначениях коэффициента аэродинамических сил ( $C_x$  и  $C_{xa}$ ,  $C_y$  и  $C_{ya}$ ).
3. Не рассмотрены физические модели исследуемых процессов.
4. Недостаточно внимания в диссертации уделено тепловым процессам при струйном взаимодействии.
5. Несмотря на то, что диссертация посвящена тепло-массообмену при струйном управлении параметрами обтекания, в работе уделено слишком большое внимание многочисленным методам газодинамического УВТ (поворотное сопло, газодинамические рули, интерцентреры и т.д.). Это очень перегружает работу дополнительной информацией.
6. В тексте диссертации имеются неточности формулировок (например, стр. 67, 70 и т.д.).

В целом, несмотря на высказанные замечания, диссертация Платонова Ивана Михайловича представляет квалификационную работу, в которой

