

## ОТЗЫВ

официального оппонента доктора технических наук, профессора  
Калугина Владимира Тимофеевича  
на диссертационную работу Ханхасаевой Яны Владиславовны  
«Влияние вложения энергии в поток на трехмерное обтекание  
летательных аппаратов», представленной  
на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук  
по специальности 1.1.9 – «Механика жидкости, газа и плазмы»

Диссертационная работа Ханхасаевой Я.В. посвящена решению актуальной научной и практической проблемы, связанной с поиском и разработкой новых эффективных средств, позволяющих управлять аэродинамическими характеристиками различных летательных аппаратов, контролировать передачу тепла в пограничном слое, снижать поверхностное трение, управлять отрывом потока. В диссертации представлено исследование возможностей и эффективности одного из таких средств, а именно вложения энергии в различные области потока, образующегося при сверхзвуковом обтекании летательных аппаратов различной формы.

В рамках математической модели, основанной на нестационарных осредненных по Фавру и Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (URANS) с использованием моделей турбулентности Спаларта-Аллмараса (SA) и SST Ментера с учетом вложения энергии рассматривались такие задачи, как параметрические исследования свойств теплового следа за источником энергии и особенности течения, образующегося при трехмерном сверхзвуковом обтекании летательных аппаратов при наличии источников энергии в потоке. Показано, что для некоторых вариантов вложение энергии приводит к увеличению донного давления и, соответственно, снижению донного сопротивления. На основе проведенных исследований выявлены рациональные варианты расположения, размеров и мощности источников энергии, обеспечивающие снижение сопротивления и повышение аэродинамического качества при трехмерном обтекании ЛА сложной формы. Для модели ВЛА определены варианты источника, обеспечивающие повышение аэродинамических характеристик, увеличение расхода и полного давления в воздухозаборнике прямого двигателя.

Объем диссертации - 107 страниц, включая 63 рисунка и 12 таблиц. Список литературы содержит 104 наименований. Диссертация состоит из введения, 5 глав, заключения и списка литературы. По теме диссертации было опубликовано 9 работ, 7 из которых включены в список ВАК или входят в мировые индексы цитирования (SCOPUS, Web of Science).

**Введение** посвящено обзору экспериментальных и численных работ, направленных на исследование влияния вложения энергии на обтекание различных летательных аппаратов. В ходе обзора экспериментальных работ приводятся основные способы дистанционного вложения энергии в сверхзвуковой поток. В рамках обзора численных работ приводится список основных математических моделей, используемых для исследования данной задачи. Отмечается, что, не-

смотря на большой объем выполненных к настоящему времени работ, многие вопросы требуют дальнейшего исследования. Также во введении обосновывается актуальность работы, формулируются цели, задачи и положения, выносимые на защиту, обсуждается научная новизна и практическая значимость проведенных исследований.

**Первая глава** посвящена описанию используемой математической модели для описания течений вязкого теплопроводного газа с учетом вложения энергии в поток. Приводится подробное описание подходов, основанных на решении нестационарных осредненных по Фавру и Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (URANS) с использованием моделей турбулентности Спаларта-Аллмараса и SST Ментера, включающая источник энергии. Описываются используемые в работе модели турбулентности, вариант однопараметрической модели турбулентности Спаларта-Аллмараса (SA) для сжимаемых течений с модификацией Эдвардса и модифицированный вариант двухпараметрической модели SST (Shear Stress Transport) Ментера, т.н. SST-2003. Описывается алгоритм расчета сложных течений с учетом вложения энергии. Рассматриваются используемые численные методы. Дискретизация по пространственным переменным производится методом конечных объемов. Для аппроксимации невязкого потока на грани счетной ячейки используется обобщенная схема Годунова с интерполяционными схемами TVD и WENO. Аппроксимация по времени производится как явной, так и неявной на основе метода LU-SGS схеме. Далее приводятся результаты верификации и валидации модели путем численного решения тестовых задач (сверхзвуковое обтекание моделей ЛА НВ-2 и Х-43, моделирование развития зоны энергоподвода в покоящейся воздушной среде) и сравнения полученных результатов с экспериментальными и численными данными других авторов.

**Во второй главе** проводится параметрическое исследование свойств теплового следа за источником энергии. Выполнено исследование численной сходимости. Выявлены основные зависимости параметров следа за энергоисточником от его формы и размеров, мощности вложения энергии, числа Маха набегающего потока.

**В третьей главе** проводится численное исследование влияния энерговклада на обтекание модели ЛА в области перед телом, на боковой поверхности и в области донного среза на структуру течения, аэродинамические характеристики и донное давление. Приводится постановка задачи. Модель представляет собой затупленный конус, переходящий в цилиндр. Выявлено, что вложение энергии перед телом приводит к существенному снижению сопротивления, но на величину донного сопротивления влияет незначительно. Энерговложение на боковой поверхности ведет к уменьшению коэффициента трения, утолщению пограничного слоя вниз по потоку и увеличению донного давления. Для всех вариантов расположения энергоисточника (в донной области) наблюдается снижение сопротивления и повышение донного давления.

**В четвертой главе** проводится численное исследование влияния энерговложения на обтекание летательного аппарата сложной формы потоком вязкого теплопроводного газа. Определено влияние угла атаки, параметров и расположения источника энергии на аэродинамические характеристики ЛА, а также тепловые потоки к его поверхности. Выявлены рациональные варианты параметров

энергоисточника, с точки зрения энергоэффективности, снижения сопротивления и аэродинамического качества.

Показано, что основные закономерности влияния вложения энергии на аэродинамические характеристики ЛА состоят в следующем. При взаимодействии теплового следа с головной ударной волной перед носовой частью образуется область возвратного течения. Давление в этой области, практически, соответствует обтеканию заостренного конуса и существенно ниже давления за ударной волной при обтекании однородным потоком. След при ненулевом угле атаки уходит на подветренную сторону. Из-за этого сопротивление снижается не столь сильно, как для нулевого угла атаки, но возникает эффект повышения подъемной силы. Сдвиг энергоисточника в вертикальной плоскости, также как и в случае с варьированием расстояния при ненулевом угле атаки, приводит к тому, что центр следа попадает в различные точки на носовой поверхности модели. Наилучший с точки зрения энергоэффективности, снижения сопротивления и аэродинамического качества вариант реализуется, когда центр следа попадает на тело наиболее близко к точке торможения.

Крылья рассмотренной модели имеют затупленную переднюю кромку. При вложении энергии перед крыльями модели получено незначительное увеличение подъемной силы при небольшом уменьшении суммарного сопротивления модели.

В этой же главе исследуется влияние вложения энергии перед носом модели на тепловые потоки при обтекании с заданной температурой поверхности. Тепловой след после обтекания носа концентрируется у боковой поверхности тела, что приводит к заметному росту теплового потока на всей поверхности модели, за исключением областей крыльев, отдаленных от цилиндрической части. След с отдалением от источника постепенно охлаждается, в связи с чем, эффект увеличения теплового потока ослабляется с отдалением от носа. При ненулевом угле атаки тепловой поток увеличивается только на носовой части и части подветренной поверхности, близкой к носу, поскольку высокотемпературный след сносится с фюзеляжа.

**В пятой главе** проводится численное исследование влияние источников энергии в потоке на обтекание модели высокоскоростного летательного аппарата (ВЛА), оснащенного прямоточным двигателем. Приводится постановка задачи. В качестве исследуемой задачи рассматривалось обтекание модели ВЛА Х-43. Рассматривалось как вложение энергии перед носом модели, так и в воздухозаборнике. Вложение энергии перед носовой частью модели ВЛА ведет к снижению лобового сопротивления. Помимо влияния на аэродинамические характеристики, вложение энергии перед телом за счет изменения структуры течения (отклонения ударной волны перед воздухозаборником) существенно увеличивает расход и полное давление на всем протяжении тракта ПВРД.

Исследуется влияние вложения энергии в канале воздухозаборника на параметры его работы и аэродинамические характеристики модели. Давление на всем протяжении тракта двигателя увеличивается. Ударно-волновая структура за счет созданного энерговложением противодавления смещается к входному сечению, при этом увеличивается интенсивность падающего скачка от нижней стенки носовой части воздухозаборника. Область отрыва, расположенная на верхней стенке воздухозаборника, значительно увеличивается в размерах и под действием противо-

давления сдвигается к входному сечению. Приведенные интегральные характеристики течения в двигателе показывают уменьшение давления торможения на входе в двигатель, снижение сопротивления и значительное увеличение подъемной силы. Изменение аэродинамических характеристик связано с увеличением давления на верхней части канала воздухозаборника и задней поверхности корпуса модели.

### **Автореферат отражает содержание диссертационной работы.**

По результатам рассмотрения диссертации Ханхасаевой Я.В. можно сделать некоторые **замечания**.

1. В диссертации проведено большое количество расчетов, однако не представлены (глава 2) структуры течения за источником вложения энергии, а дано только изменение параметров потока (давления, числа  $M$  и т.д.) вдоль линии симметрии.

2. При исследовании процесса вложения энергии перед осесимметричным ЛА и на его поверхности (глава 3) в диссертации не рассмотрено влияние удлинения ЛА, а также отсутствует физическое объяснение причин изменения донного давления при энергообмене.

3. Модель летательного аппарата, рассмотренная в главе 4, по своей форме (затупленная носовая часть и передние кромки крыльев), скорее соответствует дозвуковым режимам полета. Между тем, основные результаты получены для сверхзвукового режима  $M=2.5$ . Данное замечание не является принципиальным. По-видимому, модель выбиралась так, чтобы эффекты вложения энергии проявлялись наиболее отчетливо. Можно рекомендовать автору в дальнейших исследованиях рассмотреть более реалистичные модели сверхзвуковых летательных аппаратов. До некоторой степени это уже сделано в главе 5.

4. Как отмечает и сам автор, исследование тепловых потоков на поверхности чрезвычайно важно при проектировании летательных аппаратов. К сожалению, этот вопрос в главе 4 исследуется только для одного значения заданной температуры поверхности  $T_w=1.125$  (немного выше статической температуры набегающего потока). Было бы интересно рассмотреть и другие варианты.

5. Некоторые замечания по оформлению диссертации:

- отсутствуют выводы по главе 1 (по другим главам они имеются);
- используются не принятые в РФ обозначения аэродинамических коэффициентов.

Указанные недостатки не снижают научную ценность диссертации Ханхасаевой Я.В. Тема работы является весьма актуальной. Достоверность полученных расчетных данных подтверждается сопоставлениями с экспериментом и расчетами других авторов. Исследования выполнены диссертантом на высоком научном уровне. Результаты представляют большой теоретический и практический интерес.

Содержание диссертации достаточно полно отражено в публикациях из списка ВАК.

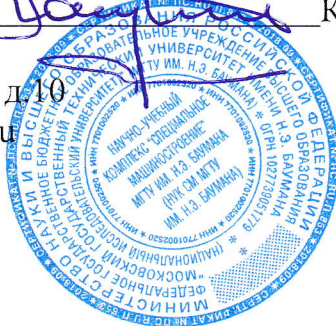
Диссертация является законченной научно-квалификационной работой и соответствует требованиям п. 9 «Положения о порядке присуждения ученых степеней», утвержденного постановлением Правительства Российской Федерации № 842 от 24.09.2013 г., а ее автор, Ханхасаева Яна Владиславовна, заслуживает присуждения ученой степени кандидата физико-математических наук по специальности 1.1.9 – «Механика жидкости, газа и плазмы».

Отзыв подготовил официальный оппонент  
Калугин Владимир Тимофеевич,  
доктор технических наук, профессор,  
заведующий кафедрой «Динамика и управление  
полетом ракет и космических аппаратов»,  
декан факультета «Специальное машиностроение»  
Московского государственного технического  
университета имени Н.Э. Баумана

Калугин В.Т.

07.02.24

105005, Москва, Госпитальный пер, д.10  
+7 (499) 263-65-67, kaluginvt@mail.ru



Подпись д.т.н., профессора Калугина Владимира Тимофеевича заверяю

Заместитель руководителя НУК СМ

Луценко А.Ю.