



**ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБА СНИЖЕНИЯ ЭНЕРГОЗАТРАТ
И ТЕПЛОВЫХ
НАГРУЗОК ПРИ ВЫСОКОСКОРОСТНОМ ДВИЖЕНИИ**

С.Н. Чувашев, Е.С. Чувашева, М.В. Кутырев, Е.С. Браун

Московский авиационный технологический институт (МАТИ) –
Российский государственный технологический университет им. К.Э. Циолковского
РФ 121552, Москва, ул. Оршанская, д. 3
e-mail: snchuv@mail.ru

doi: 10.15518/isjaee.2015.20.007

Заключение совета рецензентов: 24.07.15 заключение совета экспертов: 07.08.15 принято к публикации: 28.08.15

Рассмотрен способ снижения потерь на лобовое сопротивление при полёте высокоскоростного летательного аппарата за счёт инжекции газа в новых изобарических режимах, что может также снизить нагрев поверхности аппарата. Проведён цикл аналитических исследований и математического моделирования. Впервые разработана и испытана в аэродинамической трубе система обеспечения изобарического режима инжекции. Результаты указывают на реализуемость и эффективность изобарических режимов активного воздействия на поток. Приводится пример расчёта по разработанным комплексным моделям, в котором сравниваются аппараты с системой снижения лобового сопротивления и с твердотопливным двигателем; использование изобарических режимов позволило уменьшить стартовую массу аппарата примерно вдвое.

Ключевые слова: аэродинамическое сопротивление, аэродинамический нагрев, высокоскоростной полёт, активное воздействие на поток, инжекция газа.

**RESEARCH ON REDUCTION OF FUEL CONSUMPTION
AND AERODYNAMIC HEATING LOAD AT HIGH SPEED**

S.N. Chuvashev, E.S. Chuvasheva, E.S. Braun, M.V. Kutyrev

MATI Russian State Technological University
3 Orshanskaya Str., Moscow, 121552 Russian Federation
e-mail: snchuv@mail.ru

doi: 10.15518/isjaee.2015.20.007

Referred 24 July 2015 Received in revised form 7 August 2015 Accepted 28 August 2015



The paper deals with a method of reduction of aerodynamic drag of a high-speed vehicle by means of active modification of the airflow with injection of light gas with high speed of sound, which can also mitigate the surface heating load. Analytical and numerical researches are carried out. An experimental model of the system of the isobaric modes implementation is created and tested in a wind tunnel for the first time. The results show power efficiency and possibility of realization of the isobaric modes of active airflow modification. An example of possible application of the isobaric modes to reduce the aerodynamic drag of a high speed vehicle is considered; it made it possible to halve the launch mass of the vehicle as compared with a vehicle with a solid propellant engine.

Keywords: aerodynamic drag, aerodynamic heating, high speed movement, active effect on airflow, gas injection.



Чувашев Сергей Николаевич
Sergey N. Chuvashov

Сведения об авторе: д-р физ.-мат. наук (МГУ им. Ломоносова, физика и химия плазмы, 1998); профессор МАТИ им. К.Э. Циолковского; руководитель междисциплинарной группы.

Образование: кафедра Э8 «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана; канд. техн. наук (МГТУ им. Н.Э. Баумана, «Теплофизика и молекулярная физика»).

Область научных исследований: плазменная динамика, оптика плазмы, плазмохимия, диагностика плазмы, механика жидкости и газа, радиофизика, электродинамика, пучки частиц – применительно к авиационной и ракетной технике, энергетическим установкам, амфибийному транспорту и др.

Публикации: более 170.

Information about the author: DSc (physics and mathematics) (Lomonosov Moscow State University, 1998); professor of the Ziolkovsky MATI Technological University; the head of an interdisciplinary team.

Education: the Bauman Moscow State Technical University (BMSTU), 1979 (the Aerospace Engines department); PhD (BMSTU, 1984) in thermal and molecular physics.

Research area: dynamics, optics, chemistry, and diagnostics of plasmas; liquid and gas dynamics, radiation physics, electrodynamics, particle beams, etc. as applied to energy machines, aerospace, amphibious hovercrafts, etc.

Publications: more than 170.



Чувашева Елена Сергеевна
Elena S. Chuvashova

Сведения об авторе: старший преподаватель «МАТИ»-РГТУ им. Циолковского на кафедре «Проектирование вычислительных комплексов».

Образование: физический факультет МГУ им. М.В. Ломоносова, кафедра общей физики.

Область научных исследований: аналитическая работа, программная реализация, физическая и математическая постановка задач; комплексные модели высокоскоростных летательных аппаратов, моделирование облака аэродисперсных помех для радиолокации, моделирование движительно-рулевого комплекса амфибийного судна на воздушной подушке.

Публикации: более 20.

Information about the author: a senior lecturer of the Ziolkovsky MATI Technological University (the Development of Computer Complexes department).

Education: the Moscow State University (MSU), physical faculty, 2008 (the General Physics department).

Research area: analysis, programing, physical and mathematical posing of problems; integral models of high speed vehicles; modeling of chaff clouds and propulsion units for an amphibian hovercraft.

Publications: more than 20.



Браун Елизавета Сергеевна
Elizaveta S. Braun

Сведения об авторе: аспирантка МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского, кафедра «Проектирование вычислительных комплексов»; инженер Научно-производственного центра «Специальное машиностроение» (НПЦ «СМ») Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана (МГТУ им. Н.Э. Баумана).

Образование: факультет «Специальное машиностроение» МГТУ им. Н.Э. Баумана, кафедра «Ракетные и импульсные системы».

Область научных исследований: обработка результатов испытаний, расчет внутрибаллистических характеристик двигательных установок, аэродинамических характеристик высокоскоростных летательных аппаратов.

Information about the author: postgraduate at the Ziolkovsky MATI Russian State Technological University, the Development of Computer Complexes department; engineer of the Research and Production Center of Special Machinery (RPC SM) at BMSTU.

Education: the Special Machinery faculty of the Bauman Moscow State Technical University (BMSTU), Rocket and Pulsed Systems department.

Research area: experiment processing, computer simulation of the interior ballistic characteristics of engines and aerothermodynamics characteristics of high speed vehicles.





Кутырëв Михаил Витальевич
Mikhail V. Kutyrëv

Сведения об авторе: начальник бюро «Магнитно-импульсной обработки металлов» ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева».

Образование: Московское высшее техническое училище им. Н.Э. Баумана по кафедре «Двигатели летательных аппаратов» факультета «Энергетического машиностроения» (1980).

Область научных исследований: инновационные разработки в области создания элементов конструкций летательных аппаратов с применением радиационно-плазменных и магнитно-импульсных технологий.

Публикации: более 20 и 4 патента РФ.

Information about the author: a chief of Bureau "Metal Processing with Pulsed Magnetic Fields" at the Khrunichev State Research and Production Space Center.

Education: graduate and post-graduate of the Bauman Moscow State Technical University (BMSTU) (1980), the Energy Machine Building faculty, the Aerospace Engines department.

Research area: innovative developments in the field of the aircraft structures elements creation primarily with technologies, which apply radiating plasmas and pulsed magnetic fields.

Publications: more than 20 and 4 patents.

Введение.

Изобарические режимы активного воздействия на высокоскоростной поток

Во многих странах ведутся напряженные работы по созданию высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА) с прямоточными воздушно-реактивными двигателями (ПВРД). Использование кислорода воздуха как окислителя резко снижает массу горючего по сравнению с ракетами, то есть в конечном счёте стартовый вес ЛА и стоимость высокоскоростного полёта.

Однако разработка ВЛА сталкивается со значительными трудностями. При постоянной скорости горизонтального полета ВЛА на преодоление лобового сопротивления уходит основная часть энергоресурсов, что диктует необходимость его радикального снижения. Ограничение аэродинамического нагрева поверхности, особенно интенсивного в носовой части ВЛА, также существенно для обеспечения обитаемости и даже работоспособности приборов и агрегатов, поскольку на охлаждение тратится значи-

тельная масса топлива.

Для того чтобы решить проблему снижения аэродинамического сопротивления при высокоскоростном полёте, выдвигались различные варианты активного воздействия на поток. После ряда относительных неудач были предложены многообещающие пути преодоления указанной трудности, связанные с реализацией изобарических режимов активного воздействия [1–6].

Согласно этой концепции, реализация эффективных режимов зависит от формирования перед движущимся телом протяжённой области, в которой практически выравнивается давление, причём на весьма низком уровне. Этого можно достичь либо при профилированном лучевом (электронный пучок, лазер...) нагреве до плазменного состояния набегающего воздуха перед ВЛА (рисунок 1), либо при инжекции газа из протяжённого устройства на носу ВЛА.

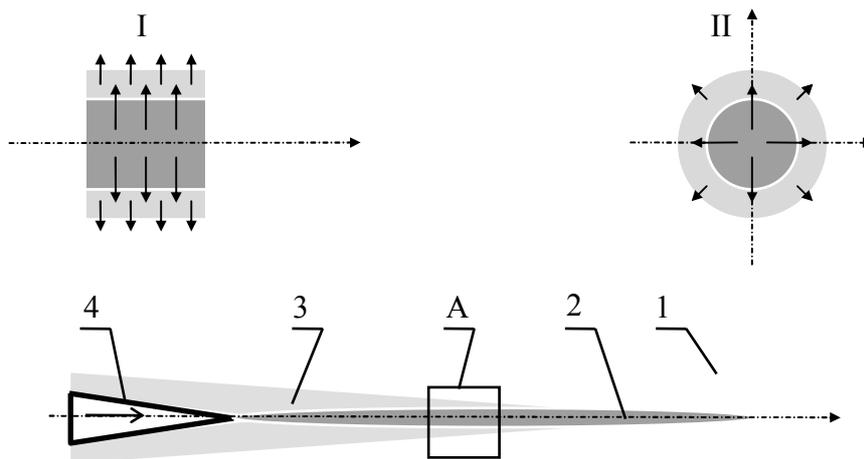


Рис. 1. Реализация изобарического режима активного воздействия при формировании протяжённого канала с плазмой воздуха: 1 – покоящийся воздух; 2 – область энерговыведения; 3 – нагретый канал с плазмой воздуха; 4 – движущееся тело; I – увеличенный фрагмент канала А, II – его поперечное сечение.

Fig. 1. Implementation of isobaric mode of active flow modification at formation of long channel with air plasma: 1 – steady air; 2 – energy input zone; 3 – heated channel with air plasma; 4 – moving body; I – enlarged part A of the drawing, II – its cross section. Arrows denote the velocity in the laboratory system of coordinates

Достаточным условием формирования изобарической зоны является обеспечение высокой скорости течения:

$$v_s = \sqrt{\frac{\gamma k_B T}{m}}, \quad (1)$$

где v_s – скорость звука; γ – показатель адиабаты; k_B – постоянная Больцмана; T – температура; m – масса молекулы, т.е. среды с высокой температурой T и/или малой молекулярной массой. Если скорость потока $v_\infty < v_s$, то течение там будет дозвуковым, и выравнивание давления должно происходить автоматически. В результате снижается давление на носовую часть аппарата, определяющее волновое сопротивление.

В случае профилированного энерговыделения перед телом (скорость звука увеличивается при нагреве воздуха) этот класс режимов вначале был предсказан аналитически, затем были сформулированы достаточные условия, и наконец его существование было доказано с помощью математического моделирования [7–10]. В проведённых расчётах было получено многократное (10...25 раз и более) уменьшение лобового сопротивления и многократное (в 2...5 и более раз) снижение энергозатрат на полёт не только по сравнению с затупленной, но и заострённой, оптимизированной формой обтекаемого тела без активного воздействия. При этом должны были существенно снижаться энергозатраты на высокоскоростное движение, уменьшаться начальная масса летательного аппарата, увеличиваться скорость и дальность полета. На следующем этапе работ этот класс режимов был рассмотрен до профилированного ддува лёгкого газа перед телом (скорость звука повышается и из-за нагрева, и из-за малой молекулярной массы), после чего с помощью вычислений также было получено предварительное свидетельство правильности теоретических по-

строений [11]. Анализ движения «плазменных тел» [12, 13] показал реализацию в экспериментах режимов течения, близких к рассматриваемым.

Необходимо отметить, что формирование изобарической области перед носовой частью ЛА не должно быть связано с инжекцией из ЛА в направлении вперёд предварительно нагретой сплошной среды – плазмы или газа, – иначе происходит локальное повышение давления и формируется описанная в [14] газодинамическая структура, при которой радикального снижения лобового сопротивления не получается. Ударная волна формируется и перед недостаточно вытянутой, например квазисферической, зоной энерговыделения, которая обтекается холодным газом почти как твердое тело (ограниченная эффективность такого воздействия была неоднократно показана) [14].

Степень проработки соответствующих технических решений недостаточна. Так, слабо изучены рабочие процессы, экспериментально не подтверждена реализуемость построенных аналитически газодинамических и плазодинамических структур, не проработаны аспекты, связанные с аэродинамическим нагревом, не рассмотрена совместимость с другими подсистемами ВЛА, в том числе по массогабаритным характеристикам.

Этим вопросам посвящена данная работа.

О снижении аэродинамического нагрева высокоскоростного летательного аппарата при изобарических режимах инжекции

Рассмотрим аспекты применения активного воздействия в варианте с инжекцией газа, связанные с тепловой нагрузкой на стенки.

Во всех случаях реализации изобарического режима в этом варианте формировалась следующая структура течения (рис. 2).

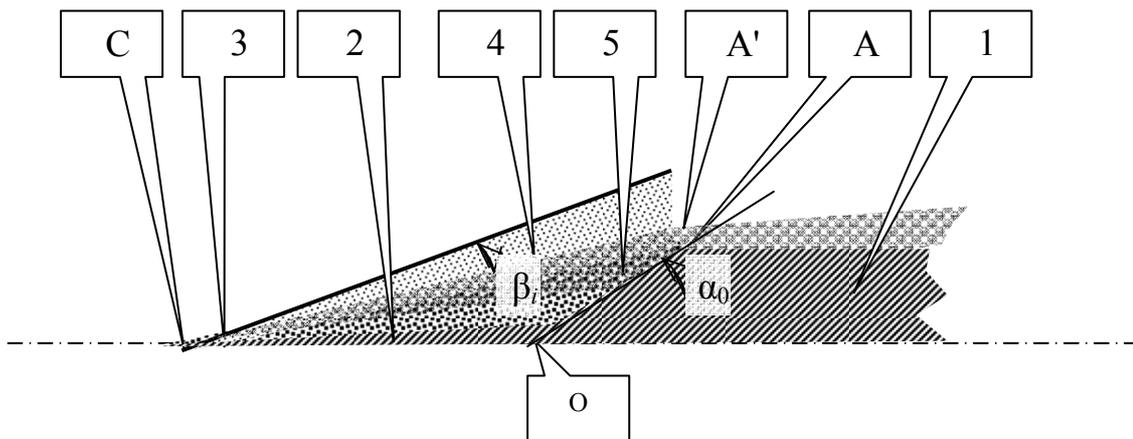


Рис. 2. Структура течения в изобарическом режиме при инжекции газа:

1 – летательный аппарат; 2 – изобарическая зона с инжектированным газом; 3 – ударная волна; 4 – ударно-сжатый газ; 5 – область перемешивания газа с воздухом

Fig. 2. Isobaric mode flow structure at gas injection:

1 – aircraft; 2 – isobaric zone with injected gas; 3 – shock wave; 4 – compressed gas; 5 – air and gas mixing zone

Зона, занимаемая инжектированным газом, граничит с обтекающим высокоскоростным потоком воздуха по поверхности с прямолинейной образующей (плоскость в плоском случае, конус в осесимметричном). При рассматриваемых условиях эта поверхность контактного разрыва размывалась относительно слабо, хотя применяемый малодиссипативный метод расчета и расчетные сетки позволяли вычислять формирование как крупных, так и относительно мелких вихрей; в частности, в любом случае решалась трёхмерная задача с примерно 10-ю сеточными слоями в направлении третьей координаты, что не позволяло проявиться известному эффекту стабилизации двумерных сверхзвуковых контактных разрывов.

Указанная образующая проходила через окрестность критической точки *C* на протяженной структуре на носу, и через окрестность точки *A* лобовой части аппарата, наиболее удаленной от оси (плоскости) симметрии так, что формировалось подобие обтекателя. Геометрические характеристики «газового обтекателя» определяются практически только геометрией аппарата, а именно, координатами точек *C* и *A* (точнее, точки *A'*, отстоящей от *A* на небольшую толщину потока газа, постоянно выходящего из зоны, занимаемой инжектированным газом).

В результате взаимодействия высокоскоростного потока воздуха и «газового обтекателя» формировалась ударная волна, по характеристикам практически такая же, как и при обтекании твердого тела аналогичной геометрии.

Угол β наклона ударной волны к потоку определяется в таком случае трансцендентным соотношением вида [15] (здесь и далее характеристики потока с индексом 1 обозначают характеристики за ударной волной, с индексом ∞ – в потоке):

$$\operatorname{tg} \alpha = \operatorname{ctg} \beta \frac{M_{\infty}^2 \sin^2 \beta - 1}{1 + M_{\infty}^2 \left[\frac{\gamma + 1}{2} - \sin^2 \beta \right]}, \quad (2)$$

где α – угол $A'CO$; M_{∞} – число Маха набегающего потока.

Давления в потоке p_{∞} и за косою ударной волной p_1 связаны соотношением

$$p_1 = p_{\infty} \left(\frac{2\gamma M_{\infty}^2 \sin^2 \beta}{\gamma + 1} - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right). \quad (3)$$

Соотношение для температур:

$$T_1 = T_{\infty} \left(2\gamma M_1^2 \sin^2 \beta - (\gamma - 1) \right) \times \left(\frac{2}{M_1^2 \sin^2 \beta} - (\gamma - 1) \right) / (\gamma - 1)^2. \quad (4)$$

Давление за косою ударной волной примерно равно давлению во всей изобарической зоне $p_1 = p_i$ и

давлению на стенки летательного аппарата при инжекции. Сила лобового сопротивления при полёте

$$P_i = p_i F_v, \quad (5)$$

где F_v – площадь поперечного сечения аппарата.

Конвективный тепловой поток на лобовую часть аппарата отсутствует: через всю эту поверхность происходит инжекция, и температура поверхности равна температуре газа над поверхностью.

Конвективный тепловой поток при высокоскоростном обтекании определяется процессами в тонких пограничных слоях, которые трудно описывать в одном расчете совместно с общим течением. Поэтому часто в современных вычислениях моделируют макроструктуру течения без достаточно подробного описания пограничных слоев, а тепловой поток определяют по полученным результатам вычислений из аналитических выражений.

Для локального коэффициента теплоотдачи q при обтекании тела имеются полуэмпирические соотношения, которые подходят и для высокоскоростного течения при определении зависящих от температуры свойств среды при $T = T^*$ (T^* – температура восстановления) [16]:

$$q = \alpha (T_r - T_w), \quad (6)$$

где

$$T_r = T_{\delta} \left(1 + r M_{\delta}^2 \frac{\gamma(T^*) - 1}{2} \right); \quad (7)$$

– при ламинарном пограничном слое

$$\alpha = \alpha_l = 0,325 C_p (T^*) \rho (T^*) v_{\delta} \operatorname{Re}_x^{-1/2} \operatorname{Pr}^{-2/3}; \quad (8)$$

– при турбулентном пограничном слое

$$\alpha = \alpha_t = 0,029 C_p (T^*) \rho (T^*) v_{\delta} \operatorname{Re}_x^{-1/5} \operatorname{Pr}^{-2/3}; \quad (9)$$

где

$$\operatorname{Re}_x = \frac{v_{\delta} x}{\nu(T^*)}. \quad (10)$$

Здесь T_r – температура восстановления; r – коэффициент восстановления температуры, $r = 0,9$; T_w – температура стенки; M_{δ} – число Маха в потоке на внешней границе пограничного слоя; Re_x – число Рейнольдса; Pr – число Прандтля; v_{δ} – скорость на внешней границе пограничного слоя; x – координата вдоль поверхности; $C_p(T^*)$ – теплоёмкость; $\rho(T^*)$ – плотность; $\nu(T^*)$ – вязкость; $\gamma(T^*)$ – показатель адиабаты в потоке, – вычисляемые при определяющей температуре T^* :

$$T^* = \frac{T_{\delta} + T_w}{2} + 0,22(T_r - T_{\delta}), \quad (11)$$

T_{δ} – температура в потоке на внешней границе погранслоя.

В случае инъекции газа с характерными для рассматриваемых систем дозвуковыми скоростями температура стенки в области инъекции, т.е. на всей лобовой поверхности, соответствует температуре газа, а тепловой поток практически отсутствует. Из изобарической области газ попадает в область у боковой стенки, где значения параметров вне погранслоя определялись на основе результатов вышеприведенных вычислительных экспериментов.

Для сравнения рассматривался также случай, когда на лобовой части аппарата не было устройства инъекции газа.

Температура стенки T_w зависит как от обсуждавшегося выше аэродинамического нагрева, так и от интенсивности её охлаждения. Особый интерес представляет случай термоизолированной стенки, когда охлаждение происходит только за счет тепло-

вого излучения в сторону потока. Тогда T_w определяется из уравнения:

$$\alpha(T_r - T_w) = k\sigma T_w^4, \quad (12)$$

где σ – постоянная Стефана-Больцмана; k – степень черноты.

Следует отметить, что при высокоскоростном обтекании без инъекции сильнее всего обычно нагревается окрестность критической точки. Для того чтобы уменьшить там тепловые потоки, прибегают к специальным мерам, в том числе к затупленным формам передней части аппарата, локальной инъекции газа, локальному охлаждению и пр. В данной работе указанные эффекты не рассматриваются, вычисление тепловых потоков и температур начинается вне ближайшей окрестности критической точки.

Результаты вычислений по вышеприведенным соотношениям представлены на рисунках 3 и 4.

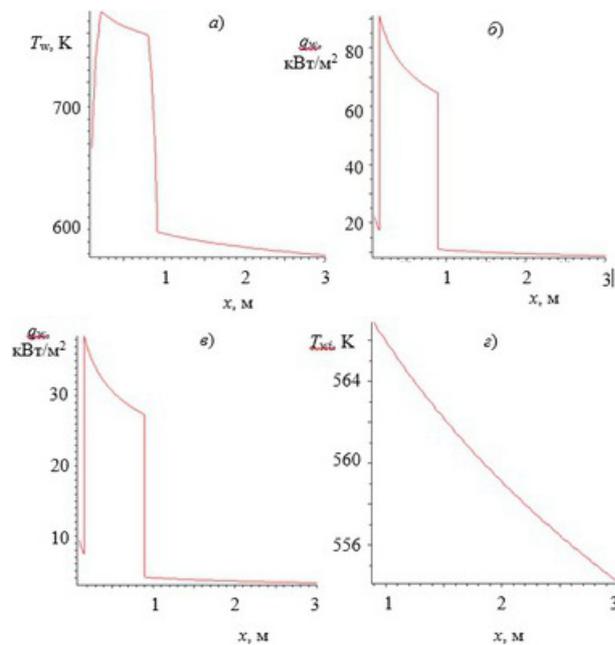


Рис. 3. Тепловые характеристики поверхности по образующей вдоль потока с $M_{\infty} = 4$ ($x = 0$ – критическая точка, $x = 0,9$ м – переход лобовой части в боковую): а – температура термоизолированной стенки с $\kappa = 1$ без инъекции; б – тепловой поток аэродинамического нагрева для термоизолированной стенки с $\kappa = 1$ без инъекции; в – тепловой поток аэродинамического нагрева для стенки с $T_w = 700$ К без инъекции; г – температура термоизолированной стенки с $\kappa = 1$ с инъекцией

Fig. 3. Thermal characteristics of vehicle's surface along the airflow with Mach number $M_{\infty} = 4$ ($x = 0$ – critical point, $x = 0.9$ m – meeting of frontal and lateral surfaces): а – temperature of thermally isolated wall with $\kappa = 1$ without injection; б – aerodynamic heat flow on thermally isolated wall with $\kappa = 1$ without injection; в – aerodynamic heat flow on wall with $T_w = 700$ K without injection; г – temperature of thermally isolated wall with $\kappa = 1$ with injection

На рисунках видно, что при обычном высокоскоростном обтекании ламинарно-турбулентный переход происходит в носовой части аппарата, причем в

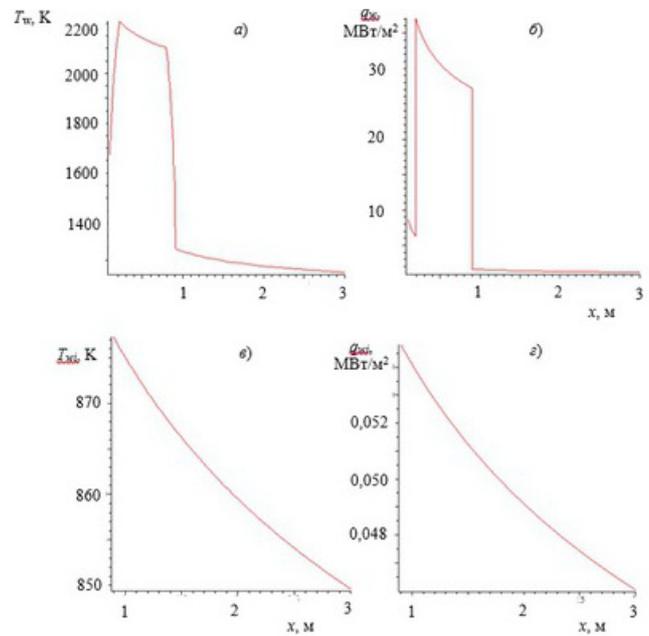


Рис. 4. Тепловые характеристики поверхности по образующей вдоль потока с $M_{\infty} = 10$ ($x = 0$ – критическая точка, $x = 0,9$ м – переход лобовой части в боковую): а – температура термоизолированной стенки с $\kappa = 1$ без инъекции; б – тепловой поток аэродинамического нагрева для термоизолированной стенки с $\kappa = 1$ без инъекции; в – температура термоизолированной стенки с $\kappa = 1$ с инъекцией; г – тепловой поток аэродинамического нагрева для термоизолированной стенки с $\kappa = 1$ с инъекцией

Fig. 4. Thermal characteristics of vehicle's surface along the airflow with Mach number $M_{\infty} = 10$ ($x = 0$ – critical point, $x = 0.9$ m – meeting of frontal and lateral surfaces): а – temperature of thermally isolated wall with $\kappa = 1$ without injection; б – aerodynamic heat flow on thermally isolated wall with $\kappa = 1$ without injection; в – temperature of thermally isolated wall with $\kappa = 1$ with injection; г – aerodynamic heat flow on thermally isolated wall with $\kappa = 1$ with injection

большей части погранслоя течение турбулентно. Тепловые потоки при этом максимальны в области ламинарно-турбулентного перехода на лобовой части



аппарата, они быстро нарастают с увеличением M_∞ . В случае теплоизолированной поверхности температура также максимальна на лобовой части, она меняется от 750...800 К при $M_\infty = 4$ до 2 100...2 200 К при $M_\infty = 10$. При принудительном охлаждении стенок до температуры $T_w = 500 \dots 700$ К снимаемые тепловые потоки при рассматриваемых параметрах сильно зависят также от T_w .

С учетом того, что инжекция стабилизирует температуру лобовой части поверхности ЛА на более низком уровне (в данных примерах 453 К), можно сделать вывод – при энергетически эффективных режимах одновременно осуществляется защита лобовой части аппарата от перегрева.

Кроме того, тепловые потоки на боковую поверхность аппарата при инжекции ниже, чем без инжекции. Это связано с тем, что с поверхностью контактирует легкий газ, для которого меньше и число Маха, и аэродинамический нагрев. Особенно значительно относительное охлаждение боковых стенок при высоких значениях M_∞ , т.е. где оно требуется больше всего: например, когда $M_\infty = 10$, при инжекции температура стабилизируется на уровне 850...875 К, а без нее достигает 1 300 К.

Таким образом, температура носовой и лобовой части ВЛА стабилизируется на независимо выбираемой температуре инжектируемого газа, а на боковой

части температура заметно снижается за счёт поступления газа в пограничный слой. Следовательно, при применении энергетически эффективных изобарических режимов инжекции не только уменьшается аэродинамическое сопротивление и экономится горючее, но и значительно облегчаются задачи обеспечения теплового режима аппарата.

Математическое моделирование энергетически эффективных режимов перед носовой частью

Реализуемость и эффективность изобарических режимов активного воздействия подтверждается вычислительными экспериментами.

Рассмотрим ВЛА с плоской симметрией (с клиновидными формами как носовой и лобовой частей ВЛА, так и с клиновидным газовым телом). Вычислительные эксперименты в трёхмерной нестационарной постановке показали, что течение близко к двумерному, а трёхмерные эффекты несущественны. Ниже показаны результаты расчёта в нестационарной постановке в предположении плоской симметрии ВЛА. Математическая постановка для числа Маха потока $M_\infty = 6$ и инжекции несколько нагретого гелия показана на рисунке 5. Система уравнений Навье-Стокса решалась с усреднением по Рейнольдсу (RANS) с $q-\omega$ моделью турбулентности с учётом сжимаемости.

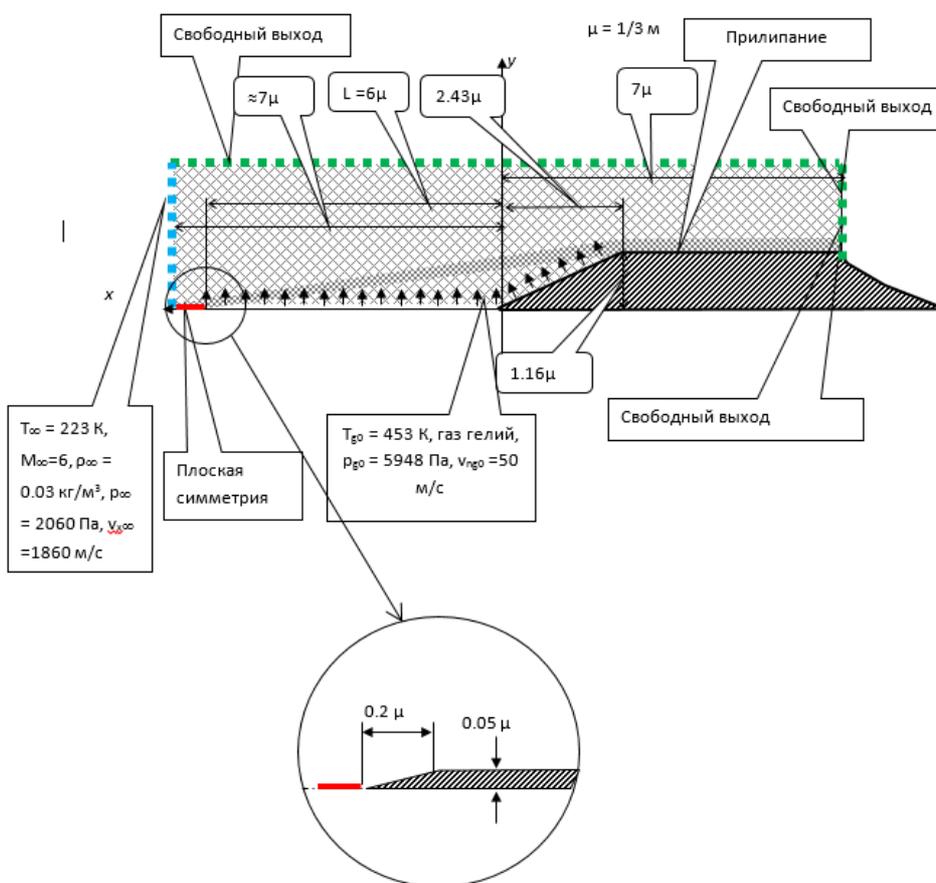


Рис. 5. Постановка задачи при $M_\infty = 6$
Fig. 5. Problem statement for $M_\infty = 6$



На рисунках 6–10 представлены результаты расчёта с помощью программного комплекса ANSYS-CFX; вычисления, проведённые по той же постановке, с помощью разностных схем 7-го порядка точности по пространственным и 4-го по временной координате показали аналогичные результаты.

Расчёты демонстрируют образование заполненной гелием изобарической зоны, давление в которой меняется в пределах $\pm 5\%$ и соответствует рассчитанному по трансцендентным соотношениям для геометрии формирующегося «газового тела». Температура в изо-

барической зоне равна температуре инъекции, скорости относительно ВЛА невелики и везде существенно меньше локальной скорости звука. В данном случае структура контактного разрыва с высокоскоростным сдвиговым течением на границе «газового тела» слабо выражена: она в основном проявляется в локальных вариациях давления и некотором росте температуры (примерно на 100 К). Обтекание «газового тела» приводит к внешней картине течения, аналогичной обтеканию твёрдого клина.

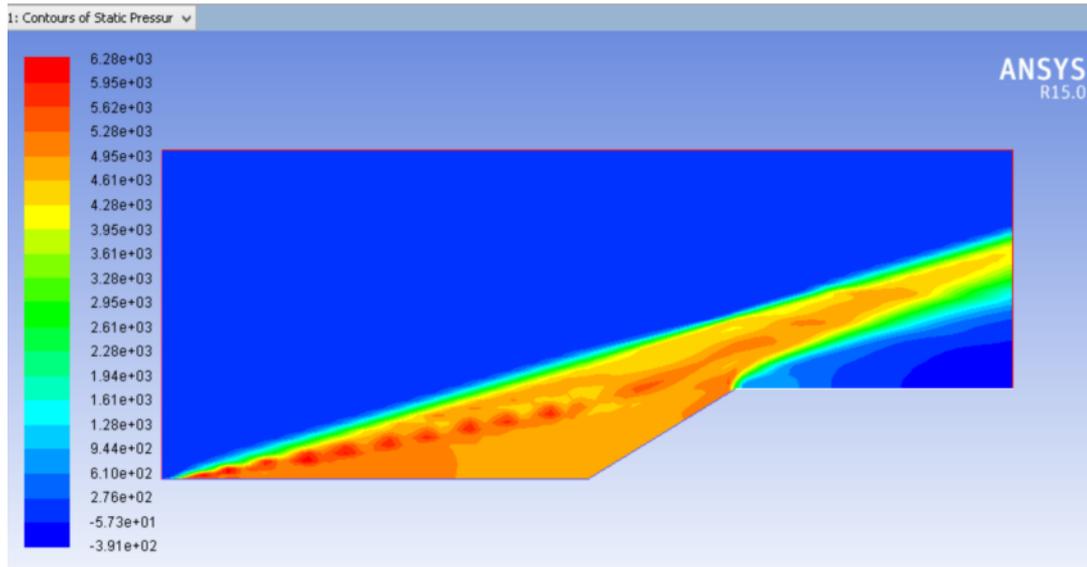


Рис. 6. Пространственное распределение давления, Па. Расчет при $M_\infty = 6$, момент времени $t = 0,157 \cdot 10^{-1}$ с
 Fig. 6. Spatial distribution of pressure, Pa. Mach number $M_\infty = 6$, time $t = 0.0157$ s

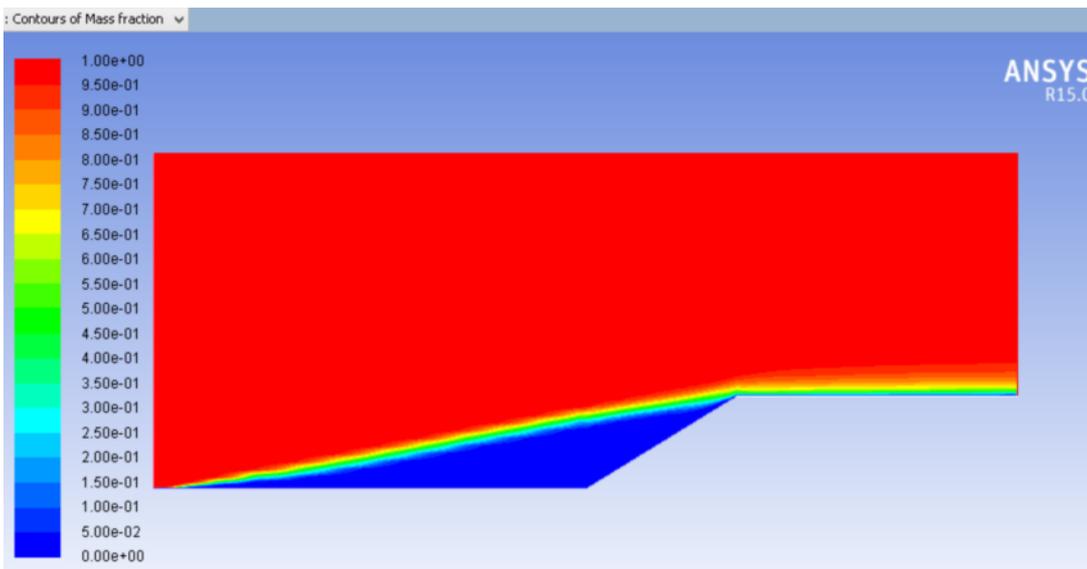


Рис. 7. Пространственное распределение массовой доли воздуха. Расчет при $M_\infty = 6$, момент времени $t = 0,157 \cdot 10^{-1}$ с
 Fig. 7. Spatial distribution of mass fraction of air. Mach number $M_\infty = 6$, time $t = 0.0157$ s



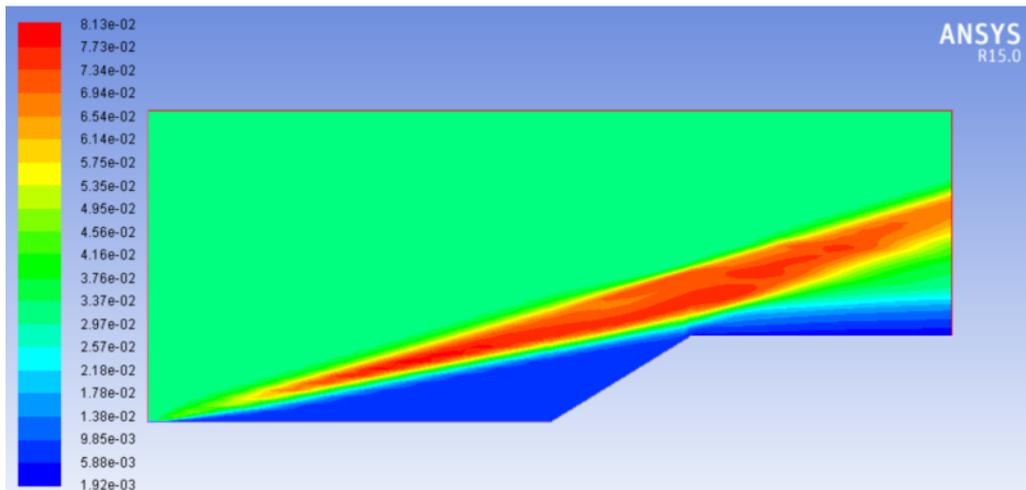


Рис. 8. Пространственное распределение плотности, kg/m^3 . Расчет при $M_\infty = 6$, момент времени $t = 0,157 \cdot 10^{-1}$ с
 Fig. 8. Spatial distribution of density, kg/m^3 . Mach number $M_\infty = 6$, time $t = 0.0157$ s

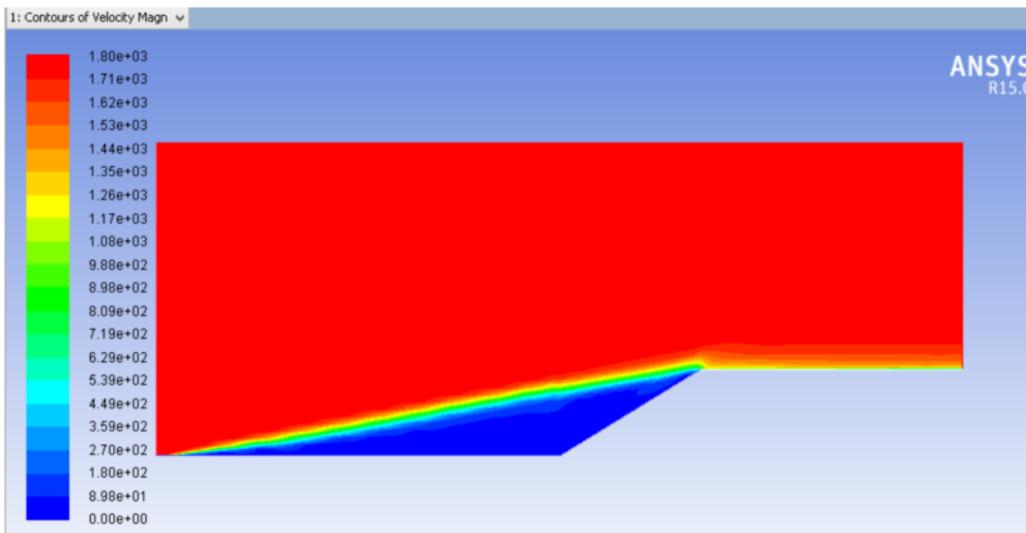


Рис. 9. Пространственное распределение скорости, м/с. Расчет при $M_\infty = 6$, момент времени $t = 0,157 \cdot 10^{-1}$ с
 Fig. 9. Spatial distribution of velocity, m/s. Mach number $M_\infty = 6$, time $t = 0.0157$ s

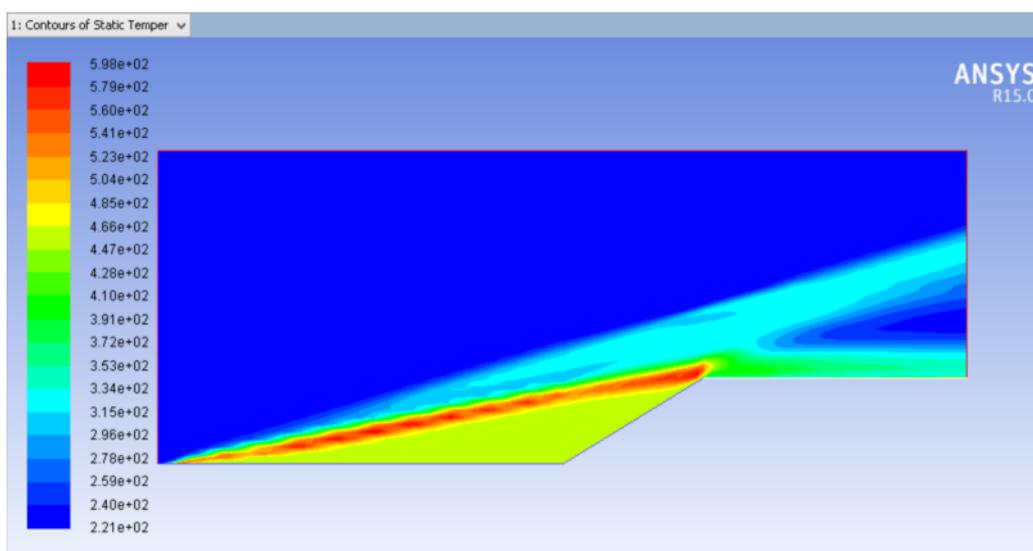


Рис. 10. Пространственное распределение температуры, К. Расчет при $M_\infty = 6$, момент времени $t = 0,157 \cdot 10^{-1}$ с
 Fig. 10. Spatial distribution of temperature, K. Mach number $M_\infty = 6$, time $t = 0.0157$ s



Таким образом, как показывают вычисления, при указанных выше условиях инъекции действительно формируется газодинамическая структура, качественно и количественно близкая к аналитической.

Экспериментальная реализация изобарических режимов

Математическое моделирование не может полностью заменить физические эксперименты: действительно, в принципе возможно, что математическая модель не учитывает какой-либо важный аспект, и предсказанная структура окажется нереализуемой или неустойчивой. Для того, чтобы доказать существование многообещающих изобарических режимов активного воздействия, впервые была создана физическая модель системы их реализации и проведены её экспериментальные исследования.

В этих целях использовалась аэродинамическая труба МГТУ им. Баумана. Физическая модель системы реализации изобарических режимов активного воздействия, изображённая на рисунке 11, разрабатывалась и создавалась в МАТИ. Был выбран вариант преимущественно плоской симметрии модели ВЛА.



Рис. 11. Собранная модель в рабочей части аэродинамической трубы
Fig. 11. Assembled model in the work section of the wind tunnel

Внутренняя полость короба модели представляет собой замкнутый объём с системой перегородок, снабжённых смещёнными друг относительно друга вертикальными сквозными пазами для торможения потока втекающего рабочего газа и преобразования его кинетической энергии во внутреннюю энергию и статическое давление. Верхняя часть модели имела протяжённую узкую носовую часть, через пористую поверхность которой (многослойную сетку) осуше-

ствлялась инъекция в соответствии с разработанными ранее принципами реализации изобарических режимов. Нижняя часть модели имела классическую форму клина и обтекалась без инъекции высокоскоростным потоком в обычном режиме. При этом поперечные размеры частей и углы наклона лобовых поверхностей были одинаковы, что позволяло сравнивать обтекание в изобарическом режиме с обычным обтеканием клиновидной модели в любой момент времени и учитывать таким образом нестационарность реального потока. Следует отметить, что из-за сверхзвукового характера потока газодинамические процессы в окрестностях верхней и нижней частей модели протекали независимо друг от друга.

В применявшемся аэродинамическом тракте давление в потоке составляло $0,072 \cdot 10^5$ Па. Температура невозмущённого потока $T_\infty = 83$ К, а скорость $v_\infty = 671$ м/с. Так как течение в изобарической области дозвуковое, то адиабатическое течение газа в тракте инъекции приводит к тому, что температура газа (воздух) при инъекции T_{g0} равна его начальной температуре (порядка 300 К). Таким образом, его плотность при инъекции молекул со средней массой $m = 29$ у.а.е.м.

$$\rho_{g0} = \frac{mp_{g0}}{k_B T_{g0}} = 0,185 \text{ кг} / \text{м}^3. \quad (13)$$

В соответствии с результатами вычислений, проведённых по вышеуказанным методикам, расход инжектируемого газа определяется необходимостью обеспечения нормальной к поверхности скорости инжектируемого газа над сеткой $v_{g0} = 85$ м/с. При $v_{g0} = 50$ м/с изобарическая область формировалась над большей частью передней поверхности, но на её части, близкой к месту перехода к боковой поверхности, уже наблюдалась ударная волна и значительное повышение давления. Ещё меньшие расходы приводят к тому, что изобарический режим не реализуется.

Ширина сетки созданной физической модели $H = 0,21$ м, а её длина $L = 0,15$ м. Таким образом, номинальный массовый расход в тракте

$$M' = HLv_{g0}\rho_{g0} = 0,5 \text{ кг} / \text{с}. \quad (14)$$

Была проведена серия экспериментов. Первый из них окончился разрушением стальной сетки ввиду силы трения высокоскоростного потока воздуха о её поверхность. Контакт высокоскоростного потока с сеткой произошёл из-за того, что вовремя не сработала система инъекции в модель, и последняя подвер-



глась воздействию потока воздуха при обычном режиме обтекания. Это показывает, в частности, значительность силы трения при высокоскоростном обтекании. Напомним, что сама идея применения изобарических режимов для снижения аэродинамического сопротивления при высокоскоростном полёте связана с избавлением от сил трения на лобовой и носовой частях обтекаемого тела – путём оттеснения высокоскоростного потока воздуха от сетки за счёт инъекции. Это и позволяет удлинить носовую часть аппарата так, чтобы снизились силы, связанные со статическим давлением на переднюю часть поверхности.

Отметим, что сила давления также значительна: в начальные моменты работы аэродинамической трубы модель испытывала заметные (несколько миллиметров) упругие деформации.

Для проведения дальнейших экспериментов конструкция модели была доработана в плане повыше-

ния прочности сетки. Модифицированная конструкция модели системы снижения аэродинамического сопротивления применялась во всех последующих экспериментах.

Статическое давление в высокоскоростном потоке воздуха составило приблизительно 10 000 Па, число Маха 3,5, полное давление в формкамере $7,5 \cdot 10^5$ Па, температура менялась со временем примерно на 10 С. Обдувание модели продолжалось приблизительно 30 с.

В соответствии с характерными результатами (рис. 12–14), показания датчиков статического давления, находящихся на верхней части модели, достаточно близки и составляют приблизительно $0,3 \cdot 10^5$ Па. Датчики статического давления на нижней части модели показали приблизительно $0,45 \cdot 10^5$ Па.

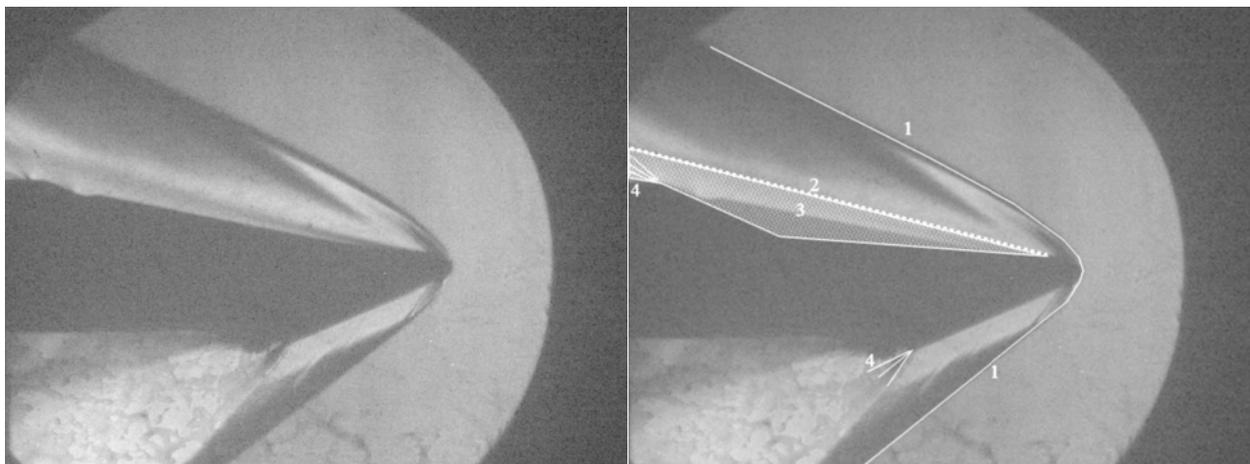


Рис. 12. Теневая фотография для $t = 27$ с: 1 – ударная волна; 2 – контактный разрыв на границе инжектированного газа и высокоскоростного потока (вихревая полоса); 3 – изобарическая зона с инжектированным газом; 4 – волна разрежения
Fig. 12. Shadow photograph for $t = 27$ s: 1 – shock wave; 2 – contact velocity jump (vortex layer) on interface of injected gas and high speed air flow; 3 – isobaric zone with injected gas; 4 – rarefaction wave

По результатам можно однозначно заключить, что в экспериментах реализован именно тот изобарический режим инъекции, который был предсказан аналитически и подробно исследован численно.

Об этом свидетельствует:

- наличие плоской границы раздела зоны высокоскоростного потока с инжектированным газом (вихревой полосы);
- наличие одной ударной волны, практически плоской (с точностью до незначительного участка у затупления), соответствующей обтеканию «газового тела» этой зоны с инжектированным газом;

- отсутствие ударной волны, соответствующей обтеканию лобовой поверхности верхней части модели;

- однозначная зависимость углов наклона к горизонтальной оси границы раздела зоны высокоскоростного потока с инжектированным газом и соответствующей плоской ударной волны от расхода инъекции;

- относительно малые отличия в значениях давления, измеренных разными датчиками в зоне с инжектированным газом.



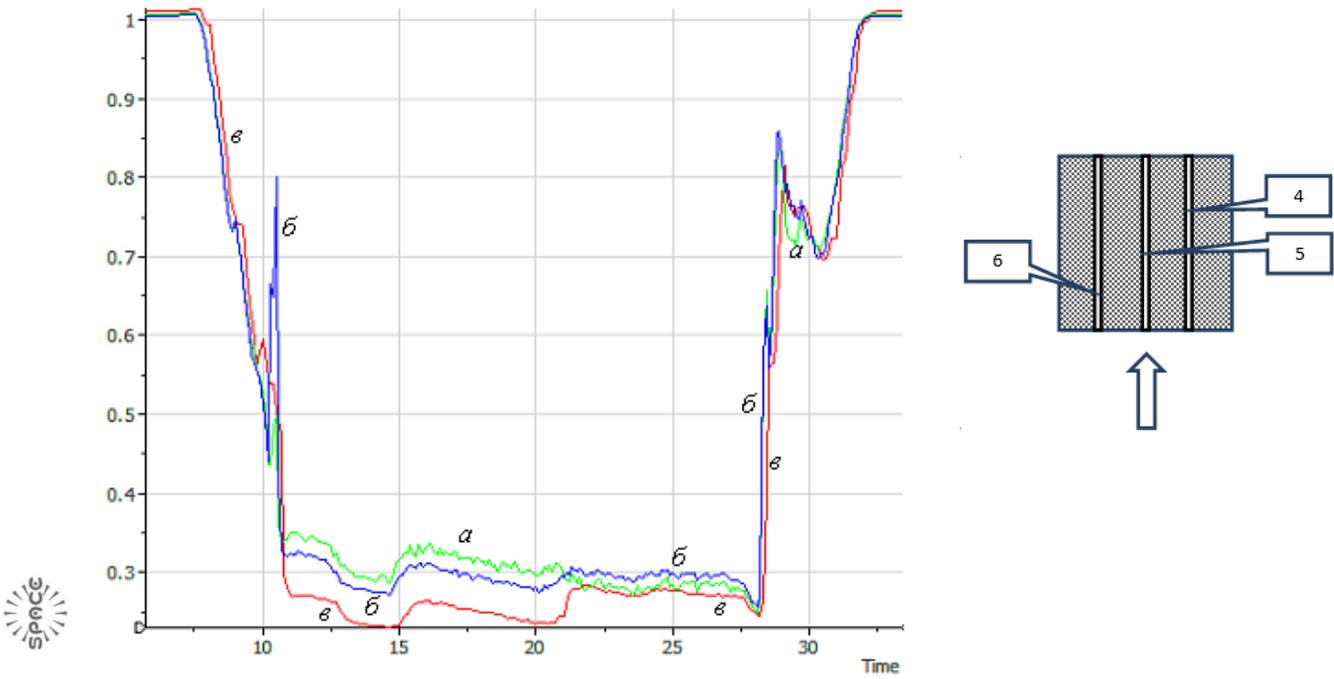


Рис. 13. Временная зависимость значений статического давления, 10^5 Па, по показаниям датчиков (положения см. на эскизе) на верхней части модели; кривая *a* – датчик 4 (ближний к лобовой поверхности модели); *b* – датчик 5; *v* – датчик 6 (ближний к критической точке)
Fig. 13. Temporal dependences of static pressure, 10^5 Pa, according to data of sensors on upper side of model (positions are shown on the draft): line *a* – sensor 4 (near wide part of model); *b* – 5; *v* – 6 (near critical point)

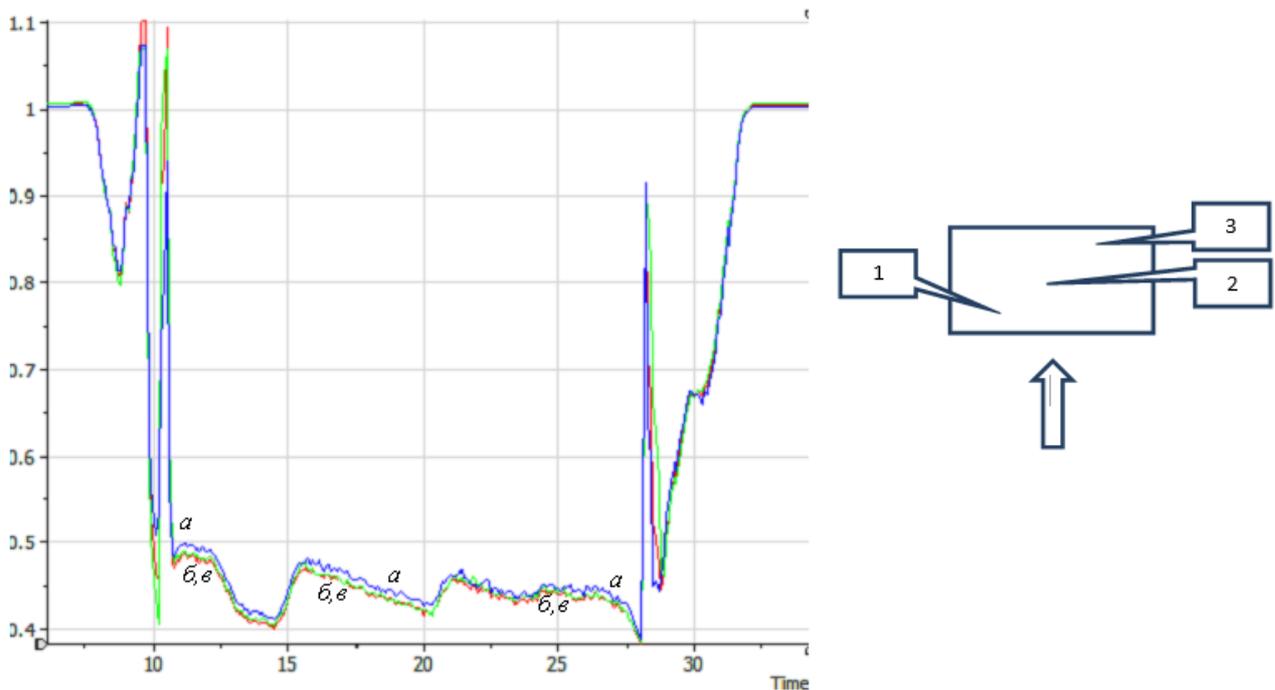


Рис. 14. Временная зависимость значений статического давления, 10^5 Па, по показаниям датчиков (положения см. на эскизе) на нижней части модели: кривая *a* – датчик 1 (ближний к критической точке модели); *b* – датчик 2; *v* – датчик 3 (ближний к лобовой поверхности).
Fig. 14. Temporal dependences of static pressure, 10^5 Pa, according to data of sensors on lower side of model (positions are shown on the draft): line *a* – sensor 1 (near critical point); *b* – 2; *v* – 3 (near wide part of model)

Так как в данных экспериментах при классическом обтекании клина силы трения не измерялись, а при изобарическом режиме они отсутствуют, то с точки зрения эффективности системы снижения аэродинамического сопротивления основной интерес представляют сравнительные измерения статического давления в верхней и нижней частях модели.

Видно, что измеренные значения статического давления в верхней части модели более чем в 1,5 раза ниже, чем в нижней части. Это означает, что аэродинамическое сопротивление за счёт инжекции в изобарическом режиме снижается ещё больше (в этом режиме ещё дополнительно отсутствуют силы трения).

Между значениями статического давления в разных точках верхней части имеются некоторые отличия ($\pm 5 \dots 10 \%$), что, в соответствии с вычислитель-

ными экспериментами, связано с относительно малой скоростью звука в зоне инжекции по сравнению со скоростью потока воздуха в аэродинамической трубе. При повышении температуры инжекции и/или применении газа с малой молекулярной массой эти различия снижаются. Однако указанные отличия относительно невелики, и зона может называться изобарической, тем более что сохраняются все эффекты, приводящие к снижению аэродинамического сопротивления.

Важно проверить выполнение в эксперименте аналитических соотношений для эффективности системы снижения аэродинамического сопротивления. Они основаны на зависимости между углом α наклона границы раздела зоны высокоскоростного потока с инжектированным газом и средним повышением Π давления в изобарической зоне p_{inj} :

$$\alpha = \arctg \left(\frac{1}{2} \frac{\left(\frac{1}{2} \frac{(\Pi k + \Pi + k - 1)}{k} - 1 \right) \sqrt{2kM} \sqrt{4 - \frac{2(\Pi k + \Pi + k - 1)}{kM^2}}}{\sqrt{k(\Pi k + \Pi + k - 1) \left(1 + M^2 \left(\frac{1}{2} k + \frac{1}{2} - \frac{1}{2} \frac{\Pi k + \Pi + k - 1}{kM^2} \right) \right)}} \right). \quad (15)$$

Здесь $\Pi = p_{inj}/p_{\infty}$, p_{∞} – статическое давление в высокоскоростном потоке; k – показатель адиабаты; M – число Маха в высокоскоростном потоке.

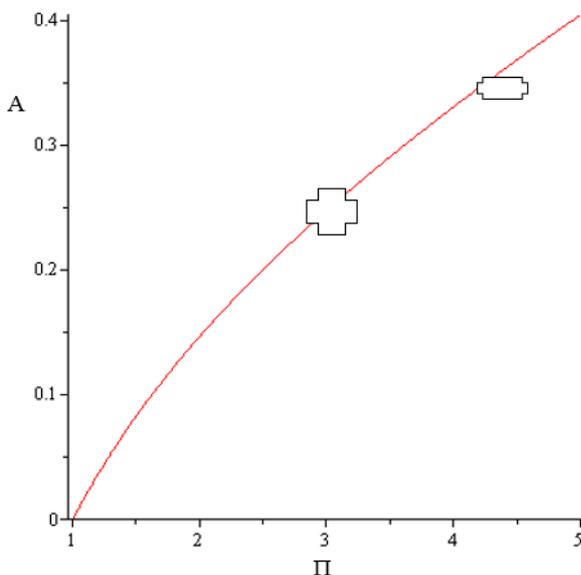


Рис. 15. Сопоставление теоретических (кривая) и экспериментальных (значки) зависимостей между Π и α
Fig. 15. Comparison of theoretical (line) and experimental (crosses) dependences of Π and α

Из рисунка 15 следует, что указанное соотношение выполняется в среднем с погрешностью порядка экспериментальной. Для нижней части модели неопределённость по эффективному углу α связана с затуплением клина (из-за применения защитной сетки)

и поворотом модели под действием высокоскоростного потока, для верхней части модели – с криволинейностью и размытым характером вихревой полосы на границе раздела зоны инжекции и высокоскоростного потока. По Π неопределённость связана с колебаниями давления в газольдере, потоке и за ударной волной. Отсюда следует, что в экспериментах получено качественное и количественное согласие с развитыми ранее теоретическими положениями. Это, в частности, значит, что если при почти предельно малом для рассматриваемого эффекта значении числа Маха $M = 3,5$ аэродинамическое сопротивление удалось уменьшить более чем в 1,5 раза, то при высокоскоростных полётах с $M > 3,5$ оно уменьшится многократно.

Итак, впервые в эксперименте реализованы изобарические режимы течения при профилированном активном воздействии, создана и испытана экспериментальная модель системы снижения лобового сопротивления высокоскоростных летательных аппаратов на основе реализации указанных энергетически эффективных режимов. Результаты измерений качественно и количественно согласуются с предсказанными аналитически и полученными численно.

Комплексная модель ВЛА с системой снижения лобового сопротивления, основанной на изобарических режимах

Практическая применимость развитых представлений требует специального исследования, так как внешне привлекательная система могла бы потребовать таких ресурсов или так воздействовать на другие подсистемы, что её применение оказалось бы



нецелесообразным или даже в принципе невозможным в реальном ВЛА.

В данной работе для демонстрации принципиальной возможности эффективного применения приведённых выше режимов рассмотрен гипотетический летательный аппарат, построена его комплексная математическая модель, проведены расчёты выполнения полёта и сравнение с ВЛА традиционной конструктивной схемы, выполняющим аналогичную задачу.

Из формулы Циолковского можно получить, что масса горючего для стартового комплекса пропорциональна конечной массе летательного аппарата, и уменьшение лобового сопротивления позволяет снизить массу всего стартового комплекса: при наличии системы снижения лобового сопротивления нет необходимости компенсировать его тягой двигателя, т.е. топливо ВЛА не понадобится, а запас газа, необходимый для выполнения аналогичных миссий, может иметь меньшую массу. Таким образом, можно пропорционально уменьшить массу горючего для стартового комплекса, заменив двигатель системой снижения лобового сопротивления.

Однако интенсивная инжекция требует значительных запасов газа. Интересно, как применение системы снижения лобового сопротивления повлияет на стартовую массу летательного аппарата с учётом массы конструкции, условий полёта, характеристик заменяемого двигателя и пр. Некоторые предварительные оценки приведены в [14]; для их уточнения целесообразно более подробно провести комплексное математическое моделирование рабочих и сопутствующих процессов при полёте ВЛА в некоторой заданной миссии, подобное, например, [17] и [18].

Динамика полёта высокоскоростного летательного аппарата и тепловые характеристики рассчитываются аналогично тому, как это было сделано в модели, описанной в [17] (с учётом различных параметров инжектируемого газа и воздуха).

В ряде случаев из конструктивных соображений предпочтительна форма ВЛА, близкая к цилиндрической. Однако анализ показывает, что для применения системы снижения сопротивления на основе изобарических режимов предпочтительна многогранная форма. Такая (трёхгранная) форма выбрана в данном примере. Носовая и задняя части представляют собой пирамиды, а центральная – призму; в их основаниях лежат правильные многоугольники.

Изменение массы летательного аппарата с твердотопливным двигателем описывается формулой:

$$\frac{dM_{fuel}}{dt} = -m; \quad (16)$$

аппарата с системой снижения лобового сопротивления –

$$\frac{dM_{He}}{dt} = -m_{He}, \quad (17)$$

где m – расход горючего; m_{He} – расход инжектируемого газа.

Расход горючего рассчитывается по формуле:

$$m = \frac{M_{fuel0}}{t_{engine}}, \quad (18)$$

где M_{fuel0} – начальная масса топлива; t_{engine} – время работы двигателя.

Расход инжектируемого газа рассчитывается следующим образом:

$$m_{He} = \rho_{He} v_{He} L_{He}, \quad (19)$$

где ρ_{He} , v_{He} , L_{He} – плотность, скорость и толщина слоя газа соответственно. Характеристики газа берутся в точке перехода носовой части аппарата в центральную, L_{He} считается равной 1/10 радиуса окружности, вписанной в поперечное сечение центральной части аппарата.

Угол атаки в данном примере сохраняется постоянным. При инжекции трение в носовой части отсутствует.

Газ из бака направляется на теплообменники, где он охлаждает высокотемпературные и низкотемпературные узлы и агрегаты до допустимого уровня. При этом газ нагревается и расширяется, что обеспечивает экономию массы при сохранении требуемого объёмного расхода. Далее газ направляется в инжекторы и выпускается по секциям, которые при ненулевом угле атаки должны находиться при разном давлении. Бортовой компьютер получает информацию с датчиков температуры и давления от бака с газом, приборов и узлов ВЛА, в том числе низкотемпературных и от выдерживающих высокие температуры, а также из объёмов газа в изобарических областях, контактирующих с высокоскоростным потоком воздуха (по секциям). На основе этой информации он управляет потоками газа путём частичного или полного открытия и закрытия вентилей. При этом обеспечивается как приемлемый тепловой режим узлов и агрегатов ВЛА, так и нагрев рабочего газа и его расход по секциям с учётом изменяющегося скоростного напора воздушного потока (при изменении высоты полёта и угла атаки).

Баки для длительного хранения криогенных жидкостей обычно выполняют в виде сосудов Дьюара. Два сосуда расположены один в другом, и между ними создан вакуумированный промежуток. Такие сосуды должны каждый выдерживать перепад давления как минимум в одну атмосферу. Преимуществом этих сосудов является малая теплопроводность и, как следствие, достаточно длительное хранение



криогенных жидкостей с малыми потерями, а недостатком – большой вес.

Для выполнения миссии, продолжающейся минуты, в более длительном хранении нет необходимости, тем более что во время активной фазы работы системы обеспечения энергетически эффективных режимов происходит постоянный отбор массы в жидком или газообразном виде, причём характерные перепады давления порядка и меньше атмосферы. Поэтому более предпочтительным в данном случае представляется вариант с однослойным сосудом с пористой теплоизоляцией, который может быть значительно легче сосуда Дьюара.

Вышеприведенная комплексная модель описывает аэродинамику высокоскоростного обтекания и динамику движения рассматриваемых летательных аппаратов.

Представлены результаты трёх расчётов по комплексной модели:

- 1) ВЛА с твердотопливным двигателем;
- 2) ВЛА с системой снижения лобового сопротивления, когда погранслоем у боковой части заполнен воздухом;

3) ВЛА с системой снижения лобового сопротивления, когда погранслоем у боковой части заполнен инжектируемым газом.

В действительности в погранслоем у боковой поверхности аппарата попадает смесь воздуха и инжектированного газа, и результаты для ВЛА с системой снижения лобового сопротивления должны находиться между результатами для 2 и 3 случаев.

На рис. 16–18 представлены расчёты для ВЛА, имеющего следующие параметры: радиус описанной окружности сечения центральной части аппарата 0,773 м; длина носовой части 0,81 м; длина центральной части 4,57 м; длина задней части 0,81 м; длина инжектора 2,33 м. Масса горючего для аппарата с двигателем составляет 646 кг; масса запаса инжектируемого газа для аппарата со снижением сопротивления 100 кг; температура воздуха 223 К; температура инжектируемого гелия 1 000 К; угол атаки 3 градуса для аппарата с двигателем и 4 градуса для аппарата с инжекцией; эффективная толщина слоя инжектируемого газа (гелия) над центральной частью 0,04 м.

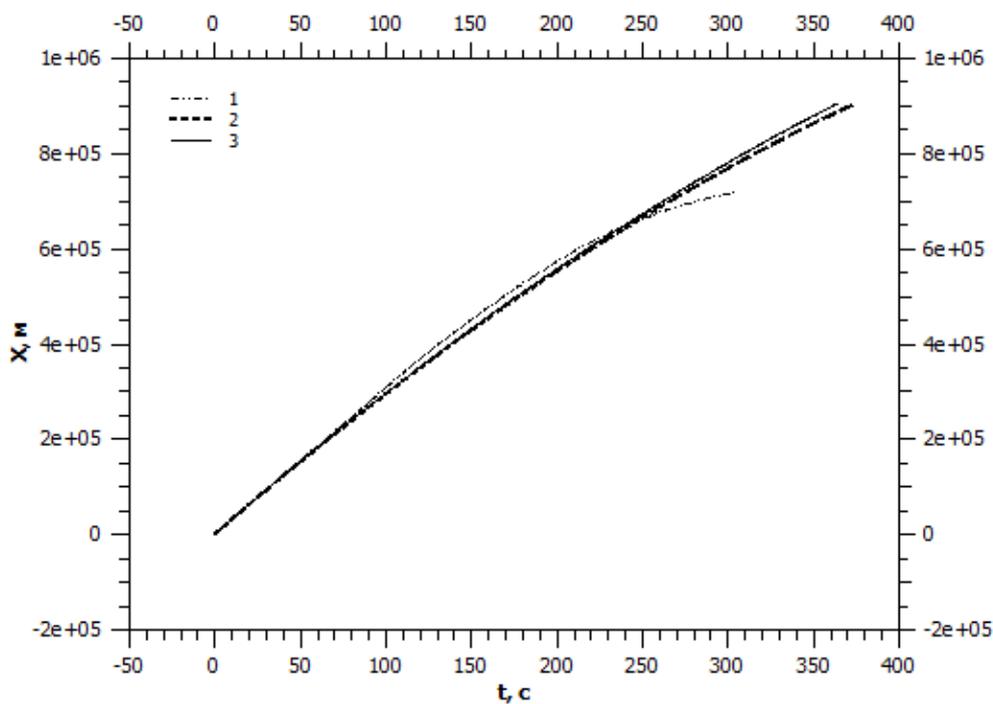


Рис. 16. Дальность полёта, м: 1 – аппарат с твердотопливным двигателем; 2 – аппарат с системой снижения лобового сопротивления, трение в погранслоем рассчитывается по воздуху; 3 – аппарат с системой снижения лобового сопротивления, трение в погранслоем рассчитывается по гелию

Fig. 16. Distance of flight, m: 1 – vehicle with solid propellant engine; 2 – vehicle with system of aerodynamic drag reduction, friction is calculated for boundary layer with air; 3 – vehicle with system of aerodynamic drag reduction, friction is calculated for boundary layer with injected gas

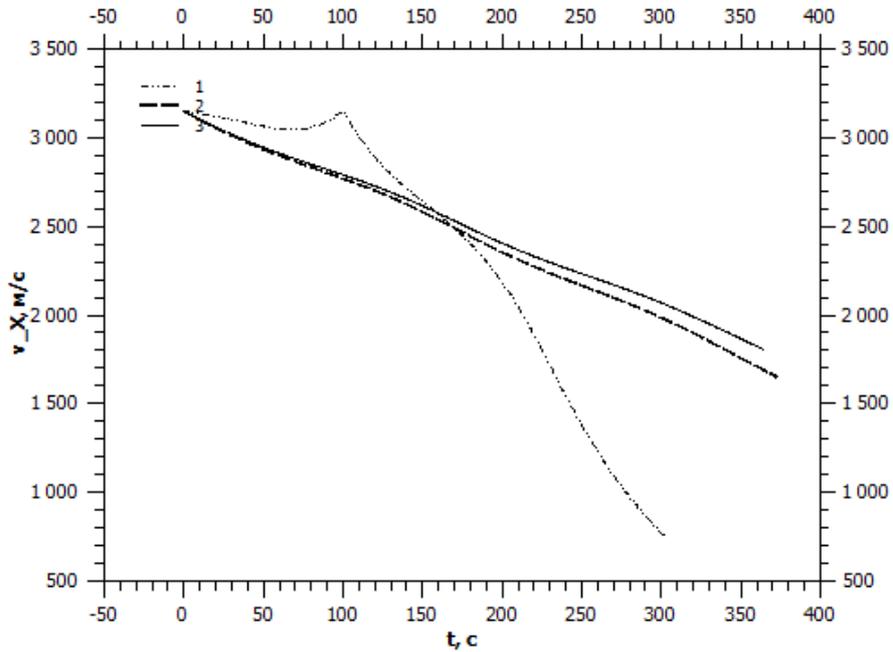


Рис. 17. Горизонтальная скорость полёта, м/с: 1 – аппарат с твердотопливным двигателем; 2 – аппарат с системой снижения лобового сопротивления, трение в погранслое рассчитывается по воздуху; 3 – аппарат с системой снижения лобового сопротивления, трение в погранслое рассчитывается по гелию

Fig. 17. Horizontal velocity of flight, m/s: 1 – vehicle with solid propellant engine; 2 – vehicle with system of aerodynamic drag reduction, friction is calculated for boundary layer with air; 3 – vehicle with system of aerodynamic drag reduction, friction is calculated for boundary layer with injected gas

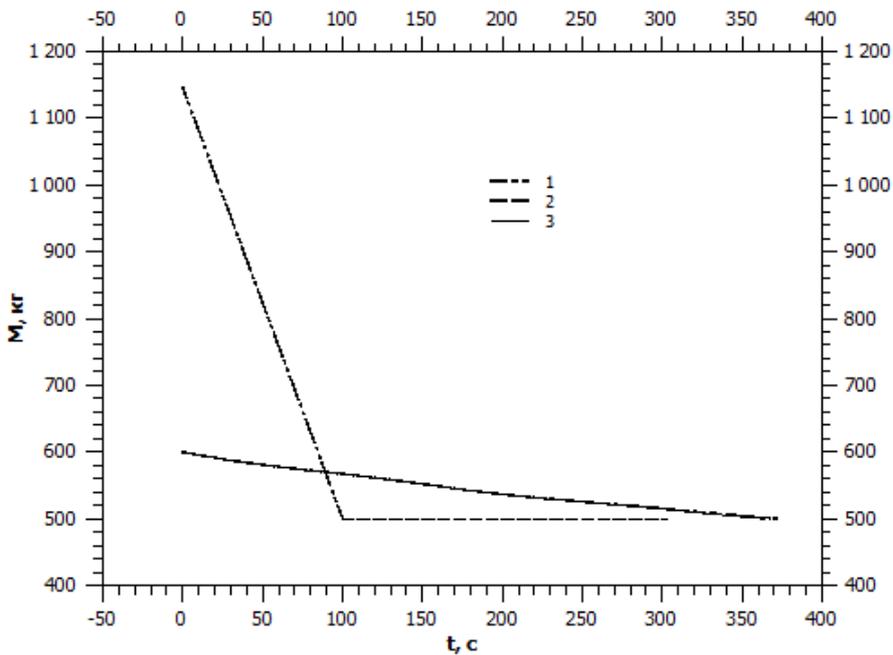


Рис. 18. Масса аппарата, кг: 1 – аппарат с твердотопливным двигателем; 2 – аппарат с системой снижения лобового сопротивления, трение в погранслое рассчитывается по воздуху; 3 – аппарат с системой снижения лобового сопротивления, трение в погранслое рассчитывается по гелию

Fig. 18. Mass of vehicle, kg: 1 – vehicle with solid propellant engine; 2 – vehicle with system of aerodynamic drag reduction, friction is calculated for boundary layer with air; 3 – vehicle with system of aerodynamic drag reduction, friction is calculated for boundary layer with injected gas

Судя по результатам, случаи 2 и 3 различаются весьма незначительно, т.е. в данном случае ошибка из-за неопределённости в степени перемешивания

газа и воздуха у боковой поверхности ВЛА не очень велика.

ВЛА с системой снижения лобового сопротивления выполняет миссию не хуже ВЛА с двигателем,



но позволяет почти вдвое (на ≈ 550 кг) уменьшить массу стартового комплекса и, соответственно, во столько же раз уменьшить массу горючего, необходимого для разгона ВЛА (на $\approx 2,5$ т).

Выводы

Показано, что при активном воздействии на высокоскоростной поток за счёт инъекции газа в изобарических режимах могут быть обеспечены приемлемые тепловые условия узлов и агрегатов.

Представлены результаты математического моделирования указанных режимов в квазитрёхмерной нестационарной постановке.

Впервые создан прототип системы снижения аэродинамического сопротивления на основе инъекции газа при теоретически полученных условиях формирования изобарических режимов. Проведенные трубные экспериментальные исследования показали реализуемость этих режимов и согласие с аналитическими и численными результатами.

Расчёты с помощью комплексной модели показывают, что существуют такие миссии, при которых за счёт снижения лобового сопротивления стартовая масса аппарата может быть существенно уменьшена (примерно в 2 раза).

Авторы выражают искреннюю признательность В.Т. Калугину, А.Г. Голубеву, В.М. Овчинникову, Д.А. Квасникову за ценные советы и содействие в проведении экспериментов.

Список литературы

1. Александров А.Ф., Тимофеев И.Б., Чувашев С.Н. Безударное сверхзвуковое движение в атмосфере: принципиальная возможность и практическая реализация. М.: Изд. МГУ, 1996 (препринт физического факультета п 4/1996).
2. Александров А.Ф., Арделян Н.В., Тимофеев И.Б., Чувашев С.Н. О возможности существенного снижения энергозатрат на сверх- и гиперзвуковое движение при нагреве воздуха и/или вдуве плазмы // XXVI Звенигородская конференция по физике плазмы и управляемого термоядерного синтеза, 1999. С. 252.
3. Александров А.Ф., Тимофеев И.Б., Чувашев С.Н. Безударное сверхзвуковое движение в атмосфере: принципиальная возможность и практическая реализация // Прикладная физика. 1996. № 3. С. 112–117.
4. Александров А.Ф., Тимофеев И.Б., Чувашев С.Н. О концепции обеспечения безударного сверхзвукового движения в атмосфере // 4 межгосударственный симпозиум по радиационной плазмодинамике: тезисы докладов. М.: МГТУ, 1997. С. 12–13
5. Патент RU 2107010 с1 б64с 21/02, 23/00, 30/00 Способ обеспечения безударного сверхзвукового движения летательного аппарата в атмосфере и летательный аппарат / Александров А.Ф., Чувашев С.Н., Тимофеев И.Б. // Приоритет от 22.07.96. Изобретения. 10.03.1998. 7 с.

6. Chuvashov S., Ershov A., Liagushin B., Timofeev B., Timofeev I. Ambient air modification for drag reduction. Similarity analysis results for modeling of weakly ionized plasma aerodynamics // Weakly ionized gases workshop: proc. Colorado: USAF academy, 1997. P. M3–M17.

7. Chuvashov S., Ardelyan N., Chae J., Kosmachevskii K., Timofeev I. Class of energy saving regimes of supersonic propagation with plasma formation before streamlined bodies // 9-th int. Space planes and hypersonic systems and technologies conference. 3-rd weakly ionized gases symposium. Aiaa-99-4968. Norfolk, Virginia, USA. 1999. P. 2.85–2.96

8. Чувашев С.Н., Любченко Ф.Н., Костенко О.Ф. Концепция космического аппарата с лучевой плазмообразующей системой для полетов по сверхнизким орбитам // 4 межгосударственный симпозиум по радиационной плазмодинамике: М.: МГТУ, 1997. С. 206–207.

9. Арделян Н.В., Чувашев С.Н. Математическое моделирование безударных режимов сверхзвукового обтекания при профилированном нагреве газа // XXVI Звенигородская конференция по физике плазмы и управляемого термоядерного синтеза, 1999. С. 261.

10. Арделян Н.В., Чувашев С.Н. Вычислительные эксперименты по устранению сильных ударных волн и многократному снижению лобового сопротивления при сверхзвуковом движении тел в газах // 7 Всероссийская Школа-семинар «Современные проблемы математического моделирования». Ростов-на-Дону. РГУ. Труды. 1997. С. 11–14.

11. Арделян Н.В., Космачевский К.В., Чувашев С.Н. Математическое моделирование энергетически эффективных режимов сверхзвукового движения летательного аппарата с вдувом плазмы (газа) из иглы на носу // XXVI Звенигородская конференция по физике плазмы и управляемого термоядерного синтеза: 1999. С. 264.

12. Ершов А.П., Розанов В.В., Сысоев Н.Н., Тимофеев И.Б., Чувашев С.Н., Шибков В.М. Наблюдение безударного сверхзвукового движения плазмы капиллярного разряда в атмосфере // 4 межгосударственный симпозиум по радиационной плазмодинамике. М.: МГТУ, 1997. С. 122–123

13. Ершов А.П., Тимофеев И.Б., Чувашев С.Н., Шибков В.М. Экспериментальная реализация формирования горячего канала и сверхзвукового движения плазменного тела в атмосфере без возбуждения ударных волн // 4 межгосударственный симпозиум по радиационной плазмодинамике. М.: МГТУ, 1997. С. 124–125.

14. Чувашев С.Н., Чувашева Е.С. Альтернативная энергетика гиперзвукового движения при активном воздействии на поток // Международный научный журнал «Альтернативная энергетика и экология» (ISJAE). 2014. № 18. С. 95–110.

15. Bar-Meir G. Fundamentals of compressible fluid mechanics. Chicago, IL. 2013. 465 pp. <http://www.potto.org/gd/gasdynamics.pdf>



16. Кутателадзе С.С. Теплопередача и гидродинамическое сопротивление. М.: Энергоатомиздат, 1990. 367 с.

17. Чувашева Е. С., Чувашев С. Н., Зорина И. Г. Комплексная математическая модель для концептуального проектирования высокоскоростных летательных аппаратов // Информационные технологии. 2012. № 11 (195). С. 10–14.

18. Чувашева Е.С., Чувашев С.Н. Выбор рациональных характеристик высокоскоростных летательных аппаратов разных масштабов на основе комплексной математической модели // Информационные технологии. 2013. № 8. С. 12–16.

References

1. Aleksandrov A.F., Timofeev I.B., Chuvashv S.N. Bezudarnoe sverhzhukovoe dviženie v atmosfere: principial'naâ vozmožnost' i praktičeskaâ realizaciâ. Moscow: Izd. MGU Publ., 1996 (preprint fizičeskogo fakul'teta n 4/1996) (in Russ.).

2. Aleksandrov A.F., Ardelyan N.V., Timofeev I.B., Chuvashv S.N. O vozmožnosti sušestvennogo sniženiâ ènergozatrat na sverh- i giperzhukovoe dviženie pri nagreve vozduha i/ili vduve plazmy. XXVI Zvenigorodskaa konferenciâ po fizike plazmy i upravlaemogo termoâdernogo sinteza: 1999, p. 252 (in Russ.).

3. Aleksandrov A.F., Timofeev I.B., Chuvashv S.N. Bezudarnoe sverhzhukovoe dviženie v atmosfere: principial'naâ vozmožnost' i praktičeskaâ realizaciâ. Prikladnaâ fizika, 1996, no. 3, pp. 112–117 (in Russ.).

4. Aleksandrov A.F., Timofeev I.B., Chuvashv S.N. O koncepcii obespečeniâ bezudarnogo sverhzhukovogo dviženiâ v atmosfere. 4 mežgosudarstvennyj simpozium po radiacionnoj plazmodinamike: tezisy dokladov. Moscow: MGU Publ., 1997, pp. 12–13 (in Russ.).

5. Aleksandrov A.F., Chuvashv S.N., Timofeev I.B. Sposob obespečeniâ bezudarnogo sverhzhukovogo dviženiâ letatel'nogo apparata v atmosfere i letatel'nyj apparat. Patent RU 2107010 c1 b64c 21/02, 23/00, 30/00. Priority of 22.07.96. Izobretenia, 10.03, 1998. 7 p (in Russ.).

6. Chuvashv S., Ershov A., Liagushin B., Timofeev B., Timofeev I. Ambient air modification for drag reduction. Similarity analysis results for modeling of weakly ionized plasma aerodynamics. Weakly ionized gases work-shop: proc. Colorado: USAF Academy, 1997, pp. M3–M17 (in Eng.).

7. Chuvashv S., Ardelyan N., Chae J., Kosmachevskii K., Timofeev I. Class of energy saving regimes of super-sonic propagation with plasma formation before streamlined bodies. 9-th int. Space planes and hypersonic systems and technologies conference. 3-rd weakly ionized gases symposium, AIAA-99-4968, Norfolk, Virginia, USA, 1999, pp. 2.85–2.96 (in Eng.).

8. Chuvashv S.N., Lyubchenko F.N., Kostenko O.F. Koncepciâ kosmičeskogo apparata s lučevoj plazmoobrazujušej sistemoj dlâ poletov po sverhnikkim orbitam. 4

mežgosudarstvennyj simpozium po radiacionnoj plazmodinamike, Moscow: MGU Publ., 1997, pp. 206–207 (in Russ.).

9. Ardelyan N.V., Chuvashv S.N. Matematičeskoe modelirovanie bezudarnyh režimov sverhzhukovogo obtekaniiâ pri profilirovannom nagreve gaza. XXVI Zvenigorodskaa konferenciâ po fizike plazmy i upravlaemogo termoâdernogo sinteza, 1999, p. 261 (in Russ.).

10. Ardelyan N.V., Chuvashv S.N. Vyčislitel'nye èksperimenty po ustraneniû sil'nyh udarnyh voln i mnogokratnomu sniženiû lobovogo soprotivleniâ pri sverhzhukovom dviženii tel v gazah. 7 Vserossijskaâ Škola-seminar "Sovremennye problemy matematičeskogo modelirovaniâ". Rostov-na-donu, RGU Trudy, 1997, pp. 11–14 (in Russ.).

11. Ardelyan N.V., Kosmachevskii K.V., Chuvashv S.N. Matematičeskoe modelirovanie ènergetičeski èffektivnyh režimov sverhzhukovogo dviženiâ letatel'nogo apparata s vduvom plazmy (gaza) iz igly na nosu. XXVI Zvenigorodskaa konferenciâ po fizike plazmy i upravlaemogo termoâdernogo sinteza: 1999, p. 264 (in Russ.).

12. Ershov A.P., Rozanov V.V., Sysoev N.N., Timofeev I.B., Chuvashv S.N., Shibkov V.M. Nablûdenie bezudarnogo sverhzhukovogo dviženiâ plazmy kapillârno razrâda v atmosfere. 4 mežgosudarstvennyj simpozium po radiacionnoj plazmodinamike: Moscow: MGU Publ., 1997, pp. 122–123 (in Russ.).

13. Ershov A.P., Timofeev I.B., Chuvashv S.N., Shibkov V.M. Èksperimental'naâ realizaciâ formirovaniâ gorâčego kanala i sverhzhukovogo dviženiâ plazmennogo tela v atmosfere bez vozbuždeniâ udarnyh voln. 4 mežgosudarstvennyj simpozium po radiacionnoj plazmodinamike, Moscow: MGU Publ., 1997, pp. 124–125 (in Russ.).

14. Chuvashv S.N., Chuvashva E.S. Al'ternativnaâ ènergetika giperzhukovogo dviženiâ pri aktivnom vozdeystvii na potok. International Scientific Journal "Al'ternativnaâ ènergetika i èkologiâ" (ISJAE), 2014, no. 18, pp. 95–110 (in Russ.).

15. Bar-Meir G. Fundamentals of compressible fluid mechanics. Chicago, IL, 2013, 465 p. Available at: <http://www.potto.org/gd/gasdynamics.pdf> (in Eng.)

16. Kutateladze S.S. Teploperedaa i gidrodinamičeskoe soprotivlenie. Moscow: Ènergoatomizdat Publ., 1990, 367 p. (in Russ.).

17. Chuvashva E.S., Chuvashv S.N., Zorina I.G. Kompleksnaâ matematičeskaâ model' dlâ konceptual'nogo proektirovaniâ vysokoskorostnyh letatel'nyh apparatov. Informacionnye tehnologii, 2012, no. 11 (195), pp. 10–14 (in Russ.).

18. Chuvashva E.S., Chuvashv S.N. Vybor racional'nyh harakteristik vysokoskorostnyh letatel'nyh apparatov raznyh masštabov na osnove kompleksnoj matematičeskoj modeli. Informacionnye tehnologii, 2013, no. 8, pp. 12–16 (in Russ.).

Транслитерация по ISO 9:1995

