

Energy Impact on the Flow Around Hypersonic Flying Vehicles

Ya.V. Khankhasaeva, V.E. Borisov, A.E. Lutsky

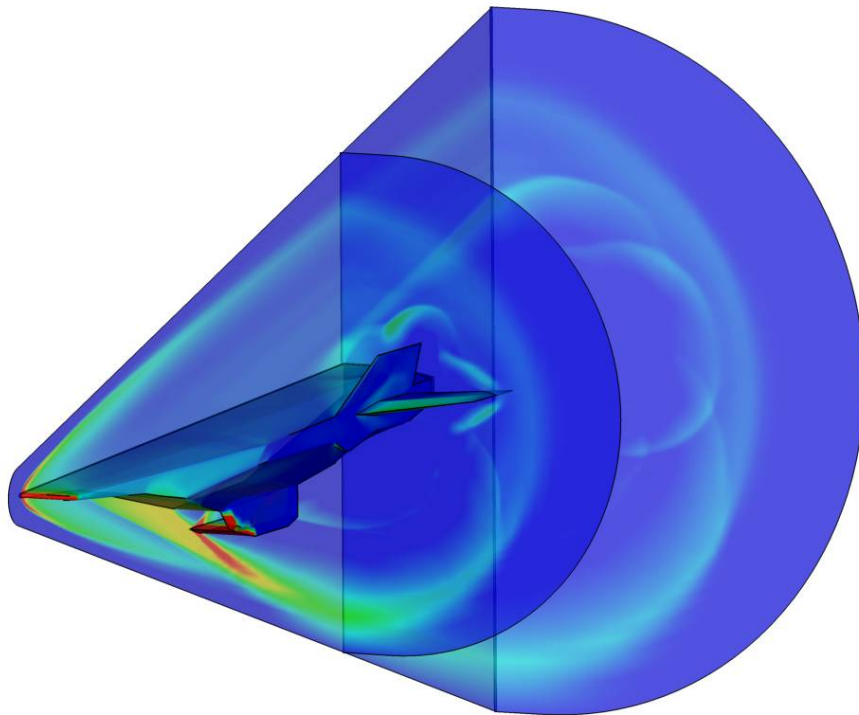
Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS, Moscow, Russia

hanhyana@mail.ru; narelen@gmail.com; lutsky@kiam.ru

Abstract

This paper deals with a numerical study of energy sources influence on the flow past hypersonic flying vehicles (HFV). One such example considered in this work is NASA HyperX X-43. Flight mode with $M=6$ and angle of attack $\alpha=0^\circ, 4^\circ$ was considered. Energy deposition was at various locations in front of HFV. It is shown that energy input in front of the bow of the HFV leads to a significant weakening of the bow shock wave and an increase in aerodynamic efficiency of the vehicle. The impact of energy input in the scramjet intake was also considered.

Keywords: computational fluid dynamics, energy input, hypersonic flying vehicle



Pressure distribution around X-43 model in the 3D simulation

УДК 533.6

Энергетическое воздействие на обтекание гиперзвуковых летательных аппаратов

Я.В. Ханхасаева, В.Е. Борисов, А.Е. Луцкий

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 125047, Москва, Миусская пл., д.4

hanhyana@mail.ru; narelen@gmail.com; ltsky@kiam.ru

Аннотация

Настоящая работа посвящена численному исследованию влияния вложения энергии в поток на обтекание гиперзвуковых летательных аппаратов. В качестве конкретного примера рассматривается модель X-43. Рассматривается режим полета при числе Маха $M=6$ и углах атаки $\alpha=0^\circ, 4^\circ$ с областями энерговложения около различных частей ГЛА. Показано, что вложение энергии перед носовой частью ГЛА приводит к существенному ослаблению головной ударной волны и увеличению аэродинамического качества ГЛА. Также приводятся результаты исследования влияния энерговложения на течение в воздухозаборнике.

Ключевые слова: вычислительная газовая динамика, вложение энергии в поток, гиперзвуковой летательный аппарат

1. Введение

В последние десятилетия значительно интенсифицировались исследования по созданию гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) для длительного полета в атмосфере, использующих гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ГПВРД) [1]. Принцип его работы аналогичен обычному ПВРД, в котором входящий в воздухозаборник поток сжимается за счет специальной формы летательного аппарата и тормозится до дозвуковой скорости. В ПВРД при $M > 6$ торможение входящего потока воздуха до дозвуковых скоростей приводит к предельным по прочностным характеристикам материалов двигателя значениям температуры и давления при входе в камеру сгорания. В тракте ГПВРД поток тормозится лишь частично и сохраняет сверхзвуковую скорость, что снижает температурную нагрузку и позволяет использовать двигатель при скоростях полета $M > 6$. Положительные результаты, полученные во время испытаний демонстрационного беспилотного самолета X-43A (рис. 1) в рамках программы NASA Hyper-X [1-4] в 2004 году показали перспективность использования ГПВРД при скоростях полета с $M > 6$. В время второго и третьего полета X-43A была зафиксирована работа двигателя в течение 10 секунд, а во время третьего полета был установлен рекорд скорости в 11 200 км/ч (Мах 9.6).

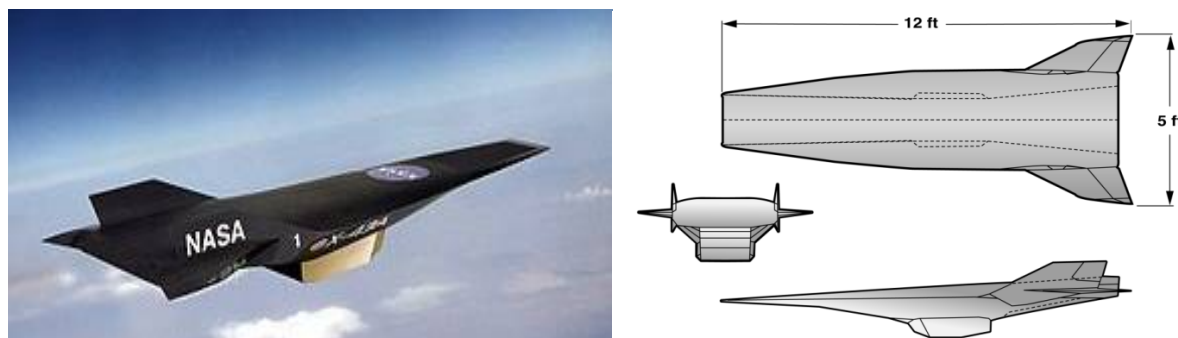


Рис. 1. Схема X-43A [4]

Методики расчета гиперзвукового летательного аппарата, снабженного ГПВРД, принципиально отличаются от методик расчета ЛА с двигателями других типов. Воздухозаборник располагают за системой косых скачков уплотнения, создаваемых носовой частью ЛА. Число Маха потока на входе в воздухозаборник существенно снижается. В такой компоновке силовая установка не может рассматриваться как самостоятельный узел ЛА, т.к. параметры газа на входе в двигатель определяются условиями обтекания носовой части планера. Важным вопросом также является влияние противодавления в камере сгорания на течение в воздухозаборнике.

Для развития современной авиации требуется поиск и разработка новых эффективных средств, позволяющих управлять характеристиками газового потока вблизи поверхности летательного аппарата, контролировать передачу тепла и массоперенос в пограничном слое, снижать поверхностное трение, задерживать ламинарно-турбулентный переход, управлять отрывом потока, уменьшать время воспламенения и управлять процессом горения сверхзвуковых потоков горючего в прямоточном двигателе.

В частности, с помощью вложения энергии в небольшую область перед летательным аппаратом можно улучшить его аэродинамические характеристики. За областью энерговклада формируется тепловой след с пониженными значениями чисел Маха, полного давления и скоростного напора, благодаря которому изменяется режим обтекания тела. В зависимости от размеров области энерговклада имеют место различные режимы обтекания ЛА. Наиболее эффективным является энерговложение в малую по сравнению с размерами обтекаемого тела область, поскольку в этом случае ударно-волновая структура перед телом перестраивается таким образом, что его сопротивление существенно снижается. При этом сэкономленная за счет снижения сопротивления мощность двигателя превышает затраты на энерговложение.

Начало данной тематике положили работы [5, 6]. Экспериментальные исследования по влиянию вложения энергии на сопротивление различных тел проводились в работах [6–12]. В работах [6, 7] рассматривалось влияние оптического пульсирующего разряда, в [8–11] – дугового разряда, в [12] – СВЧ-разряда. В [13] рассматривалось влияние струи плазмы.

К настоящему времени выполнен также большой объем численных исследований по влиянию энерговклада на сопротивление тел [7–9, 11, 13–21]. В [20, 21] использовались двумерные уравнения Эйлера, в [7, 11, 13–15] – уравнения Эйлера в осесимметричной постановке, в [9, 16, 19] – осесимметричные уравнения Навье–Стокса, в [8, 17–19] – трехмерные уравнения Навье–Стокса. В [7–19] эффект снижения сопротивления исследовался на примере затупленных тел, в [10, 14] – на примере заостренных. В ряде вышеперечисленных работ отмечено существенное снижение (до 50%) волнового сопротивления, выявлено несколько режимов обтекания в зависимости от параметров и положения источника. В [18] была разработана модель вложения энергии лазером, отражающая механизм вложения энергии в поток на основе поглощения и отражения лазерного луча. В [19] было получено, что в случае повторяющегося энерговклада имеет место кумулятивный эффект.

В [20, 21] изучена возможность управления аэродинамическими характеристиками крыловых профилей на трансзвуковых режимах полета. В [20] и других работах этих авторов на примере профиля НАСА0012 установлено, что с помощью одностороннего импульсно-периодического подвода энергии заданная подъемная сила может быть получена при значительно более высоком аэродинамическом качестве по сравнению со случаем его обтекания под углом атаки.

В большинстве вышеописанных работ эффект энерговложения рассматривался на примере тел довольно простой формы (сфера, конус, затупленные и заостренные цилиндры, крыловые профили), т.е. отдельных элементов конструкции ЛА. В настоящее время все более актуальным становится исследование комплексного влияния энерговложения на обтекание ЛА более сложной конструкции. Некоторые результаты в этом направлении изложены в [22] для $M=2.5$, где рассматривалось влияние источника энергии на сверхзвуковое

обтекание сферически затупленного цилиндра с крыльями при наличии угла атаки. Энергия вкладывалась как перед носом модели, так и перед крыльями. Темой данной работы является численное исследование влияния вложения энергии в поток на примере обтекания модели гиперзвукового летательного аппарата X-43 при числе Маха $M=6$, характерном для гиперзвуковых летательных аппаратов длительного атмосферного полета, в трехмерной постановке с учетом турбулентного характера течения.

2. Постановка задачи

Представленные ниже результаты получены в рамках математической модели нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса (URANS) с моделью турбулентности Спаларта–Аллмараса (SA) для описания турбулентных течений совершенного вязкого сжимаемого газа. При этом для моделирования энерговложения система URANS была дополнена источниковым членом в уравнении сохранения энергии. Подробное описание математической модели, численных методов и программного комплекса, используемых в настоящей работе, приведено в [23, 24].

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = S, \quad S = (0, 0, 0, 0, q)^T, \quad q = q(x, y, z, t);$$

$$U = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e)^T, \quad F = F^i + F^v, \quad G = G^i + G^v, \quad H = H^i + H^v;$$

$$F^i = (\rho u, \rho u^2 + p, \rho u v, \rho u w, (e + p)u)^T, \quad F^v = (0, -\tau_{xx}, -\tau_{xy}, -\tau_{xz}, -u\tau_{xx} - v\tau_{xy} - w\tau_{xz} - q_x)^T;$$

$$G^i = (\rho v, \rho v^2 + p, \rho v u, \rho v w, (e + p)v)^T, \quad G^v = (0, -\tau_{xy}, -\tau_{yy}, -\tau_{yz}, -v\tau_{xy} - v\tau_{yy} - w\tau_{yz} - q_y)^T;$$

$$H^i = (\rho w, \rho w^2 + p, \rho w u, \rho w v, \rho w^2 + p, (e + p)w)^T, \quad H^v = (0, -\tau_{xz}, -\tau_{yz}, -\tau_{zz}, -w\tau_{xz} - v\tau_{yz} - w\tau_{zz} - q_z)^T;$$

$$e = \rho \varepsilon + \frac{\rho(u^2 + v^2 + w^2)}{2} = \frac{p}{\gamma - 1} + \frac{\rho(u^2 + v^2 + w^2)}{2}$$

Компоненты тензора вязких напряжений задаются соотношениями

$$\tau_{xx} = \frac{2}{3}(\mu + \mu_t)(2u_x - v_y - w_z), \quad \tau_{yy} = \frac{2}{3}(\mu + \mu_t)(2v_y - u_x - w_z),$$

$$\tau_{zz} = \frac{2}{3}(\mu + \mu_t)(2w_z - u_x - v_y), \quad \tau_{xy} = \tau_{yx} = (\mu + \mu_t)(u_y + v_x), \quad \tau_{xz} = \tau_{zx} = (\mu + \mu_t)(u_z + w_x),$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = (\mu + \mu_t)(v_z + w_y)$$

В качестве исследуемой задачи рассматривалось гиперзвуковое обтекание модели ГЛА X-43. Подробные данные о геометрии данного летательного аппарата в открытом доступе отсутствуют. Геометрия была взята из работы [25]. Условия набегающего потока соответствовали высоте $h=30$ км [25]. Расчеты проводились для числа Маха $M=6$ и углов атаки $\alpha = 0^\circ$ и 4° . Число Рейнольдса составляло $Re = 2.0 \times 10^6$ [м⁻¹].

В силу условий симметрии расчеты проводились для половины модели X-43. Расчетная область представляла собой половину конуса, в центре которого располагался аппарат (рис. 2). Расчеты проводились на гексагональной блочно-структурированной сетке, состоящей из 8 991 802 элементов. Боковые конические границы располагались на достаточном удалении от тела, так, чтобы они не пересекались с ударными волнами. На стенке использовалось адиабатическое граничное условие. Подробное описание используемой сеточной модели можно найти в работе [26]. Вначале расчет проводился при нулевом энергокладе

до полного установления течения, а затем в сформировавшемся течении включался энергисточник.

Аэродинамические коэффициенты рассчитывались с учетом вязкого трения. Сопротивление вязкого трения составляло в среднем 20% от суммарного. Для подсчета аэродинамических коэффициентов использовалась площадь модели в плане $S_{ref} = 1.7593$ [26].

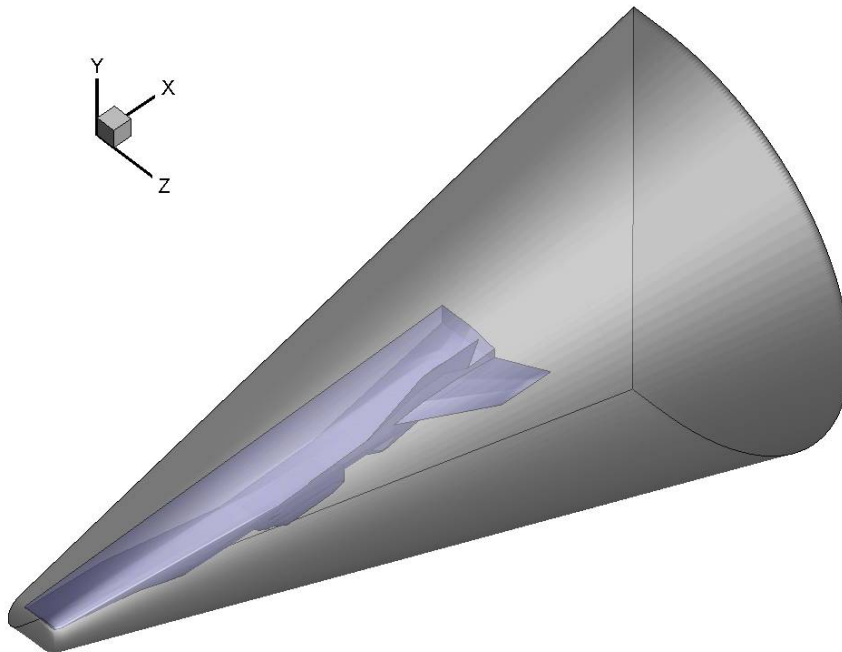


Рис. 2. Расчетная область, синим цветом показана модель X-43

Для угла атаки $\alpha = 0^\circ$ были рассмотрены 3 варианта расположения области энергирования:

- 1) $x \in [-3.74; -3.70]$, $y \in [0.12; 0.13]$, $z \in [0.; 0.2]$, (center)
- 2) $x \in [-3.74; -3.70]$, $y \in [0.11; 0.12]$, $z \in [0.; 0.2]$, (down)
- 3) $x \in [-3.74; -3.70]$, $y \in [0.13; 0.14]$, $z \in [0.; 0.2]$, (up)

Общая мощность энергирования во всех случаях составляла $Q = 6.8\% N$, где N – мощность $N = F_x U$, необходимая для преодоления сопротивления при обтекании невозмущенным потоком.

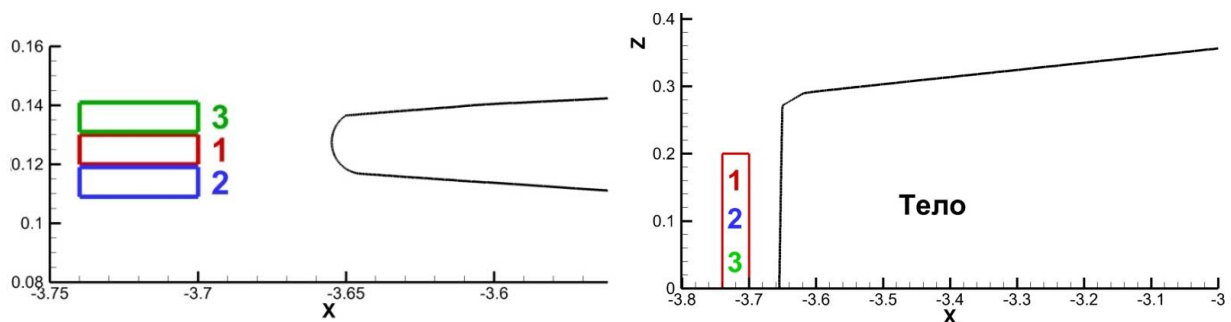


Рис. 2. Схема расположения областей энергирования перед носовой частью модели

С целью моделирования процесса горения топлива в двигателе был проведен расчет с вложением энергии в воздухозаборник для угла атаки $\alpha = 0^\circ$ (рис. 3).

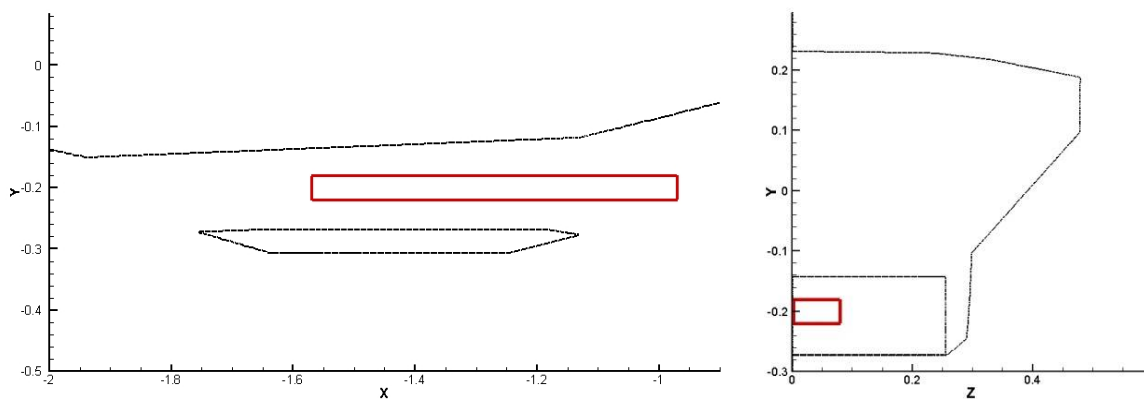


Рис. 3. Схема расположения области энерговыделения в двигательной установке

Количество вкладываемой энергии на единицу объема определялось следующим соотношением:

$$q_{\max} = \frac{I_{\infty} f_{O_2} H_U}{L V_{\text{energ}}},$$

где I_{∞} [кг/с] – массовый расход воздуха через входное сечение воздухозаборника; $f_{O_2} = 0.2315$ – массовая доля кислорода в воздухе; $L = 34.5$ – стехиометрический коэффициент, определяющий отношение массы окислителя к массе горючего (водород) в смеси; $H_U = 119.54$ [МДж/кг] – теплотворная способность топлива (водород); $V_{\text{energ}} = 0.00192$ [м³] – объем области энерговыделения. Общая мощность энерговыделения в воздухозаборник Q_{\max} была в 9.69 раз больше мощности Q энерговыделения перед носовой частью.

3. Результаты расчетов

3.1. Обтекание невозмущенным потоком, влияние угла атаки

Как видно из рис. 4–5, наблюдается головная ударная волна, за счет клина на нижней части фюзеляжа формируется скачок уплотнения перед воздухозаборником. Торможение потока на входе происходит лишь частично, так что на протяжении всего остального тракта движение рабочего тела остается сверхзвуковым.

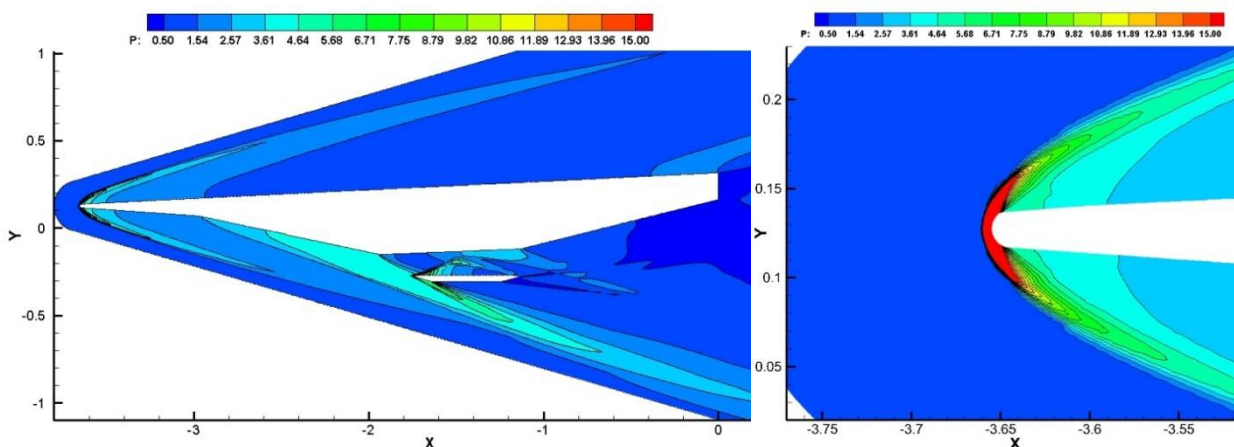


Рис. 4. Распределение давления при обтекании невозмущенным потоком, сечение $z = 0.01$, $\alpha = 0^\circ$

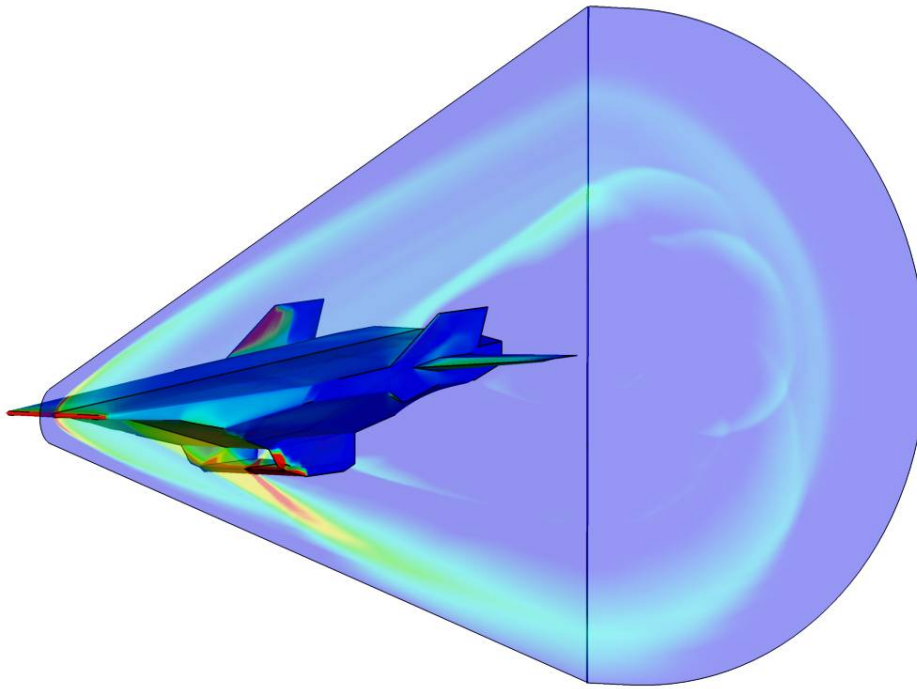


Рис. 5. Распределение давления на поверхности модели, в сечении $z=0.01$ и $x=1.65$, $\alpha=0^\circ$

Структура течения в проточном тракте представляет собой систему отраженных ударных волн (рис. 6).

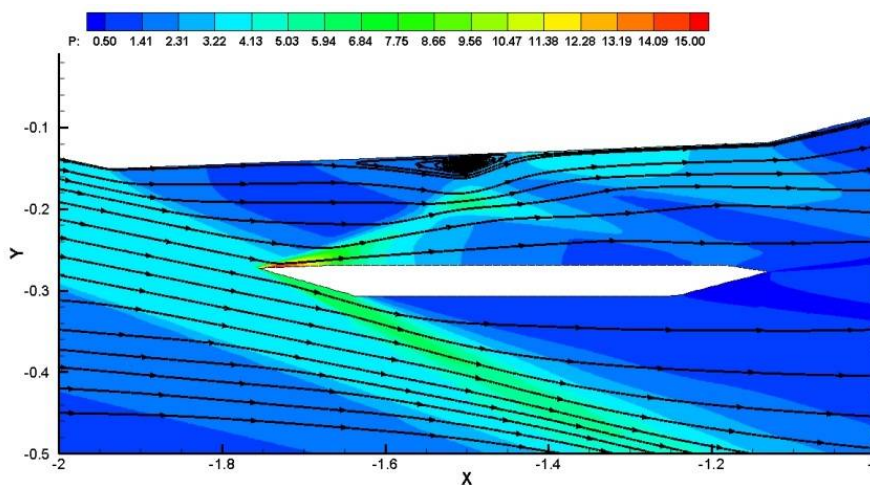


Рис. 6. Течение в двигательной установке, распределение давления при обтекании невозмущенным потоком, сечение $z=0.01$, $\alpha=0^\circ$

На рис. 7 показано распределение давления при обтекании модели потоком с углом атаки $\alpha=4^\circ$. В целом, при увеличении угла атаки структура течения практически не изменилась. Отличия заключаются в том, что возникает разрежение над верхней поверхностью модели и увеличивается давление на нижней поверхности. Последний момент в свою очередь увеличивает давление потока, входящего в двигатель (табл. 1). При увеличении угла атаки ударная волна подходит ближе к передней кромке воздухозаборника, что позволяет ему захватывать большую часть потока. Очевидно, что с увеличением угла атаки также возрастает подъемная сила (табл. 1).

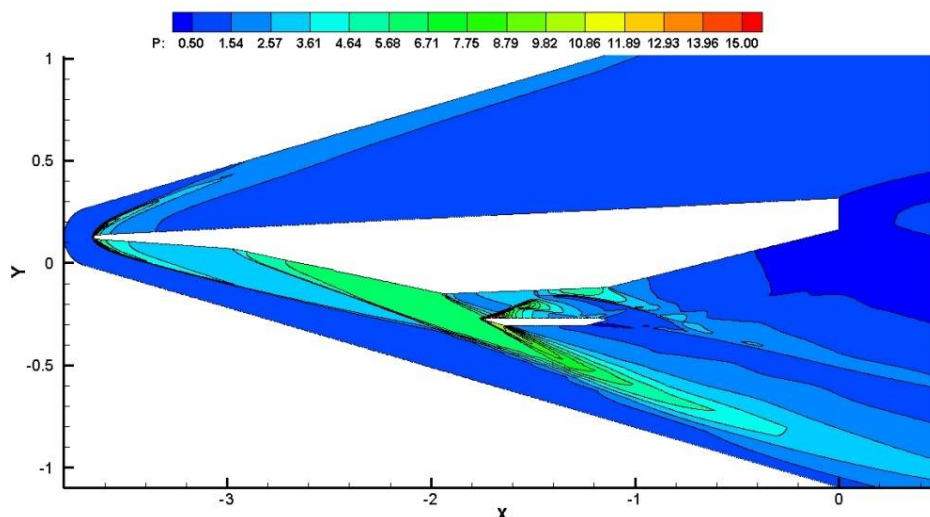


Рис. 7. Распределение давления при обтекании невозмущенным потоком, сечение $z = 0.01$, $\alpha = 4^\circ$

Таблица 1

Параметры течения в воздухозаборнике при обтекании невозмущенным потоком, $M = 6$, $P_{0\infty} = 1578.88$, коэффициенты сопротивления и подъемной силы C_D и C_L , аэродинамическое качество K

α	Расход (ρu)	P_{0in}	P_{0out}	$(P_{0in} - P_{0out})/P_{0in}$	C_D	C_L	K
0	0.239	422.11	317.88	24.69%	0.02007	0.00406	0.202
4	0.372	610.42	484.01	20.71%	0.02676	0.05471	2.044

Сравнение полученных значений коэффициентов сопротивления и подъемной силы с экспериментальными данными [4] представлено на рис. 8. Результаты качественно схожи. Отклонения от эксперимента можно объяснить, в частности, тем, что, как уже упоминалось, точная форма модели, рассмотренной в [4], неизвестна.

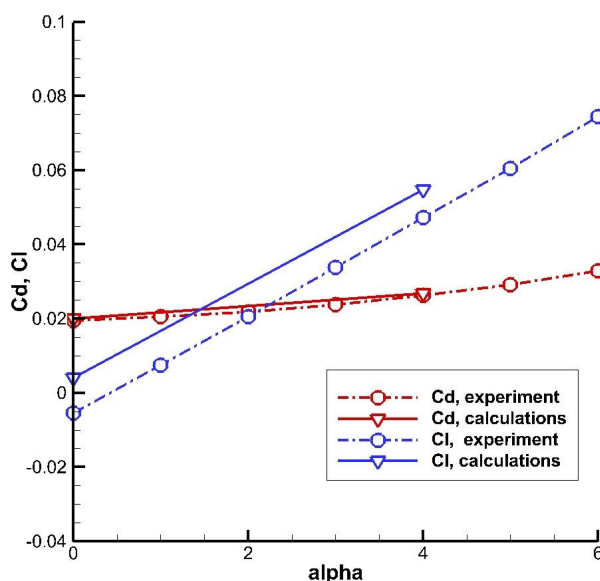


Рис. 8. Сила сопротивления, подъемная сила, сравнение с экспериментальными данными

3.2. Влияние вложения энергии перед носовой частью модели

При энерговложении перед телом в случае всех трех вариантов расположения области структура течения существенно изменяется (рис. 9). От области энерговложения образуются отходящие от нее ударные волны. Фронт головной ударной волны изменяется под воздействием следа, образующегося за областью вложения энергии. Ослабление головной ударной волны в случае центрального расположения области приводит к уменьшению сопротивления приблизительно на 8% и увеличению аэродинамического качества на 4% (табл. 2). Изменяется угол наклона головной ударной волны, благодаря чему она подходит ближе к передней кромке воздухозаборника, что увеличивает расход. Поскольку энерговложение снижает интенсивность головной ударной волны, скорость и давление торможения потока, входящего в воздухозаборник выше, чем в случае без энерговложения.

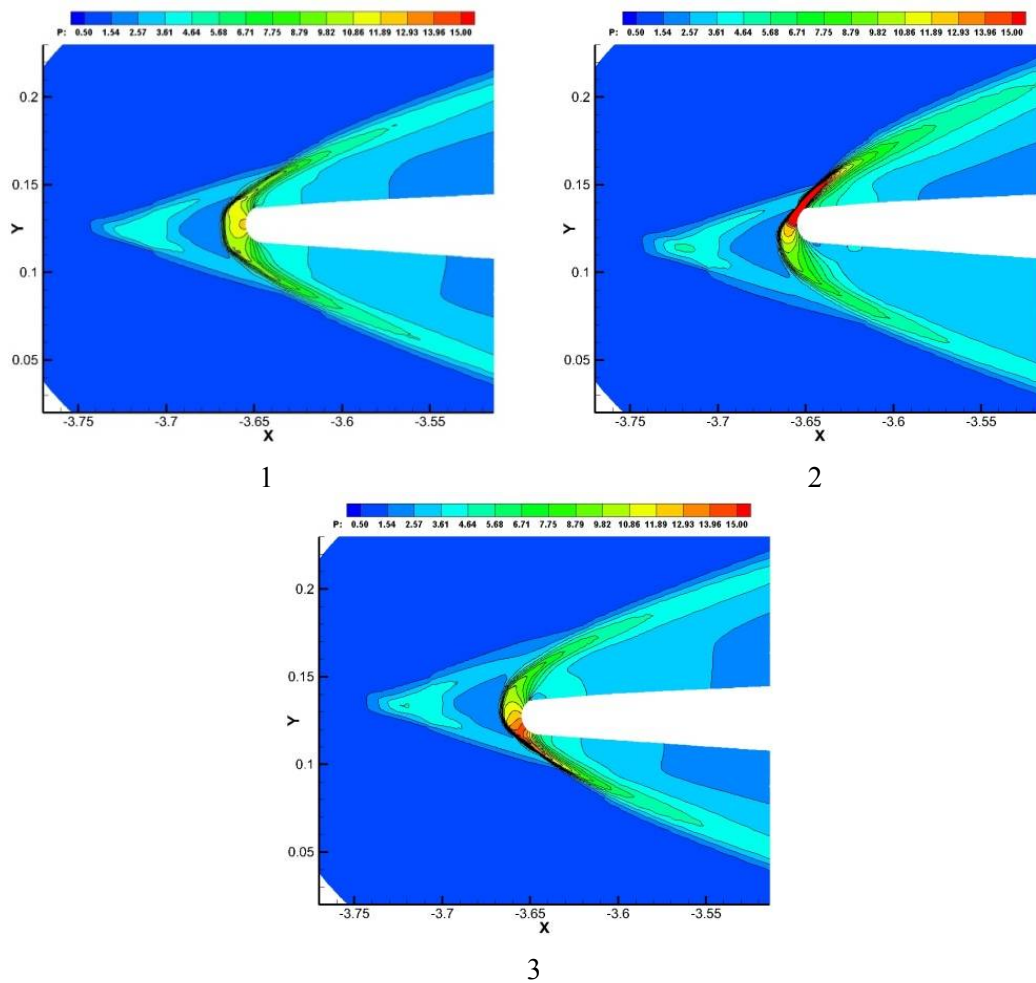


Рис. 9. Распределение давления на носовой части, слева направо варианты расположения области энерговклада – 1 (center), 2 (down), 3 (up); сечение $z = 0.01$, $\alpha = 0^\circ$

Влияние плазменной области не ограничивается уменьшением интенсивности головной ударной волны. Существенно меняются параметры пограничного слоя около поверхности ГЛА (рис. 10).

При сдвиге области энерговклада вверх большая часть следа уходит на верхнюю часть модели. Следовательно, на нижнюю часть попадает меньшая часть следа, что по сравнению с первым центральным расположением области увеличивает интенсивность падающей ударной волны от клина, благодаря чему увеличивается расход и повышается давление на нижней части тела (табл. 2). Также сдвиг влияет и на структуру головной ударной волны, так, что на нижней части носа повышается давление (рис. 9, 3). Это заметно повышает

подъемную силу, но несколько увеличивает сопротивление. В итоге получаем увеличение аэродинамического качества по сравнению с центральным расположением.

Таблица 2

Параметры течения в воздухозаборнике при обтекании с энергволожением перед моделью, $M=6$, $P_{0\infty}=1578.88$, коэффициенты сопротивления и подъемной силы C_D и C_L , аэродинамическое качество K

Вар. расп.	Расход (ρu)	P_{0in}	P_{0out}	$(P_{0in} - P_{0out})/P_{0in}$	C_D	C_L	K
0	0.239	422.11	317.88	24.69 %	0.02007	0.00406	0.202
1 (center)	0.294	627.95	421.25	32.92 %	0.01838	0.00387	0.211
2 (down)	0.258	563.07	406.38	27.83 %	0.01873	0.00318	0.17
3 (up)	0.300	624.74	430.77	31.05 %	0.01865	0.00428	0.229

При сдвиге области вниз наблюдается обратный эффект. Большая часть следа наоборот уходит на нижнюю часть модели, что ослабляет интенсивность падающей ударной волны от клина на нижней части, что в свою очередь уменьшает расход, давление торможения на входе в двигатель и давление на нижней части тела. Также из-за сдвига вниз повышается давление на верхней части носа. Все это негативно влияет на подъемную силу, и в итоге получаем уменьшение аэродинамического качества.

Таким образом, выбор наиболее эффективного расположения области энергволожения представляет собой довольно сложную задачу и требует дальнейших исследований.

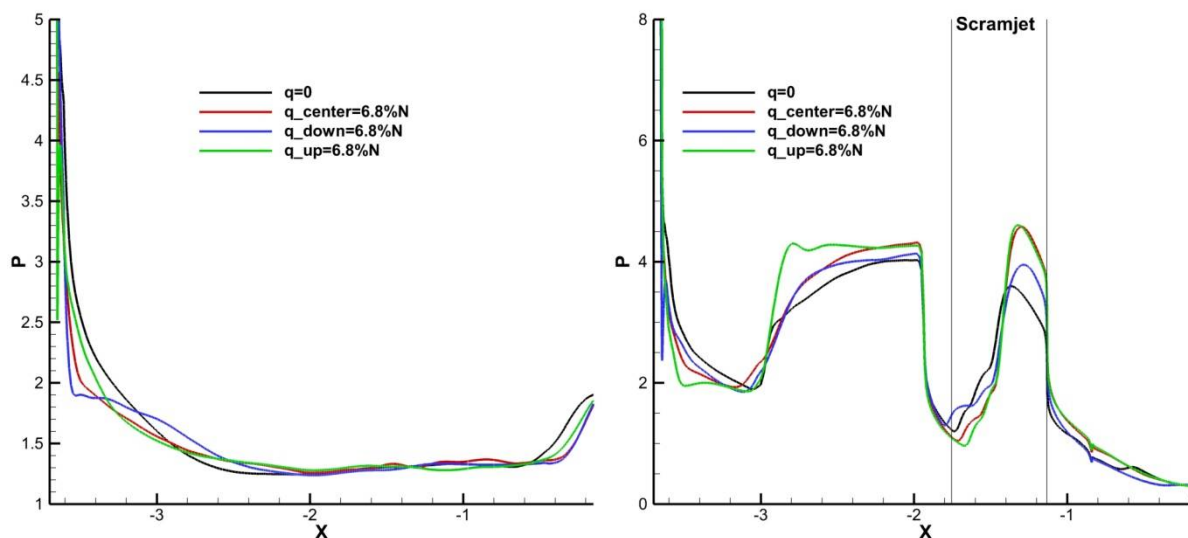


Рис. 10. Графики давления на верхней (слева) и нижней (справа) поверхностях модели, сечение $z=0.01$, $\alpha=0^\circ$

На рис. 11 представлено распределение температуры на поверхности тела для невозмущенного потока и центрального расположения области энерговклада. Особо заметен здесь эффект повышения температуры следом за энерговкладом, распределяющийся от носовой точки по верхней и нижней поверхностям модели. Данный эффект является негативным, поскольку гиперзвуковые аппараты и так испытывают существенную тепловую нагрузку. Поэтому способы понижения температуры поверхности ГЛА станут предметом дальнейших исследований. На нижней поверхности влияние энерговклада в основном распространяется до тракта двигателя. Также можно заметить, что основное влияние энергволожения имеет локальный характер, т.е. сосредоточено в окрестности следа, поскольку, например, на крыльях и нижней поверхности тракта распределение меняется мало.

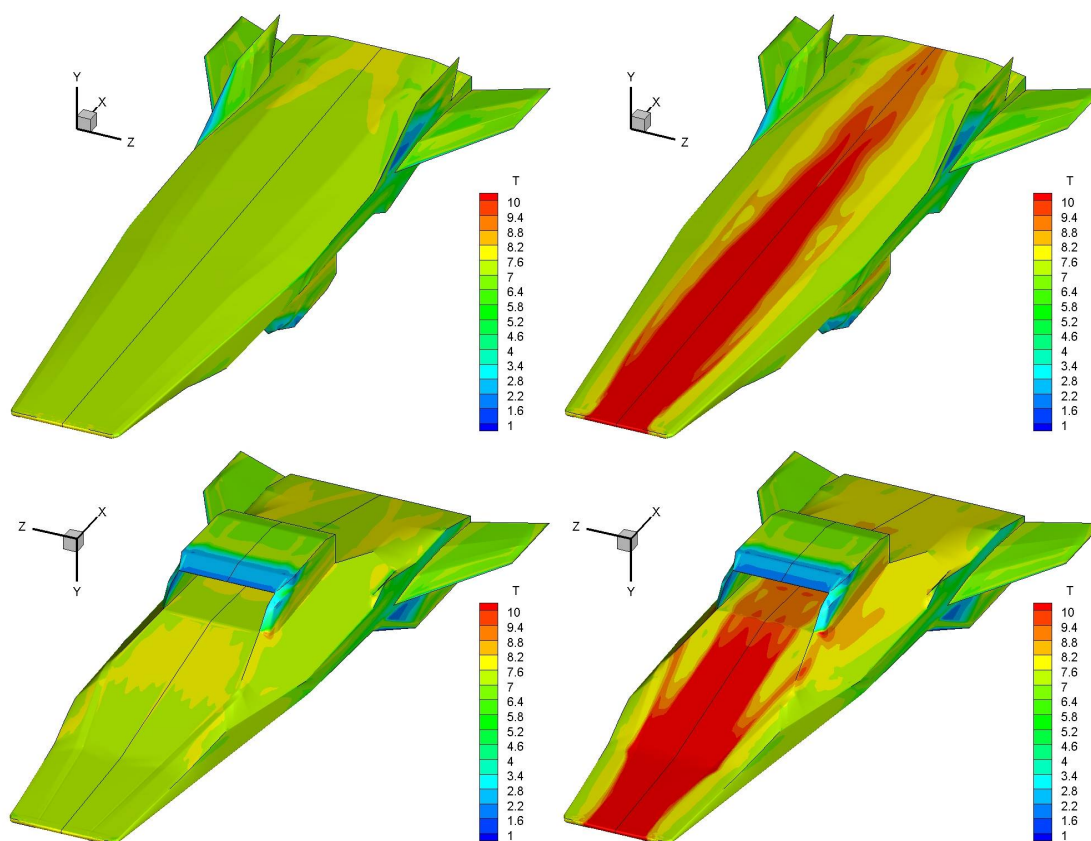


Рис. 11. Распределение температуры на верхней (сверху) и нижней (снизу) поверхностях модели, слева – обтекание невозмущенным потоком, справа – вариант 1, центральное расположение области энерговыклада, $\alpha = 0^\circ$

Анализ распределения коэффициента трения (рис. 12) является несколько затруднительным в связи со сложной геометрией модели, 3D эффектами и взаимодействием ударных волн с пограничным слоем. Поэтому на данной стадии исследования ограничимся простыми наблюдениями. Во всех 3 рассмотренных вариантах энерговыделение вызывает отрыв на нижней поверхности модели в окрестности линии начала клина, где модель начинает расширяться. Также местный коэффициент трения увеличивается в следе на теле, что вероятно связано с повышенной в следе температурой.

Остальные вопросы станут предметом дальнейших исследований.

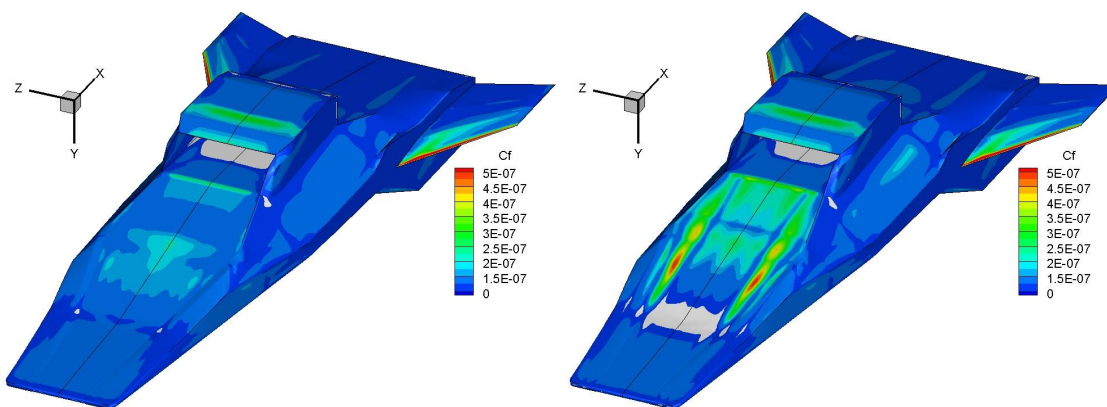


Рис. 12. Распределение коэффициента силы трения на нижней поверхности модели, слева – обтекание невозмущенным потоком, справа – вариант 1, центральное расположение области энерговыклада, $\alpha = 0^\circ$. Белым цветом выделены участки с $C_f < 0$

3.2. Влияние вложения энергии в воздухозаборнике

Далее представлены результаты расчетов с энерговложением в воздухозаборнике при $\alpha = 0^\circ$ и $q = q_{\max}$.

Как видно из рис. 13, 14 и табл. 3, энерговложение указанным способом существенно влияет на структуру течения в воздухозаборнике. Ударно-волновая структура за счет созданного энерговложением противодействия 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 противодействия сдвигается к входному сечению. Приведенные в табл. 3 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 воздухозаборника и задней поверхности корпуса модели. Дальнейшее исследование по данной тематике планируется провести в последующих работах.

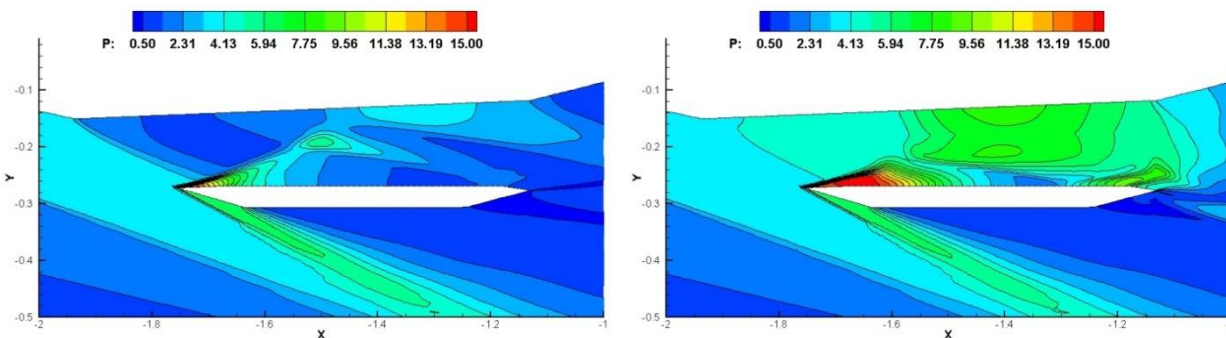


Рис. 13. Течение в двигательной установке; слева распределение давления при обтекании невозмущенным потоком, справа – с вложением энергии в двигатель, сечение $z = 0.01$, $\alpha = 0^\circ$

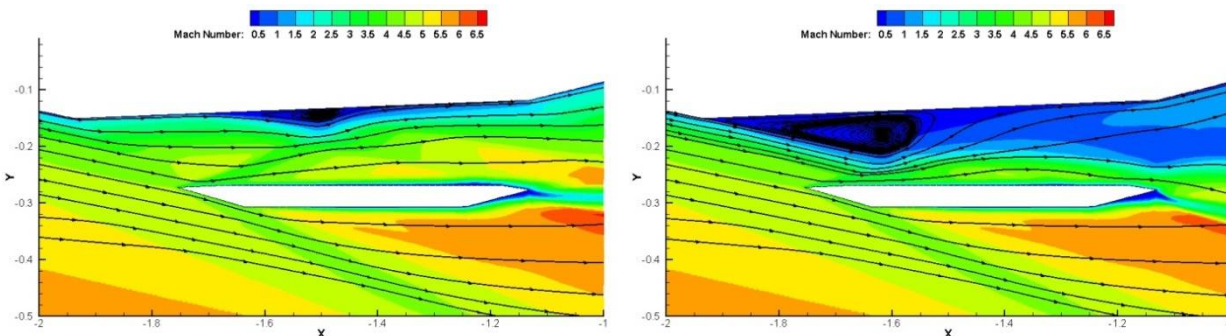


Рис. 14. Течение в двигательной установке; слева распределение чисел Маха при обтекании невозмущенным потоком, справа – с вложением энергии в двигатель, сечение $z = 0.01$, $\alpha = 0^\circ$

Таблица 3

Параметры течения в воздухозаборнике с вложением в нем энергии, $M = 6$, $P_{0\infty} = 1578.88$, коэффициенты сопротивления и подъемной силы C_D и C_L

q	P_{0in}	P_{0out}	$(P_{0in} - P_{0out})/P_{0in}$	C_D	C_L
0	422.11	317.88	24.69 %	0.02007	0.00406
q_{\max}	330.84	130.18	60.65 %	0.01841	0.01067

4. Заключение

Проведено исследование влияния вложения энергии на аэродинамические характеристики модели летательного аппарата X-43 при различных углах атаки. Показано, что вложение энергии перед носовой частью модели ведет к снижению лобового сопротивления. При сдвиге области энерговклада вверх наблюдается повышение подъемной силы по сравнению с центральным расположением, при сдвиге вниз – понижение. С целью моделирования процесса горения топлива в двигательной установке проведен расчет с энерговложением в воздухозаборник тракта двигателя, получено снижение сопротивления и увеличение подъемной силы.

Благодарности и ссылки на гранты

Работа выполнена при финансовой поддержке программы фундаментальных исследований президиума РАН «Фундаментальные основы технологий двойного назначения в интересах национальной безопасности», а также проекта № 16-31-00399 мол_а Российского фонда фундаментальных исследований.

Литература

1. McClinton C.R. High Speed/Hypersonic Aircraft Propulsion Technology Development. In *Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft*. Educational Notes RTO-EN-AVT-150, Paper 1. 2008. Neuilly-sur-Seine, France: RTO. pp 1-32.
2. Reubush D.E., Nguyen L.T., Rausch V.L. Review of X-43A Return to Flight Activities and Current Status // *AIAA 2003-7085*. 2003. 12 p.
3. Huebner L.D., Rock K.E., Ruf E.G., Witte D.W. and Andrews E.H. Hyper-X Flight Engine Ground Testing for Flight Risk Reduction // *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 38, No. 6 (2001), pp. 844-852. <http://dx.doi.org/10.2514/2.3774>
4. Engelund W.C., Holland S.D., Cockrell C.E. et al. Propulsion System Airframe Integration Issues and Aerodynamic Database Development for the Hyper-X Flight Research Vehicle // *ISOABE 99-7215*. 1999. 12 p.
5. Георгиевский П.Ю., Левин В.А. Сверхзвуковое обтекание тел при наличии внешних источников тепловыделения // *Письма в ЖТФ*. 1988. Т.14. Вып.8. с. 684–687.
6. Третьяков П.К., Гаранин А.Ф., Грачев Г.Н., Крайнев В.Л., Пономаренко А.Г., Иванченко А.И., Яковлев В.И. Управление сверхзвуковым обтеканием тел с использованием мощного оптического пульсирующего разряда // *ДАН*. 1996. Т.351, 3
7. A. Sasoh, Y. Sekiya, T. Sakai et al. Supersonic Drag Reduction with Repetitive Laser Pulses Through a Blunt Body // *AIAA Journal* (2010). Vol. 48, No. 12, December 2010, 2811-2817, DOI: 10.2514/1.J050174
8. Satheesh K., Jagadeesh G. Experimental investigations on the effect of energy deposition in hypersonic blunt body flow field // *Shock Waves* (2008) 18:53–70, DOI 10.1007/s00193-008-0140-3
9. Erdem E., Kontis K., Yang L. Steady energy deposition at Mach 5 for drag reduction // *Shock Waves* (2013) 23:285–298, DOI 10.1007/s00193-012-0405-8
10. Schulein E., Zheltovodov A. Effects of steady flow heating by arc discharge upstream of non-slender bodies // *Shock Waves* (2011) 21:383–396, DOI 10.1007/s00193-011-0307-1
11. L.N. Myrabo, Yu.P. Raizer, M.N. Shneider, and R. Bracken. Reduction of Drag and Energy Consumption during Energy Release Preceding a Blunt Body in Supersonic Flow // *High Temperature*. Vol. 42, No. 6, 2004, pp. 901–910.
12. Kolesnichenko Yu.F., Brovkin V.G., Azarova O.A., Grudnitsky V.G., Laskov V.A., Mashek I.Ch. MW energy deposition for aerodynamic application // 41st Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 6–9 Jan. 2003 // *AIAA Paper 2003-361*. 11p.

13. Leonov S., Bityurin V., Yuriev A., Pirogov S., Zhukov B. Problems in energetic method of drag reduction and flow/flight control // 41st Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 6–9 Jan. 2003 / AIAA Paper 2003-35. 8p.
14. Георгиевский П.Ю., Левин В.А. Управление обтеканием различных тел с помощью локализованного подвода энергии в сверхзвуковой набегающий поток // Изв. РАН. МЖГ. 2003. № 5. С.154 – 167.
15. Azarova O., Knight D., Kolesnichenko Y. Pulsating stochastic flows accompanying microwave filament/supersonic shock layer interaction // Shock Waves (2011) 21:439–450, DOI 10.1007/s00193-011-0319-x.
16. Левин В.А., Афонина Н.Е., Громов В.Г. Управление теплообменом на поверхности сферы при помощи локализованного энергоклада // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2010. Т. 10. <http://chemphys.edu.ru/issues/2010-10/articles/336/>
17. Левин В.А., Громов В.Г., Афонина Н.Е. Численное исследование влияния локального энергоподвода на аэродинамическое сопротивление и теплообмен сферического затупления в сверхзвуковом потоке воздуха // Прикладная механика и техническая физика, 2000. Т. 41, № 5, с. 171–179.
18. Ramnath Kandala and Graham V. Candler. Numerical Studies of Laser-Induced Energy Deposition for Supersonic Flow Control // AIAA Journal, Vol. 42, No. 11, November 2004, pp. 2266–2275.
19. P.-Q. Elias. Numerical Simulations on the Effect and Efficiency of Long Linear Energy Deposition Ahead of a Supersonic Blunt Body: Toward a Laser Spike // Aerospace Lab Issue 10 - December 2015.
20. Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П. Влияние одностороннего нестационарного подвода энергии на аэродинамические характеристики крыловых профилей при трансзвуковом обтекании // Прикладная механика и техническая физика, 2008. Т. 49, № 6, с. 82–87.
21. Левин В.А., Терентьева Л.В. Сверхзвуковое обтекание тонкого профиля при наличии энерговыделения в окрестности его поверхности. Отчет Института механики МГУ, № 4315. 1994. 42 с.
22. Луцкий А.Е., Ханхасаева Я.В. Трехмерная задача обтекания модели летательного аппарата при активном воздействии на поток // Математические заметки СВФУ. 2015. Т. 22. № 2. С. 83–91.
23. Борисов В.Е., Кудряшов И.Ю., Луцкий А.Е. Численное исследование формирования псевдоскачка в канале // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2016. № 2. 24 с. <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2016-2>
24. Борисов В.Е., Луцкий А.Е. Моделирование перехода между регулярным и маховским отражением ударных волн с помощью неявной схемы на основе методов LU-SGS и BiCGStab // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2016. № 68. 36 с. <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2016-68>
25. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. На пути к созданию модели виртуального ГЛА. I. – М.: ИПМех РАН, 2013. – 160 с.
26. Луцкий А.Е., Северин А.В. Численное исследование обтекания гиперзвукового летательного аппарата X-43 с применением адаптивных сеток // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2016. № 102. 24 с. <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2016-102>

Статья поступила в редакцию 14 декабря 2016 г.