



ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 137 за 2016 г.



ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

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

Активное воздействие на
обтекание гиперзвуковых
летательных аппаратов

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Активное воздействие на обтекание гиперзвуковых летательных аппаратов / В.Е.Борисов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2016. № 137. 14 с. doi:[10.20948/prepr-2016-137](https://doi.org/10.20948/prepr-2016-137)
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2016-137>

**Ордена Ленина
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М.В.Келдыша
Российской академии наук**

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

**АКТИВНОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ НА ОБТЕКАНИЕ
ГИПЕРЗВУКОВЫХ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Москва — 2016

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

Активное воздействие на обтекание гиперзвуковых летательных аппаратов

Настоящая работа посвящена численному исследованию влияния источников энергии в потоке на обтекание гиперзвукового летательного аппарата 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

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

Active Impact on the Flow Around Hypersonic Flying Vehicles

This paper deals with a numerical study of the influence of energy sources on the flow past hypersonic flying vehicles. 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 HA. It is shown that energy input in front of the bow of the HA 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.

Key words: computational fluid dynamics, energy input, hypersonic aircraft

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, проект 15-51-50023.

Оглавление

1. Введение	3
2. Постановка задачи	4
3. Результаты расчетов	6
4. Заключение	12
Список литературы	13

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) [1,2]. 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 Нурег-X [2-7] в 2004 году, показали перспективность использования ГПВРД при скоростях полета с $M > 6$.

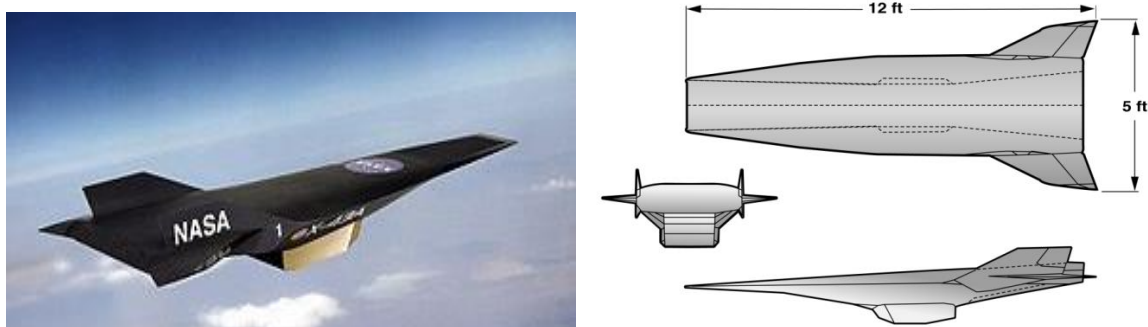


Рис. 1. Схема X-43A [6,7]

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.

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.

Одним из способов улучшения аэродинамических характеристик перспективных летательных аппаратов является управляемое воздействие на набегающий поток, которое может быть осуществлено различными способами, в частности, при помощи локализованного в небольшом замкнутом объеме подвода энергии. Возможность дистанционного подвода энергии к сверхзвуковому потоку подтверждена во многих экспериментах [8-13]. За энергоисточником формируется высокотемпературный след с пониженными значениями чисел Маха, полного давления и скоростного напора, что позволяет изменять режим обтекания. Если размеры энергоисточника и тела сравнимы, осуществляется квазиравномерное обтекание тела и сопротивление снижается за счет непосредственного изменения параметров набегающего потока. Такой подход сопряжен с большими затратами энергии и практического значения не имеет. Однако подвод энергии даже в сравнительно небольшой области пространства может привести к перестройке головных ударно-волновых структур перед телом. Такой способ снижения сопротивления является весьма эффективным и позволяет существенно снизить сопротивление летательного аппарата. Затраты мощности на энергетическое воздействие существенно меньше той экономии мощности двигателя, которая обеспечивается снижением сопротивления.

К настоящему времени выполнен также большой объем численных исследований в рассматриваемой области [14-17]. Однако в большинстве работ рассматриваются режимы обтекания при умеренных числах Маха. В представленной работе выполнено численное исследование влияния источников энергии в потоке на обтекание гиперзвукового летательного аппарата X-43 при числе Маха $M=6$, характерном для гиперзвуковых летательных аппаратов длительного атмосферного полета.

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 источником членом в уравнении сохранения энергии. Подробное описание математической модели, численных методов и программного комплекса, используемых в настоящей работе, приведено в [18, 19].

В качестве исследуемой задачи рассматривалось гиперзвуковое обтекание ГЛА X-43. Подробные данные о геометрии данного летательного аппарата в открытом доступе отсутствуют. Нами была взята геометрия из

работы [20]. Условия набегающего потока соответствовали высоте $h = 30$ км [20]. 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], давление и плотность набегающего потока $p_\infty = 1200$ [Па] и $\rho_\infty = 1.84 \times 10^{-2}$ [кг/м³] соответственно.

В силу условий симметрии расчеты проводились для половины модели Х-43. Расчетная область представляла собой половину конуса, в центре которого располагался аппарат. Для расчетов использовалась гексагональная блочно-структурированная сетка, состоящая из 8 991 802 элементов. Подробное описание используемой сеточной модели можно найти в работе [21].

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

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

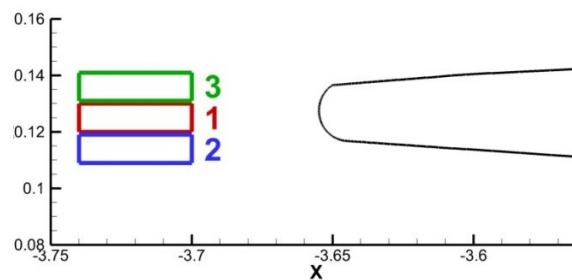


Рис. 2. Схема расположения областей энерговложения перед носовой частью модели

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

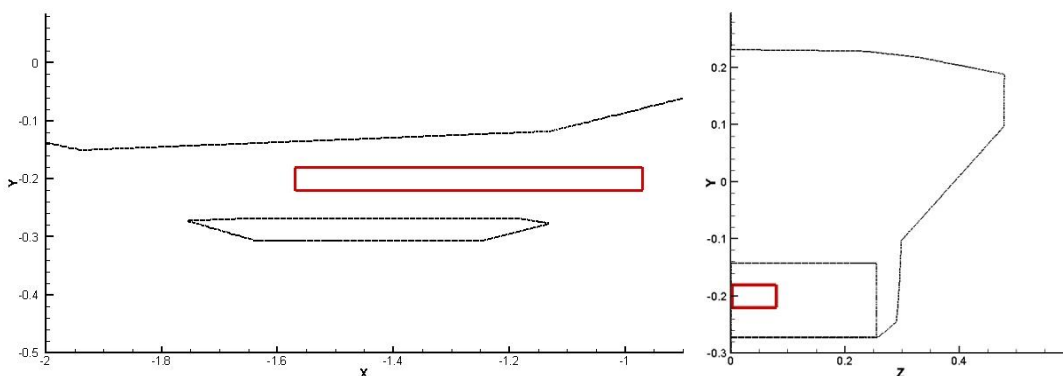


Рис. 3. Схема расположения области энерговложения в двигательной установке

Количество вкладываемой энергии определялось следующим соотношением:

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

где I_{∞} [кг/с] – массовый расход воздуха во входном сечении в воздухозаборник, $f_{O_2} = 0.2315$ – 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 энерговложения. Таким образом, q_{\max} – максимально возможное (в рамках рассмотренного подхода) количество выделяемой энергии для данного горючего.

3. Результаты расчетов

3.1. Обтекание невозмущенным потоком, влияние угла атаки

Рассмотрим вначале обтекание невозмущенным потоком (рис. 4 и 5).

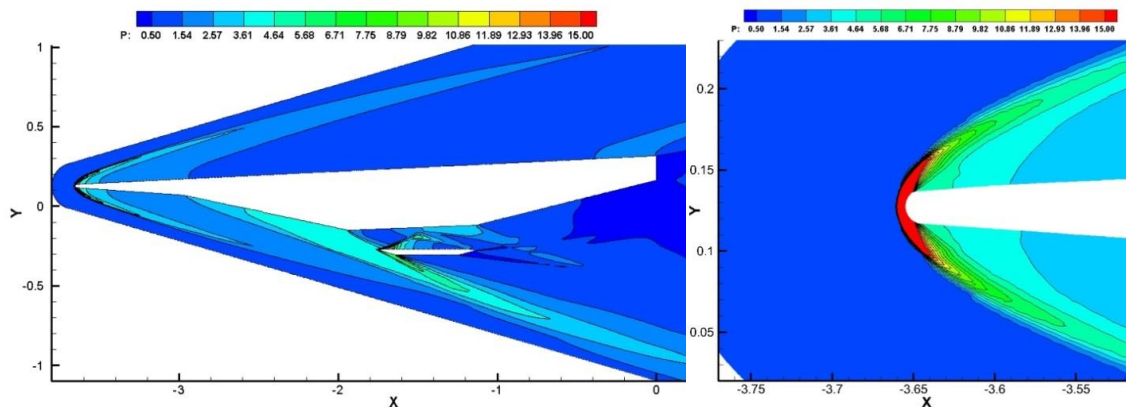


Рис. 4. Распределение давления при обтекании невозмущенным потоком, сечение $z = 0.01$, $\alpha = 0^\circ$

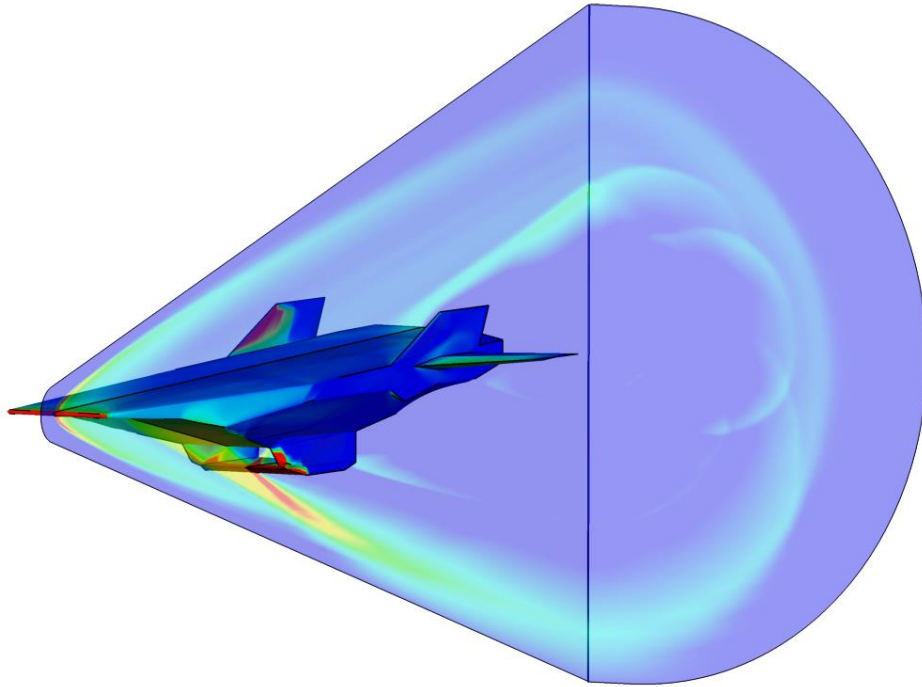


Рис. 5. Распределение давления на поверхности модели, в сечении $z = 0.01$ и $x = 1.65$, $\alpha = 0^\circ$

Как видно из рис. 4 – 5, наблюдаются головная ударная волна и ударная волна от клина на нижней части фюзеляжа перед воздухозаборником. За счет носовой части фюзеляжа формируется скачок уплотнения перед входом в воздухозаборник. Торможение потока на входе происходит лишь частично, так что на протяжении всего остального тракта движение рабочего тела остается сверхзвуковым. Структура течения в проточном тракте представляет собой систему отраженных ударных волн (рис. 6). Задняя поверхность корпуса за ГПВРД играет роль сопла и предназначена для ускорения сверхзвукового потока газа, выходящего из двигателя.

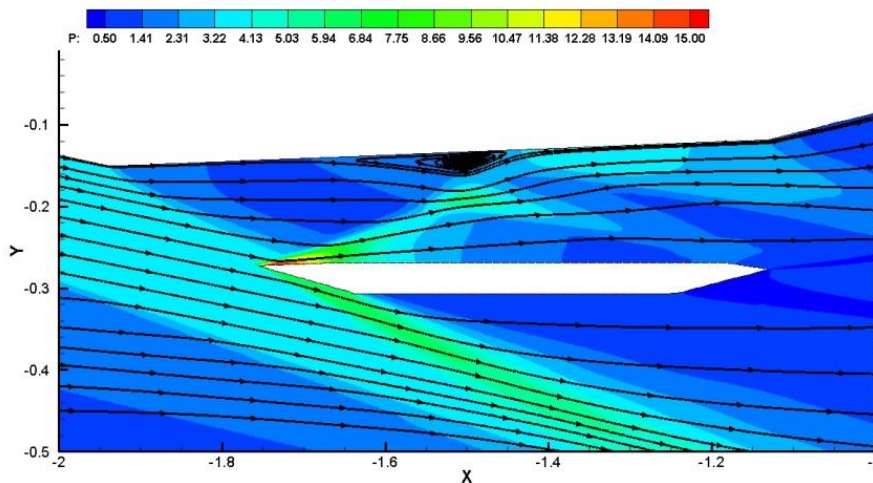


Рис. 6. Течение в двигательной установке, распределение давления при обтекании невозмущенным потоком, сечение $z = 0.01$, $\alpha = 0^\circ$

Рассмотрим влияние угла атаки. На рис. 7 представлено распределение давления при обтекании модели потоком с углом атаки $\alpha = 4^\circ$.

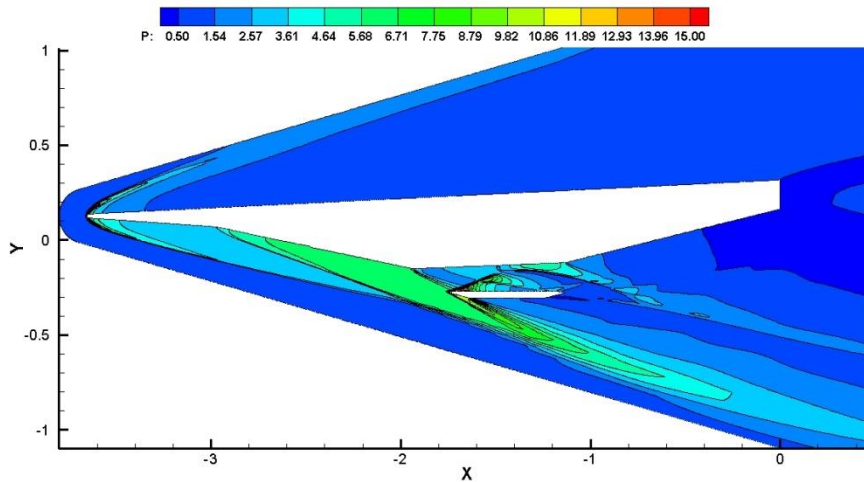


Рис. 7. Распределение давления при обтекании невозмущенным потоком, сечение $z = 0.01$, $\alpha = 4^\circ$

В целом структура течения осталась прежней. Отличия заключаются в том, что при увеличении угла атаки возникает разрежение над верхней поверхностью модели и увеличивается давление на нижней поверхности. Последний момент в свою очередь увеличивает давление потока, входящего в двигатель, см. табл. 1.

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)	$P_{o\text{ in}}$	$P_{o\text{ out}}$	$(P_{o\text{ in}} - P_{o\text{ out}}) / P_{o\text{ in}}$	C_D	C_L	K
0	0.239	422.11	317.88	24.69%	0.01633	0.00407	0.25
4	0.372	610.42	484.01	20.71%	0.02311	0.05441	2.353

Также благодаря углу 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.

Сравнение полученных значений коэффициентов сопротивления и подъемной силы с экспериментальными данными [6] представлено на рис. 8. Результаты качественно схожи. Отклонения от эксперимента можно объяснить тем, что, как уже упоминалось, точная форма ГЛА неизвестна.

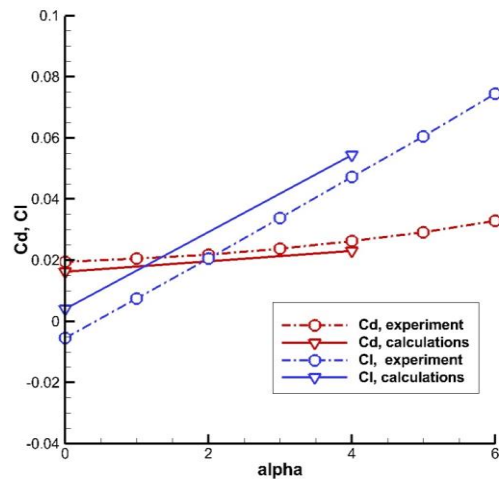


Рис. 8. Сила сопротивления, подъемная сила, сравнение с экспериментальными данными

3.2. Влияние вложения энергии перед носовой частью модели

Теперь рассмотрим результаты расчетов при наличии перед носом модели области вложения энергии.

При энерговложении перед телом в случае всех трех вариантов расположения области структура течения существенно изменяется (рис. 9). Рядом с областью энерговложения образуются отходящие от нее ударные волны. Фронт головной ударной волны изменяется под воздействием следа, образующегося за областью вложения энергии. В пространстве между областью вложения энергии и головной частью тела образуется область с пониженным по сравнению с набегающим потоком давлением. Ослабление головной ударной волны в случае центрального расположения области приводит к уменьшению сопротивления приблизительно на 12% и увеличению аэродинамического качества на 6%. Изменяется угол наклона головной ударной волны, благодаря чему она подходит ближе к передней кромке воздухозаборника, что позволяет ему захватывать большую часть потока. Поскольку энерговложение снижает интенсивность головной ударной волны, скорость, следовательно, и давление торможения потока, входящего в воздухозаборник, выше, чем в случае без энерговложения.

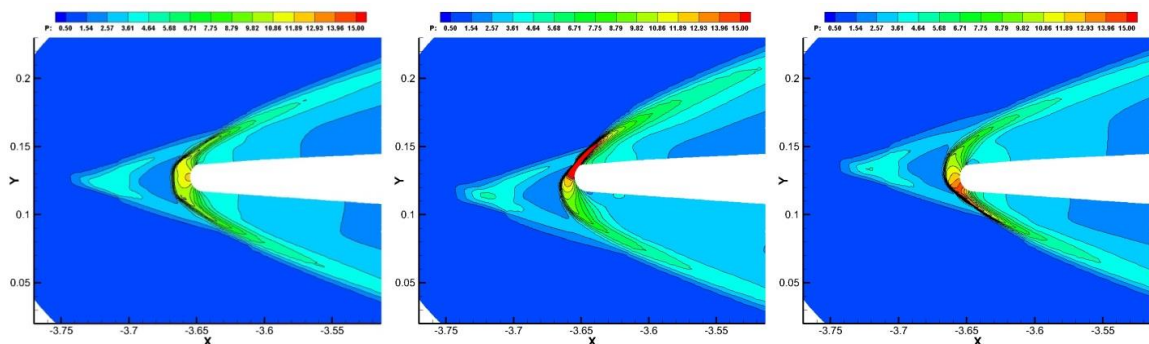


Рис. 9. Распределение давления на носовой части, слева направо варианты расположения области энерговклада – 1 (center), 2 (down), 3 (up), сечение $z = 0.01$, $\alpha = 0^\circ$

Таблица 2

Параметры течения в воздухозаборнике при обтекании с энерговложением 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)	$P_{0\text{ in}}$	$P_{0\text{ out}}$	$(P_{0\text{ in}} - P_{0\text{ out}}) / P_{0\text{ in}}$	C_D	C_L	K
0	0.239	422.11	317.88	24.69%	0.01633	0.00407	0.25
1 (center)	0.294	627.95	421.25	32.92%	0.01431	0.00382	0.266
2 (down)	0.258	563.07	406.38	27.83%	0.01479	0.00319	0.216
3 (up)	0.300	624.74	430.77	31.05%	0.01456	0.00427	0.293

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

Проведем сравнение между первым (центральным) и третьим (сдвинутом вверх) вариантами расположения. 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. Также сдвиг влияет и на структуру головной ударной волны, так, что на нижней части носа повышается давление (рис. 9, правый). Это заметно повышает подъемную силу, но несколько увеличивает сопротивление. В итоге получаем увеличение аэродинамического качества.

Теперь сравним первый (центральный) и второй (сдвинутый вниз) варианты расположения. В данном случае эффект практически полностью обратный. При сдвиге области вниз 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 энерговложения представляет собой довольно сложную задачу и требует дальнейших исследований.

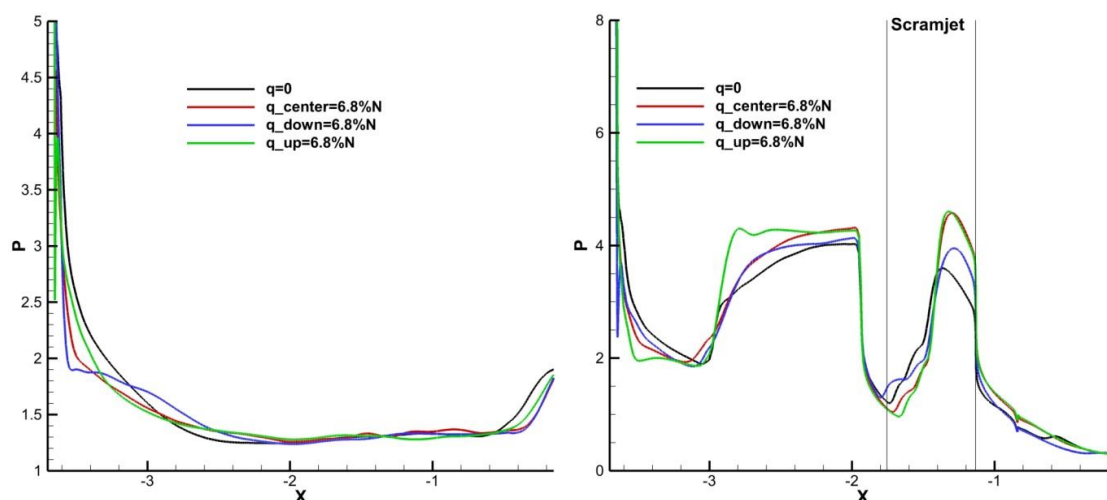


Рис. 10. Графики давления на верхней (слева) и нижней (справа) поверхностях модели, сечение $z = 0.01$, $\alpha = 0^\circ$

3.2. Влияние вложения энергии в воздухозаборнике

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

Как видно из рис. 11, 12 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. Рассматривая интегральные характеристики течения в двигателе (табл. 3), можно прийти к выводу, что получен близкий к нерасчетному режим работы воздухозаборника. Дальнейшее исследование по данной тематике планируется провести в последующих работах.

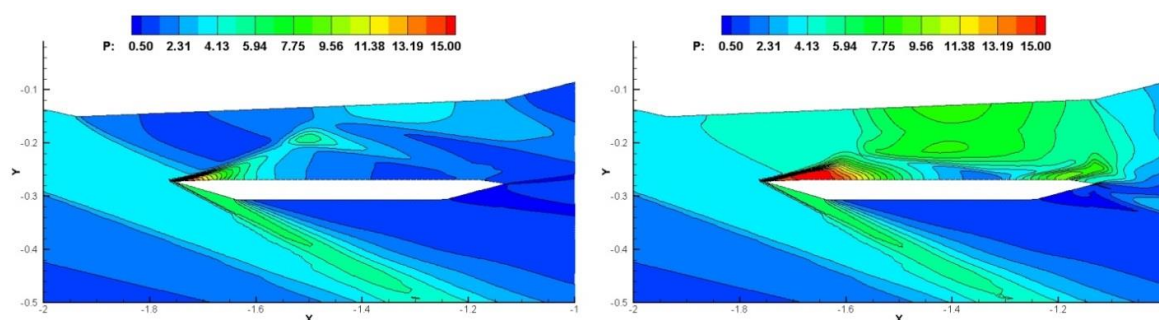


Рис. 11. Течение в двигательной установке, слева распределение давления при обтекании невозмущенным потоком, справа – с вложением энергии в двигатель, сечение $z = 0.01$, $\alpha = 0^\circ$

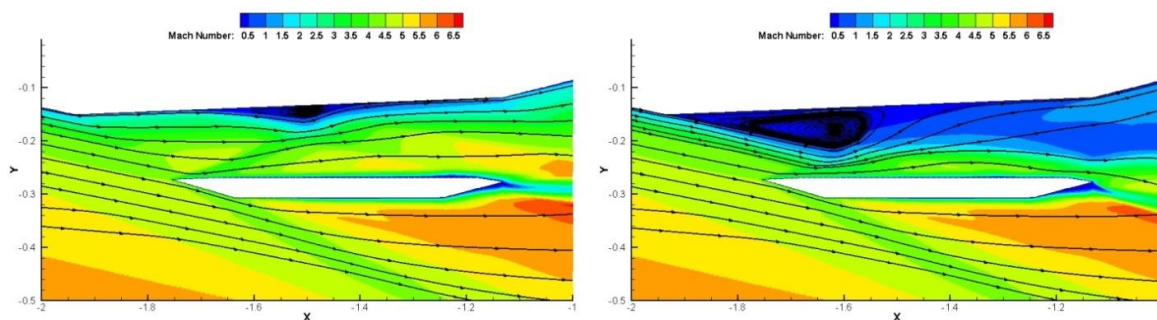


Рис. 12. Течение в двигательной установке, слева распределение чисел Маха при обтекании невозмущенным потоком, справа – с вложением энергии в двигатель, сечение $z = 0.01$, $\alpha = 0^\circ$

Таблица 3

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

q	$P_{o \text{ in}}$	$P_{o \text{ out}}$	$(P_{o \text{ in}} - P_{o \text{ out}}) / P_{o \text{ in}}$	C_D	C_L
0	422.11	317.88	24.69%	0.01633	0.00407
q_{max}	330.84	130.18	60.65%	0.01457	0.01064

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, получен нерасчетный режим работы двигателя.

Список литературы

1. E.G. Prisell, The Feasibility of the Scramjet; an Analysis Based on First Principles // 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2006, pp. 1-14.
2. C.R. McClinton, 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.
3. D.E. Reubush, L.T. Nguyen, V.L. Rausch, Review of X-43A Return to Flight Activities and Current Status // AIAA 2003-7085. 2003. 12 p.
4. J.P. Drummound, M. Bouchez, C.R. McClinton, Overview of NATO Background on Scramjet Technology // NATO report. 2002.
5. L.D. Huebner, K.E. Rock, E.G. Ruf, D.W. Witte and E.H. Andrews, 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>
6. W.C. Engelund, S.D. Holland, C.E. Cockrell et al., Propulsion System Airframe Integration Issues and Aerodynamic Database Development for the Hyper-X Flight Research Vehicle // ISOABE 99-7215. 1999. 12 p.
7. X-43A Hypersonic Experimental Vehicle – Artist Concept in Flight. NASA Photo: ED99-45243-01. <http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/photo/index.html>
8. Г.И. Мишин, А.И. Климов, А.Ю. Гридин, Продольный электрический разряд в сверхзвуковом потоке газа // Письма в ЖТФ. 1992. Т.18. Вып.15. с.86–92.
9. В.М. Фомин, А.В. Лебедев, А.И. Иванченко, Пространственные энергетические характеристики электрического разряда в сверхзвуковом газовом потоке // ДАН. 1998. Т.361, 1, с.58–60.
10. Л.П. Грачев, И.И. Есаков, К.В. Ходатаев, Стримерный СВЧ разряд в сверхзвуковом потоке воздуха // ЖТФ, 1999, Т.69, 11, с.14–18.
11. Yu.F. Kolesnichenko, V.G. Brovkin, O.A. Azarova, V.G. Grudnitsky, V.A.Laskov, I.Ch. Mashek, MW energy deposition for aerodynamic application // 41st Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 6–9 Jan. 2003 // AIAA Paper 2003-361. 11p.
12. П.К. Третьяков, А.Ф. Гаранин, Г.Н. Грачев, В.Л. Крайнев, А.Г.Пономаренко, А.И. Иванченко, В.И. Яковлев, Управление сверхзвуковым обтеканием тел с использованием мощного оптического пульсирующего разряда // ДАН. 1996. Т.351, 3.

13. S.Leonov, V.Bityurin, A.Yuriev, S.Pirogov, B.Zhukov, 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. П.Ю. Георгиевский, В.А. Левин, Сверхзвуковое обтекание тел при наличии внешних источников тепловыделения // Письма в ЖТФ. 1988. Т.14. Вып.8. с.684–687.
15. П.Ю. Георгиевский, В.А. Левин, Управление обтеканием различных тел с помощью локализованного подвода энергии в сверхзвуковой набегающий поток // Изв. РАН. МЖГ. 2003. № 5. С.154 – 167.
16. O. Azarova, D. Knight, Y. Kolesnichenko, Pulsating stochastic flows accompanying microwave filament/supersonic shock layer interaction // Shock Waves (2011) 21:439–450, DOI 10.1007/s00193-011-0319-x.
17. А.Е. Луцкий, Я.В. Ханхасаева, Трехмерная задача обтекания модели летательного аппарата при активном воздействии на поток // Математические заметки СВФУ. 2015. Т. 22. № 2. С. 83-91.
18. В.Е. Борисов, И.Ю. Кудряшов, А.Е. Луцкий, 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>
19. В.Е. Борисов, А.Е. Луцкий, 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>
20. А.Л. Железнякова, С.Т. Суржиков, На пути к созданию модели виртуального ГЛА. I. – М.: ИПМех РАН, 2013. – 160 с.
21. А.Е. Луцкий, А.В. Северин, Численное исследование обтекания гиперзвукового летательного аппарата Х-43 с применением адаптивных сеток // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2016. № 102. 24 с.
<http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2016-102>
22. А.Л. Железнякова, С.Т. Суржиков, Применение метода расщепления по физическим процессам для расчета гиперзвукового обтекания пространственной модели летательного аппарата сложной формы // ТВТ, 2013. Том 51. No 5. С. 1–15.