

# ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ НА ВХОДЕ В СВЕРХЗВУКОВОЙ ВОЗДУХОЗАБОРНИК ВНЕШНЕГО СЖАТИЯ ПРИ ЭНЕРГОПОДВОДЕ В НАБЕГАЮЩИЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ ПОТОК

---

Сергей Юрьевич ПИРОГОВ родился в 1973 г. в городе Нолинске Кировской области. Доцент ВКА имени А.Ф. Можайского. Кандидат технических наук. Основные научные интересы — в области вычислительной аэродинамики, управления обтеканием. Автор 40 научных работ. E-mail:kafedra17@rambler.ru

Sergey Yu. PIROGOV, Ph.D., was born in 1973, in the Kirov Region. He is an Associate Professor at the Mozhaisky Military Space Academy. His major research interests are in computational aerodynamics as well as in flow control around bodies. He has published 40 technical papers. E-mail: kafedra17@rambler.ru

---

Анатолий Степанович ЮРЬЕВ родился в 1940 г. в городе Селидово Донецкой области. Профессор ВКА имени А.Ф. Можайского. Доктор технических наук, профессор. Основные научные интересы — в области вычислительной аэродинамики, управления обтеканием. Автор 115 научных работ. E-mail:jouriev@mail.ru

Anatoly S. YURIEV, D.Sci, was born in 1940, in the Donetsk Region. He is a Professor at the Mozhaisky Military Space Academy. His major research interests are in computational aerodynamics as well as in flow control around bodies. He has published 115 technical papers. E-mail: jouriev@mail.ru

---

Владимир Владимирович ТИПАЕВ родился в 1977 г. в городе Капустин Яр Астраханской области. Преподаватель ВКА имени А.Ф. Можайского. Кандидат технических наук. Основные научные интересы — в области вычислительной аэродинамики, управления обтеканием. Автор 25 научных работ. E-mail:tipvv@mail.ru

Vladimir V. TIPAYEV, Ph.D., was born in 1977, in the Astrakhan Region. He is a Lecturer at the Mozhaisky Military Space Academy. His major research interests are in computational aerodynamics as well as in flow control around bodies. He has published 25 technical papers. E-mail: tipvv@mail.ru

---

Алексей Сергеевич МАХРОВ родился в 1983 г. в городе Краснодаре. Адьонкт ВКА имени А.Ф. Можайского. Основные научные интересы — в области вычислительной аэродинамики, управления обтеканием. Автор трех научных работ. E-mail: acm-@mail.ru

Alexey S. MAKHROV, was born in 1983, in Krasnodar. He is a Postgraduate Student at the Mozhaisky Military Space Academy. His major research interests are in computational aerodynamics as well as in flow control around bodies. He has published 3 technical papers. E-mail: acm-@mail.ru

---

*Представлены результаты численного исследования влияния энергоподвода на ударно-волновую структуру во входном устройстве внешнего сжатия на расчетном режиме работы. Показано, что энергоподвод в набегающем невозмущенном потоке может использоваться для изменения ударно-волновой структуры, возникающей на входе во входное устройство на расчетном режиме работы.*

*Numerical investigation results are presented to demonstrate an influence of energy supply on a shock-wave structure in external-compression inlet for its nominal operation mode. It is shown that energy supply into incoming undisturbed supersonic flow can be used to change shock-wave structure arising in the inlet under the nominal operation mode.*

**Ключевые слова:** ударно-волновая структура, входное устройство, энергоподвод, метод Годунова.

**Key words:** shock-wave structure, inlet, energy supply, Goudunov method.

## Введение

Выполненные в конце 80-х и начале 90-х годов прошлого века исследования показали, что традиционными путями достижение высокого аэродинамического качества и низкого лобового сопротивления гиперзвуковых ЛА (ГЛА) невозможно из-за

высокого уровня силового и теплового нагружения, а также в связи с необходимостью обеспечения большого внутреннего объема для размещения топлива, оборудования, экипажа и т.д.

Одним из перспективных способов решения данной проблемы является управление обтеканием

(УО), которое подразумевает целенаправленное воздействие на поток, обтекающий ЛА, с целью его перестройки и улучшения аэродинамических характеристик ЛА. Недостатки известных способов управления обтеканием (механических — аэродинамические иглы, планки и т.д.; газодинамических — струи) обусловили разработку энергетического способа управления обтеканием, основанного на создании в набегающем на ЛА потоке областей пониженной плотности с помощью направленного электромагнитного излучения СВЧ оптического диапазона [1]. Как отмечается в ряде опубликованных работ отечественных и зарубежных исследователей, в настоящее время нет никаких сомнений, что энергетические методы управления обтеканием с помощью энергоподвода являются эффективным методом снижения лобового сопротивления носовых частей, несущих поверхностей (крыльев и др.) сверх- и гиперзвуковых ЛА [1–5]. Однако считается, что применение энергоподвода для управления течением на входе в воздухозаборник таких ЛА в настоящее время изучено ещё недостаточно [2–5].

Для высокоскоростных ЛА при полёте на скорости, соответствующей числам  $M > 3$ , предпочтение отдаётся использованию воздухозаборников смешанного сжатия, характеризующихся сложной ударно-волновой структурой [6]. Известно также, что незначительные неоднородности потока на входе в такой воздухозаборник могут приводить к существенной перестройке течения на входе и внутри его каналов. Поэтому вопросы влияния энергоподвода в набегающий невозмущённый поток на входное течение в сверх- и гиперзвуковых воздухозаборниках являются актуальными при определении перспектив развития ГЛА [7].

### Математическая модель сверхзвукового обтекания воздухозаборника

В настоящее время для численного исследования течений газа в воздухозаборниках используются следующие основные методы [6]:

- методы, основанные на решении полной системы уравнений Эйлера и аналогичной системы с привлечением положений теории пограничного слоя;
- методы, основанные на решении системы уравнений Навье—Стокса, которая позволяет учитывать вязко-невязкое взаимодействие.

Применение методов, основанных на решении системы уравнений Навье—Стокса, в настоящее время, по оценке специалистов, затруднено вследствие отсутствия адекватных замыкающих моделей. В то же время применение таких систем уравнений значительно усложняет алгоритмы и увеличивает

время решения, поэтому на начальном этапе исследование взаимодействия энергетических систем управления обтеканием с входными устройствами сверх- и гиперзвуковых ЛА целесообразно выполнять на базе системы уравнений Эйлера.

В соответствии с выбранной физической моделью ее математическое описание строится на базе полной системы уравнений газовой динамики, включающей уравнение неразрывности для основного потока и уравнения движения (уравнения Эйлера) и сохранения энергии, записанного в декартовой системе координат [8]:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = f, \quad (1)$$

где

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix}; F = \begin{bmatrix} \rho u \\ p + \rho u^2 \\ \rho uv \\ (e + p)u \end{bmatrix}; G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ p + \rho v^2 \\ (e + p)v \end{bmatrix}; f = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ q \end{bmatrix};$$

$t$  — время;

$x, y$  — продольная и радиальная оси декартовой системы координат;

$u, v$  — проекции вектора скорости на соответствующие оси декартовой системы координат;

$\rho$  — плотность газа;

$p$  — давление газа;

$e = \rho \left( \varepsilon + \frac{w^2}{2} \right)$  — сумма удельных внутренней и

кинетической энергий газа;

$w$  — полная скорость газа.

Замыкает систему уравнений (1) уравнение состояния для идеального газа:

$$\varepsilon = \frac{1}{k-1} \frac{p}{\rho}. \quad (2)$$

где  $k$  — показатель адиабаты.

В системе уравнений (1), записанной в безразмерном виде, давление, плотность, скорости, энергия и линейные размеры были отнесены соответственно к  $p, w, w^2, \rho w^2$  и характерному размеру тела  $h$  (размеру входного сечения тела), а время —

к характерному времени  $\tau = \frac{h}{w_\infty}$ .

Энергоподвод учитывался в уравнении (1) в виде слагаемого в правой части уравнения сохранения энергии — удельной мощности энергопод-

вода  $q$ , равной нулю вне области энерговыделения  $\Omega$ . Математическая модель сверхзвукового обтекания воздухозаборника дополнена соответствующими начальными и граничными условиями. Опыт расчета сверхзвукового обтекания воздухозаборника показывает, что в качестве начальных условий целесообразно задавать параметры невозмущенного набегающего потока (НП) во всей расчетной области (рис. 1):

$$p = p_{\infty}; r = r_{\infty}; u = u_{\infty}; v = v_{\infty}. \quad (3)$$

На поверхностях обтекаемого тела задаются параметры «непротекания», т.е. равенство нулю нормальной составляющей вектора скорости:

$$V_n = 0. \quad (4)$$

На входной левой границе задаются параметры НП, не изменяющиеся в процессе всего расчета. На верхней границе давление приравнивается к давлению НП, а для остальных границ и параметров задаются «мягкие» граничные условия, т.е. равенство нулю первой производной по нормали к границе:

$$\frac{\partial U}{\partial n} = 0. \quad (5)$$

Для численного интегрирования системы уравнений Эйлера в настоящее время применяются различные методы. В силу своей высокой надежности и универсальности широкое распространение получил метод Годунова и его модификации повышенного порядка точности [9—13]. Применение этого метода позволяет правильно описывать сложные ударно-волновые структуры, когда скорость потока дозвуковая, а интенсивность скачков уплотнения невелика.

### Численное исследование течения в сверхзвуковом воздухозаборнике

На первоначальном этапе была выполнена серия тестовых расчетов обтекания сверхзвукового воздухозаборника внешнего сжатия, позволившая убедиться в адекватности выбранной физической и математической модели и разработанной программы.

Расчеты проводились для чисел Маха набегающего потока от 2 до 4, а в качестве основного расчетного режима был выбран режим  $M = 3$ . Некоторые результаты расчетов представлены ниже.

На рис. 2 показаны газодинамические картины (поля чисел Маха), а также линии тока на докритическом, расчетном и сверхкритическом режимах работы воздухозаборника.

Анализ результатов расчета показывает, что на расчетном режиме получается классическая картина обтекания сверхзвукового воздухозаборника внешнего сжатия. Косые скачки уплотнения собираются в точке в районе верхней обечайки (губы) воздухозаборника. Перед входом в воздухозаборник формируется висячий прямой скачок уплотнения, на котором наблюдается переход от сверхзвуковых к дозвуковым скоростям.

В тракте воздухозаборника дозвуковой поток снова разгоняется до звуковой скорости и в области горла достигает звуковой скорости. Затем поток ускоряется до сверхзвуковых скоростей.

На докритическом режиме перед входом в тракт воздухозаборника формируется «выбитый» прямой скачок уплотнения. Ударно-волновая картина в общих чертах соответствует ударно-волновой картине на реальных воздухозаборниках в случае нерасчетного докритического режима. При этом в тракте воздухозаборника формируется картина, аналогичная картине при расчетном режиме, т.е. газ сначала разгоняется до звуковой скорости, а затем

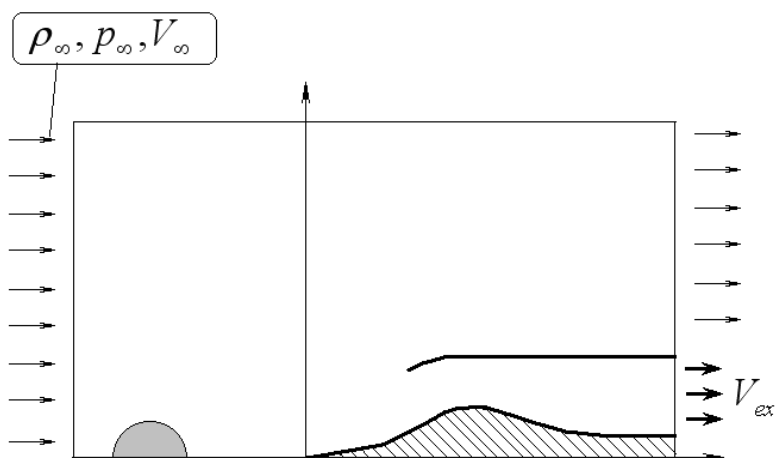


Рис. 1. Схема расчетной области и особенности задания граничных и начальных условий

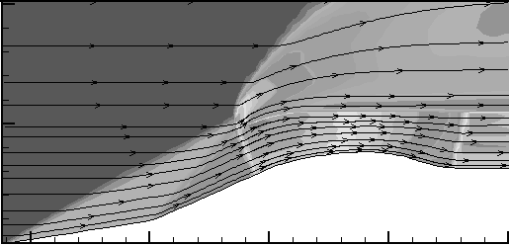
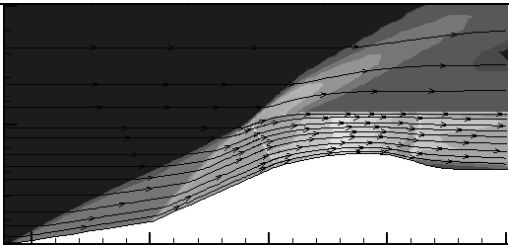
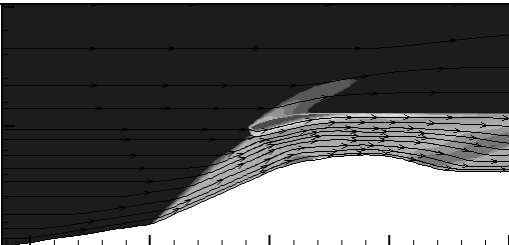
	<p>а) докритический режим работы  <math>M_{расч}=3; M_{\infty}=2.7;</math></p>
	<p>б) критический (расчетный) режим работы  <math>M_{расч}=3; M_{\infty}=3;</math></p>
	<p>в) сверхкритический режим работы  <math>M_{расч}=3; M_{\infty}=3.5;</math></p>

Рис. 2. Некоторые результаты расчета течения во входном устройстве внешнего сжатия на различных режимах

и до сверхзвуковой в расширяющейся части тракта воздухозаборника.

На сверхкритическом режиме косые скачки уплотнения собираются в точке, которая находится ниже губы воздухозаборника, в результате происходит нарушение однородности потока на входе в воздухозаборник. Часть газа прошла через систему косых скачков уплотнения и обладает большим запасом механической энергии, а часть газа прошла через прямой скачок уплотнения вблизи губы воздухозаборника. Такая картина инициирует возникновение зоны возвратного течения за прямым скачком уплотнения, что и видно на картинах обтекания.

Далее в тракте воздухозаборника происходит образование сложной многоскачковой ударно-волновой структуры, которая простирается по всей длине тракта воздухозаборника. Эта ударно-волновая структура обусловлена искривлением тракта, а также многочисленными отражениями и переотражениями скачков уплотнения. Таким образом, выполненные расчеты обтекания сверхзвукового воздухозаборника внешнего сжатия показали, что выбранные физические модели, разработанная программа и алгоритм расчета позволяют правильно рассчитывать параметры и обтекание воздухозаборника.

На следующем этапе исследования были проведены расчеты обтекания сверхзвукового воздухозаборника внешнего сжатия на расчетном режиме при непрерывном энергоподводе в невозмущенный поток. При этом в качестве примеров рассматривались влияния мощности энергоподвода и размеров области энергоподвода на течение при входе в воздухозаборник.

*Исследование влияния мощности энергоподвода*

Мощность энергоподвода оценивается его безразмерным показателем  $\bar{I}$ , который представляет собой отношение размерной тепловой мощности, подведенной в область энергоподвода  $\Omega$ , к мощности набегающего потока, проходящего через площадь входа в воздухозаборник:

$$\bar{I} = \frac{2I}{\rho V^3 / S}, \tag{6}$$

где  $I = \int_{\Omega} q dS = q\Omega$ , , так как  $q = \text{const}$ .

В процессе вычислений  $\bar{I}$  варьировалась в диапазоне 0,005—0,1.

На рис. 3,а—г показано изменение картины обтекания носовой части воздухозаборника внеш-

ного сжатия при изменении мощности энергоподвода. При мощности  $\bar{I} = 0,005 \div 0,02$  энергоподвод изменяет течение в области присоединения прямого скачка уплотнения к внутренней поверхности воздухозаборника.

Под действием положительного градиента давления и наличия области пониженных чисел Маха возникает отрывная зона. Однако положение косых скачков уплотнения и прямого скачка не меняются. При дальнейшем увеличении мощности энергоподвода происходит существенное изменение

картины обтекания. Отрывная зона, которая возникает в месте присоединения прямого скачка, увеличивается настолько, что выходит вперед и приводит к возникновению мощного косого скачка уплотнения. При этом точка пересечения расчетных косых скачков уплотнения исчезает. Таким образом, даже незначительный энергоподвод перед воздухозаборником может привести к существенной перестройке ударно-волновой структуры на входе.

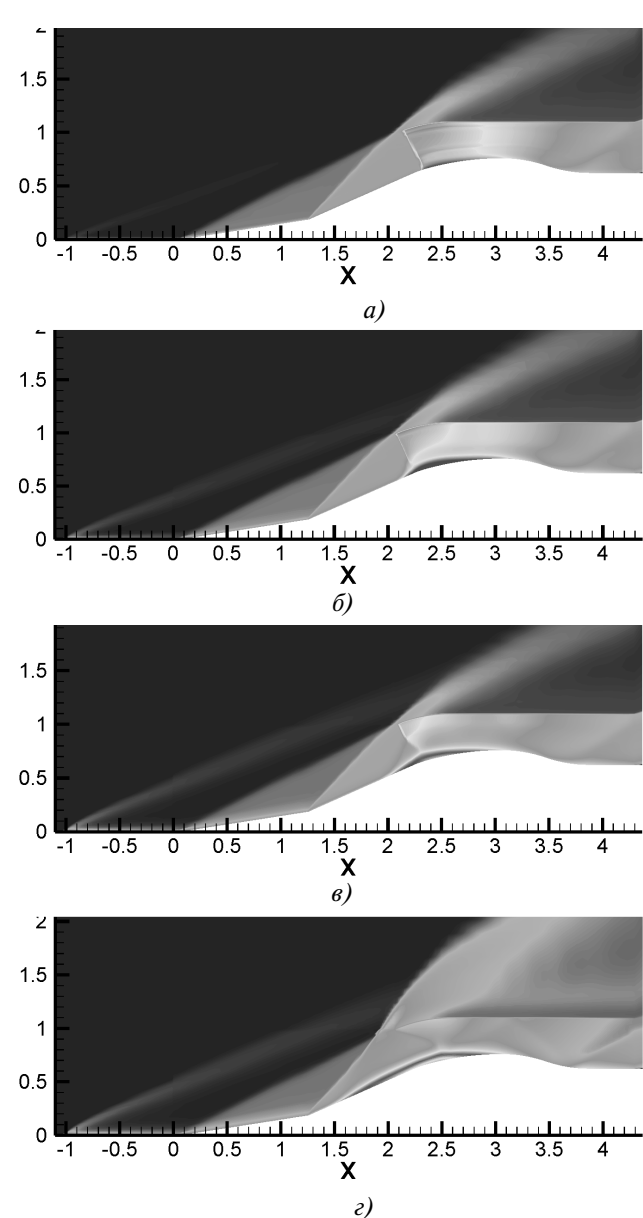


Рис. 3. Поля чисел Маха при обтекании сверхзвукового воздухозаборника внешнего сжатия на расчетном режиме при непрерывном энергоподводе в сверхзвуковой набегающий поток. ( $M_\infty = 3$ ,  $M_{\text{расч}} = 3$ ):  
 а —  $\bar{I} = 0,005$ ; б —  $\bar{I} = 0,015$ ;  
 в —  $\bar{I} = 0,025$ ; з —  $\bar{I} = 0,03$

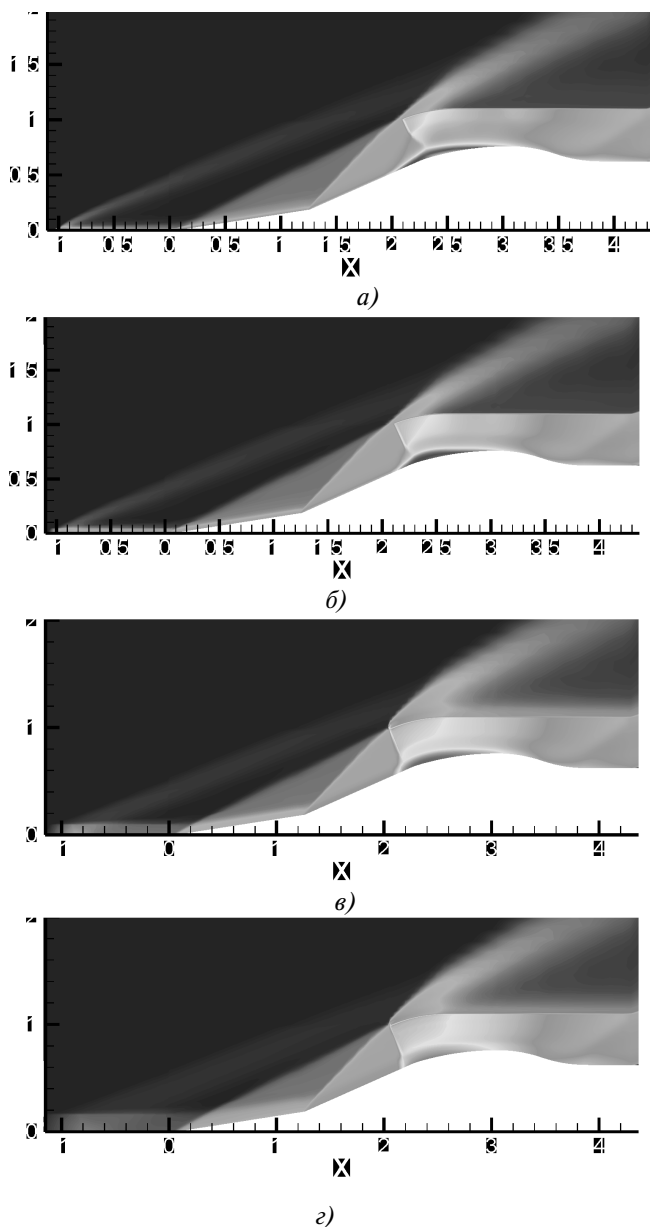


Рис. 4. Поля чисел Маха при обтекании сверхзвукового воздухозаборника внешнего сжатия на расчетном режиме при непрерывном энергоподводе в сверхзвуковой набегающий поток ( $M_\infty = 3$ ,  $M_{\text{расч}} = 3$ ,  $\bar{I} = 0,025$ ):  
 а —  $r_{\text{эн}} = 0,07$ ; б —  $r_{\text{эн}} = 0,15$ ;  
 в —  $r_{\text{эн}} = 0,2$ ; з —  $r_{\text{эн}} = 0,25$

*Исследование влияния размеров области энергоподвода*

Далее исследовалось влияние размеров области энергоподвода на обтекание сверхзвукового воздухозаборника внешнего сжатия.

Относительное удаление энергоподвода варьировалось в диапазоне 0,5—3. В этом случае мощность энергоподвода не менялась, а изменялся радиус зоны энергоподвода  $r_{\text{эл}}$ .

Как известно, при фиксированной мощности и увеличении размеров области энергоподвода в следе за энергоподводом происходит увеличение местных чисел Маха и поток становится более равномерным. Это обстоятельство также существенно сказывается на течении в воздухозаборнике.

Как видно из рис. 4,  $a—z$ , при постепенном увеличении размеров области энергоподвода, характеризующейся безразмерным радиусом  $r_{\text{эл}}$ , циркуляционная зона, образующаяся в месте присоединения прямого скачка уплотнения, начинает уменьшаться и в последующем исчезает.

Воздействие энергоподвода проявляется только в незначительном изменении угла наклона части прямого скачка уплотнения, который попадает в след от энергоподвода.

**Выводы**

1. При энергоподводе во внешний набегающий поток даже незначительный по мощности энергоподвод способен существенно изменять картину обтекания воздухозаборника. При этом происходит нарушение расчетной картины обтекания.
2. При увеличении размеров области энергоподвода его влияние на картину обтекания сверхзвукового воздухозаборника снижается.
3. На основании выполненных численных исследований можно сделать вывод, что наибольшее воздействие на течение в воздухозаборнике оказывают не размеры области тепловой неоднородности, а степень неоднородности. Чем меньше размеры области энергоподвода, чем выше мощность энергоподвода, тем интенсивнее влияние энергоподвода на течение на входе в воздухозаборник. Следовательно, способы энергоподвода, предполагающие создание протяженных плазменных образований или каналов перед воздухозаборниками, могут эффективно использоваться для изменения картины течения.

**Библиографический список**

1. *Chernyi G.* The impact of electromagnetic energy addition to air near the flying body on its aerodynamic characteristics. «Second Workshop on WIG», Proceeding,

Norfolk, V, A, April 24-25, 1998. // Chernyi G. Energy release effect in areas of electric discharge near bodies in airflow. «Eight All-Russian Congress on Theoretical and Applied Mechanics», August 23-29, 2001 / Perm, Russia, p. 594.

2. *Bormotova T.A., Golub V.V., Volodin V.V.* Comparison of Efficiency of Mechanical and Thermal Correction of Scramjet Intake. // The Fourth Workshop on Magnetoplasma Aerodynamics for Aerospace Applications. Moscow 9 — 11 April, pp. 112 — 116.

3. *Macheret, S.O., SImcider, M.N., and Miles. R.B.*, «Scramjet Inlet Control by Off-Body Energy Addition: a Virtual Cowl.» AIAA Paper 2003-0032, 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 6-9 January 2003, Reno, NV.

4. *Лапушкина Т.А., Бобашев С.В., Васильева Р.В., Ерофеев Л.В., Поняев С.А., Сахаров В.А, Ван Д. Ви.* Воздействие электрического и магнитного полей на конфигурацию входных скачков в диффузоре // ЖТФ. 2002. Т. 72. № 4. С.23—31.

5. *Kaminaga S., Tomioka S., Yamasaki H.* Performance of Scramjet Engine with MHD Energy Bypass System, Proc. Asian Joint Conf. on Propulsion and Power, AJCPP2005-22144, 2005.

6. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. — М.: Физматлит, 1998. — С.237 — 275.

7. *Иванюшкин А.К., Коротков Ю.В., Николаев А.В.* Некоторые особенности интерференции скачков уплотнения с аэродинамическим следом за телом // Ученые записки ЦАГИ. Т. XX, Ко 5, 1989.

8. *Мельников А.П., Сычев И.А., Филиппов Н.Ф.* Курс газогидродинамики. — Л.: ЛВИККА, 1965. — С. 713—718, 676—678.

9. *Годунов С.К.* Разностный метод численного расчета разрывных решений уравнений гидродинамики // Матем. сб. 1959. Т.47 (89). №3. С. 271—306.

10. *Колган В.П.* Применение принципа минимальных значений производной к построению конечно-разностных схем для расчета разрывных решений газовой динамики // Ученые записки ЦАГИ. 1972. Т.3. №6.

11. *Киреев В.И., Вайновский А.С.* Численное моделирование газодинамических течений. — М.: Изд-во МАИ, 1991.

12. *Иванов М.Я., Нигматуллин Р.З.* Неявная схема С.К. Годунова повышенной точности для численного интегрирования уравнений Эйлера // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1987. Т. 27. № 11. С. 1725—1735.

13. *Иванов М.Я., Крупа В.Г., Нигматуллин Р.З.* Неявная схема С.К. Годунова повышенной точности для интегрирования уравнений Навье—Стокса // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1989. Т. 29. № 6. С. 889—901.

Московский авиационный институт  
Статья поступила в редакцию 20.02.2009

Сдано в набор 9.06.09. Подписано в печать 30.06.09.  
Бумага офсетная. Формат 60×84 1/8. Печать офсетная.  
Усл. печ. л. 18,6. Уч.-изд. л. 20,0. Тираж 170 экз.  
Заказ 4284/260.

Издательство МАИ-ПРИНТ  
(МАИ), Волоколамское ш., д. 4, Москва, А-80, ГСП-3 125993  
Типография Издательства МАИ  
(МАИ), Волоколамское ш., д. 4, Москва, А-80, ГСП-3 125993