
УДК 533.6.011.5+533.697.2

Изменение характеристик сверхзвукового воздухозаборника при воздействии высокотемпературных образований создаваемых в набегающем потоке

А.С. Махров, С.Ю. Пирогов

Аннотация

В статье представлены результаты численного исследования влияния высокотемпературных образований на ударно-волновую структуру сверхзвукового воздухозаборника внешнего сжатия. Показано, что импульсно-периодический энергоподвод может изменять ударно-волновую структуру и характеристики воздухозаборника.

Ключевые слова

летательный аппарат; воздухозаборник; высокотемпературное образование; ударно-волновая структура; метод Годунова.

Одним из перспективных способов значительного снижения лобового сопротивления и достижения высокого аэродинамического качества воздушно-космического самолета и других типов летательных аппаратов (ЛА) в широком диапазоне полетных чисел Маха является управление обтеканием, которое подразумевает целенаправленное воздействие на поток, обтекающий корпус ЛА. Такое воздействие может осуществляться как механическими, газодинамическими средствами, так и при помощи высокотемпературных образований, создаваемых в потоке воздуха, обтекающем ЛА, с помощью подвода энергии различного рода (лазерное излучение, СВЧ-излучение, пучки заряженных частиц и т.д.).

Использование направленного подвода энергии для задач управления обтеканием и аэродинамическими характеристиками ЛА получило название «энергетический способ

управления обтеканием». Основная идея энергетического способа управления обтеканием заключается в создании в набегающем потоке тепловых неоднородностей (рис. 1), которые приводят к перестройке картины обтекания корпуса ЛА и изменению аэродинамических характеристик (рис. 2) [1]. В настоящее время доказано, что использование энергоподвода позволяет существенно снижать аэродинамическое сопротивление корпуса ЛА, движущегося со сверх- и гиперзвуковыми скоростями в атмосфере.

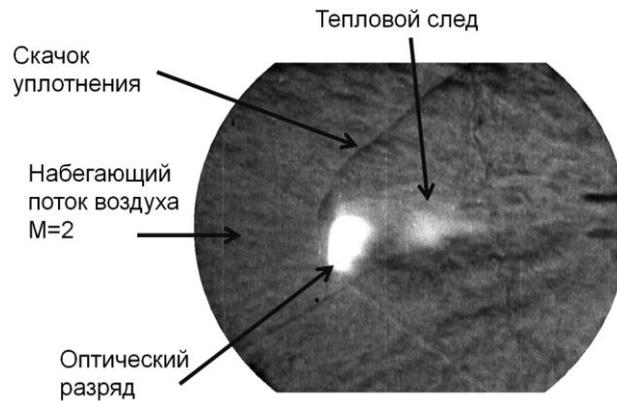
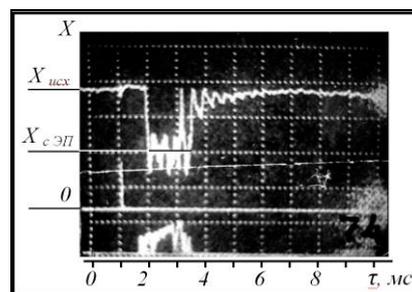
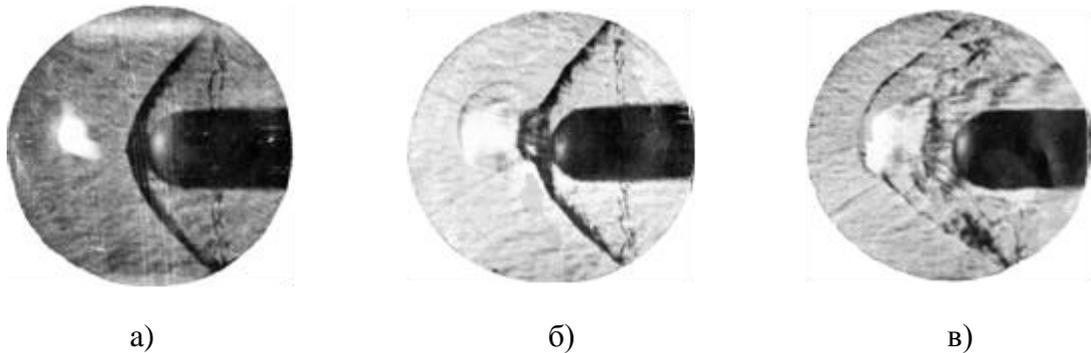


Рисунок 1 – Пример локализации лазерного оптического разряда в сверхзвуковом потоке воздуха и формирования протяженного высокотемпературного следа [1]



г)

Рисунок 2 – Взаимодействие оптического разряда со скачками уплотнения в сверхзвуковом потоке и осциллограмма изменения лобового сопротивления: а) начало оптического разряда; б) разрушение ударно-волновой структуры; в) формирование новой ударно-волновой

структуры; г) изменение силы лобового сопротивления при оптическом разряде $C_x^{op} \approx 50\% C_x^{исх}$.

Немалый интерес представляет влияние высокотемпературных образований на работу воздухозаборника, так как он является неотъемлемой частью двигательной установки и влияет на форму планера ЛА. Несмотря на достаточно обширные исследования по энергетическому способу управления обтеканием, влияние тепловых неоднородностей, создаваемых в набегающем потоке на обтекание, характеристики и устойчивость работы воздухозаборника двигательной установки ЛА в настоящее время изучено не достаточно [2, 3].

В данной работе представлены результаты численного исследования влияния тепловых неравномерностей, создаваемых с помощью импульсно-периодического энергоподвода, на параметры и характеристики сверхзвукового плоского воздухозаборника внешнего сжатия.

Наличие тепловых неравномерностей, создаваемых в потоке воздуха перед входом в воздухозаборник, существенно усложняет картину газодинамических процессов, протекающих как с внешней стороны, так и во внутреннем канале воздухозаборника. Это обусловлено тем, что тепловая неоднородность, обладающая повышенной температурой и пониженной плотностью, попадая на вход в воздухозаборник, вызывает трансформацию исходной газодинамической картины. Анализ газодинамических процессов, возникающих при взаимодействии тепловой неоднородности с воздухозаборником ЛА, позволил выявить основные физические процессы, которые обуславливают режим работы воздухозаборника. Основную роль при формировании ударно-волновой картины на входе в воздухозаборник и во внутреннем канале воздухозаборника играют силы давления и сжимаемость воздуха [4]. В тоже время термохимические, теплофизические и оптические процессы оказывают большое влияние на аэродинамический нагрев и трение, без их учета нельзя точно определить силы трения и тепловые потоки [5]. Учитывая, что в современных воздухозаборниках принимаются меры, исключая образование пограничных слоев, сильно влияющих на характер газодинамических процессов во внутреннем канале воздухозаборника, для исследования процессов обтекания воздухозаборника при энергоподводе в сверхзвуковой набегающий поток в первом приближении можно использовать модель невязкого нетеплопроводного идеального газа. Основанием для этого может служить тот факт, что результаты, полученные в рамках модели невязкого газа, для случаев расчета обтекания сверхзвуковым потоком воздухозаборников ЛА качественно хорошо согласуются с

результатами физического эксперимента, т.е. правильно отражают влияние определяющих параметров [6,7].

На основании вышесказанного физическая модель исследуемого процесса представляет собой плоское обтекание плоского воздухозаборника заданной формы потоком невязкого, нетеплопроводного, идеального газа, в который перед телом помещается объемный источник тепла заданной интенсивности и пространственно-временной формы рис.3.

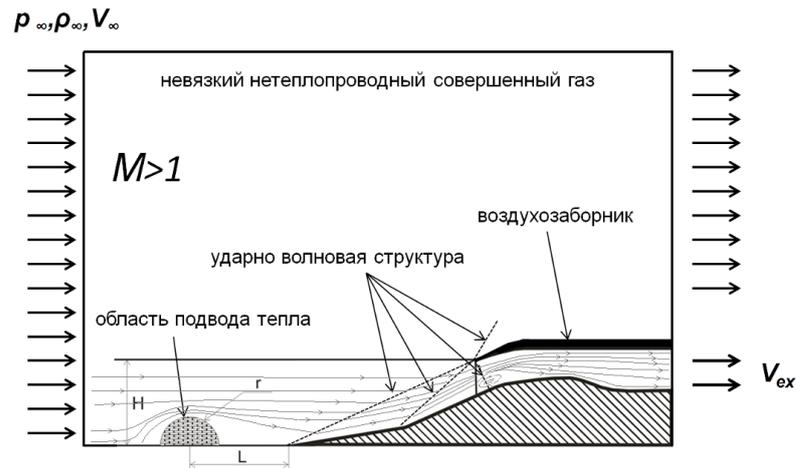


Рисунок 3 – Физическая модель обтекания воздухозаборника при тепловой неоднородности

Описание математической модели сверхзвукового обтекания воздухозаборника строится в соответствии с выбранной физической моделью 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:

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

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

t – время; x, y – продольная и поперечная оси декартовой системы координат; u, v – проекции вектора скорости на соответствующие оси декартовой системы координат; ρ – плотность газа; p – давление газа; w – полная скорость газа; k – показатель адиабаты; $e = \rho \left(\varepsilon + \frac{w^2}{2} \right)$ –

сумма удельных внутренней и кинетической энергий газа. Замыкает систему уравнений (1) уравнение состояния для идеального газа:

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

В системе уравнений (1), записанной в безразмерном виде давление, плотность, скорости, энергия и линейные размеры были отнесены соответственно к $\rho_\infty w_\infty^2$, ρ_∞ , w_∞ , w^2 , и характерному размеру тела H , а время – к характерному времени $\tau = \frac{H}{w_\infty}$. Все геометрические параметры энергоподвода приведены к H (рис. 3).

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

$$\bar{I} = \frac{2I}{\rho_\infty V_\infty^3 / S}, \quad (3)$$

где $I = \int_{\Omega} q d\Omega = q\Omega$, т.к. $q = const$, q – удельная мощность энергоподвода, Ω – область энергоподвода.

Математическая модель сверхзвукового обтекания воздухозаборника дополнена соответствующими начальными и граничными условиями. Опыт расчета сверхзвукового обтекания воздухозаборника показал, что в качестве начальных условий целесообразно задавать параметры невозмущенного набегающего потока во всей расчетной области [8].

Для решения системы уравнений движения газа использовался нестационарный метод С.К. Годунова 2-го порядка точности. Для определения потоков массы, импульса и энергии применялось решение задачи Римана о распаде одиночного разрыва [9].

Основные особенности влияния непрерывного энергоподвода на процессы внутреннего и внешнего обтекания воздухозаборника представлены в [4]. В данной работе исследовалось влияние импульсно-периодического энергоподвода, который помимо удельной энергии, размеров и формы области энергоподвода характеризуется частотой и относительным временем импульса или коэффициентом заполнения.

На основе этих параметров можно определить среднюю подводимую мощность энергоподвода:

$$\bar{I} = q \cdot \Omega \cdot \bar{n} \cdot D_\varepsilon, \quad (4)$$

где \bar{n} - частота энергоподвода (обезразмеренная относительно характерного времени задачи), D_ε - коэффициент заполнения (отношение времени энергоподвода к времени периода между импульсами).

Были выполнены численные исследования влияния импульсно-периодического энергоподвода на обтекание и характеристики воздухозаборника при постоянном значении $\bar{I} = 0,02$. Частота энергоподвода варьировалась в диапазоне от 0,01 – 100.

В качестве характеристики использовалась дроссельная характеристика воздухозаборника, представляющая собой зависимость коэффициента восстановления давления от коэффициента расхода [4].

Некоторые результаты численных расчетов обтекание воздухозаборника без энергоподвода и при импульсно-периодическом энергоподводе перед воздухозаборником представлены на рис.4.

В результате численных исследований было выявлено 3 характерных режима течения газа в воздухозаборнике, пример которых представлен на рис.4:

- высокочастотные колебания коэффициента восстановления давления и коэффициента расхода с незначительным повышением из средних значений;
- высокочастотные колебания коэффициента восстановления давления и коэффициента расхода с понижением их значений;
- низкочастотные колебания коэффициента восстановления давления и коэффициента расхода с большой амплитудой колебания значений.

На рис. 4а, 4б, 4в представлены графики изменения коэффициента расхода f и коэффициента восстановления давления воздухозаборника от времени которые рассчитывались по формулам:

$$f = \frac{\int_{S_{\text{вых}}} \rho V dS}{\rho_\infty w_\infty^2 F_{\text{ex}}}, \quad (5)$$

$$\sigma = \frac{1}{S_{\text{вых}}} \int_{S_{\text{вых}}} p_{0\text{вых}} / p_{0\infty} dS \quad (6)$$

где $S_{\text{вых}}$ - площадь выхода из воздухозаборника, $p_{0к}$ – давления торможения потока воздуха на выходе из воздухозаборника, $p_{0\infty}$ – давление торможения набегающего невозмущенного потока.

Ниже рис. 4г,4д,4е представлены соответствующие дроссельные характеристики указанных режимов.

Реализация того или иного режима определялась частотой и временем импульса. Так режимы 1 и 2 были получены при высоких частотах энергоподвода – более 10. В тоже время 3-й режим с высокой амплитудой колебаний параметров наблюдается только при низких частотах энергоподвода – не более 0,1.

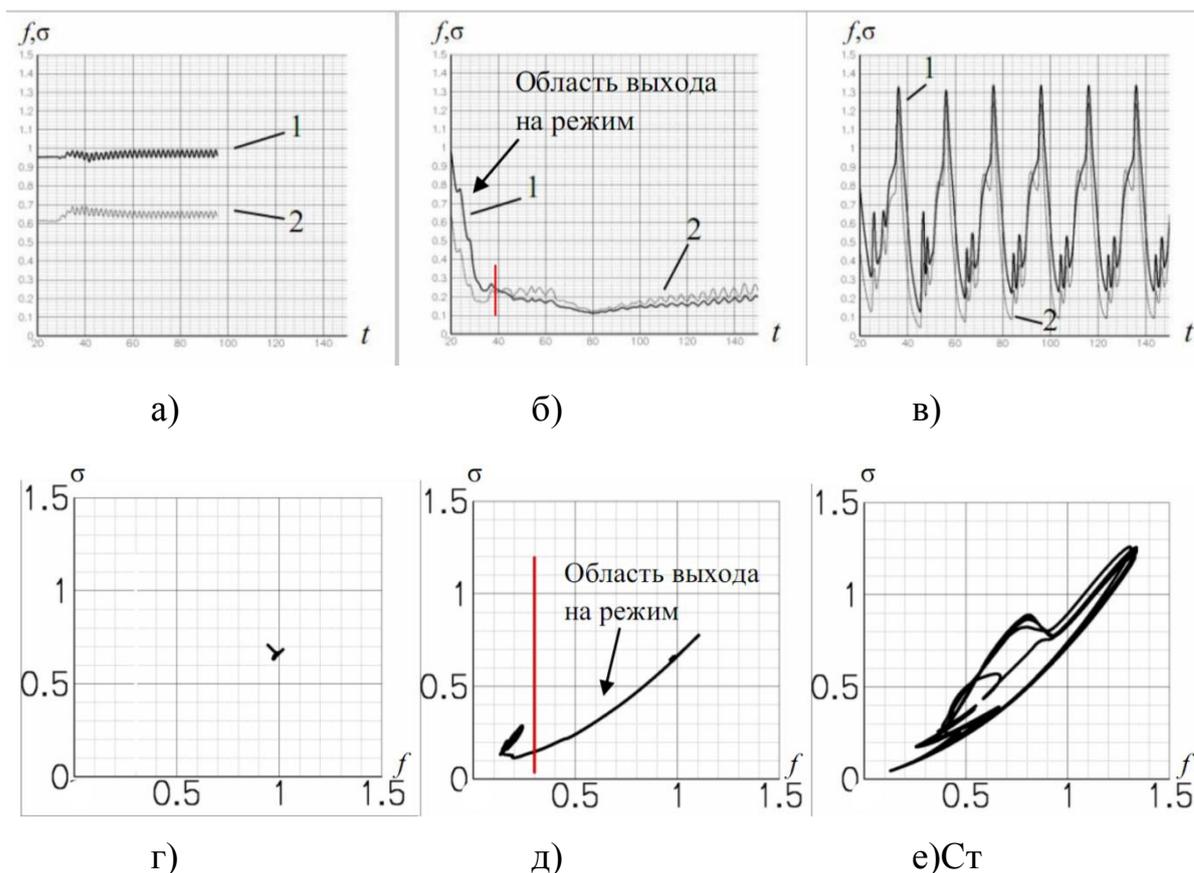


Рисунок 4 – Графики изменения $f(1)$ и $\sigma(2)$ за время t при импульсно периодическом энергоподводе ($L=1, r=0.02$) а) $M=3.2, n=1, \tau=0.04$; б) $M=3, n=3, \tau=0.001$; в) $M=3, n=0.1, \tau=0.001$; г), д), е) – соответствующие дроссельные характеристики за данный промежуток времени

Исходя из полученных результатов можно сделать вывод, что импульсно-периодический энергоподвод дает возможность реализовывать нестационарные и стационарные течения на входе в воздухозаборник, не характерные для расчетного режима полета. Импульсно-периодический энергоподвод позволяет увеличить диапазон устойчивой работы двигательной установки на нерасчетных режимах, но так же при определенной комбинации параметров энергоподвода может привести к срыву работы воздухозаборника. Применение импульсно-периодического и непрерывного энергоподвода позволяет управлять

параметрами воздухозаборника, изменяя при этом диапазон устойчивой работы как воздухозаборника, так и двигательной установкой в целом.

Библиографический список

1. Юрьев А.С., Пирогов С.Ю., Рыжов Е.В.. Управление обтеканием тел с использованием подвода лазерной энергии в высокоскоростные потоки газа.// Монография С. – Петербург, 2006. 159 с.
2. Macheret S.O., Slmcider M.N., 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.
3. Лапушкина Т.А., Бобашев С.В., Васильева Р.В., и др. Воздействие электрического и магнитного полей на конфигурацию входных скачков в диффузоре. ЖТФ, 2002, т. 72, № 4, С.23-31.
4. Юрьев А.С., Пирогов С.Ю., Типаев В.В., Ефименко В.Ю. Ударно-волновая структура на входе во входное устройство внешнего сжатия при энергоподводе в сверхзвуковой набегающий невозмущенный поток //Материалы VI международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях. С. – Петербург, 2006.368 с.
5. Хейз У.Д., Пробстин Р.Ф. Теория гиперзвуковых течений. – М.: Иностранная литература, 1962. 607с.
6. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С.Бюшгенса. – М.Наука. Физматлит. 1998. 816 с.
7. Белов И.А. Анализ результатов и обоснование моделирования обтекания тел с передней срывной зоной. – Л.: препринт ФТИ. 1353. 1989. 64 с.
8. Пирогов С.Ю., Махров А.С., Юрьев А.С., Типаев В.В. Численное моделирование течения на входе в сверхзвуковой воздухозаборник внешнего сжатия при энергоподводе в набегающий сверхзвуковой поток // Вестник МАИ. 2009 т.1 № 3.С.27-34.
9. Годунов С.К. Разностная схема для двумерных нестационарных задач газовой динамики и расчет обтекания с отошедшей ударной волной.// ЖВМ и МФ. 1961. т.1, №6.С.1020-1050.

Сведения об авторах

Махров Алексей Сергеевич, адъюнкт Военно-космической академии имени
А.Ф. Можайского,

Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского, Ждановская наб., 13, С.-Петербург,
125993;

тел.: (812) 347-95-17; e-mail:acm-@mail.ru

Пирогов Сергей Юрьевич, старший преподаватель Военно-космической академии имени
А.Ф.Можайского, к.т.н., доцент.

Военно-космическая академия им. А.Ф.Можайского, Ждановская наб., 13, С.-Петербург,
197082;

тел.: (812) 347-95-17; e-mail:kafedra17@rambler.ru