

УДК 519.63 + 533.697.246

Исследование кольцевых сверхзвуковых воздухозаборников изоэнтропического сжатия

В.М. Галкин¹, В.И. Звегинцев², Д.А. Внучков²

¹*Томский политехнический университет*

²*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

E-mail: vlg@tpu.ru; zvegin@itam.nsc.ru

Рассматривается методика построения сверхзвуковых кольцевых воздухозаборников с изоэнтропическими поверхностями торможения. В качестве базовой конфигурации воздухозаборника используется контур изоэнтропического сверхзвукового сопла, построенный методом характеристик для течения вязкого газа с заданными равномерными параметрами на входе и выходе. При помощи численных методов рассчитывается обратное течение вязкого газа в рассматриваемом контуре и определяются реальные рабочие характеристики полученного воздухозаборника фиксированной геометрии в диапазоне условий его применения. В процессе расчетов подбираются размеры минимального сечения, обеспечивающие запуск воздухозаборника без выбитой головной волны на входе.

Ключевые слова: сопло, метод характеристик, осесимметричный сверхзвуковой поток, идеальный газ, обратное течение, запуск воздухозаборника, вязкое течение.

Введение

Воздухозаборник воздушно-реактивного двигателя предназначен для отбора порции воздуха из набегающего потока, торможения этой порции с минимальными потерями полного давления и подачи воздуха в камеру сгорания. С точки зрения конструкции различают воздухозаборники внутреннего сжатия, в которых сжимаемый поток полностью охвачен твердыми стенками, воздухозаборники внешнего сжатия и воздухозаборники смешанного сжатия. В настоящее время все известные воздухозаборники обеспечивают торможение сверхзвукового потока в системе последовательно расположенных косых скачков уплотнения с соответствующими потерями полного давления. При увеличении количества скачков такая система переходит в набор бесконечно слабых волн возмущения (характеристик), обеспечивающих изоэнтропическое торможение потока.

Первый изоэнтропический воздухозаборник внутреннего сжатия был предложен Буземанном [1, 2]. Поверхность сжатия этого воздухозаборника имеет нулевой начальный угол относительно вектора скорости набегающего потока и образует изоэнтропическое осесимметричное течение, которое рассчитывается по алгоритму, предложенному Буземанном. Волна сжатия заканчивается висячим коническим скачком уплотнения, который формирует

однородный поток параллельный оси в выходном сечении (в горле). Исследования работы воздухозаборников Буземанна в нерасчетных условиях (с учетом вязкости, углов атаки, изменения числа Маха и т.д.) продолжают по настоящее время [3–6].

В 70-х годах прошлого столетия в Институте теоретической и прикладной механики (ИТПМ) СО РАН было предложено строить воздухозаборники изоэнтропического сжатия с начальным углом на входе отличным от нуля, что позволяло существенно сократить длину воздухозаборника и связанные с ней проблемы нарастающего пограничного слоя. В этом случае течение начиналось с конического скачка уплотнения, что приводило к усложнению процедуры расчета поля течения [7]. В работах ИТПМ СО РАН были показаны положительные свойства подобных воздухозаборников для гиперзвуковых скоростей полета и приведены примеры их построения. Предложенные конструкции воздухозаборников были реализованы в виде экспериментальных моделей и испытаны в аэродинамических установках [8, 9]. Один из вариантов воздухозаборника изоэнтропического сжатия использовался при создании действующей модели прямого воздушного реактивного двигателя [10]. В современных работах ИТПМ СО РАН [11, 12] применение плоских поверхностей изоэнтропического сжатия исследуется как средство повышения характеристик воздухозаборников для сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростей полета.

В отличие от указанных выше работ в предлагаемой статье рассматривается новая методика построения изоэнтропических воздухозаборников внутреннего сжатия, которая, в частности, позволяет строить кольцевые воздухозаборники, охватывающие корпус летательного аппарата.

Постановка задачи

Для построения сверхзвуковых изоэнтропических воздухозаборников используется свойство обратимости течения изоэнтропического потока, когда воздухозаборник образуется из сопла после разворота потока на 180° . При этом сверхзвуковое осесимметричное сопло рассчитывается методом характеристик в рамках стационарной модели совершенного идеального (невязкого нетеплопроводного) газа. Поскольку методика построения сопла может обеспечивать изоэнтропическое течение без скачков, представляют интерес характеристики воздухозаборника, полученного на основе такого сопла. При этом полагается, что сопло может иметь центральное тело, которое задано и начинается до входа в сопло, как показано на рис. 1.

Задача построения кольцевого сопла с профилированным центральным телом рассматривалась в работе [13], при этом полагалось наличие цилиндрической обечайки. В работе [14] наряду с центральным телом профилировалась и внешняя стенка, а сравнение при одинаковых исходных параметрах с классическим соплом без центрального тела показало, что классическое сопло получается длиннее. В работах [15, 16] рассматривалось профилирование кольцевых сопел для обеспечения необходимых параметров потока в определенных сечениях.

В настоящей работе рассматривались простейшие комбинации как при отсутствии центрального тела, так и при его наличии в виде сочетания цилиндра и конуса. Искомое сопло должно на минимальной длине трансформировать входящий поток с заданными параметрами так, чтобы на выходе у него получались другие заданные параметры.

На рис. 1 и далее в тексте используются следующие обозначения: x и y — абсцисса и ордината, абсцисса угловой точки A полагается равной 0, α — угол Маха, M — число Маха, θ — наклон вектора скорости к оси x , C^+ — характеристики первого семейства, C^- — характеристики второго семейства, AND — контур искомого сопла, A — угловая точка на входе в сопло, FH — конус центрального тела, F — вершина конуса, R_0 — радиус конуса в сечении $x = 0$, θ_c — угол наклона конуса, HG — цилиндр центрального тела,

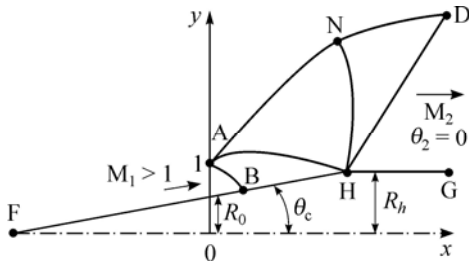


Рис. 1. Схема построения осесимметричного сопла с центральным телом.

H — точка стыковки конуса и цилиндра, R_h — радиус цилиндра, AB — начальная характеристика, M_1 — число Маха, заданное, по меньшей мере, в одной точке на начальной характеристике, HD — замыкающая сопло характеристика с числом Маха M_2 , $\theta_2 = 0$ — угол наклона потока на выходе, k — показатель адиабаты. Все линейные параметры обрезаемы путем деления на радиус минимального сечения сопла (ордината точки A).

Общая схема, показанная на рис. 1, включает в себя следующие частные случаи (рис. 2).

1. Центральное тело — цилиндр (рис. 2а). При этом $R_0 = Rh$, $\theta_c = 0$. На входе задается равномерный поток с числом Маха M_1 и углом наклона $\theta_1 = 0$, на выходе задается равномерный поток с числом Маха M_2 и $\theta_2 = 0$.

2. Центральное тело отсутствует (рис. 2б). Это классическое сопло с равномерными параметрами M_1 , $\theta_1 = 0$ на входе и равномерными параметрами M_2 , $\theta_2 = 0$ на выходе.

3. Центральное тело — конус, а цилиндрическое тело отсутствует (рис. 2с). На входе задается характеристика AB , на выходе задается только постоянное число Маха M_2 .

Во всех указанных конфигурациях необходимо найти профиль сопла, при этом исходными параметрами являются k , M_1 , M_2 , R_0 , R_h , θ_c . Очевидно, что реализовать течение в таком сопле можно путем ускорения и поворота потока в волне разрежения около угловой точки A с его последующим выравниванием и ускорением около угловой точки H (см. рис. 1). Для этого в рамках указанной модели наиболее естественно для расчета сопла использовать метод характеристик, подробно рассмотренный в работах [14] и [17].

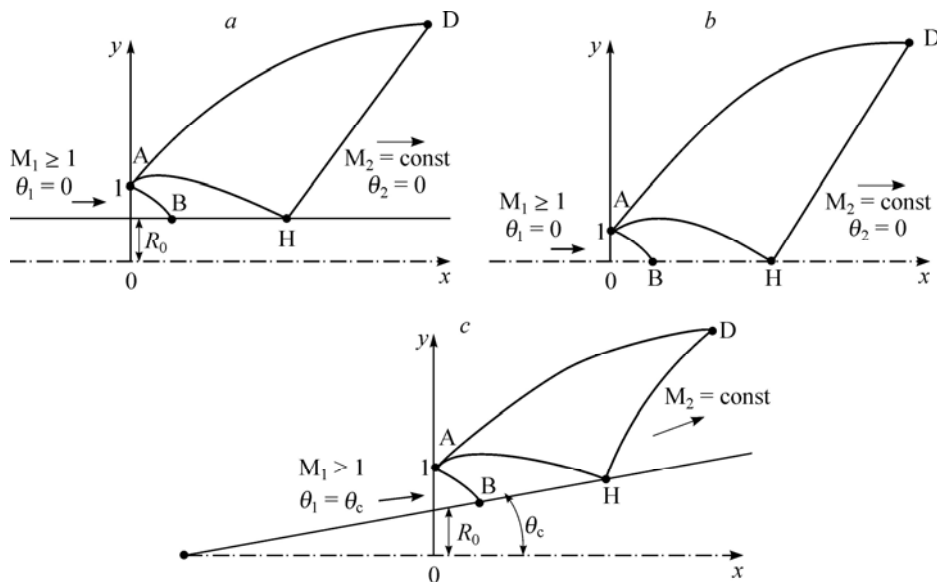


Рис. 2. Варианты сопел.

a — сопло с цилиндрическим центральным телом ($R_0 > 0$ и $\theta_c = 0$),

b — классическое сопло без центрального тела ($R_0 = 0$),

c — сопло с коническим центральным телом ($R_0 > 0$, $\theta_c > 0$).

Математическая постановка и численные схемы

По аналогии с работой [17] осесимметричное течение для характеристик первого и второго семейства C^\pm описывается уравнениями

$$dr/dx = \text{tg}(\theta \pm \alpha) \tag{1}$$

и условиями совместности на характеристиках

$$d\theta \pm \frac{\cos^2 \alpha}{(k+1)/2 - \cos^2 \alpha} d\alpha \pm \frac{\sin \alpha \sin \theta}{y \cos(\theta \pm \alpha)} dx = 0. \tag{2}$$

Уравнения (1)–(2) в конечных разностях записаны в виде, обеспечивающим 2-й порядок точности:

$$\begin{cases} (y_3^j - y_2)/(x_3^j - x_2) = \text{tg}(\theta_{23} - \alpha_{23}), \\ (y_3^j - y_1)/(x_3^j - x_1) = \text{tg}(\theta_{13} + \alpha_{13}), \\ \theta_3^j - \theta_1 + \frac{\cos^2 \alpha_{13}}{(k+1)/2 - \cos^2 \alpha_{13}} (\alpha_3^j - \alpha_1) + \frac{\sin \alpha_{13} \sin \theta_{13}}{y_{13} \cos(\theta_{13} + \alpha_{13})} (x_3^j - x_1) = 0, \\ \theta_3^j - \theta_2 - \frac{\cos^2 \alpha_{23}}{(k+1)/2 - \cos^2 \alpha_{23}} (\alpha_3^j - \alpha_2) - \frac{\sin \alpha_{23} \sin \theta_{23}}{y_{23} \cos(\theta_{23} - \alpha_{23})} (x_3^j - x_2) = 0, \end{cases} \tag{3}$$

здесь индексы 1, 3 и 1, 2 соответствуют точкам, лежащим на характеристиках C^+ и C^- . При этом индекс 3 соответствует искомым параметрам, а 1 и 2 — известным. Индекс j соответствует номеру итерации. Двойной нижний индекс обозначает полусумму, например: $\alpha_{13} = (\alpha_1 + \alpha_3^{j-1})/2$. Так как система уравнений (3) является нелинейной, то ее решение находится итерационно. На первой итерации начальное приближение задается в виде полусуммы известных значений. Результат считается найденным, если отличие искомым параметров на двух итерациях меньше 10^{-8} . Более подробно схема решения описана в работах [18–20].

Расход газа G через отрезок характеристики C^\pm , лежащий между точками 1 и 2, находится из выражения:

$$G = \int_{y_1}^{y_2} \left[\frac{k+1}{2 + M^2(k-1)} \right]^{\frac{1}{k-1} + \frac{1}{2}} \frac{y}{\sin(\theta \pm \alpha)} dy. \tag{4}$$

В угловых точках параметры связаны формулой Прандтля–Майера:

$$\theta_1 \pm \omega(\alpha_1) = \theta_2 \pm \omega(\alpha_2), \quad \omega(\alpha) = -\alpha + \sqrt{\frac{k+1}{k-1}} \arctg \left(\sqrt{\frac{k+1}{k-1}} \text{tg} \alpha \right), \tag{5}$$

где индексы 1 и 2 соответствуют значениям до и после разворота потока.

Что касается параметров на входе, то в классических соплах обычно задаются равномерный параллельный поток с числом Маха $M_1 > 1$ и соответствующая характеристика. При рассмотрении конфигурации, показанной на рис. 1, на начальной характеристике второго семейства АВ все параметры не могут задаваться постоянными, так как это противоречит соотношению (2). Параметры на АВ предлагается задавать, используя два простейших случая, рассмотренных в работе [21]. В первом случае на характеристике задано условие $\theta_1 = \text{const}$. В точке А на стенке или в точке В на центральном теле, из которой

она выходит, заданы ордината y_0 и угол Маха $\alpha_1 = \arcsin(1/M_1)$. В этом случае уравнение совместности интегрируется в квадратурах и имеет вид

$$\omega(\alpha) - \operatorname{tg} \theta \ln \left\{ \frac{y(\sin \alpha)^{\frac{2}{k-1}}}{(k-1+2\sin^2 \alpha)^{\frac{(k+1)}{2(k-1)}}} \right\} = \omega(\alpha_1) - \operatorname{tg} \theta_1 \ln \left\{ \frac{y_0(\sin \alpha_1)^{\frac{2}{k-1}}}{(k-1+2\sin^2 \alpha_1)^{\frac{(k+1)}{2(k-1)}}} \right\}. \quad (6)$$

Во втором случае на характеристике задано условие $\alpha_1 = \arcsin(1/M_1) = \text{const}$. В точке пересечения характеристики и центрального тела заданы ордината y_0 и угол θ_1 . Тогда условие совместности перестает зависеть от показателя адиабаты и интегрируется в квадратурах:

$$\exp(-\theta \operatorname{ctg} \alpha) y \sin \theta = \exp(-\theta_1 \operatorname{ctg} \alpha) y_0 \sin \theta_1. \quad (7)$$

В случае $M = 1$ параметры на звуковой линии могут быть получены в явном виде:

$$\theta = \arcsin [y_0 \sin(\theta_1) / y]; \quad y = z^2 + c^2 / (2z),$$

где $c = y_0 \sin \theta_1$, $z = (1 + \sqrt{1 - c^2}) \exp(-x/c)$. Из этого следует, что звуковая линия является прямой, если наклон центрального тела нулевой или оно отсутствует.

Таким образом, начальные параметры на характеристике АВ получаются из совместного решения соотношений (6) или (7) и уравнения (1) для характеристики C^- , записанного в виде конечных разностей:

$$(y_3^j - y_2) / (x_3^j - x_2) = \operatorname{tg}(\theta_{23} - \alpha_{23}). \quad (8)$$

Далее в расчетах использовалась более простая формула (7).

С учетом изложенных соотношений алгоритм расчета сопла можно записать следующим образом.

1. С использованием уравнений (7) и (8) строится начальная характеристика АВ.
2. На характеристике АВ по формуле (4) вычисляется расход газа G_{AB} .
3. Около угловой точки А от начальной характеристики АВ строится веер характеристик C^- в центрированной волне. При этом параметры в угловой точке вычисляются по формуле (5), а на искомым характеристиках — из системы (3). Последовательный расчет характеристик ведется до тех пор, пока очередная характеристика C^- не придет в точку Н — точку стыковки конуса и цилиндра. Полученное в этой точке число Маха обозначим M_H .
4. Строится характеристика HD с числом Маха M_2 и $\theta_2 = 0$.
5. Около угловой точки Н против потока, начиная от HD, в центрированной волне рассчитывается веер характеристик C^+ . Параметры в угловой точке вычисляются по формуле (5), а на искомым характеристиках — из системы (3). На каждой найденной характеристике вычисляется расход газа и квадратичной интерполяцией на значение G_{AB} строится часть профиля сопла ND. Расчет ведется до тех пор, пока на очередной характеристике HN в точке Н число Маха не станет равным M_H .
6. В характеристическом треугольнике АНН решается задача Гурса с использованием системы (3). На каждой найденной характеристике вычисляется расход и квадратичной интерполяцией на значение G_{AB} строится оставшаяся часть профиля сопла AN. Результатом расчета является сопло с угловой точкой А, контуром AD и расходом G_{AB} . Если необходимо определить гладкий профиль без угловой точки, то по найденным характеристикам квадратичной интерполяцией строится линия тока на расход меньший, чем G_{AB} .

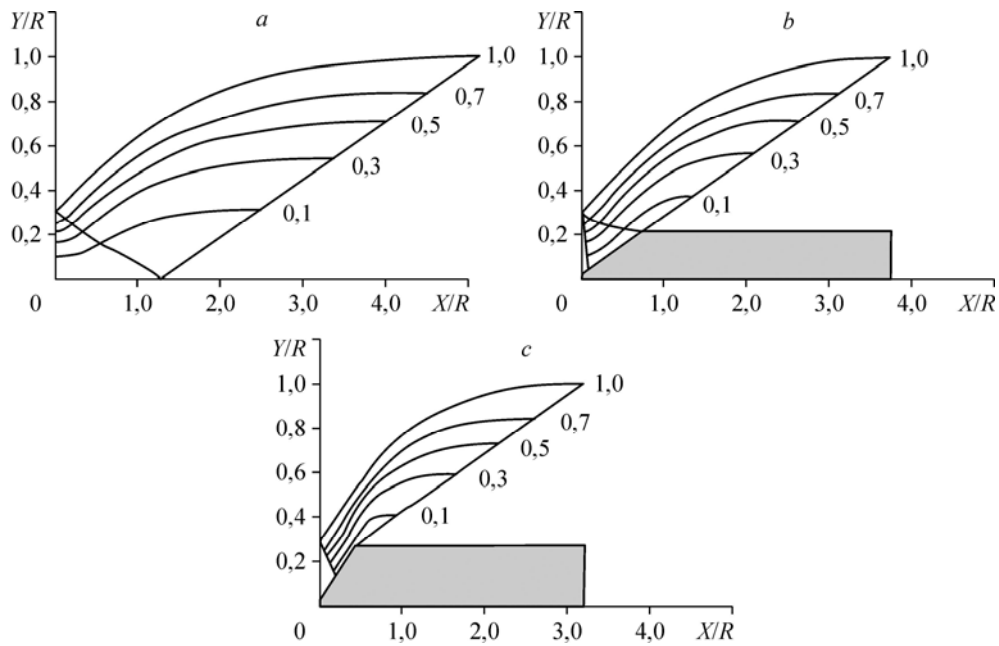


Рис. 3. Варианты кольцевых изоэнтропических сопел для $M_2 = 4$.
 а — без центрального тела, б — конус с $\theta_c = 14^\circ$, в — конус с $\theta_c = 30^\circ$.

Таким образом, описан алгоритм расчета наиболее общей конфигурации, представленной на рис. 1. Расчет вариантов, изображенных на рис. 2, принципиальных отличий не имеет за исключением ситуации, когда конус есть, а цилиндр отсутствует (рис. 2с). В этом случае характеристика HD не будет прямолинейной, так как $\theta_2 \neq 0$. Тогда θ находится из формулы (7), а характеристика строится по формуле, аналогичной (8), но записанной для C^+ .

На рис. 3 изображен набор возможных контуров кольцевых изоэнтропических сопел, построенных по предлагаемой методике для $M_2 = 4$. Для удобства сравнения полученных контуров координаты X и Y нормированы на радиус R сечения выхода (ордината точки D). Контур сопла соответствует линии тока с расходом G_{AB} или с относительным расходом $g = G/G_{AB} = 1$. Внутри сопла показаны линии тока, соответствующие относительным расходам $g = G/G_{AB} = 0,1, 0,3, 0,5, 0,7$. Из сравнения рис. 3а–3с видно существенное уменьшение длины контуров при использовании центрального тела с начальным коническим участком.

Следует отметить, что, в отличие от работ [10, 11], в предложенной схеме построения контура скачки уплотнения не возникают, поэтому течение здесь полностью изоэнтропическое.

Построение воздухозаборников на основе изоэнтропического сопла

В качестве примера реализации предлагаемой методики построения ниже рассматриваются два воздухозаборника, один из которых строится как изоэнтропическое сопло без центрального тела (по линиям тока с относительным расходом $g = 0,0–1,0$), а второй — как вырезка из этого же изоэнтропического сопла по линиям тока с относительным расходом $g = 0,5–1,0$. При построении сопла на входе в минимальном сечении сопла принято число Маха $M_1 = 1,01$ и на выходе — число Маха $M_2 = 4$. Полученные воздухозаборники обладают высокой степенью геометрического сжатия: для воздухозаборника

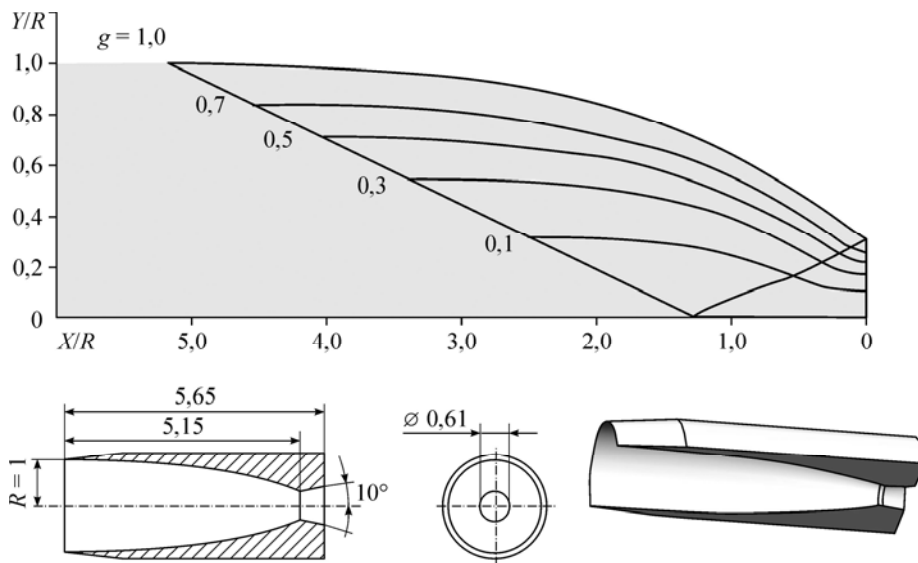


Рис. 4. Схема воздухозаборника без центрального тела с относительным расходом $g = 0,0-1,0$.

без центрального тела относительная площадь горла составляет $f = F_r/F_0 = 0,0938$ и для воздухозаборника с центральным телом — $f = 0,1228$. Вниз по потоку за минимальным сечением канал воздухозаборника расширяется в виде конуса с полууглом 10° . Схемы построенных воздухозаборников без центрального тела и с центральным телом показаны соответственно на рис. 4 и 5.

Расчеты обращенного вязкого течения в рассматриваемых воздухозаборниках выполнялись с помощью комплексного программного продукта SolidWorks+ANSYS. Подготовка трехмерной модели воздухозаборного устройства осуществлялась в программе SolidWorks, затем модель импортировалась в вычислительный модуль ANSYS, где производился газодинамический расчет.

Указанный вычислительный пакет при решении задач использует метод конечных объемов и уравнения Навье–Стокса. Программа автоматически анализирует форму тела

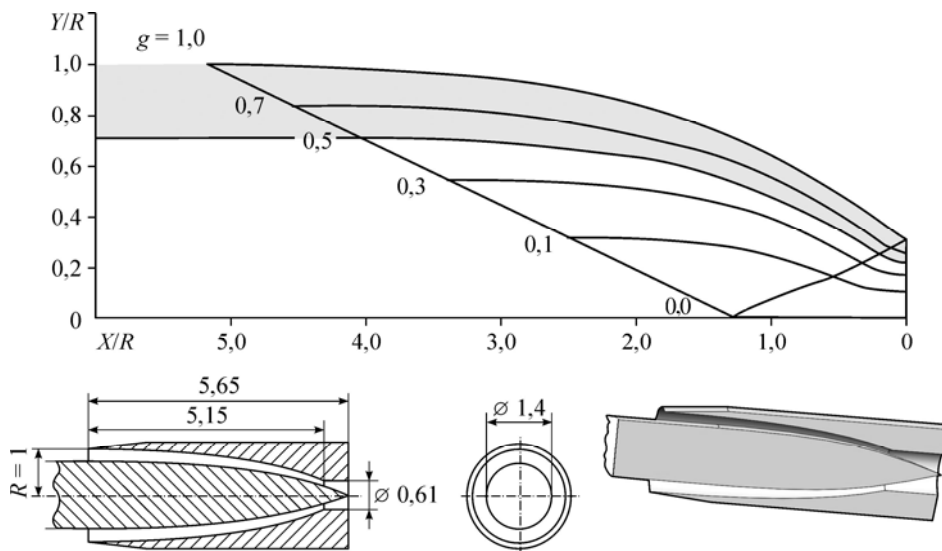


Рис. 5. Схема воздухозаборника с центральным телом и относительным расходом $g = 0,5-1,0$.

и формирует расчетную сетку на поверхности тела и в выделяемой расчетной области. В процессе решения в зонах больших градиентов сетка автоматически сгущается.

Расчеты проводились при параметрах набегающего потока, соответствующих стандартной атмосфере у поверхности Земли: давление торможения набегающего потока $P_{02} = 101325$ Па, температура $T_{02} = 293$ К, число Маха набегающего потока $M_2 = 4$, радиус входной кромки $R = 1$ м. Для данных условий единичное число Рейнольдса $Re = 10^6$. Предполагается, что пограничный слой на стенках воздухозаборника находится в турбулентном состоянии. При расчетах использовалась $k-\varepsilon$ модель турбулентности.

Расчеты, прежде всего, показали, что рассматриваемые воздухозаборники с большой степенью геометрического сжатия не запускаются, т.е. на входе появляется выбитая головная волна. Явление незапуска воздухозаборника с большой степенью внутреннего сжатия хорошо известно и описано в литературе [22, 23]. Для устранения проблемы незапуска используются различные способы, в том числе регулирование геометрии контура в районе горла. Предлагаемая в настоящей работе методика позволяет изменять площадь горла за счет изменения числа Маха M_1 на входе в рассчитываемое сопло, однако было использовано простое перемещение минимального сечения вперед на $\Delta X/R = 0,55$. Это позволило увеличить площадь горла до $f = F_r/F_0 = 0,25$. При увеличении площади горла запуск обоих воздухозаборников, как показывают расчеты, состоялся. Модифицированные воздухозаборники и поля чисел Маха в них показаны на рис. 6 и 7.

Параметры течения в рассмотренных воздухозаборниках приведены в таблице, где используются следующие обозначения: F_r/F_0 — отношение площади горла к геометрической площади входа в воздухозаборник, M_r — число Маха в горле, $\sigma = P_{0r}/P_{02}$ — коэффициент восстановления полного давления, равный отношению давления торможения в горле к давлению торможения набегающего потока, $\varphi = G_r/G_2$ — коэффициент расхода, равный отношению расхода газа через горло воздухозаборника к расходу в набегающем потоке, P_r/P_2 — степень повышения статического давления (степень сжатия). Здесь используются значения среднemasовых параметров потока для сечений, перпендикулярных оси воздухозаборника.

На рис. 8 показано распределение относительных параметров по длине воздухозаборников. Видно, что наличие пограничного слоя приводит к потерям полного давления в исходно изэнтропическом течении, причем эти потери больше (до 22 %) в воздухозаборнике

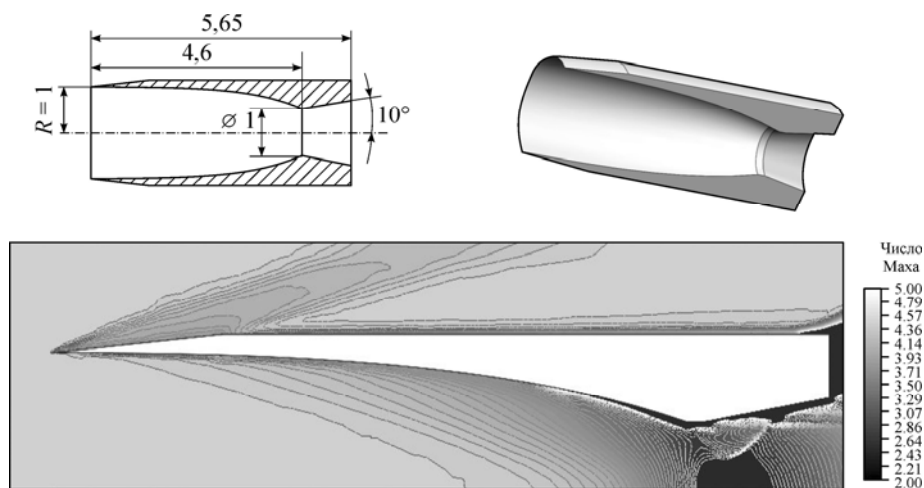


Рис. 6. Модифицированная геометрия воздухозаборника без центрального тела.

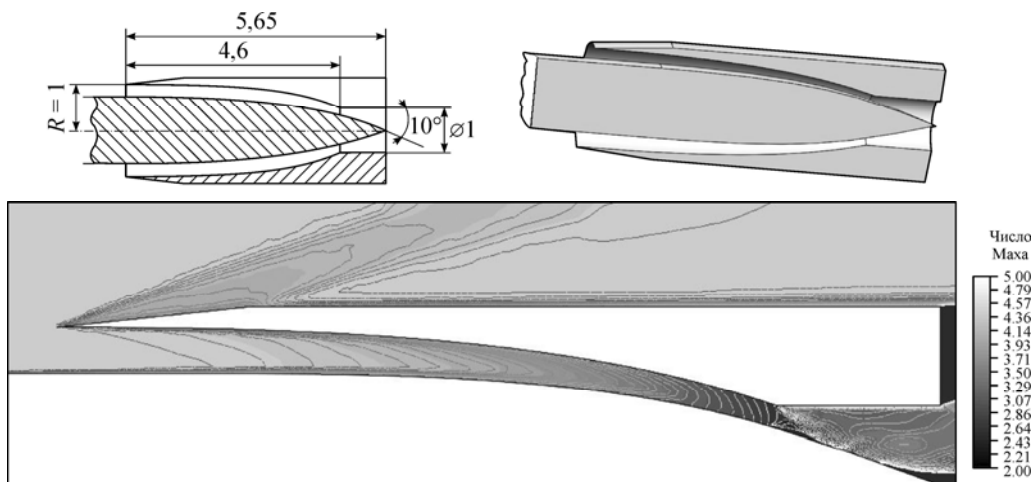


Рис. 7. Модифицированная геометрия воздухозаборника с центральным телом. Начало пограничного слоя на центральном теле совпадает с началом расчетной области.

Таблица

Относительные параметры потока в рассматриваемых воздухозаборниках

Параметр	Воздухозаборник без центрального тела	Воздухозаборник с центральным телом
F_r/F_0	0,250	0,245
M_r	2,206	2,153
$\sigma = P_{0r}/P_{02}$	0,871	0,780
P_r/P_2	11,506	11,850
$\varphi = G_r/G_0$	1,005	1,007

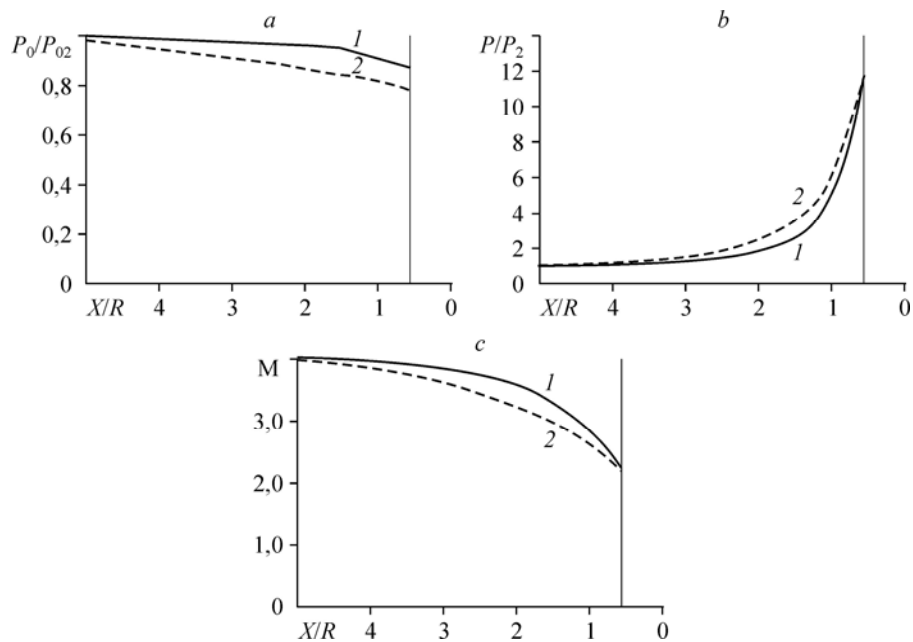


Рис. 8. Распределение относительных среднемассовых параметров по длине рассматриваемых воздухозаборников.

a — коэффициент восстановления полного давления, b — степень сжатия, c — число Маха; 1 — без центрального тела, 2 — с центральным телом.

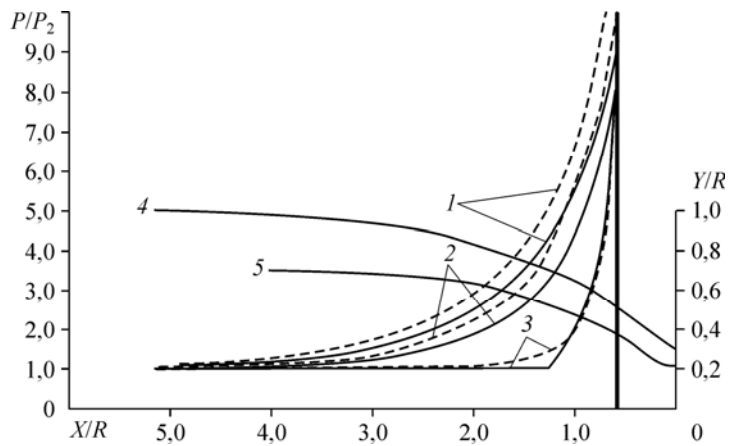


Рис. 9. Распределение относительного статического давления.
 1 — на верхней стенке, 2 — на центральном теле, 3 — на оси,
 4 — контур верхней стенки, 5 — контур центрального тела.

с центральным телом, где возрастает площадь поверхностей с пограничным слоем. Степень повышения статического давления и число Маха в сечениях горла получаются практически одинаковыми.

На рис. 9 представлено сравнение характеристики исходного течения расширения в изоэнтропическом сопле и характеристики обращенного течения сжатия в воздухозаборнике. Сплошными линиями показаны распределения относительного статического давления на поверхности, полученные для идеального газа при построении исходного сопла, а пунктирными линиями — распределения, полученные при численном расчете вязкого течения в воздухозаборнике. Видно, что представленные кривые хорошо согласуются качественно для соответствующих поверхностей. В то же время количественное расхождение вполне естественно объясняется влиянием вязкости. Приведенный пример наглядно демонстрирует возможность обращения течения в изоэнтропическом сопле.

Заключение

Предложена методика построения кольцевого сверхзвукового воздухозаборника изоэнтропического сжатия, которая базируется на обратимости течения сверхзвукового изоэнтропического потока в кольцевом сопле с заданными параметрами на входе и на выходе. Расчет сопла выполняется методом характеристик. На основе рассмотренного подхода спроектированы примеры сверхзвуковых кольцевых воздухозаборников изоэнтропического сжатия. При помощи численного моделирования показана возможность реализации обращенного течения в таких воздухозаборниках.

Список литературы

1. Busemann A. Die achsensymmetrische kegelig Oberschallströmung // Luftfahrtforschung. 1942. Bd. 19, H. 4. S. 137–144.
2. Molder S. Szpiro E.J. Busemann Inlet for hypersonic speeds // J. of Spacecraft. 1966. Vol. 3, No. 8. P. 1303–1304.
3. Zvegintsev V.I., Safonov V.A. Research of characteristics of isentropic air intake and ducted isentropic air intake // Frontiers in Aerospace Engng, 2015. Vol. 4, No. 2, P. 49–55.
4. Van Wie D., Molder S. Application of Busemann inlet designs for flight at hypersonic speeds // Aerospace Design Conf. 1992. AIAA Paper 92–1210. 13 p.
5. Ramasubramanian V., Starkey R., Lewis M. Numerical simulations of Busemann hypersonic inlets at finite flight angles // 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Hawaii, Aug. 18–21, 2008. AIAA Paper 2008-7497. 12 p.
6. Walsh P.C., Tahir R.B., Molder S. Boundary-layer correction for the Busemann hypersonic air inlet // Canadian Aeronautics and Space Journal. 2003. Vol. 49, No. 1. P. 11–17.

7. Блохин А.М., Ветлущкая Л.М., Гутов Б.И., Долгов В.Н., Затолока В.В., Шумский В.В. Конвергентные входные диффузоры и осесимметричные сверхзвуковые конические течения Буземана // Аэрофизические исследования (сб. научных трудов). Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1972. С. 105–108.
8. Гутов Б.И., Затолока В.В. Конвергентные входные диффузоры с начальным скачком и дополнительным внешним сжатием // Аэрофизические исследования (сб. научных трудов). Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1973. С. 64–66.
9. Гутов Б.И., Затолока В.В. Гиперзвуковые осесимметрические течения сжатия в каналах без центрального тела. Вопросы газодинамики. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1975. С. 213–216.
10. Звегинцев В.И. Экспериментальное исследование тягово-аэродинамических характеристик работающего ПВРД в импульсной аэродинамической трубе // Сибирский физико-технический журнал. 1993. Вып. 2. С. 37–40.
11. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Построение сверхзвуковых трехмерных воздухозаборников с использованием плоского изэнтропического течения сжатия // Теплофизика и аэромеханика. 2011. Т. 18, № 1. С. 95–108.
12. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Газодинамическое построение плоского сверхзвукового воздухозаборника с повышенным коэффициентом расхода // Теплофизика и аэромеханика. 2012. Т. 19, № 1. С. 1–19.
13. Кацкова О.И. Расчет кольцевых сверхзвуковых сопел и диффузоров // Вычислительная математика: сб. М.: ВЦ АН СССР, 1958. № 3. С. 111–129.
14. Пирумов У.Г., Рубцов В.А. Расчет осесимметричных сверхзвуковых кольцевых сопел // Изв. АН СССР. Механика и машиностроение. 1961. № 6. С. 15–25.
15. Тилляева Н.И., Широнова Е.Я. О профилировании сверхзвуковых сопел, реализующих равномерный поток в кольцевом выходном сечении // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 1995. № 2. С. 208–210.
16. Крайко А.Н., Тилляева Н.И. Профилирование сопел с центральным телом и определение оптимального направления их первичных потоков // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2007. № 2. С. 194–203.
17. Теория оптимальных аэродинамических форм / Под ред. А. Миеле. М.: Мир, 1969. 507 с.
18. Волков Ю.С., Галкин В.М. О выборе аппроксимаций в прямых задачах построения сопла // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2007. Т. 47, № 5. С. 923–936.
19. Галкин В.М., Звегинцев В.И. Построение туннельных осесимметричных сверхзвуковых воздухозаборников // Изв. ТПУ. 2015. Т. 326, № 4. С. 117–124.
20. Галкин В.М., Внучков Д.А., Звегинцев В.И. Газодинамическое конструирование туннельного осесимметричного воздухозаборника изэнтропического сжатия // Прикладная механика и техническая физика. 2015. Т. 56, № 5. С. 111–118.
21. Галкин В.М. О способах задания условия совместности на характеристиках // Сибирский журнал индустриальной математики. 2015. Т. 18, № 2. С. 48–51.
22. Van Wie D., Kwok F.T., Walsh R.F. Starting characteristics of supersonic inlets // AIAA Paper 96-2914. 13 p.
23. Trexler C.A. Inlet starting predictions for sidewall-compression scramjet inlets // AIAA Paper 88-3257. 8 p.

Статья поступила в редакцию 4 мая 2016 г.