

УДК 629.7.036:533.697.2

Простой метод оценки эффективности высокоскоростных воздухозаборников*

В.И. Звегинцев

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

E-mail: zvegin@itam.nsc.ru

Предлагается новый простой и наглядный метод оценки эффективности процесса сжатия в высокоскоростных воздухозаборниках, основанный на сравнении степени геометрического сжатия струи воздуха в рассматриваемом воздухозаборнике с максимально возможной степенью геометрического сжатия в изоэнтропическом воздухозаборнике. Показано, что более высокое значение степени геометрического сжатия в воздухозаборнике позволяет получить более высокие тяговые характеристики воздушно-реактивного двигателя при прочих равных условиях.

Ключевые слова: воздушно-реактивный двигатель, воздухозаборник, процесс сжатия, эффективность, тяговые характеристики.

Введение

К основным функциям воздухозаборника воздушно-реактивного двигателя (ВРД) относятся: решение газодинамической задачи захвата порции воздуха из высокоскоростного набегающего потока, повышение статического давления за счет торможения этого потока и подача захваченной порции воздуха в камеру сгорания двигателя. Существует огромное разнообразие воздухозаборников, которые сильно отличаются по конструкции, диапазону рабочих условий, по газодинамическим параметрам, по возможностям регулирования и т.д. При разработке ВРД постоянно возникает вопрос о том, какой степени совершенства целесообразно требовать от составных частей двигателя, в частности, от воздухозаборника. В настоящее время не существует общепринятой методики сравнения высокоскоростных воздухозаборников между собой. Поэтому задача оценки и сравнения эффективности рабочих характеристик различных воздухозаборников является одной из актуальных и принципиальных проблем в газодинамическом проектировании.

В настоящей работе предлагается простой и наглядный способ однопараметрической оценки эффективности процесса сжатия в высокоскоростных воздухозаборниках,

* Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований Российской академии наук на 2013 – 2020 гг. (проект № АААА-А17-117030610121-9).

основанный на сравнении геометрического сжатия струи в рассматриваемом воздухозаборнике с максимально возможным сжатием в изоэнтропическом процессе торможения.

Существующие способы оценки эффективности воздухозаборников

Из теории воздушно-реактивных двигателей [1] известно, что максимальное значение термического КПД рабочего цикла и, соответственно, тяговых характеристик двигателя достигается при максимально возможном повышении статического давления в камере сгорания, которое обеспечивает воздухозаборник в прямоточном воздушно-реактивном двигателе (ПВРД) или воздухозаборник в сочетании с компрессором в турбореактивном двигателе. Все факторы, приводящие к увеличению суммарной степени повышения давления в ВРД, работающем по идеальному циклу ($P = \text{const}$), приводят к росту термического КПД цикла. Максимально возможное повышение статического давления на выходе из воздухозаборника достигается при максимально возможном торможении потока (максимально возможном геометрическом сжатии струи) с минимально возможными потерями полного давления. Из анализа уравнений и физического смысла явлений в воздушно-реактивном двигателе можно сделать вывод, что эффективность процесса сжатия в воздухозаборнике можно характеризовать двумя независимыми параметрами из следующего набора: потери полного давления, прирост энтропии, степень геометрического сжатия, степень повышения статического давления, число Маха в горле, степень уменьшения скорости потока и т.д. Необходимость использования двух параметров для описания процесса сжатия в воздухозаборнике отмечалась в работах [2–4]. Однако для того, чтобы выяснить, насколько хорош или плох тот или иной воздухозаборник, для сравнения между собой различных воздухозаборников, а также для оценки характеристик процесса сжатия желательнее, чтобы эффективность сжатия в воздухозаборнике оценивалось одним параметром.

В отечественной практике эффективность воздухозаборника определяется дроссельной характеристикой (зависимостью потерь полного давления от относительного расхода воздуха) для постоянного числа Маха или скоростной характеристикой (зависимостью потерь полного давления от скорости полета) в диапазоне чисел Маха. При этом основным параметром, характеризующим процесс сжатия в конкретном воздухозаборнике, является параметр потеря полного давления (коэффициент восстановления полного давления) [1, 4]. Следует отметить, что использование одного параметра для оценки качества сжатия возможно только для воздухозаборников воздушно-реактивных двигателей для небольших сверхзвуковых скоростей полета с дозвуковой скоростью в контрольном сечении (т.е. на входе в турбореактивный двигатель или на входе в камеру сгорания прямоточного двигателя с дозвуковой скоростью в ней).

В зарубежной литературе (см., например, [5]) для оценки эффективности процесса сжатия в высокоскоростных воздухозаборниках часто применяется коэффициент использования кинетической энергии $\eta_{KE} = V_2^2 / V_0^2$ (отношение квадрата скорости V_2 на выходе воздухозаборника к квадрату скорости V_0 в набегающем потоке). Коэффициент использования кинетической энергии линейно связан с эффективностью адиабатического сжатия, которая в конечном счете входит в термический КПД рабочего цикла двигателя. Однако, в отличие от потерь полного давления, этот коэффициент очень труден для интуитивного восприятия и зависит от числа Маха набегающего потока. Кроме того, величина коэффициента η_{KE} очень близка к 1, особенно для больших чисел Маха. Поэтому большие различия в эффективности процесса сжатия равносильны небольшим различиям в абсолютной величине коэффициента кинетической энергии. Несмотря на все это, коэффициент использования кинетической энергии и некоторые его варианты являются одними из наиболее широко применяемых за рубежом показателей эффективности воздухозаборников, в частности, для гиперзвуковых прямоточных двигателей.

В работе [2] было предложено оценивать эффективность высокоскоростного воздухозаборника по величине удельных тяговых характеристик (в частности, удельного импульса) воздушно-реактивного двигателя с этим воздухозаборником. Для обоснования предлагаемого подхода были проведены параметрические расчеты тяговых характеристик типового прямоточного воздушно-реактивного двигателя с различными воздухозаборниками. С целью получения характеристик процесса сжатия в воздухозаборнике рассматривались следующие параметры: степень сжатия по давлению P_2/P_n , коэффициент геометрического сжатия поперечного сечения захватываемой струи CR (англ. Contracting Ratio), число Маха M_2 на входе в камеру сгорания, коэффициент восстановления полного давления $\sigma_{02} = P_{02}/P_{00}$. Каждый рассматриваемый воздухозаборник определялся парой независимых параметров (из указанных выше) в диапазоне их возможных значений для заданной скорости полета. После этого к воздухозаборнику присоединялись камера сгорания и сопло и проводился расчет тяговых характеристик всего двигателя. По результатам расчетов были построены подробные графики зависимости удельного импульса от характеристик воздухозаборника для диапазона чисел Маха набегающего потока от $M = 3$ до $M = 15$. Графики наглядно продемонстрировали влияние двух характеристик воздухозаборника на единый обобщающий параметр — величину тяговой характеристики двигателя.

В настоящей работе предлагается в качестве единой обобщающей характеристики эффективности высокоскоростного воздухозаборника использовать степень геометрического сжатия захватываемой воздухозаборником струи воздуха. Этот параметр однозначно связан с тяговой характеристикой, поэтому эффективность воздухозаборника в итоге будет определяться эффективностью воздушно-реактивного двигателя.

Степень геометрического сжатия захватываемой струи

Рассмотрим типичную схему высокоскоростного воздухозаборника, представленную на рис. 1. Здесь цифрами 0, 1, 2 указаны характерные сечения захватываемой струи, которые в дальнейшем будут соответствовать описываться параметрами: F_0 — площадь сечения захватываемой струи в однородном набегающем потоке, F_1 — характерная площадь входа воздухозаборника, F_2 — минимальная площадь струи, полностью охваченной стенками канала (горло воздухозаборника).

Обычно в научной и в учебной литературе степень геометрического сжатия рассматривается как отношение площади захватываемой струи воздуха на входе воздухозаборника к площади горла: F_1/F_2 . В этом случае используется понятие «характерная площадь входа воздухозаборника» F_1 , которая соответствует площади проекции передних кромок воздухозаборника на плоскость, перпендикулярную вектору скорости набегающего потока. Площадь входа хорошо видна в конструкции любого воздухозаборника и удобна для предварительной оценки ожидаемого расхода воздуха. В действительности реальный расход воздуха G_0 , соответствующий площади захватываемой струи в невозмущенном потоке F_0 , всегда меньше ожидаемого расхода G_1 , соответствующего площади входа F_1 с параметрами невозмущенного потока. Это отличие приходится учитывать введением специально определяемой величины — коэффициента расхода $\varphi = G_0/G_1 = F_0/F_1 \leq 1,0$. Также можно отметить, что площадь F_1 не имеет прямого отношения к газодинамике рассматриваемого течения. С формальной точки зрения в качестве характерной площади можно взять любую площадь, соответствующую данной конструкции, например, площадь миделевого сечения

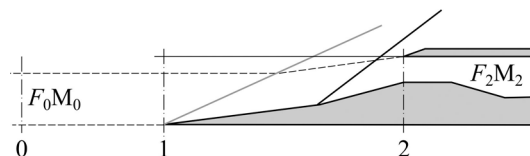


Рис. 1. Типичная схема воздухозаборника и характерные сечения захватываемой струи.

летательного аппарата. Более того, площадь F_1 , как фронтальная проекция воздухозаборника, меняется при изменении угла атаки, и это создает определенные трудности в интерпретации коэффициента расхода φ .

В отличие от общепринятого подхода, в дальнейших рассуждениях речь будет идти только о площадях, соответствующих определению «трубка тока», а величина площади входа F_1 и понятие коэффициента расхода φ использоваться не будут. В настоящей работе степень геометрического сжатия струи определяется как отношение площади струи воздуха, захватываемой в набегающем потоке, к площади горла воздухозаборника — $CR = F_0/F_2$.

Выражение для степени геометрического сжатия струи ($CR = F_0/F_2$) легко получить из одномерного уравнения расхода для двух сечений трубки тока, захватываемой воздухозаборником:

$$G_2 = \frac{P_{02} F_2 q(M_2)}{\sqrt{T_{02}}} = G_0 = \frac{P_{00} F_0 q(M_0)}{\sqrt{T_{00}}}, \quad (1)$$

здесь P_0, T_0 — давление и температура торможения, $q(M)$ — газодинамическая функция:

$$q(M) = \frac{F^*(M=1)}{F(M)} = M \left[\frac{2}{(\gamma+1)} \left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{(\gamma+1)}{2(1-\gamma)}}.$$

Из уравнения (1) получаем выражение для степени геометрического сжатия струи воздуха в воздухозаборнике:

$$CR = \frac{F_0}{F_2} = \frac{P_{02} \sqrt{T_{00}} \cdot q(M_2)}{P_{00} \sqrt{T_{02}} \cdot q(M_0)} = \sigma_{02} \sqrt{\frac{T_{00}}{T_{02}}} \cdot \frac{q(M_2)}{q(M_0)}, \quad (2)$$

здесь $\sigma_{02} = P_{02}/P_{00}$ — коэффициент восстановления полного давления (потери полного давления в воздухозаборнике).

Из формулы (2) видно, что для вычисления искомой степени геометрического сжатия CR для конкретного воздухозаборника при заданном значении числа Маха набегающего потока M_0 требуется знать величину расхода воздуха $G_2 = G_0$ и число Маха в горле M_2 , изменение температуры (энтальпии) потока T_{00}/T_{02} и потери полного давления σ_{02} на участке сжатия от невозмущенного потока до горла. Следует подчеркнуть, что расход воздуха в горле G_2 учитывает возможные потери воздуха в процессе сжатия, например, на слив пограничного слоя. Кроме того, в рассматриваемый коэффициент восстановления полного давления σ_{02} входят как волновые потери на скачках уплотнения, так и потери полного давления в пограничных слоях на поверхностях сжатия. Все эти величины в настоящее время с достаточной степенью точности определяются для конкретного воздухозаборника экспериментально путем или путем численного моделирования.

Варианты использования параметра степени сжатия CR

Рассматриваемый параметр — степень геометрического сжатия CR (см. формулу (2)) — позволяет объединить и объяснить все возможные варианты процесса сжатия с потерями полного давления и с изменением температуры потока в воздухозаборнике, перечисленные ниже.

1. В отсутствие изменения температуры потока (т.е. струя является адиабатической, $T_{00} = T_{02}$) и $M_2 = 1$ имеем следующие варианты.

Рис. 2. Степень геометрического сжатия CR в зависимости от числа Маха набегающего потока M_0 при различной величине потерь полного давления.

$$\sigma_{02} = 1 \text{ (1)}, 0,5 \text{ (2)}, 0,1 \text{ (3)}, 0,05 \text{ (4)}, \sigma_{\text{ПР}} \text{ (5)};$$

$$M_2 = 1, T_{00} = T_{02}.$$

Вариант $\sigma_{02} = 1$ (когда потери полного давления отсутствуют). Получаем изоэнтропический предел степени геометрического сжатия $CR_{\text{из}} = (F_0/F_2)_{\text{из}}$ или максимально возможную степень сжатия адиабатической струи:

$$CR_{\text{из}} = (F_0 / F_2)_{\text{из}} = 1 / q(M_0).$$

Вариант $\sigma_{02} = \sigma_{\text{ПР}}$, где $\sigma_{\text{ПР}}$ — потери на прямом скачке, возникающем в набегающем потоке при M_0 . Получаем предельные значения степени сжатия по Кантровицу [6].

Вариант $\sigma_{02} \leq 1$. Получаем произвольную степень сжатия, лежащую между $CR = 1$ и $CR = CR_{\text{из}}$.

Возможные значения CR в зависимости от M_0 для перечисленных выше вариантов показаны на рис. 2. Видно, что за счет изменения уровня потерь полного давления теоретически можно получить любую степень сжатия CR (от $CR = 1$ до изоэнтропического предела $CR = CR_{\text{из}}$) при любом числе Маха M_0 .

2. Отсутствуют потери полного давления ($\sigma_{02} = 1$) и изменения температуры (т.е. струя является адиабатической, $T_{00} = T_{02}$). Получаем степень сжатия при неполном торможении струи ($M_2 \geq 1$):

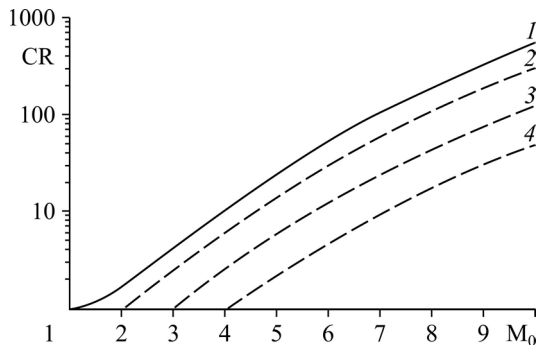
$$CR = (F_0 / F_2)_{\text{из}} = q(M_2) / q(M_0).$$

Возможные значения CR в зависимости от M_0 при неполном торможении струи ($M_2 \geq 1$) показаны на рис. 3.

3. Потери полного давления отсутствуют ($\sigma_{02} = 1$) и $M_2 = 1$. Получаем степень сжатия струи в воздухозаборнике с подводом (или отводом) тепла:

$$CR = \sqrt{\frac{T_{00}}{T_{02}}} \cdot \frac{1}{q(M_0)}.$$

Возможные значения CR в зависимости от M_0 для воздухозаборника с подводом (или отводом) тепла показаны на рис. 4. Следует отметить, что при отводе тепла ($T_{02} < T_{00}$) величина CR может превышать величину $CR_{\text{из}}$ для изоэнтропического сжатия.



Таким образом, в представленной работе предлагается характеризовать эффективность воздухозаборника единым параметром — степенью геометрического сжатия захватываемой струи $CR = F_0/F_2$, в который входят:

Рис. 3. Степень геометрического сжатия CR в зависимости от числа Маха набегающего потока M_0 при неполном торможении потока в горле.

$$\sigma_{02} = 1, T_{00} = T_{02}; M_2 = 1 \text{ (1)}, 2 \text{ (2)}, 3 \text{ (3)}, 4 \text{ (4)}.$$

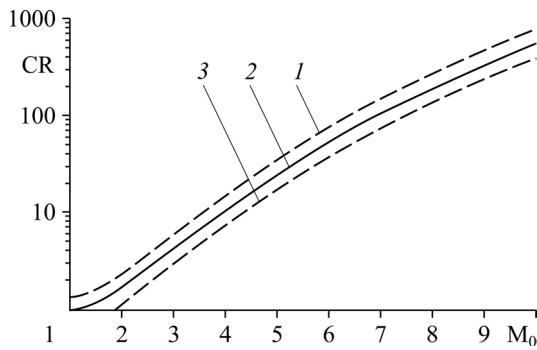


Рис. 4. Степень геометрического сжатия CR в зависимости от числа Маха набегающего потока M_0 при различной величине подвода (отвода) тепла (энтальпии).

$M_2 = 1, \sigma_{02} = 1; T_{02} = 0,5T_{00} (1), 1,0T_{00} (2), 2,0T_{00} (3).$

коэффициент восстановления полного давления ($\sigma_{02} = P_{02}/P_{00}$), степень торможения струи ($M_2 \geq 1$) и подвод (отвод) тепла в стенки поверхностей сжатия ($T_{02} \neq T_{00}$).

Связь степени геометрического сжатия струи в воздухозаборнике и тяговых характеристик воздушно-реактивного двигателя

На рис. 5 показана одномерная схема проточного тракта, принятая для расчетов и учитывающая характерные особенности рабочего процесса ПВРД в широком диапазоне изменения полетных условий. В соответствии со схемой процесс протекает следующим образом. На двигатель набегает сверхзвуковой поток с числом Маха M_0 . На участке 0–2 происходит сжатие и торможение потока. Соотношение площадей проходных сечений подбирается из условия получения значения $M_2 = 1$ в сечении горла при заданной величине потерь полного давления σ_{02} . За горлом на расширяющемся участке 2–3 происходит торможение дозвукового потока без потерь полного давления. В цилиндрической камере сгорания 3–4 происходит подвод топлива и горение с выделением энергии Q , соответствующей полному сгоранию топлива (водорода). Площадь поперечного сечения камеры сгорания в каждом расчете подбирается так, чтобы $M_4 = 1$ при заданной величине теплоподвода. Потери полного давления на участке теплоподвода 3–4 соответствовали подводу соответствующего количества тепла при дозвуковом горении [7]. За камерой сгорания поток разгоняется в сверхзвуковом сопле на участке 4–5. Площадь выходного сечения сопла подбирается таким образом, чтобы получить полное расширение потока (равенство статических давлений $P_5 = P_H$).

В расчетах использовалась одномерная модель течения, основанная на уравнениях сохранения для совершенного газа с постоянной теплоемкостью в характерных сечениях тракта двигателя. Подробное описание алгоритма расчета приведено в работе [8]. Полученные в результате расчетов параметры потока на срезе сопла позволяют определить тягу двигателя как

$$R = G_5 \cdot V_5 - G_0 \cdot V_0, \quad G_5 = G_0 + G_T$$

и удельный импульс двигателя $I_{уд}$, м/с как

$$I_{уд} = R / G_T,$$

здесь G_T — расход топлива.

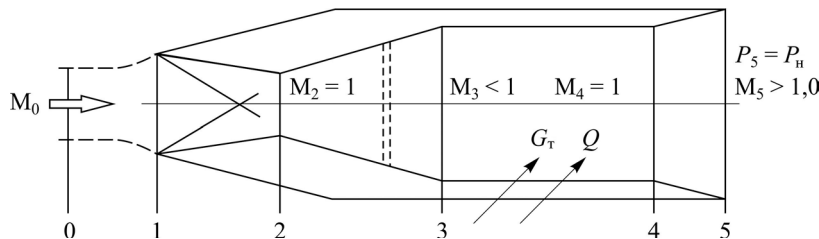


Рис. 5. Схема расчета тяговых характеристик ПВРД.

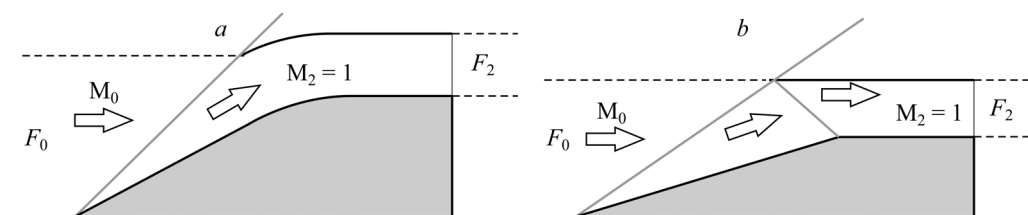


Рис. 6. Плоские воздухозаборники с максимальной степенью торможения потока. $M_2 = 1$, $T_{00} = T_{02}$; a — односкачковый воздухозаборник, b — двухскачковый воздухозаборник.

Результаты расчетов

По приведенному выше алгоритму были проведены расчеты характеристик ПВРД с различной величиной потерь полного давления в воздухозаборнике. В расчетах рассматривался полет ПВРД на высоте $H = 10$ км со скоростью $M_0 = 2 \div 10$. Во всех случаях считалось, что течение происходит без отвода тепла в воздухозаборнике. В качестве топлива использовался водород с теплотворной способностью $Hu = 120$ МДж/кг, стехиометрическим соотношением $L_0 = 34,5$ и коэффициентом избытка воздуха $\alpha = 1$.

В расчетах были получены тяговые характеристики для изоэнтропического воздухозаборника ($\sigma_{02} = 1$) и для воздухозаборника с прямым скачком на входе ($\sigma_{02} = \sigma_{пр}$). Кроме того, рассматривались односкачковый и двухскачковый воздухозаборники, показанные на рис. 6. В таких воздухозаборниках за счет изменения углов наклона поверхностей сжатия можно получить $M_2 = 1$, при этом потери полного давления σ_{02} будут соответствовать суммарной интенсивности образующихся скачков уплотнения.

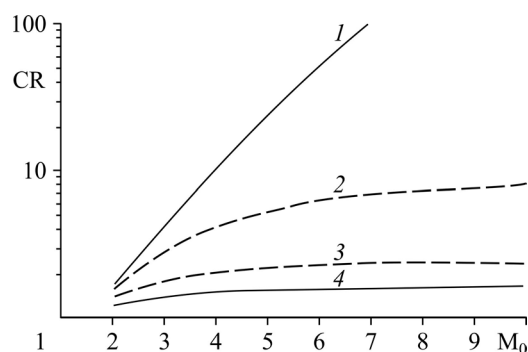
Основные результаты расчетов приводятся ниже в таблице. На рис. 7 и 8 представлены соответственно значения степени геометрического сжатия и значения удельного импульса для ПВРД с рассматриваемыми воздухозаборниками. Сравнивая рис. 7 и 8 можно видеть, что при всех значениях числа Маха набегающего потока M_0 воздухозаборники с более высокой степенью геометрического сжатия обеспечивают получение более высокого значения тяговой характеристики — удельного импульса. В частности, двухскачковый воздухозаборник, создавая меньшие потери полного давления, позволяет достичь большей степени геометрического сжатия и, соответственно, более высоких значений удельного импульса по сравнению с односкачковым воздухозаборником.

Абсолютные значения CR , показанные на рис. 7, дают возможность их качественного сравнения с предельными значениями степени изоэнтропического сжатия. Для количественного сравнения можно использовать относительную степень геометрического сжатия Z в виде

$$Z = (CR - 1) / (CR_{из} - 1).$$

Рис. 7. Степень геометрического сжатия CR в зависимости от числа Маха набегающего потока M_0 для различных типов воздухозаборников.

$M_2 = 1$, $T_{00} = T_{02}$;
воздухозаборники: изоэнтропический (1),
двухскачковый (2), односкачковый (3),
с прямым скачком на входе (4).



Таблица

Основные результаты расчетов для рассматриваемых воздухозаборников

Число Маха		2	3	4	5	6
Изоэнтропический воздухозаборник	σ_{02}	1,0000	1,0000	1,0000	1,0000	1,0000
	CR	1,6875	4,2346	10,718	25,000	53,179
	$I_{уд}, м/с$	41660	48110	48849	47324	45001
Двухскачковый воздухозаборник	σ_{02}	0,9518	0,6754	0,3944	0,2109	0,1200
	CR	1,6062	2,8600	4,2275	5,2725	6,3816
	$I_{уд}, м/с$	41014	45183	44087	41209	38222
Односкачковый воздухозаборник	σ_{02}	0,8335	0,4275	0,1902	0,0903	0,0432
	CR	1,4065	1,8103	2,0387	2,2575	2,2974
	$I_{уд}, м/с$	39195	41151	39083	36251	32849
Воздухозаборник с прямым скачком	σ_{02}	0,7209	0,3283	0,1388	0,0617	0,0297
	CR	1,2165	1,3904	1,4873	1,5429	1,5768
	$I_{уд}, м/с$	37056	38451	36453	33487	30338

Число Маха		7	8	9	10
Изоэнтропический воздухозаборник	σ_{02}	1,0000	1,0000	1,0000	1,0000
	CR	104,14	190,11	327,19	535,94
	$I_{уд}, м/с$	42493	40062	37814	35784
Двухскачковый воздухозаборник	σ_{02}	0,0665	0,0390	0,0235	0,0153
	CR	6,9255	7,4143	7,6889	8,1998
	$I_{уд}, м/с$	35026	32125	29446	27187
Односкачковый воздухозаборник	σ_{02}	0,0221	0,0124	0,0072	0,0045
	CR	2,3016	2,3574	2,3558	2,4117
	$I_{уд}, м/с$	29586	26734	24033	21740
Воздухозаборник с прямым скачком	σ_{02}	0,0154	0,0085	0,0050	0,0030
	CR	1,5987	1,6136	1,6241	1,6318
	$I_{уд}, м/с$	27291	24447	21848	19493

Величина Z изменяется от $Z = 1$ для изоэнтропического предела сжатия ($CR = CR_{из}$) до $Z = 0$ в случае отсутствия сжатия ($CR = 1$). Характерные величины Z в зависимости от числа Маха M_0 приведены на рис. 9. Так, например, для воздухозаборника с прямым скачком на входе относительная величина сжатия изменяется от $Z = 0,3149$ при $M_0 = 2$ до $Z = 0,0012$ при $M_0 = 10$. В то же время оценки тяговых характеристик (см. рис. 8) показывают, что даже при столь значительном изменении относительной величины сжатия Z величины удельного импульса отличаются на 11 % при $M_0 = 2$ и на 45 % при $M_0 = 10$ от величины удельного импульса для двигателя с изоэнтропическим воздухозаборником.

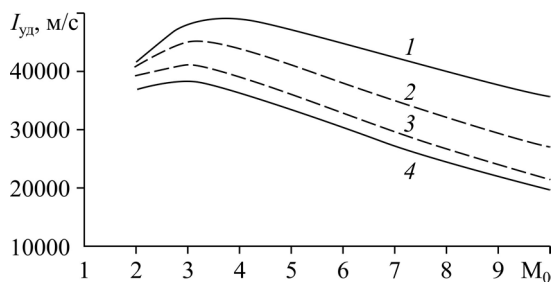


Рис. 8. Удельный импульс ПВРД с различными типами воздухозаборников в зависимости от числа Маха набегающего потока M_0 .

$M_2 = 1, T_{00} = T_{02}$; воздухозаборники: изоэнтропический (1), двухскачковый (2), односкачковый (3), с прямым скачком на входе (4).

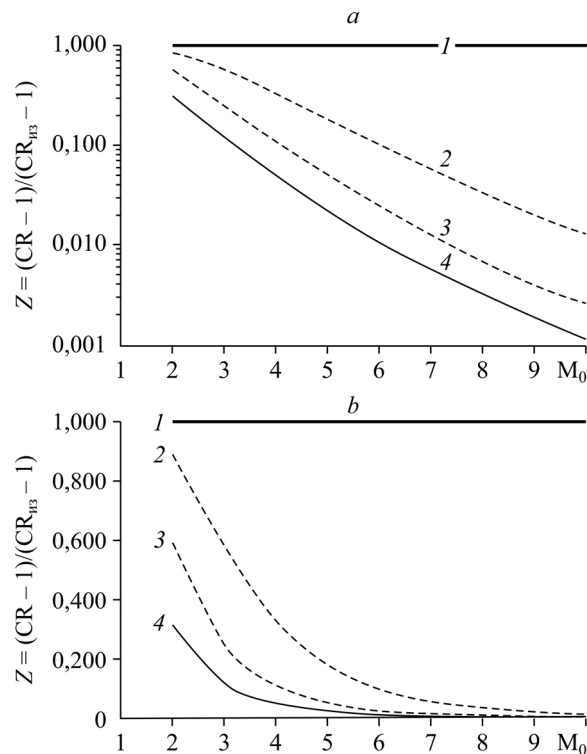


Рис. 9. Относительная степень геометрического сжатия $Z = (CR - 1)/(CR_{из} - 1)$ в зависимости от числа Маха набегающего потока M_0 для различных типов воздухозаборников. $M_2 = 1$, $T_{00} = T_{02}$; воздухозаборники: изэнтропический (1), двухскачковый (2), односкачковый (3), с прямым скачком на входе (4).

Заключение

Предложен простой и наглядный способ оценки эффективности процесса сжатия в высокоскоростных воздухозаборниках, основанный на сравнении степени геометрического сжатия струи в рассматриваемом воздухозаборнике с максимально возможным (при заданном числе Маха полета) изэнтропическим пределом сжатия. Предлагаемый способ оценки позволяет учитывать реальные потери полного давления на участке сжатия, неполное сжатие потока в горле и подвод (отвод) тепла в стенки поверхностей сжатия. Показаны количественные оценки влияния потерь полного давления, неполного сжатия потока в горле и подвода (отвода) тепла в стенки поверхности сжатия на величину степени геометрического сжатия.

Приведено сравнение степени геометрического сжатия различных типов воздухозаборников с различными потерями полного давления в диапазоне чисел Маха набегающего потока от $M_0 = 2$ до $M_0 = 10$.

Расчеты тяговых характеристик прямооточного воздушно-реактивного двигателя показывают, что более высокие значения степени геометрического сжатия в воздухозаборнике позволяют получать более высокие тяговые характеристики при прочих равных условиях.

Список обозначений

M — число Маха,	G_T — расход топлива, кг/с,
H — высота полета,	F — площадь поперечного сечения струи, м ² ,
V — скорость потока, м/с,	$\varphi = F_1/F_2$ — геометрический коэффициент расхода,
P — статическое давление,	F^* — площадь критического сечения струи ($M^* = 1$), м ² ,
P_2/P_n — степень сжатия струи по давлению,	$\eta_{KE} = (V_2/V_0)^2$ — коэффициент использования кинетической энергии,
P_2 — статическое давление в сечении 2, Па,	$CR = F_0/F_2$ — степень геометрического сжатия захватываемой струи,
P_n — статическое давление в набегающем потоке, Па,	$CR_{из}$ — степень геометрического сжатия изэнтропической струи,
P_0 — давление торможения (полное давление),	$q(M)$ — газодинамическая функция,
$\sigma_{02} = P_{02}/P_{00}$ — коэффициент восстановления полного давления,	$\gamma = C_p/C_v$ — показатель адиабаты,
P_{00} и P_{02} — давление торможения в сечениях 0 и 2 соответственно,	Q — подводимая энергия, МДж/с,
$\sigma_{пр}$ — коэффициент потерь полного давления на прямом скачке,	R — тяга двигателя, Н,
T — статическая температура, К,	$I_{уд}$ — удельный импульс, м/с,
T_0 — температура торможения, К,	H_u — теплотворная способность, МДж/кг,
T_{00}/T_{02} — изменение температуры торможения на входе воздухозаборника,	L_0 — стехиометрическое соотношение,
T_{00} и T_{02} — температура торможения в сечениях 0 и 2 соответственно,	α — коэффициент избытка воздуха,
G — расход воздуха, кг/с,	Z — относительная степень геометрического сжатия захватываемой струи.

Индексы

0, 1, 2, 3, 4, 5 — сечения в рассматриваемом потоке, n — условия невозмущенного набегающего потока.

Список литературы

1. Акимов В.М., Бакулев В.И., Курзинер Р.И., Поляков В.В., Сосунов В.А., Шляхтенко С.М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Учебник для вузов под ред. С.М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1987. 568 с.
2. Затолока В.В., Звегинцев В.И., Шумский В.В. Влияние процесса сжатия в воздухозаборнике на удельные тяговые характеристики ГПВРД // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1978. № 8, вып. 2. С. 3–12.
3. Curran E.T., Swithenbank J. Really high speed propulsion by scramjet // Aircraft Engng and Aerospace Technology. 1966. Vol. 38, No. 1. P. 36–41.
4. Зуев В.С., Макарон В.С. Теория прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей. М.: Машиностроение, 1971. 368 с.
5. Heiser W.H., Pratt D.T. Hypersonic airbreathing propulsion. Washington: AIAA Education Series, 1994. 605 p.
6. Kantrowitz A., Donaldson C. Preliminary investigation of supersonic diffuser // NACA WRL-713. 1945. 13 p.
7. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. Ч. 1. Учеб. руководство для вузов. М.: Наука, 1991. 600 с.
8. Звегинцев В.И. Газодинамические проблемы при работе сверхзвуковых воздухозаборников в нерасчетных условиях (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 2017. Т. 24, № 6. С. 829–859.

Статья поступила в редакцию 12 марта 2020 г.,
после доработки — 4 сентября 2020 г.,
принята к публикации 7 октября 2020 г.