

УДК 533.695.7

В.В. СПЕСИВЦЕВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ИССЛЕДОВАНИЕ ВНУТРЕННИХ ТЕЧЕНИЙ В СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУЕ**

Проведенные исследования позволяют распространить полуэмпирическую теорию расчета параметров газа в сверхзвуковом участке струи на случай истечения ее из сопла с раструбом. Теоретически получено для струи, истекающей из сопла с раструбом, математическое выражение коэффициента расхода газа через границу, отделяющую ядро от внешнего пограничного слоя. Использовано уравнение координат ударно-волновой структуры (УВС), служащее «каркасом» ядра струи при определении параметров газа в нем. Экспериментальные исследования УВС проведены на струях продуктов сгорания топлив «бензин-воздух», «керосин-кислород» с температурами рабочего тела 2100...3395К. Установлена эмпирическая зависимость приведенного коэффициента расхода от степени нерасчетности сопла в виде полинома нулевой степени. Приведение проводилось с использованием чисел Рейнольдса характерных сечений ядра струи. Установлены особенности изменения коэффициента расхода при отрывных режимах течения газа в сопле.

Ключевые слова: свободная сверхзвуковая струя, потенциальное ядро, режим регулярного отражения волн, значения параметров газа на оси ядра, течение с потерей массы.

Принятые условные обозначения

ПВР – протяженная волна разрежения (первая половина бочки);

УВС – ударно-волновая структура струи;

U – осевая координата выходного сечения бочки от начального сечения ядра;

X – осевая координата, отсчитанная от среза сопла;

V – осевой размер бочки;

D – диаметр сечения струи;

$u = U/D_{кр}$; $v = V/D_{кр}$; $d = D/D_{кр}$ – относительные величины;

λ – коэффициент скорости;

$\pi(\lambda)$, $\tau(\lambda)$, $q(\lambda)$, $z(\lambda)$ – газодинамические функции;

$P_n = p_o/p_n$ – располагаемое отношение давлений;

k – отношение теплоемкостей газа;

p – давление газа;

f = F/F_{кр} – относительная площадь;

$n_n = p_a/p_n$, $n_{ск}$ – степени нерасчетности сопла;

n – фаза сечения бочки.

ск – зарождение скачка уплотнения в бочке;

k – параметры в конце ядра струи;

a – параметры среза сопла;

пред – предельное значение;

пр – приведенное значение.

Введение

Свободная газовая струя при течении «разбухает». Увеличение ее поперечных сечений связано с ростом толщины пограничного слоя за счет притока в него части рабочего тела из потенциального ядра струи и подмешивания газа из окружающего пространства. В начальном участке весь расход рабочего тела перетекает из ядра струи в пограничный слой. Поперечное сечение ядра в конце начального участка становится равным нулю. Далее следует основной участок струи, в котором нарастание толщины пограничного слоя определяется только взаимодействием ее с окружающей средой.

В сверхзвуковой струе ядро представляет собой бочечный участок. Скорость газа в этом участке сверхзвуковая и изменяется по гармоническому закону с периодом, равным длине бочки. Вследствие этого обстоятельства давление газа в нем тоже переменное в отличие от основного участка, который является изобарическим. Расчет параметров газа в сверхзвуковом участке – задача актуальная. Теория распространения сверхзвуковой струи в пространстве с учетом ее смешения с окружающей средой в настоящее время интенсивно разрабатывается, но еще очень далека до завершения. Изучение ударно-

Индексы

1, 2, 3, ... – параметры, соответствующие номеру бочки;

n – параметры при давлении окружающей среды;

o – параметры входного сечения ядра струи;

s – параметры среднего сечения бочки;

волновой структуры сверхзвукового участка струи позволяет определить значения параметров газа на его оси.

При автономном рассмотрении ядра струи используется модель течения газа в нем как течение с потерей массы. В этом случае учитывается внутреннее течение в струе – перетекание газа из ядра в пограничный слой. В работе [1] предложена полуэмпирическая теория, решающая эту задачу для струй, истекающих из звукового сопла при определенных условиях. Для струй, истекающих из раструба, необходимо провести дополнительные исследования.

1. Теоретические предпосылки

Основные ограничения предложенной полуэмпирической теории связаны с режимными параметрами истечения (предполагается регулярное отражение волн от оси струй в ядре, т.е. отсутствие прямых скачков уплотнения, приводящих к появлению областей дозвуковых течений). Полуэмпирическая теория разработана применительно для сопел с относительным сечением среза $f_a = 1,0$, работающих на рабочем теле воздух. Координаты ударно-волновой структуры ядра струи используются как жесткий «каркас» ядра, в характерных сечениях которого определяют все необходимые параметры газа, в том числе и расход через эти сечения.

Для струй, истекающих из сопла с раструбом (сверхзвуковое сопло), где газ при ускорении получает дополнительный импульс, координаты ударно-волновой структуры ядра будут отличаться от случая истечения газа из звукового сопла. Диапазон режимов сохранения регулярного отражения волн от оси в ядре струи становится шире. Он связан со степенью расширения газа в раструбе сопла. Уравнения для определения границы такого режима для струй, истекающих из сужающихся сопел и из сопел с раструбом, приведены в работе [2]. Предельное значение перепада давлений на сопле связано с моментом зарождения прямого скачка уплотнения на оси первой бочки ядра сверхзвуковой струи.

В струях, истекающих из звукового сопла расширение и ускорение газа до сверхзвуковых скоростей происходит в первой половине бочки, названной в работе [3] ПВР в то время как в струе, истекающей из сопла с раструбом, ускорение газа происходит частично в сопле от $\lambda_{кр} = 1,0$ до λ_a и далее в ПВР от λ_a до λ_c . В этом случае раструбу сопла соответствует эквивалентный участок ПВР – участок псевдобочки. Этот эквивалент раструба сопла является дополнительным участком «каркаса» ядра струи, который необходимо учесть координатами УВС.

Размеры действительного и эквивалентного участков ПВР могут быть определены [2]. Входное сечение эквивалентного участка ПВР – плоское, а скорость $\lambda_o > 1,0$ за счет дополнительного импульса, создаваемого стенками раструба сопла.

В струях, истекающих из сверхзвукового сопла, сечение взаимодействия ПВР и среза сопла не является одномерным за счет наклона (β_a) стенки сопла к оси. Для учета неоднородности течения газа на срезе сопла вводим обобщенные соотношения газодинамических функций на случай радиальной составляющей скорости ($\alpha \neq 0$):

$$q(\lambda, \alpha) = q(\lambda) \cos \alpha, \tag{1}$$

$$z(\lambda, \alpha) = \frac{1}{\cos \alpha} \left[\left(\frac{2\kappa}{\kappa+1} \cos^2 \alpha - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \right) \lambda + \frac{1}{\lambda} \right]. \tag{2}$$

Течение газа в сопле, например коническом, с углом наклона стенки к оси β_a , можно рассматривать как область течения из источника, заключенного между осью сопла и крайней струйкой, наклоненной к оси под углом β_a . Углы наклона струек газа по сечению меняются от нуля на оси сопла до значений β_a у стенки.

Среднее значение угла наклона на выходе из сопла запишется уравнением

$$\cos \alpha = (1 + \cos \beta_a) / 2. \tag{3}$$

Параметры во входном сечении ПВР, эквивалентной соплу, λ_o и f_o находим по известным одномерным уравнениям газовой динамики с использованием соотношений (1), (2).

Эти уравнения имеют вид

$$q(\lambda) = \frac{1}{\sigma} \frac{1}{f} q(\lambda_a, \alpha), \tag{4}$$

$$z(\lambda) = z(\lambda_a, \alpha) + \left(\frac{\kappa+1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \frac{f-1}{\Pi_H q(\lambda_a, \alpha)}. \tag{5}$$

При определении параметров в сечениях ПВР коэффициент восстановления давления $\sigma = 1,0$, так как при расширении газа потеря полного давления нет.

Диаметры поперечных сечений и избыточные полные давления газа при соответствующих координатах «каркаса» определяем по уравнениям

$$d = d_o \cos \left(\frac{\pi}{2U_\kappa} U \right), \tag{6}$$

$$\frac{p - p_\kappa}{p_o - p_\kappa} = \cos \left(\frac{\pi}{2U_\kappa} U_H \right), \tag{7}$$

где

$$p_\kappa = p_H / \pi(1). \tag{8}$$

Полагая, что избыточное давление газа в бочке по ее длине можно записать гармонической функцией

$$\frac{p - p_H}{p_0 - p_H} = \cos 2\pi n . \quad (9)$$

Используя решение уравнений (4) и (5) после нахождения значений давлений в характерных сечениях, с учетом (9), определим фазовое положение параметров газа сечения бочки, где находится срез сопла. Для режима недорасширения газа в сопле ($p_a > p_H$):

$$n_a = \frac{1}{2\pi} \arccos \left(\frac{p_a - p_H}{p_0 - p_H} \right) . \quad (10)$$

Тогда располагаемая длина первой бочки найдется из уравнения [2]

$$V_0 = d_c \lambda_n \varphi_i , \quad (11)$$

а длина псевдоучастка первой бочки (рис. 1) запишется уравнением

$$V_a = n_a V_0 . \quad (12)$$

Координаты УВС связаны следующим уравнением

$$\left(\frac{v}{\kappa_0} \right)^2 + u^2 = u_k^2 . \quad (13)$$

Из этого уравнения по найденным в эксперименте координатам v_n и u_n определяются значения коэффициентов модели УВС (κ_0 и u_k).

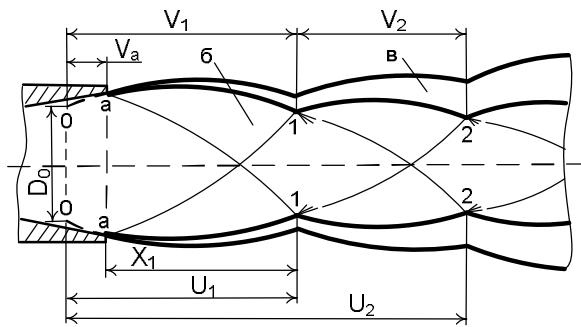


Рис. 1. Схема УВС струи, истекающей из сопла с раструбом: а – срез сопла, б – ядро струи, в – наружный пограничный слой

Согласно модели УВС струи, представленной на рис.1, рабочее тело втекает из сопла через входное сечение ядра диаметром D_0 (для звукового сопла, когда $f_a = 1,0$, $d_0 = 1,0$). Для струй, истекающих из сопла с раструбом $d_0 \geq 1,0$, величину входного диаметра ядра вычислим по величине коэффициента скорости λ_0 в этом сечении, найденной из решения уравнений (4) и (5). В начальном участке струи весь расход газа перетекает в дальнейшем через боковую поверхность ядра струи (б) в пограничный слой (в) (см. рис. 1).

Расход через боковую поверхность ядра струи определяется величиной этой поверхности в начальном участке при критическом перепаде давлений. Процесс перетекания газа в пограничный слой через боковую поверхность ядра характеризуется средним значением коэффициента расхода μ . В работе [1] получено теоретически уравнение, связывающее параметр «каркаса» УВС — κ_0 с коэффициентом расхода μ . После введения в это уравнение поправки на значение входного диаметра в ядро струи, истекающей из раструба, оно приобретает вид

$$\mu = \frac{\pi}{8} \kappa_0 \frac{P_H \pi(1)}{v_0} \sqrt{q(\lambda)} . \quad (14)$$

2. Экспериментальное исследование зависимостей коэффициента расхода

Проведение опыта

Как видно из уравнения (14) для определения значений коэффициента расхода в опытах необходимо фиксировать режимные параметры истечения и получать теньевые фотографии спектров струй. При опытах с горячими струями можно производить непосредственное их фотографирование, так как характерные участки УВС при этом хорошо видны.

Опыты проводились на горячих струях, истекающих из камер сгорания ракетного типа. Конструктивные характеристики сопел камер и параметры газа струй приведены в таблице 1.

Обработка результатов

С фотографий спектров струй снимались координаты сечений ядра струи X_1, X_2, \dots, X_n (см. рис.1). Используя режимные параметры работы камеры, определяли параметры газа во входном сечении ПВР (λ_0 и f_0), далее, по приведенным выше уравнениям, определялась длина участка псевдобочки (V_a), которая использовалась в качестве поправки при определении координат УВС (v_i и u_i).

Значения коэффициентов модели УВС (κ_0 и u_k) определяли с привлечением метода наименьших квадратов при использовании уравнения (13). Соответствующее значение коэффициента расхода находили по уравнению (14).

По результатам эксперимента установлена полиномиальная зависимость коэффициента расхода от степени нерасчетности вида

$$\mu = b_0 + b_1(n_H - 1)^2 , \quad (15)$$

где b_0 и b_1 – коэффициенты регрессии.

Значения этих коэффициентов для разных струй различны, но единственное совпадение – положение минимума кривых в точке $n_H = 1,0$.

Таблица 1

Параметры сопел опытных камер							Параметры рабочего тела		
$d_{кр}$, мм	f_a	β_a, \dots	M_a	P_a	$n_{н\text{ пред}}$	$P_{н\text{ пред}}$	Топливо	κ	T_k , К
12,0	1,361	5,0	1,687	4,62	0,641	2,961	Воздух+бензин	1,274	2100
18,8 *)	2,988	14,0	2,289	12,84	0,520	6,679	O ₂ +керосин	1,118	3395
25,0 *)	1,638	7,7	1,817	5,40	0,561	3,028	O ₂ +керосин	1.115	3295

Примечание: *) –опыты провели сотрудники ИПМ АН УССР В.М. Кисель и С.Ю. Пилиповский.

Это подтверждает физический смысл коэффициента расхода. При малой интенсивности перетекания газа из ядра в пограничный слой, рабочее тело в ядре будет сохраняться более длительное время, вследствие чего протяженность его будет больше (дальнобойность струи будет больше). При отклонениях степени нерасчетности истечения от единицы интенсивность скачков уплотнения в струе возрастает, что приводит к потерям полного давления и к уменьшению дальнобойности.

Обобщение результатов эксперимента

При обработке результатов опытов было замечено, что сопла при испытаниях работали на предельных и запредельных режимах расширения. Для каждого сопла наступает предельный режим расширения, при котором струя отрывается от среза сопла, а при небольшом дальнейшем понижении давления в камере наступает запредельный режим, когда сечение отрыва, заходит внутрь сопла и располагается между критическим сечением и сечением среза. Значения предельных степеней нерасчетностей и предельных перепадов давлений для исследуемых сопел приведены в табл.1. Эти режимы определяли по методу расчета, изложенного в работе [3]. На предельных режимах истечения сверхзвуковых струй, площадь входного сечения псевдобочки становится равной площади критического сечения сопла.

Для обобщения результатов экспериментов использовали числа Рейнольдса. В качестве определяющих выбраны параметры характерных сечений. Характерные сечения при безотрывном течении: входное ядро (D_0) и среза раструба сопла (D_a). На режимах течения с отрывом входное сечение ядра $D_{кр}$, и сечение отрыва струи от стенок сопла(D_x), расположенное внутри раструба между критическим сечением и сечением среза. Для характеристики степени нерасчетности сопла на запредельном режиме использовали отношение статических давлений в сечении отрыва и окружающей среды

$$n_{нх} = p_x / p_n \quad (16)$$

По мере снижения давления в камере сгорания сечение отрыва смещается внутри раструба в сторо-

ну критического сечения сопла, а величина $n_{нх}$ возрастает, стремясь в пределе к единице.

Приведенные значения коэффициентов расхода рассчитывали по следующим формулам:

- при безотрывном течении

$$\mu_{пр} = \mu \frac{Re_o}{Re_a} = \mu \sqrt{\frac{q(\lambda_o)\tau(\lambda_a)}{q(\lambda_a)\tau(\lambda_o)}}, \quad (17)$$

- при отрывном режиме течения

$$\mu_{пр} = \mu \frac{Re_{кр}}{Re_x} = \mu \sqrt{\frac{(\kappa + 1)\tau(\lambda_x)}{2q(\lambda_x)}}. \quad (18)$$

Используя параметры соответствующих сечений, выраженные через газодинамические функции, отношения чисел Рейнольдса преобразуем. Отношение вязкостей выразим через отношение температур в степени 1/2.

Зависимость приведенного коэффициента расхода от степени нерасчетности сопла для исследуемых сопел приведена на рис. 2.

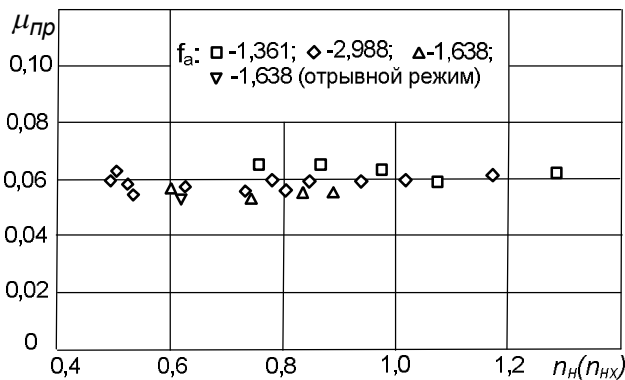


Рис. 2. Зависимость приведенного коэффициента расхода от степени нерасчетности сопла

Обсуждение результатов и их адекватность

После обобщения результатов эксперимента получена зависимость приведенного коэффициента расхода от степени нерасчетности сопла в виде полинома нулевой степени.

Статистической обработкой результатов эксперимента получено математическое ожидание и доверительный интервал приведенного коэффициента расхода

$$\mu_{\text{пр}} = 0,0582 \pm 0,0019. \quad (19)$$

Полученный результат соответствует относительной погрешности 3,2% при стандартной доверительной вероятности $p = 0,95$.

Эта зависимость характеризует перетекания рабочего тела из ядра сверхзвуковой струи в дозвуковой пограничный слой в диапазоне режимов истечения, когда в ядре струи отсутствуют зоны дозвуковых течений (регулярный режим отражения волн от ее оси).

Предельные и запредельные отрывные режимы также подчинены полученной зависимости. Изменение действительных значений коэффициента расхода, как и при безотрывном режиме, подчиняется уравнению (15). Эти два полинома (для отрывных и безотрывных течений) имеют одну общую точку при $n_n = n_{n \text{ пред}}$. После приведения эти две кривые сливаются в одну прямую вида (19).

При постепенном уменьшении давления в камере сгорания, начиная от расчетного режима, экспериментальные точки смещаются влево относительно оси n_n , достигают положения, соответствующего предельному ($n_{n \text{ пред}}$) и, при дальнейшем понижении давления в камере, движутся в обратном направлении к расчетному режиму, т.е. эта прямая является двухзначной по коэффициенту степени нерасчетности сопла. Так, если бы не было отрыва струи от стенок сопла, экспериментальная точка для сопла $f_a = 2,988$, выделенная на графике другим символом, при том же режиме имела бы значение $n_n = 0,555$, а не $n_{nx} = 0,62$. Соответственно было бы другим и значение приведенного коэффициента расхода.

Диапазон применения данных эксперимента

Выше было указано, что диапазон применимости полуэмпирической теории для расчета параметров струй, истекающих из сопел с раструбом, расширяется по сравнению со струями, истекающими из сужающихся сопел. Основным условием применимости полуэмпирической теории к расчету параметров в струе является отсутствие в ядре струи зон дозвукового течения. Появление прямого скачка уплотнения на оси бочки приводит к таким неприятностям, которые окажут влияние на характер изменения параметров УВС. Поэтому верхней границей применения полуэмпирической теории будет режим работы камеры, при котором зарождается прямой скачок в бочке. Такие расчеты проведены с использованием теории [2] для экспериментально исследованных струй. В таблице 2 приведены параметры сопла и газа в бочке при зарождении прямого скачка уплотнения в центральной ее части. По величине распола-

гаемого перепада давлений на сопле, соответствующей зарождению прямого скачка в центре бочки, можно судить о диапазоне режимов, при которых сохраняется сверхзвуковое течение в ядре струи.

Таблица 2

Параметры зарождения прямого скачка в бочке

f_a	P_a	$P_{\text{нск}}$	$n_{\text{ск}}$	λ_o	λ_n	λ_c
1,361	4,62	9,707	2,10	1,516	1,791	1,973
1,638	5,40	10,612	1,969	1,691	1,994	2,207
2,988	12,83	17,928	1,951	1,951	2,171	2,337

С увеличением геометрической степени расширения раструба сопла уменьшается величина степени нерасчетности, при которой появляется прямой скачок уплотнения.

Выводы

1. Получена теоретическая зависимость коэффициента расхода (14), определяющего перетекание рабочего тела из ядра в пограничный слой для струи сопла с раструбом.

2. В результате обработки экспериментальных данных координат УВС струй (с различными их параметрами, рабочими телами при различных режимах работы сопел и их конструктивных характеристик) установлена эмпирическая зависимость (19) приведенного коэффициента расхода от степени нерасчетности сопла в виде полинома нулевой степени.

3. Установлены особенности изменения коэффициента расхода при отрывных режимах течения газа в сопле.

Литература

1. Спесивцев, В.В. Параметры газа в ядре свободной сверхзвуковой струи при течении с потерей массы [Текст] / В.В. Спесивцев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 2(79). – С. 56 – 61.

2. Спесивцев, В.В. Геометрические характеристики ударно-волновой структуры и параметры газа первой бочки сверхзвуковой струи [Текст] / В.В. Спесивцев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 5 (52). – С. 72 – 76.

3. Спесивцев, В.В. Необходимые и достаточные условия отрыва струи от стенок сопла на режиме перерасширения [Текст] / В.В. Спесивцев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 6 (63). – С. 60 – 65.

Поступила в редакцию 5.03.2012

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой теории авиационных двигателей Л.Г. Бойко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ВНУТРЕШНІХ ПЛИНІВ НАДЗВУКОВОГО СТРУМЕНЯ

В.В. Спесивцев

Проведені дослідження дозволяють поширити напівемпіричну теорію розрахунку параметрів газу в надзвуковій ділянці струменя на випадок витікання її із сопла з розтрубом. Теоретично отримано для струменя, який спливає із сопла з розтрубом, математичне вираження коефіцієнта витрати газу через кордон, що відокремлює ядро від зовнішнього прикордонного шару. Використано рівняння координат ударно-хвильової структури (УХС), що служить «каркасом» ядра струменя при визначенні параметрів газу в ньому. Експериментальні дослідження УХС проведені на струменях продуктів згоряння палив «бензин-повітря», «гас-кисень» з температурами робочого тіла 2100 ... 3395 К. Встановлено емпіричну залежність приведенного коефіцієнта витрати від ступеня нерозрахованості сопла у вигляді полінома нульового ступеня. Приведення проводилося з використанням чисел Рейнольдса характерних перетинів ядра струменя. Встановлено особливості зміни коефіцієнта витрати при відривних режимах плинину газу в соплі.

Ключові слова: вільний надзвуковий струмінь, потенційне ядро, режим регулярного відображення хвиль, значення параметрів газу на осі ядра, плин з утратою маси.

RESEARCHING OF INTERNAL FLOWS IN SUPERSONIC JET

V.V. Spesivtsev

The carried out researches let extend the semi-empirical theory of gas parameters calculation in supersonic part of jet to the case of jet's outflow from diffuser nozzle. The expression of coefficient of gas consumption through the bound separating the core from external boundary layer for the jet with outflow from diffuser nozzle theoretically has been obtained. The coordinate equation of shock and wave structure (SWS) serving as framework of jet core when determination of gas parameters in it has been used. The experimental researches of SWS have been carried out on jets of combustion products of propellants "petrol – air", "kerosene – oxygen" with temperatures of reaction mass 2100...3395 K. The empirical dependence of reduced coefficient of consumption from nozzle's off-rate degree in the form of zero power polynomial has been established. The reducing was being carried out with using Reynolds numbers for typical cross-sections of jet core. The features of changing of coefficient of consumption when detachment modes of gas flowing in the nozzle have been established.

Key words: free supersonic jet, potential core, conditions of regular wave reflection, values of gas parameters on core axis, flowing with mass loss.

Спесивцев Виктор Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры ракетно-космических двигателей и энергетических установок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.