

УДК 621.453 + 533.6

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОТРЫВА ПОТОКА В СОПЛАХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ С ПРОФИЛИРОВАННОЙ СВЕРХЗВУКОВОЙ ЧАСТЬЮ СОПЛА

© 2009 С. А. Шустов

Самарский государственный аэрокосмический университет

Излагается разработанная в научно-исследовательском центре космической энергетики СГАУ под руководством автора методика экспериментального исследования отрыва потока в соплах ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) с профилированной сверхзвуковой частью. Приводятся полученные на ее основе результаты, показывающие наличие существенных особенностей параметров отрыва в профилированных соплах РДМТ, связанных, в основном, со сменой характера течения в пограничном слое от ламинарного к турбулентному под воздействием скачка уплотнения, вызывающего отрыв потока. Выявлены ограничения существующих расчетных методик отрыва потока в соплах ракетных двигателей применительно к РДМТ. Экспериментально показано, что характер течения в пограничном слое сверхзвуковой части сопла штатного жидкостного ракетного двигателя тягой 400 Н является ламинарным.

Ракетный двигатель, профилированное сопло, отрыв потока, скачок уплотнения, пограничный слой, число Рейнольдса, число Маха, вакуумный стенд, газодинамический эксперимент, точка дренирования.

Знание основных закономерностей отрыва потока в соплах ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) имеет все возрастающее как научное, так и практическое значение в связи с полетами аэрокосмических летательных аппаратов (ЛА) различного назначения в верхних слоях атмосферы Земли в диапазоне высот от 40 до 100 км. В этом диапазоне высот возможности использования традиционных аэродинамических способов управления ЛА за счет создания подъемной силы существенно сокращаются и наиболее эффективной является реактивная система управления, использующая в качестве исполнительных органов РДМТ. Обычно эта же система управления используется и для управления пространственным положением ЛА в условиях орбитального полета. Поэтому, исходя из требований экономичности, сопла РДМТ имеют профилированную сверхзвуковую часть со значительной геометрической степенью расширения $\bar{F}_a$ - от 50 до 300. При использовании таких РДМТ для управления ЛА в верхних слоях атмосферы в их соплах возникает отрыв потока, существенно влияющий на тяговые характеристики, экономичность и тепловое состояние. Однако до настоящего времени сведения о закономернос-

тях отрыва потока в соплах РДМТ имеют весьма скудный и противоречивый характер, [1, 2, 3]. Вследствие этого возможность использования апробированных для сопел ЖРД больших тяг расчетных методик отрыва потока [2, 3] является весьма проблематичной, что и вызвало необходимость проведения данного исследования. Несмотря на определенный прогресс в использовании численных методов [4], до настоящего времени основными в исследовании отрыва потока в соплах остаются экспериментальные методы.

Поэтому в основу данного исследования положен метод экспериментального определения критического перепада давлений $\bar{p}_{кр}$ в скачке уплотнения, вызывающем отрыв пограничного слоя на стенке сопла [1, 2]:

$$\bar{p}_{кр} = \left(\frac{p_2}{p_1} \right)_{кр}, \quad (1)$$

где p_1 и p_2 – давление до и после скачка уплотнения, вызывающего отрыв потока.

В работах Г. И. Петрова, В. Я. Лихущина, И. Г. Некрасова, Л. И. Сорокина, Е. Н. Бондарева [1, 2], а также Чжена [5] установлена фундаментальная особенность взаимо-

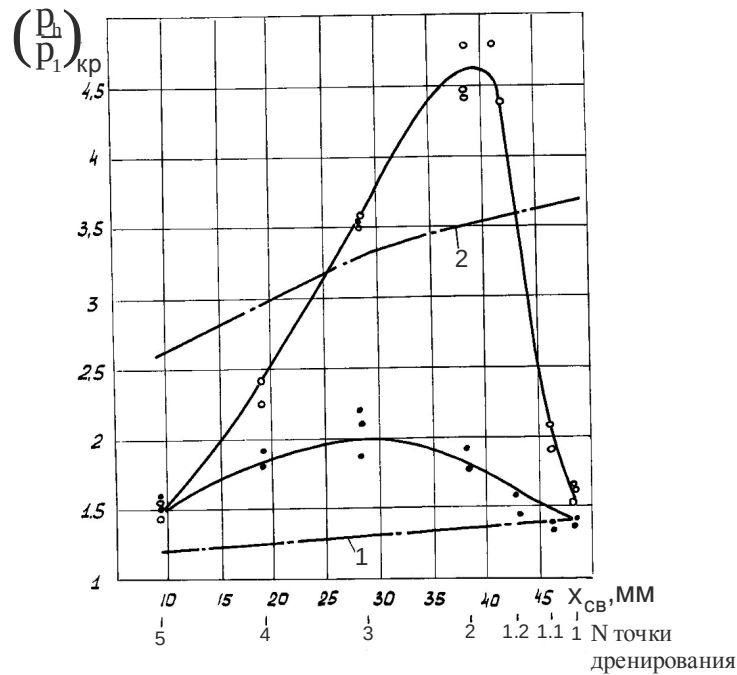


Рис. 1. Результаты экспериментального исследования величины параметра $(p_h/p_1)_{кр}$ по длине сверхзвуковой части сопла изд. 11Д457х:

● - эксперимент при $p_{св} = 0.25$ МПа, $Re_{w_0} = 0.8 \cdot 10^7$; ○ - эксперимент при $p_{св} = 0.5$ МПа, $Re_{w_0} = 1.6 \cdot 10^7$; $p_{св}$ - давление на входе в сопло

1, 2 - зависимости [1, 2] для величины $\bar{p}_{\bar{e}d}$ соответственно при ламинарном и турбулентном характере течения в пограничном слое

действия скачка уплотнения с пограничным слоем, которая заключается в том, что величина $\bar{p}_{кр}$ слабо зависит от причины, вызвавшей отрыв, и определяется, в первую очередь, характером течения в пограничном слое и числом Маха во внешнем потоке.

В данном исследовании экспериментально определялся критический перепад давлений $(p_h/p_1)_{кр}$, вызывающий отрыв потока в сверхзвуковой части сопла (где p_h - давление в вакуумной камере). Этот перепад давлений, как показал специально проведенный эксперимент, а также данные [2], практически совпадает с критическим перепадом давлений $\bar{p}_{кр} = (p_2/p_1)_{кр}$ (обычно отличие не превышает 5 %). Поэтому далее параметры $\bar{p}_{кр}$ и $(p_h/p_1)_{\bar{e}d}$ рассматриваются как идентичные.

Известные в литературе [1, 2] зависимости для величины $\bar{p}_{\bar{e}d}$ показаны на рис. 1, где кривая 1 соответствует отрыву при лами-

нарном пограничном слое, а кривая 2 - при турбулентном. На этом рисунке величина $x_{\bar{n}d}$ на оси абсцисс соответствует продольной координате для сверхзвуковой части сопла 11Д457х, контур которого представлен на рис. 2. Связь координаты $x_{\bar{n}d}$ с числом Маха на стенке сопла 11Д457х (для модели невязкого течения) показана в табл. 1.

В первом столбце табл. 1 символы имеют следующий смысл: r - радиус сопла для соответствующей точки дренирования; $\bar{r} = r/r_*$ - безразмерный радиус сопла для соответствующей точки дренирования (r_* - радиус минимального сечения сопла); $M_{\bar{n}d}$ - число Маха на стенке сопла для невязкого течения.

Отметим, что существенная зависимость параметра $(p_h/p_1)_{\bar{e}d}$ от характера течения в пограничном слое позволяет использовать этот параметр и для экспериментального определения характера течения в погра-

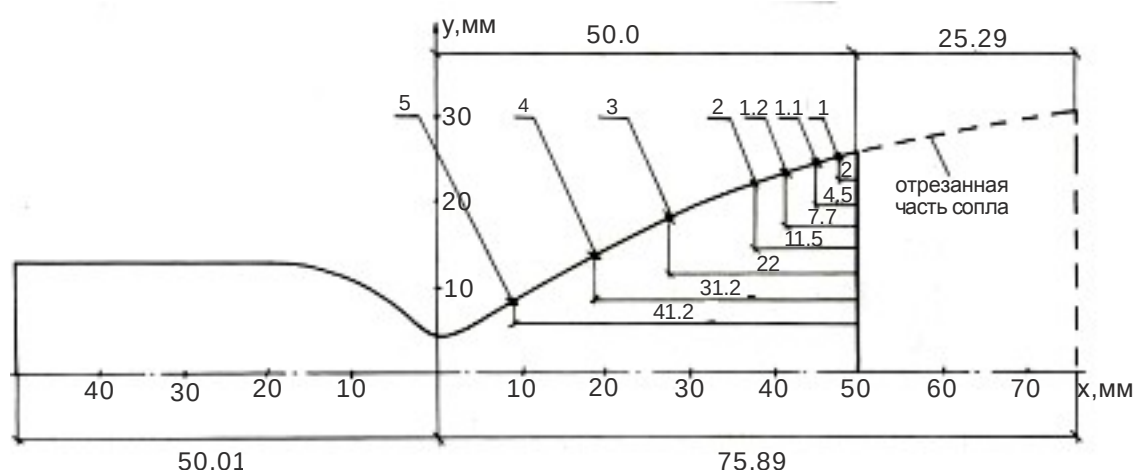


Рис. 2. Схема препарирования сопла 11Д457х для исследования параметров отрыва потока на модельном рабочем теле:

1, 1.1, 1.2, 2, 3, 4, 5 - номера точек дренирования стенки сопла

ничном слое сопел РДМТ как на инертном рабочем теле, так и на натуральных компонентах топлива.

Основным объектом данного исследования являлся штатный жидкостной ракетный двигатель малой тяги (ЖРДМТ) на компонентах топлива азотный тетраксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ) тягой 400 Н с профилированным сверхзвуковым соплом ($\bar{F}_a = 50$), который относится к числу наиболее распространенных исполнительных органов систем управления как отечественных, так и зарубежных ЛА. Для проведения исследования использовался вакуумный экспериментальный комплекс научно-исследовательского центра космической энергетики (НИЦ КЭ) СГАУ, созданный при непосредственном участии автора [6].

Вследствие необходимости проведения большого объема экспериментов по отрыву потока, с одной стороны, и ограниченных

возможностях его проведения на штатном ЖРДМТ, с другой, исследование выполнялось в два этапа.

Основная цель проведения первого этапа исследования заключалась в экспериментальном определении параметров отрыва потока в пограничном слое профилированного сопла РДМТ в диапазоне чисел Рейнольдса $0.25 \cdot 10^7 \leq Re_{w0}(x) \leq 7.5 \cdot 10^7$, охватывающем область перехода от ламинарного к турбулентному характеру течения в пограничном слое. В числе Рейнольдса

$$Re_{w0}(x) = \frac{x \cdot w(x) \cdot r_{oc}}{h_w} \quad (2)$$

в качестве характерных параметров фигурируют [7]: длина сопла x (расстояние от входа в сопло до заданного сечения сопла); скорость $w(x)$ рабочего тела на оси для сечения сопла, соответствующего величине x ; r_{oc} –

Таблица 1

Точки дренирования	1	1.1	1.2	2	3	4	5
r , мм	24.25	23.4	22.4	21.1	17.5	13.5	8.5
$\bar{r}$	5.77	5.57	5.3	5.02	4.17	3.21	2.02
$M_{ст}$	4,6	4,54	4,47	4,4	4,05	3,7	3.08

плотность рабочего тела на входе в сопло; h_w – кинематический коэффициент вязкости при температуре стенки сопла T_w .

В качестве рабочего тела на первом этапе использовался осушенный воздух. Условия проведения эксперимента выбирались таким образом, чтобы они охватывали и условия проведения эксперимента для натурального ЖРДМТ (имеется в виду идентичность по числу Рейнольдса Re_{w0}).

С этой целью на первом этапе в качестве объекта исследования использовалось профилированное сопло штатного ЖРДМТ тягой 50 Н, которое при дальнейшем изложении результатов будет именоваться как сопло 11Д457х. Выбор этого сопла обусловлен, во-первых, идентичностью его контура сверхзвуковой части (в безразмерных координатах) и контура сопла натурального ЖРДМТ, а во-вторых, в три раза меньшим диаметром минимального сечения, чем у сопла штатного ЖРДМТ. Это обеспечило соплу 11Д457х наиболее приемлемое в эксперименте соотношение между требуемым расходом рабочего тела ($m = 40...400$ г/с) и возможностями имитации высотных условий с помощью вакуумной системы в диапазоне давлений на входе в сопло от 0,25 МПа до 2,5 МПа. Этот диапазон давлений на входе в сопло 11Д457х необходим для обеспечения в эксперименте указанного выше диапазона чисел Рейнольдса Re_{w0} .

Основные геометрические размеры профилированного сопла 11Д457 и схема дренирования его сверхзвуковой части приведены на рис. 2. В целях компенсации некоторого отличия среднего показателя изэнтропы расширения для натурального ЖРДМТ на компонентах топлива АТ+НДМГ ($c \approx 1,26$) и показателя адиабаты для воздуха ($c = 1,4$), приводящего к различию чисел Маха на срезе сопел, сверхзвуковая часть сопла 11Д457 укорачивалась в соответствии с рис. 2.

Для проведения эксперимента на первом этапе исследования использовалась вакуумная камера объемом 5 м³ экспериментального комплекса НИЦ КЭ СГАУ [6]. Для измерения давления на входе в сопло ис-

пользовался индуктивный датчик ДД–10, а для измерения давления в вакуумной камере и в точках дренирования – малогабаритные индуктивные датчики ДМИ. Каналы измерения давления в вакуумной камере и точках дренирования имели высокие динамические характеристики: постоянная времени каждого из них не превышала 0,02 с. Для каждого из измерительных каналов в процессе эксперимента проводилась индивидуальная градуировка, обеспечивающая уровень погрешности измерения давления, не превышающий 2 %.

В процессе экспериментального исследования параметров отрыва потока в сверхзвуковой части сопла 11Д457х было проведено две серии экспериментов. Первая из этих серий проводилась для давлений на входе в сопло в диапазоне от 0,25 МПа до 0,5 МПа. В этой серии экспериментов определялась величина $(p_h / p_1)_{\text{ед}}$ во всех семи точках дренирования стенки сверхзвуковой части сопла 11Д457х. Во второй серии экспериментов давление на входе в сопло изменялось в диапазоне от 0,6 МПа до 2,5 МПа, а величина $(p_h / p_1)_{\text{ед}}$ определялись лишь в трех ближайших к срезу сопла точках дренирования (точки 1, 1.1 и 1.2), что было связано с ограничениями возможности имитации высотных условий в процессе проведения эксперимента.

Результаты исследования параметров отрыва потока в точках дренирования для первой и второй серии эксперимента приведены соответственно на рис. 1 и рис. 3. Эти результаты показывают весьма сильное влияние величины p_{oc} на критический перепад давлений, причем степень этого влияния может существенно изменяться в зависимости от точки дренирования. Так, экспериментальные зависимости на рис. 1 показывают, что изменение давления на входе в сопло p_{oc} с 0,25 МПа до 0,5 МПа практически не повлияло на величину $(p_h / p_1)_{\text{ед}}$ для точек 1 и 5, в то время как для точек 1.2 и 2 величина $(p_h / p_1)_{\text{ед}}$ увеличилась примерно в три раза.

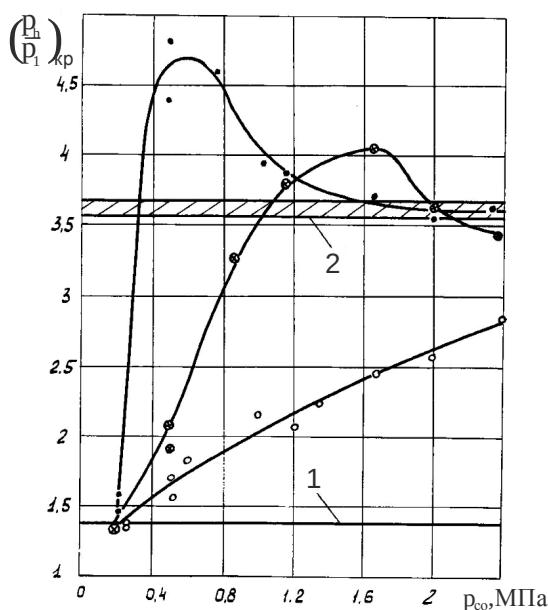


Рис. 3. Результаты экспериментального исследования зависимости безразмерного параметра $(p_h / p_1)_{\text{кр}}$ от давления на входе в сопло 11Д457х для точек дренирования 1, 1.1, 1.2.

Результаты эксперимента:

○ – для точки дренирования 1; □ – для точки дренирования 1.1; ● – для точки дренирования 1.2;

1, 2 – зависимости [1, 2] для величины $(p_h / p_1)_{\text{кр}}$ соответственно при ламинарном и турбулентном характере течения в пограничном слое

Результаты на рис. 3 показывают весьма сильную зависимость величины $(p_h / p_1)_{\text{кр}}$ от давления на входе в сопло для всех точек дренирования, при этом для точки 1 зависимость имеет монотонный характер, а для точек 1.1 и 1.2 – существенно немонотонный характер с максимумом при давлении $\bar{p}_{\text{ос}}$, равном соответственно 1.6 и 0.5 МПа.

Таким образом, полученные экспериментальные результаты, представленные на рис. 1 и 3, существенно отличаются от известных зависимостей [1, 2] для отрыва потока в сверхзвуковой части сопел при ламинарном и турбулентном характере течения в пограничном слое, показанных на рисунках 1 и 3 в виде кривых 1 и 2.

По мнению автора, основная причина такого отличия заключается в том, что в определенном диапазоне чисел Рейнольдса Re_{w0} скачок уплотнения может инициировать локальный переход к турбулентному характеру в пограничном слое течения в зоне его взаимодействия с этим пограничным слоем,

что, в свою очередь, приводит к существенному увеличению перепада давления $(p_h / p_1)_{\text{кр}}$, вызывающего отрыв потока.

Так, характер изменения экспериментальных зависимостей на рис. 1 говорит о том, что при $p_{\text{ос}} = 0,25$ МПа характер течения в пограничном слое был ламинарным для всех точек дренирования сверхзвуковой части сопла 11Д457х, при увеличении давления

$p_{\text{ос}}$ до 0,5 МПа характер течения остался ламинарным в точках дренирования 1, 1.1 и 5, а в остальных точках характер течения изменялся от близкого к ламинарному в точках 1.2 и 4 до близкого к турбулентному в точках 2 и 3.

Экспериментальные зависимости на рис. 1 и 3 показывают, что использование в точке отрыва параметра $\bar{p}_{\text{кр}}$ позволяет надежно определить момент завершения перехода от ламинарного к турбулентному характеру течения в пограничном слое для внутренних точек сверхзвуковой части сопла по точке выхода зависимости этого параметра от ве-

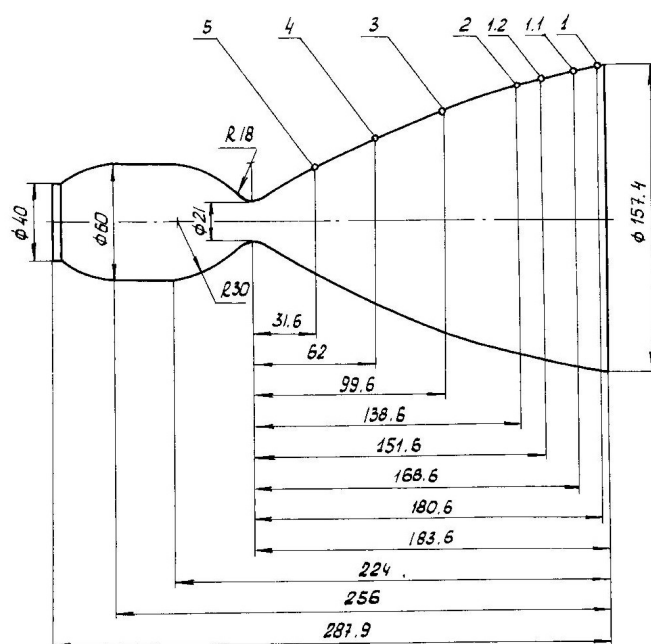


Рис. 4. Основные геометрические размеры и схема дренирования сверхзвуковой части сопла штатного ЖРДМТ тягой 400 Н

личины p_{oc} на установившееся значение. Так, например, в точке 1.2 завершение перехода соответствует величине p_{oc} , равной 1,6 МПа, а в точке 1.1 – величине p_{oc} , равной 2 МПа. Что касается точки 1, то для нее завершение перехода от ламинарного к турбулентному характеру течения достигается при давлении на входе в сопло, превышающем 2,4 МПа.

Отметим, что экспериментальные результаты первого этапа приводят к важному выводу о возможности режимов с неоднократной сменой характера течения в пограничном слое по длине сопла. Так, для исследуемого сопла при давлении на входе $p_{oc} = 0,5$ МПа в трансзвуковой части сопла происходит переход от турбулентного характера течения в пограничном слое к ламинарному, в области между точкой 5 и точкой 1.2 ламинарный характер течения переходит в турбулентный, а в области между точкой 1 и срезом сопла течение в пограничном слое остается ламинарным.

Из того факта, что при фиксированной величине p_{oc} скачок уплотнения инициирует переход в пограничном слое лишь в некоторых точках дренирования, следует вывод о различной устойчивости ламинарного пограничного слоя по длине сверхзвуковой части

сопла. В частности, из экспериментальных результатов, представленных на рис. 1 и рис. 3, следует вывод, что максимальной устойчивости ламинарного пограничного слоя соответствуют точки дренирования 1 и 5, а минимальной – точки дренирования 1.2, 2 и 3.

На втором этапе проводилось исследование параметров отрыва и характера течения в пограничном слое для штатного ЖРДМТ тягой 400 Н на компонентах топлива АТ+НДМГ.

Основные геометрические размеры и схема дренирования сверхзвуковой части сопла штатного ЖРДМТ тягой 400 Н приведены на рис. 4, а термодинамические и газодинамические параметры в точках дренирования сверхзвуковой части сопла этого ЖРДМТ приведены в табл. 2.

В табл. 2 символы имеют следующий смысл: $p_{\dot{n}o}^{y\dot{e}n\dot{u}} = p_{\dot{n}o}^{y\dot{e}n\dot{u}} / p_{oc}$, где $p_{\dot{n}o}^{y\dot{e}n\dot{u}}$ – экспериментально определенное давление на стенке сопла; $T_w^{y\dot{e}n\dot{u}}$ – температура стенки сопла, определенная экспериментально; w – скорость рабочего тела на оси сопла.

Для проведения этой серии экспериментов использовался экспериментальный комплекс НИЦ КЭ СГАУ, в котором имитация высотных условий обеспечивалась вакуумной системой, включающей барокамеру объемом 40 м³ [6].

Таблица 2

Точки дренирования	1	1.1	1.2	2	3	4	5
r , мм	78	75	71	68	56	42	25
$\bar{r}$	7,43	7,14	6,76	6,48	5,33	4,0	2,38
$M_{ст}$	4,5	4,4	4,3	4,2	4,05	3,7	2,9
$P_{ст}^{эксп}$	0,0017	0,0019	0,0024	0,0027	0,0042	0,0070	0,0220
$T_w^{эксп}$, К	523	543	553	693	873	1000	1000
w , м/с	2295	2287	2281	2254	2219	2166	1963
$Re_{w0} / 10^4$	5,85	5,31	4,78	3,05	1,55	0,87	0,755

Для измерения давления в камере сгорания, в магистралях подачи окислителя и горючего использовались индуктивные датчики давления ДД–10, а для измерения статического давления в точках дренирования – малогабаритные индуктивные датчики давления ДМИ. Давление в вакуумной камере p_h измерялось датчиком ДМИ и потенциометрическим датчиком давления типа ИКД.

Для измерения тяги использовались тензодатчики, обеспечивающие погрешность измерения не выше 1,5 %. Расходы компонентов по каждой из магистралей определялись объемным методом с помощью стеклянных уровнемеров с погрешностью, не превышающей 1,7 %.

Оценка, проведенная до начала эксперимента, показала, что в соответствии с рекомендациями [7] и значениями чисел Re_{w0} , приведенных в последней строчке табл. 1, пограничный слой в точках 4, 5 должен быть ламинарным, в точках 2, 1.2, 1.1 и 1 – турбулентным, а в точке 3 иметь переходный характер от ламинарного к турбулентному.

В процессе экспериментального определения параметров отрыва пограничного слоя в сверхзвуковой части сопла штатного ЖРДМТ давление в вакуумной камере изменялось от уровня $0,04 p_a$ до уровня $15 p_a$, где p_a – давление на стенке для среза сопла ЖРДМТ, равное на номинальном режиме 1,3 КПа (номинальному режиму соответствуют давление компонентов в магистралях окислителя и горючего на входе в ЖРДМТ

$p_{\hat{a}\hat{o}}^{\hat{i},\hat{a}} = 1,5$ МПа, давление в камере сгорания $p_{oc} = 0,55$ МПа).

Результаты экспериментального определения зависимости $(p_h / p_1)_{\hat{e}\hat{o}}$ для штатного ЖРДМТ тягой 400 Н приведены на рис. 5. На том же рисунке приведены величины критических отношений давлений $(p_h / p_1)_{\hat{e}\hat{o}}$ для ламинарного и турбулентного характера течения в пограничном слое, полученные в соответствии с рекомендациями [1, 2] (кривые 1 и 2).

Данные результаты показывают, что для среза сопла экспериментально полученная величина $(p_h / p_1)_{\hat{e}\hat{o}}$ соответствует ламинарному характеру течения в пограничном слое. Для внутренних точек сопла величина $(p_h / p_1)_{\hat{e}\hat{o}}$ быстро растет по мере приближения к минимальному сечению сопла и в точке дренирования 3 достигает величины $(p_h / p_1)_{\hat{e}\hat{o}} = 5$, существенно превышая расчетную величину отношения давлений $(p_h / p_1)_{\hat{e}\hat{o}}$ для турбулентного характера

Для выяснения вопроса о характере течения в пограничном слое внутри сопла до воздействия скачка уплотнения, вызвавшего отрыв, была проведена дополнительная серия экспериментов, в которой осуществлялась обрезка сверхзвуковой части сопла до точек дренирования, что позволяло судить о характере течения в пограничном слое во внутренних точках сопла по отношению дав-

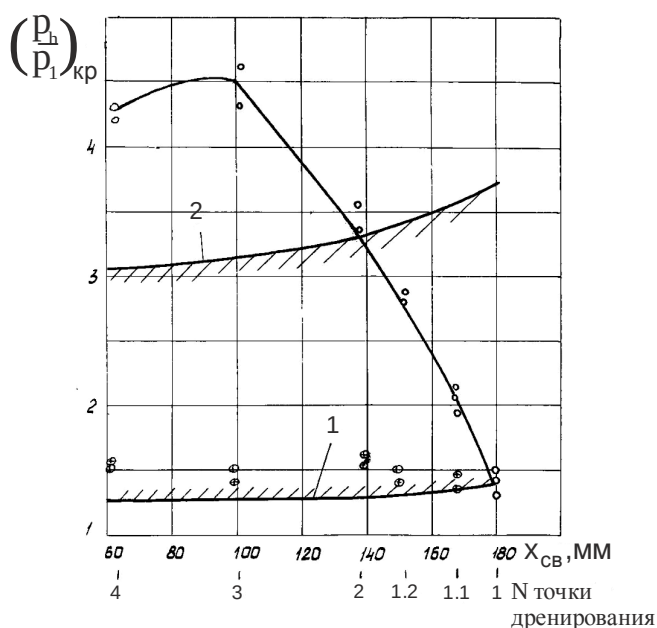


Рис. 5. Результаты экспериментального определения величины параметра $(p_h/p_1)_{кр}$ по длине сверхзвуковой части сопла штатного ЖРДМТ течения в пограничном слое, которая в точке 3 равна 3,1 [1, 2]:

О – для исходного сопла без его подрезки, X – для сопла, подрезанного до точки дренирования, к которой относятся результаты эксперимента
1, 2 – зависимости [1, 2] для величины $(p_h/p_1)_{кр}$ соответственно при ламинарном и турбулентном характере течения в пограничном слое

лений $(p_h/p_1)_{эд}$. Результаты этой серии экспериментов приведены на рис. 5 и показывают, что значения параметра $(p_h/p_1)_{эд}$ соответствуют ламинарному характеру течения в пограничном слое ЖРДМТ 11Д458 для всех точек дренирования. Таким образом, было экспериментально подтверждено высказанное выше предположение о том, что переход в пограничном слое сопел ЖРДМТ происходит под воздействием скачка уплотнения, вызывающего отрыв пограничного слоя. Экспериментальное определение тяговых характеристик штатного ЖРДМТ тягой 400 Н с отрывом потока показало, что переход в пограничном слое в области отрыва от ламинарного к турбулентному характеру по воздействию скачка уплотнения приводит к существенному (до 30 %) снижению тяги из-за значительного перерасширения потока и, соответственно, к такому же снижению топливной экономичности ЖРДМТ.

В заключение отметим, что в соответствии с рекомендациями [7] ламинарный характер течения в пограничном слое по всей

длине сопла сохраняется лишь при числах Рейнольдса $Re_{w0} \leq 10^7$, а затем при увеличении этого числа Рейнольдса переходит в турбулентный режим. Однако в проведенном эксперименте пограничный слой для штатного ЖРДМТ тягой 400 Н остается ламинарным при величине числа Рейнольдса Re_{w0} в шесть раз большем, чем 10^7 . Этот факт еще раз говорит об ограниченном характере использования рекомендаций [7] применительно к оценке характера течения в пограничном слое сопел РДМТ, поскольку в этих соплах пограничный слой на стенке сопла может оставаться ламинарным при значениях чисел Рейнольдса Re_{w0} существенно больших, чем это указано в [7]. Результаты данной работы, в частности, впервые показывают, что течение в пограничном слое сопел ЖРДМТ является ламинарным вплоть до уровня тяги порядка 400 Н.

Библиографический список

1. Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика [Текст]: учебн. рук-во для вузов в 2 ч./ Г. Н. Абрамович. – М.: Наука. 1991. – 600 с.

2. Алемасов, В. Е. Теория ракетных двигателей. [Текст]: учебник для ВУЗов / Алемасов В. Е., Дрегаллин А. Ф., Тишин А. Л. – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.

3. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей [Текст]: учебник для ВУЗов. Под ред. Кудрявцева В. М., Изд-е 3-е, испр. и дополн. – М.: Выс. школа, 1983. – 703 с.

4. Глушко, Г. С. Численное моделирование отрывных течений в соплах [Текст] / Г. С. Глушко и др. // Институт проблем механики РАН, Препринт № 815, М.: 2006. - 40 с.

5. Чжен, П. Управление отрывом потока [Текст] / П. Чжен // М.: Мир. 1979. – 552 с.

6. Шустов, С. А. Исследовательско-испытательный комплекс для энергетических установок космических аппаратов [Текст] / С. А. Шустов и [др] // Сборник научно-технических статей по ракетно-космической тематике. Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», 2001. – С. 244-246.

7. Пирумов, У. Г. Газовая динамика сопел [Текст] / У. Г. Пирумов, Г. С. Росляков // М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит-ры, 1990. – 368 с.

References

1. Abramovitch, G. N. Applied gas dynamics: teaching aid for technical universities in 2 parts / G. N. Abramovitch. – Moscow: Nauka. 1991 – 600 pp.

2. Alemasov, V. Ye. Theory of rocket engines: manual for universities / Alemasov V. Ye., Dregalin A. F., Tishin A. L. – Moscow: Mashinostroyeniye, 1989. – 464 pp.

3. Foundations of theory and design of liquid-propellant rocket engines: manual for universities / Edited by V. M. Kudryavtsev, 3rd revised edition. – Moscow: Vysshaya shkola, 1983. – 703 pp.

4. Glushko, G. S. Numerical modeling of separation flows in nozzles / G. S. Glushko et

al. // Institute of problems of mechanics, Russian Academy of Science, preprint No. 815, Moscow: 2006. – 40 pp.

5. Tchzhen, P. Separation flow control / P. Tchzhen // Moscow: Mir. 1979. – 552 pp.

6. Shustov, S. A. Research testing complex for power units of space vehicles / S. A. Shustov et al. // Collection of scientific papers on rocket engineering. State science-and-production space rocket centre “TsSKB-Progress”, 2001. – pp. 244-246.

7. Pirumov, U. G. Gas dynamics of nozzles / U. G. Pirumov, G. S. Roslyakov // Moscow: Nauka, chief editorial office of physical and mathematical literature, 1990. – 368 pp.

EXPERIMENTAL ANALYSIS OF FLOW SEPARATION IN LOW THRUST ROCKET ENGINE NOZZLES WITH A PROFILED SUPERSONIC PART OF THE NOZZLE

© 2009 S. A. Shustov

Samara State Aerospace University

The paper outlines the procedure of experimental analysis of flow separation in low-thrust rocket engine (LTRE) nozzles with a profiled supersonic part. The procedure was developed under the author's supervision at the research centre of space power engineering of SSAU. The results obtained on the basis of the procedure are presented, which show significant peculiarities of separation parameters in LTRE nozzles. These are connected, mostly, with the change in the nature of the flow in the boundary layer from laminar to turbulent due to the shock wave that causes flow separation. Limitations of the existing design procedures for flow separation in rocket engine nozzles as applied to LTRE are revealed. It is shown experimentally that the nature of the flow in the boundary layer of the supersonic part of the nozzle of a standard 400 H thrust liquid-propellant rocket engine is laminar.

Rocket engine, profiled nozzle, flow separation, shock wave, boundary layer, Reynolds number, Mach number, vacuum stand, gas dynamic experiment, drainage point.

Информация об авторе

Шустов Станислав Алексеевич, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов СГАУ; e-mail: Olga_Kostrova@mail.ru. Область научных интересов: термогазодинамика двигателей летательных аппаратов.

Shustov Stanislav Alexeyevitch, candidate of technical science, associate professor of the department of aircraft engine theory, Samara State Aerospace University, e-mail: Olga_Kostrova@mail.ru. Area of research: thermogasodynamics of aircraft engines.