

DOI: 10.15593/2224-9982/2016.45.10

УДК 533.69.013.2:629.7.024.8

В.И. Запрягаев, А.В. Локотко

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

ОСОБЕННОСТИ ДОННЫХ ТЕЧЕНИЙ НА МНОГОСТРУЙНОЙ КОМПОНОВКЕ

Приводятся результаты экспериментальных исследований течений в донной области модели трехблочной ракетной системы с параллельным расположением блоков при истечении струй холодного воздуха в спутный сверхзвуковой поток. Эксперименты проведены в сверхзвуковой аэродинамической трубе в диапазоне чисел Маха набегающего потока $M_\infty = 3 \dots 6$ при числах Рейнольдса $Re = (8 \dots 49) \cdot 10^6$ из расчета на метр и вариации степени нерасчетности истекающих струй в диапазоне $n = 0 \dots 380$. Предмет исследований – влияние струй на распределение донного давления на блоках, визуализация картины донных течений. В модели использовались сопла с числами Маха для истекающего потока $M_j = 3,55; 3,02$ и с отношениями диаметра выходного сечения к диаметру корпуса модели соответственно 0,5 и 0,192. Показано, что основным обобщающим параметром, описывающим закономерности изменения относительного донного давления, является коэффициент тяги (модельных) двигателей.

Ключевые слова: трехблочная компоновка, истечение недорасширенных струй, набегающий сверхзвуковой поток, донное давление, степень нерасчетности истекающих струй, коэффициент тяги.

V.I. Zapryagaev, A.V. Lokotko

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics,
Siberian Branch of Russian Academy of Sciences,
Novosibirsk, Russian Federation

PARTICULAR FEATURE OF THE BASE FLOWS ON THE POLY JET LAYOUT

The results of experimental studies of the base flows in the model of three-block rocket system with a parallel arrangement of the blocks and the outflow of the cold air jets in external supersonic flow are presented. Experiments were carried out in a supersonic wind tunnel at Mach range of the oncoming flow $M_\infty = 3 \dots 6$, at Reynolds numbers $Re = (8 \dots 49) \cdot 10^6$ per meter and ratio of the nozzle exit static pressure to the pressure of oncoming flow in the range $n = 0 \dots 380$. The subject of research is the effect of the jet on the distribution of base pressure on the blocks and visualization of the base flows. The nozzles were used with Mach numbers of the outflow $M_j = 3.55, 3.02$ and ratio of nozzle exit diameters to outer diameters of the model 0.5 and 0.192 respectively. It is shown that the main generalizing parameter describing the patterns of change in the relative base pressure is the thrust coefficient of the model engines.

Keywords: three-block layout, outflow of underexpanded jets, oncoming supersonic flow, base pressure, off-design outflow of jets, thrust coefficient.

Принятые обозначения

M – число Маха;

Re – число Рейнольдса;

p – давление;

N – количество струй;

n – степень нерасчетности истечения, $n = p_a / p_\infty$;

d – диаметр;

l – вынос сопла за донный срез;

θ_a – полуугол раствора сопла;

T – температура;

k – отношение удельных теплоемкостей;

$\bar{d}_a = d_a / d_m$;

$\bar{l}_c = l_c / d_m$;

q – скоростной напор;

C_t – коэффициент тяги.

Индексы:

∞, st – относится к условиям в набегающем потоке;

a – выходное сечение сопла;

$кр$ – критическое сечение сопла;

m – мидель модели;

c – относится к внешнему диаметру на срезе сопла;

b – донное (давление).

J – относится к истекающей струе.

Введение

Течения в донных областях ракетных компоновок оказывают сильное влияние на суммарные аэродинамические характеристики и теплообмен с донной поверхностью [1–4]. Разрежение, образующееся за донным срезом компоновки при обтекании ее внешним потоком, обуславливает значительную долю полного сопротивления, в некоторых случаях превышающую 30 % его величины. Струи ракетных двигателей влияют на донное давление, причем это влияние проявляется различным образом по траектории полета в зависимости от компоновки сопел, внешней формы ракетной системы, скоростного напора набегающего потока, степени нерасчетности истекающих струй. Смыкание

истекающих струй и отрыв внешнего потока на боковой поверхности приводят к появлению замкнутой зоны рециркуляционного течения, что обуславливает повышение донного давления, появление донной тяги и увеличение теплообмена конструкции с горячими струями в донной области.

В настоящей работе приводятся результаты экспериментального исследования некоторых особенностей донных течений в методической постановке на схематизированной модели.

Модель и методика испытаний

Модель (рис. 1) представляет собой тело вращения диаметром 80 мм, длиной 540 мм, сочлененное с затупленным по радиусу носовым конусом и двумя блоками, также диаметром 80 мм, установленными параллельно сбоку на пилонах. Центральное тело вращения именуется также «корпус». Носовые конусы корпуса и боковых блоков

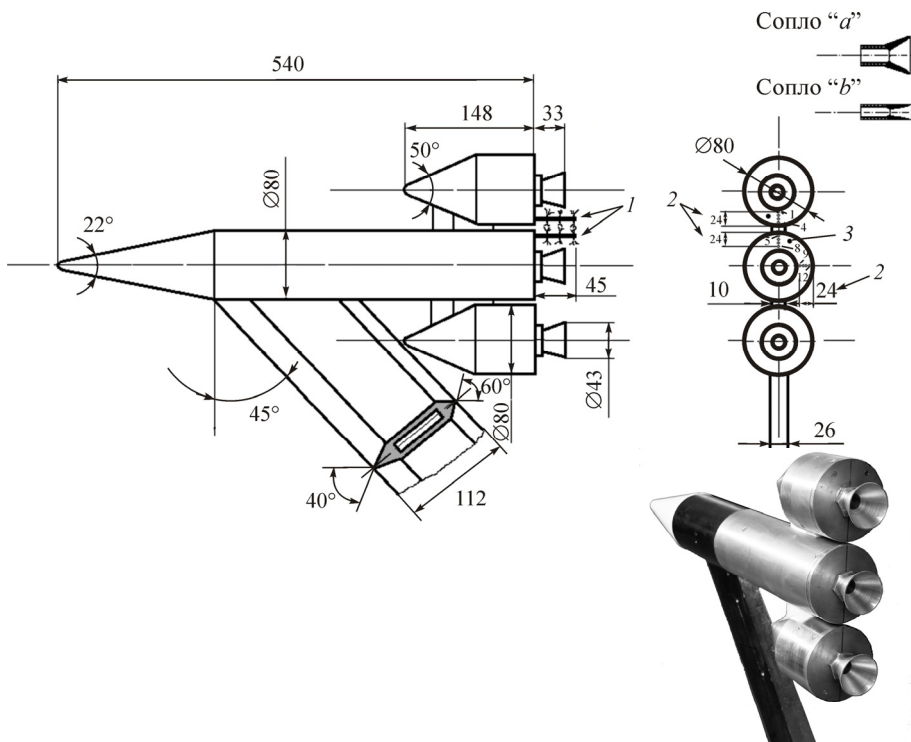


Рис. 1. Схема модели: 1 – зонды с визуализирующими нитями; 2 – зоны расположения дренажных отверстий для измерения донных давлений; 3 – места расположения зондов

имеют полууглы раствора соответственно 11 и 25°, радиусы затупления 8 и 3 мм. Модель крепилась в рабочей части аэродинамической трубы на боковом пилоне при нулевом угле атаки. Через пилон осуществлялась подача холодного воздуха высокого давления (до 18 мПа) от стационарной сети. Боковые блоки длиной 148 мм располагались в плоскости поддерживающего пилона. В днищах корпуса и блоков устанавливались сменные конические сверхзвуковые сопла.

Испытания были проведены с двумя комплектами конических сверхзвуковых сопел, параметры которых приведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры сопел

Сопло	$d_{кр}$, мм	d_a , мм	\bar{d}_a	M_a	d_c , мм	θ_a	l_c , мм	\bar{l}_c
“a”	15	40	0,5	3,55	43	26°40′	33	0,412
“b”	7,4	15,4	0,192	3,02	20	11°20′	33	0,412

На донных поверхностях верхнего и центрального блоков имелись 12 дренажных отверстий для измерения донного давления, распределенных с шагом 5 мм (см. рис. 1). Измерения выполнялись тензодатчиками абсолютного давления ТДМ2А на диапазон 0,06 мПа.

На трех соплах модели были обеспечены близкие параметры истечения струй, определяемые по давлениям торможения в критических сечениях сопел, что достигалось путем применения дроссельных шайб.

Модель испытывалась в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН с сечением рабочей части $0,6 \times 0,6$ м [5].

Оптическая визуализация течений в донной области модели осуществлялась с помощью скоростной видеокамеры «Видеоскан 285/USB», совмещенной с прибором Теплера ИАБ-451. Индикация физической картины течений в донной области – выявление обратных токов – проводилась с применением зондов, оснащенных капроновыми нитями (см. рис. 1).

Поток в рабочей части аэродинамической трубы имел параметры представленные ниже; числа Re рассчитаны на длину 1 м.

Параметры потока в рабочей части аэродинамической трубы:

M_∞	3,05	4,06	6,09
$Re \cdot 10^{-6}$	33	48,5	8,8

При работе на числе Маха $M_\infty = 6,09$ осуществлялся подогрев потока в аэродинамической трубе для предотвращения конденсации компонентов воздуха.

Физическая картина течения

Известно, что особенности донных течений определяют параметры набегающего потока (M_∞, Re_∞), параметры струй ($M_a, n, T_{0j}/T_\infty, \kappa_j/\kappa_\infty$), конфигурация сопел ($N, d_c/d_m, l_c/d_m$) и их расположение, схема многосопельной компоновки [3, 6].

Предварительно рассмотрим результаты измерений донных давлений без истечения струй. На рис. 2 показаны распределения относительных донных давлений p_b/p_∞ , измеренные на модели в потоках $M_\infty = 3,05$ и $4,06$ при установке сопел “a” “b” (d_a равно 0,5 и 0,192 соответственно). Видно, что уровни давлений на боковом блоке (точки 1–4) и на корпусе (точки 5–10) существенно различаются и зависят от типа установленных сопел. Так, в потоке $M_\infty = 3,05$ при установке сопла “b” в точках измерений 1–4 отношение давлений $p_b/p_\infty \sim 0,22$ заметно выше, чем на центральном блоке: $p_b/p_\infty \sim 0,13$ (точки 5–10). Это можно объяснить различной длиной этих блоков – 148 и 540 мм (см. рис. 1) и, следовательно, различными числами Рейнольдса обтекающего потока из расчета на длину, соответственно: $Re \sim 5 \cdot 10^6$ и $Re \sim 18 \cdot 10^6$. В работе [7] отмечается, что в диапазоне значений чисел $Re \sim (1 \dots 4) \cdot 10^6$ наблюдается резкое уменьшение донного давления, связанное с переходом пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние. Можно предположить, что ламинарный пограничный слой, стекающий с короткого блока, экранирует эжектирующее действие внешнего потока, что приводит к повышению донного давления [1]. Физическую картину, поясняющую это явление, иллюстрирует фигура 71 из работы [8], где срывающийся ламинарный пограничный слой окружает застойную донную область. С увеличением длины тела пограничный слой переходит в турбулентное состояние, эжекционные способности которого резко увеличиваются. Это обуславливает понижение донного давления на корпусе. Проявление этой особенности зависит от ряда факторов: шероховатости поверхности, возмущений потока, например от влияния пилона, поэтому численные значения числа Re , наблюдаемые в эксперименте, могут не совпадать точно с опубликованными данными.

В случае установки сопел “а”, имеющих широкий раструб, в значительной мере заполняющий область донного отрыва, донное давление на центральном блоке на режиме $M_\infty = 3,05$ становится выше, чем на боковом. В этом случае течения в донных областях, по-видимому, становятся возмущенными, на них накладываются вторичные течения, генерируемые раструбом сопла. Режим течения на центральном блоке смещается в начало области автомодельности по числу Re , когда при более высоких числах Re имеет место более высокое относительное донное давление [7].

Эти выводы подтверждают также результаты измерения донных давлений в потоке $M_\infty = 4,06$ с повышенными числами Re (см. выше, рис. 2). В этом случае наблюдается пониженное донное давление на боковом блоке по сравнению с давлением на корпусе, что связано с более высоким числом Re на корпусе ($Re \sim 26 \cdot 10^6$) по сравнению с числом Re на боковом блоке $Re \sim 7 \cdot 10^6$. В этом диапазоне донное давление интенсивно изменяется по мере повышения числа Re [7].

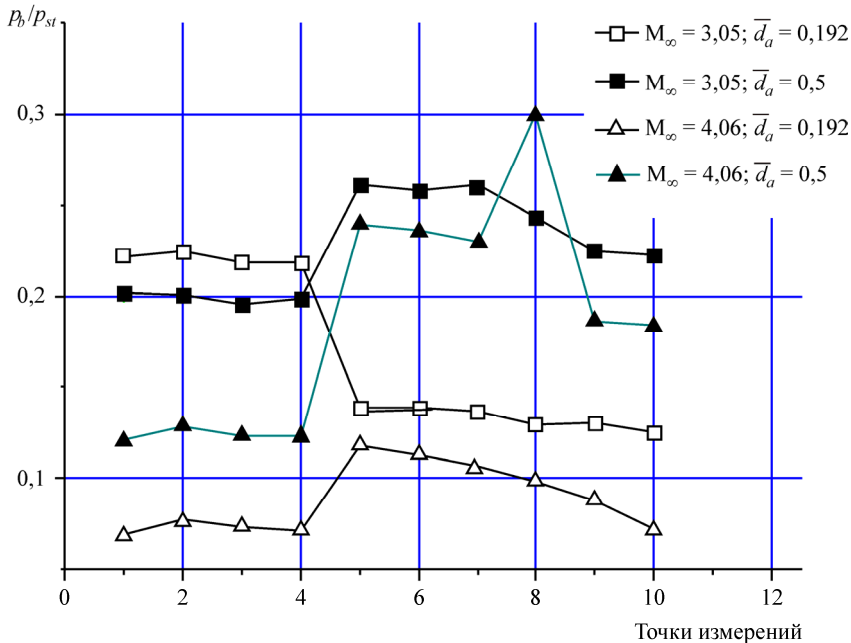


Рис. 2. Относительное донное давление на модели во внешнем сверхзвуковом потоке без истечения струй

При малых числах Re и ламинарном обтекании, как известно [7, 9], донное давление изменяется по радиусу донного среза, увеличиваясь к центру днища. В области гиперзвуковых чисел Маха относительное донное давление повышается [9]. Именно эта особенность проявляется при обдуве гиперзвуковым потоком с числами Маха $M_\infty = 6,09$, $Re \sim 1,3 \cdot 10^6$ (рис. 3), где наблюдается неравномерное давление со значительным градиентом по радиусу днища, достигая высоких значений $p_b/p_{st} \sim 0,6$.

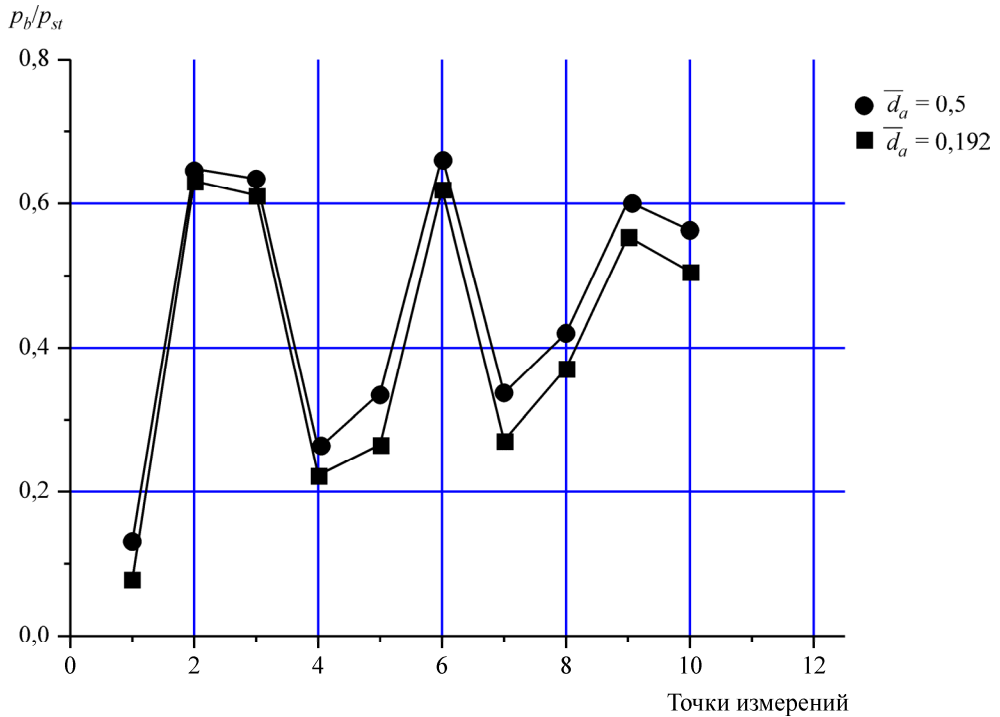


Рис. 3. Относительное донное давление на модели во внешнем сверхзвуковом потоке без истечения струй ($M_\infty = 6,09$)

Донное давление для сопел “a” (с широким раструбом) несколько выше, чем для сопел “b”. Таким образом, картины распределения донных давлений при продувках без истечения струй не противоречат известным сведениям.

Вдув струй (рис. 4, $M_\infty = 4,06$, $\bar{d}_a = 0,5$) приводит к повышению донного давления. Относительные закономерности его изменения, наблюдаемые при пассивных продувках (давление на боковом блоке

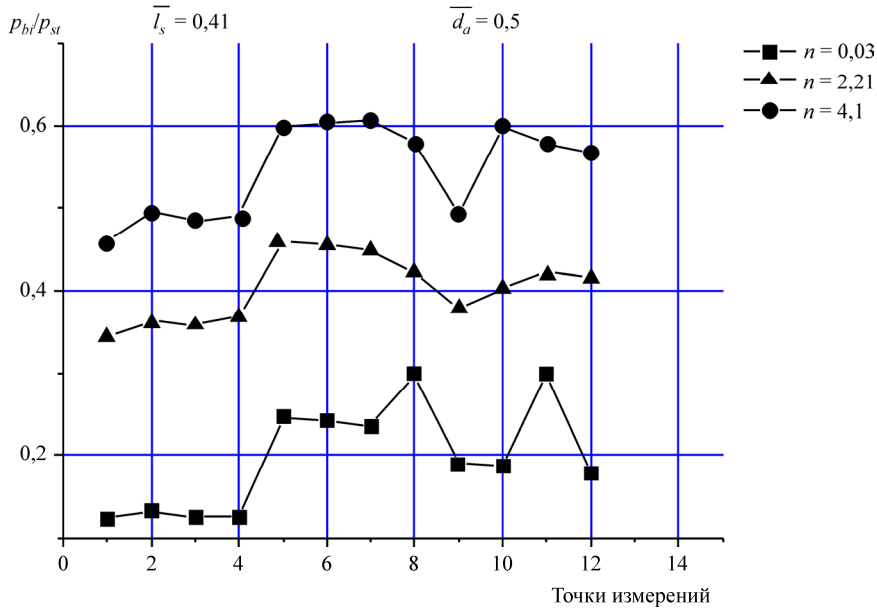


Рис. 4. Влияние степени нерасчетности струй на распределение относительного донного давления ($M_\infty = 4,06$)

ниже, чем на корпусе), сохраняются в некоторой мере и при вдуве струй с повышенными значениями степеней нерасчетности n . Картина изменения p_b/p_∞ в зависимости от степени нерасчетности n (рис. 5, $M_\infty = 3,05$, $\bar{d}_a = 0,5$) весьма точно соответствует известным данным [6, 10]: увеличение p_b/p_∞ вблизи небольших значений n , что связано с дополнительным подводом массы в донную область при малом импульсе струй, затем уменьшение p_b/p_∞ до минимума при $n \sim 0,3$ вследствие увеличения эжектирующих свойств струи и далее – монотонный рост p_b/p_∞ при дальнейшем увеличении n . Известно [10], что при истечении нескольких струй имеет место повышение донного давления по сравнению с влиянием одной струи. Более интенсивный рост зависимостей p_b/p_∞ от n для рассматриваемой многоструйной компоновки по сравнению с одиночной струей виден на рис. 5, где показана построенная по аппроксимационной формуле зависимость p_b/p_∞ для одиночного сопла [6]. Повышение давления для многоструйной компоновки можно объяснить блокирующим влиянием нескольких струй с образованием замкнутой газодинамической зоны в межструйном пространстве. Этот вывод подтверждает рис. 6, где показаны тепловеские снимки течения с визуализирующими нитями. Наблюдается смыкание видимых границ

трех струй и возникновение обратного течения по направлению к срезам днищ в межструйной области, что обнаруживается по направлениям отклонений визуализирующих нитей. Течение в этой области является весьма нестационарным, со значительными пульсациями скорости, о чем свидетельствовали интенсивные трепетания нитей.

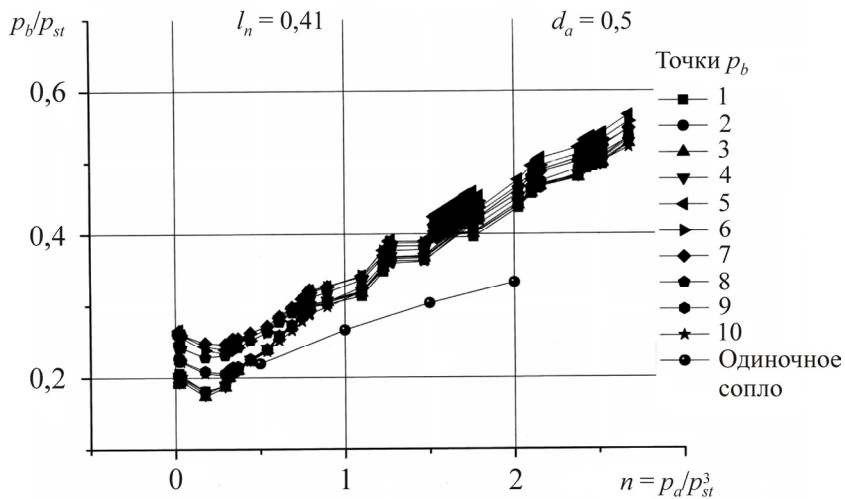


Рис. 5. Влияние степени нерасчетности струй (и одной струи) на относительное донное давление ($M_\infty = 3,05$)

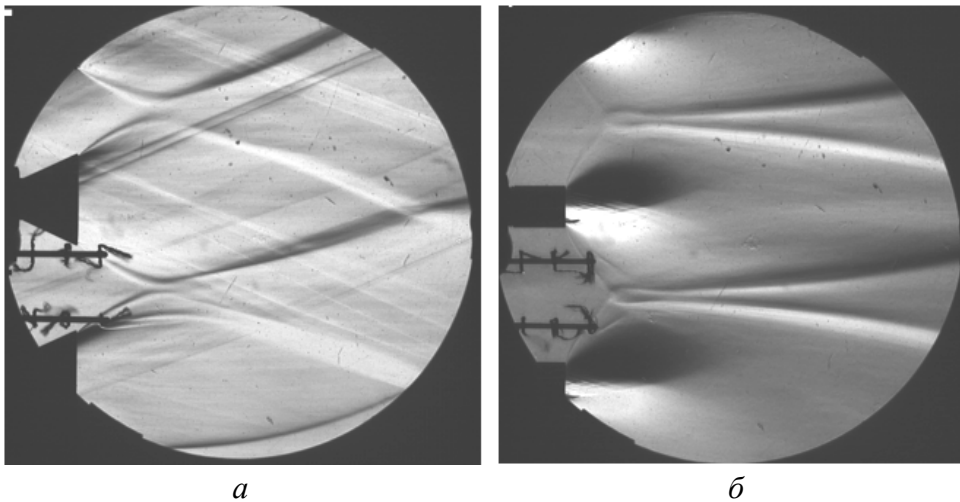


Рис. 6. Теневые картины истечения струй: $a - M_\infty = 3,05, n = 2,5, \bar{d}_a = 0,5;$
 $\bar{b} - M_\infty = 6,09, n = 380, \bar{d}_a = 0,192$

Истечение струй при обдуве гиперзвуковым потоком $M_\infty = 6,09$ при больших степенях нерасчетности вызывает существенное повышение донного давления с появлением донной тяги, определяемой условием $p_b > p_\infty$. Это иллюстрирует рис. 7.

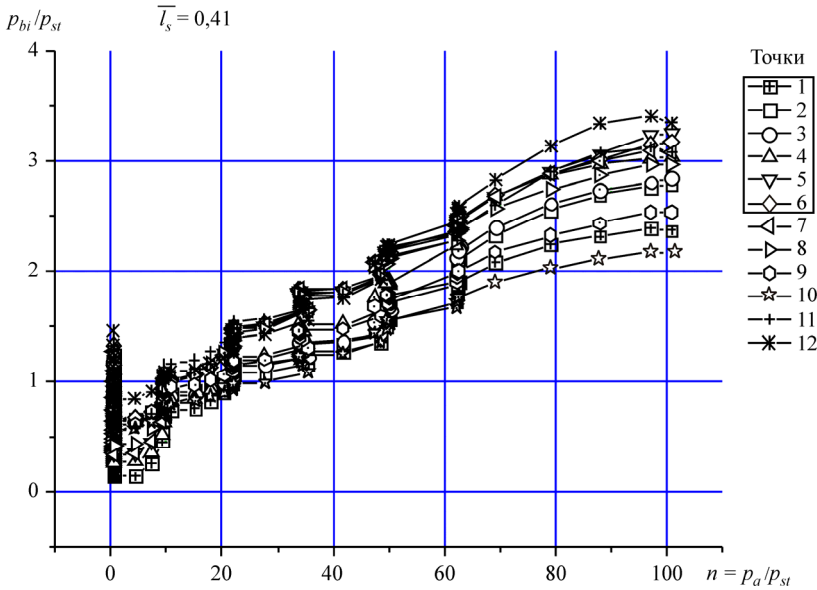
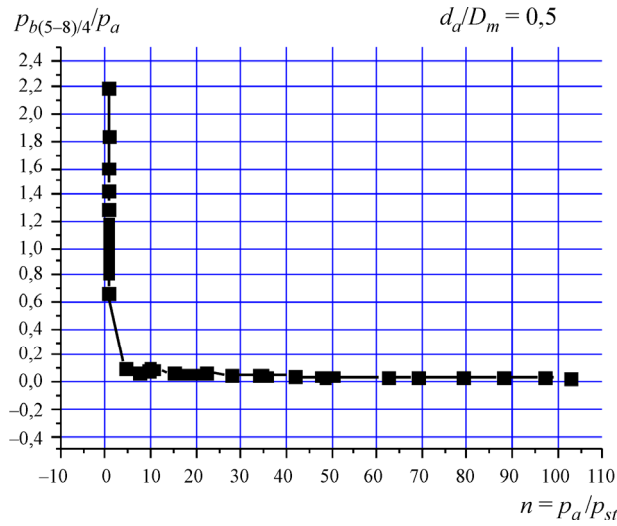
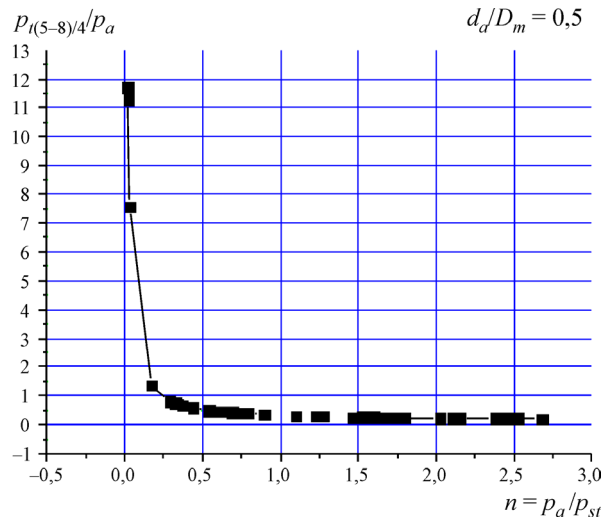


Рис. 7. Относительное донное давление p_b/p_a в зависимости от n ($M_\infty = 6,09$; $\bar{d}_a = 0,5$)

Рассмотрим отношение осредненных значений донных давлений в точках 5–8 на центральном блоке p_b к статическому давлению на срезах сопел p_a в зависимости от нерасчетности истечения n . На рис. 8 *a, б* показаны зависимости $p_b/p_a = f(n)$ при установке сопел $\bar{d}_a = 0,5$. Видно, что при некотором значении n зависимости выходят на режим автомодельности, когда отношение p_b/p_a становится независимым от степени нерасчетности истечения. Это означает, что при достижении этих значений n область донного отрыва, отрыва на боковой поверхности [11] и пространство окрестности среза сопла становятся некоей замкнутой зоной, в которой все газодинамические параметры определяются как режимом подвода массы – истечением струи, так и отводом массы на границах зоны отрыва, расширяющейся по мере повышения давления p_a .



a



б

Рис. 8. Отношение осредненного донного давления на корпусе к давлению на срезе сопла в зависимости от степени нерасчетности истечения струи: *a* – $M_\infty = 6,09$; *б* – $M_\infty = 3,05$

В экспериментах показано, что значения отношений p_b/p_a , соответствующие началу режима автомодельности, зависят от типа и компоновки сопел (табл. 2). Начало режима определялось по точке в области наибольшего изгиба кривой.

Таблица 2

Зависимость относительного донного давления
от типа и компоновки сопла

M_∞	Тип сопла \bar{d}_a	Параметры начала режима автомодельности	
		n	p_b/p_a
3,05	0,5	0,3	0,8
	0,192	2,0	0,05
4,06	0,5	0,4	0,5
	0,192	8,0	0,03
6,09	0,5	5,0	0,1
	0,192	50,0	0,008

Таким образом, значения отношений p_b/p_a и n , соответствующие наступлению режима автомодельности, могут, по-видимому, служить численными параметрами, характеризующими компоновку сопел на ракетной системе.

В ряде работ, например [6, 9], для корреляции результатов экспериментов предлагается использовать параметр, представляющий собой отношение количества движения в струе к количеству движения во внешнем потоке. Количество движения имеет размерность силы, поэтому представляется целесообразным в качестве корреляционного параметра использовать полный импульс потока, или коэффициент тяги сопел [3]. Коэффициент тяги, как известно, есть отношение силы тяги к скоростному напору внешнего потока и характерной площади – в данном случае к площади мидела модели. Используя для расчета полного импульса струи функцию: $r(\lambda) = 1/(\kappa M^2 + 1)$, [12] выражения для скоростного напора $q_\infty = p_\infty \kappa M^2 / 2$ и нерасчетности $n = p_a / p_\infty$, получим формулу для коэффициента тяги

$$C_t = 2 \left(\frac{d_a}{d_m} \right)^2 \left[n (\kappa_a M_a^2 + 1) - 1 \right] / \kappa_\infty M_\infty^2.$$

На рис. 9 а, б приведена обобщенная зависимость $p_b/p_\infty = f(C_t)$, полученная для всех исследованных чисел Маха и двух типов сопел $\bar{d}_a = 0,5$ и $\bar{d}_a = 0,192$. Каждая точка на графиках получена путем осреднения 6–13 измерений. Видно, что коэффициент тяги действитель-

но является обобщающим параметром для относительного донного давления, однако с учетом некоторого расслоения зависимостей для разных типов сопел. Видно, что большему значению \bar{d}_a и большему углу раскрытия сопла θ_a соответствует более высокое донное давление, особенно отчетливо проявляющееся в потоке $M_\infty = 6,09$. Это расслоение явственно наблюдается для двух типов сопел при малых значениях коэффициента тяги при увеличенном масштабе рассмотрения этой закономерности (см. рис. 9, б).

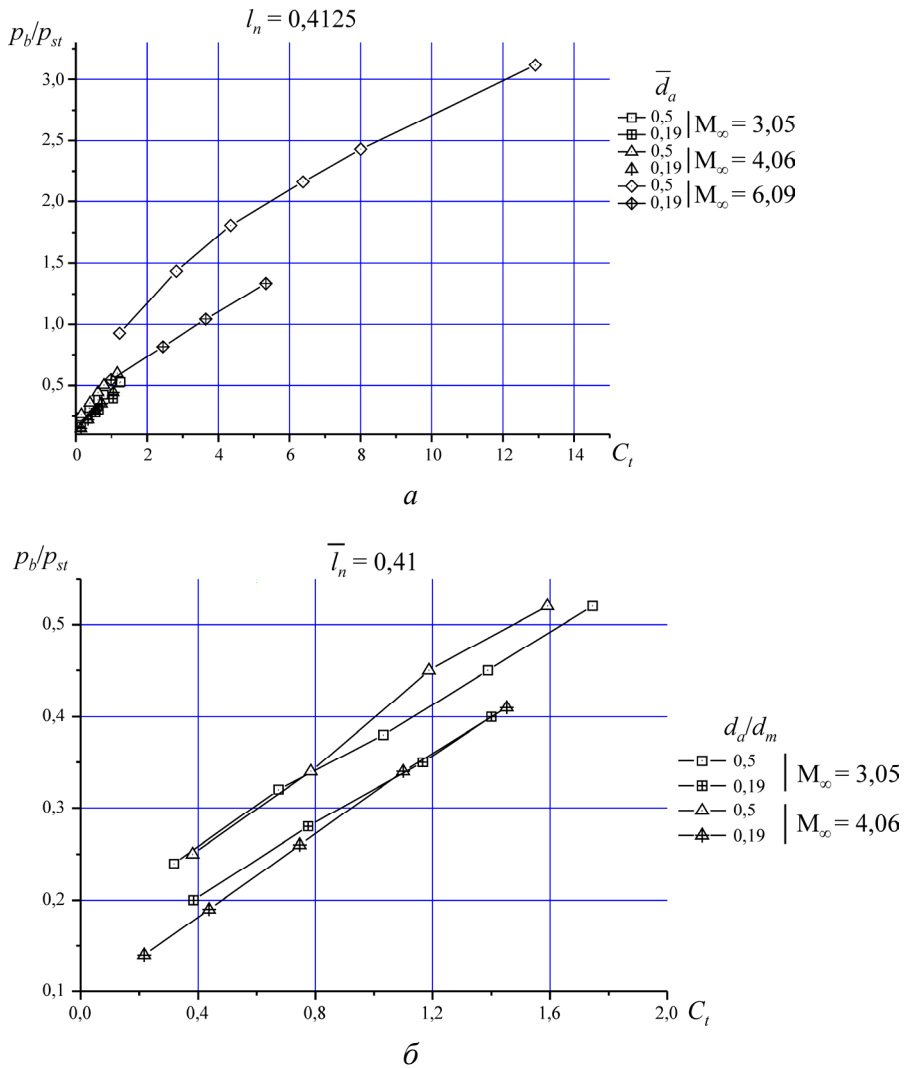


Рис. 9. Относительное донное давление на модели в зависимости от коэффициента тяги: а – $M_\infty = 3,05; 4,06; 6,09$; б – $M_\infty = 3,05; 4,06$

Заключение

Показано, что истечение струй в многоструйной компоновке в условиях обдува внешним сверхзвуковым потоком приводит к повышению относительного донного давления, возникновению донной тяги, появлению замкнутой газодинамической зоны, объединяющей область среза сопла, межструйное пространство и поверхностный отрыв. Отношение давлений в этой зоне и на срезе реактивного сопла при заданном числе Маха внешнего потока не зависит от нерасчетности истечения и определяется типом сопла и его компоновочными особенностями.

Обобщающим параметром, характеризующим уровень донного давления в широком диапазоне чисел Маха внешнего потока для конкретного типа сопла, может служить коэффициент тяги ракетного двигателя.

Библиографический список

1. Петров К.П. Аэродинамика транспортных космических систем. – М.: Эдиториал, 2000. – 368 с.
2. Исследования на модели ракеты-носителя рециркуляции газов в донной области / А.Г. Ереза, Ю.Н. Ермак, В.Я. Нейланд [и др.] // Известия РАН. Механика жидкости и газа. – 2008. – № 4. – С. 62–70.
3. Определение газодинамических и геометрических факторов, влияющих на параметры среды и теплообмен в донных областях ЛА / И.И. Юрченко, А.С. Кудинов, И.Н. Каракотин, А.В. Ваганов // Двойные технологии. – 2011. – № 2(55). – С. 42–46.
4. Экспериментальное исследование донного давления на цилиндрической модели с истечением струи в спутном сверхзвуковом потоке / В.И. Запрягаев, С.В. Никифоров, А.В. Локотко, А.А. Павлов, А.В. Чернышев, В.Д. Баннинк, Г. Оттенс, Дж. Майларт // Аэромеханика и газовая динамика. – 2003. – № 3. – С. 48–56.
5. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч. 1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки. – Новосибирск: Изд-во Новосиб. гос. техн. ун-та, 2005. – 456 с.
6. Шлягун А.Н. Донное давление и характеристики отрывной зоны на теле вращения при истечении недорасширенной струи в спутный сверхзвуковой поток // Труды ЦАГИ. – 1979. – Вып. 2017. – С. 3–26.
7. Чжен П. Отрывные течения. – М.: Мир, 1973. – Т. 3. – 335 с.

8. Ван-Дайк М. Альбом течений жидкости и газа. – М.: Мир, 1986. – 184 с.
9. Швец А.И., Швец И.Т. Газодинамика ближнего следа. – Киев: Наук. думка, 1976. – 384 с.
10. Головина Н.В., Лаврухин Г.Н. Донное давление трехмерных донных уступов при наличии реактивных струй // Уч. записки ЦАГИ. – 2008. – Т. XXXIX, № 1–2. – С. 87–92.
11. Петров К.П. Аэродинамика ракет. – М.: Машиностроение, 1977. – 136 с.
12. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1969. – 824 с.

References

1. Petrov K.P. Aerodinamika transportnykh kosmicheskikh system [Aerodynamics of space transport systems]. Moscow: Editorial, 2000. 368 p.
2. Ereza A.G., Ermak Yu.N., Neyland V.Ya. [et. al.]. Issledovaniya na modeli rakety-nositelya retsirkulyatsii gazov v donnoy oblasti [Investigation of gas recirculation in base region of launch vehicle models]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 2008, no. 4, pp. 62-70.
3. Yurchenko I.I., Kudinov A.S., Karakotin I.N., Vaganov A.V. Opredelenie gazodinamicheskikh i geometricheskikh faktorov, vliyayushchikh na parametry sredy i teploobmen v donnykh oblastyakh LA [Determination of gasdynamic and geometric factors influencing on ambient medium parameters and heat exchanging in base regions]. *Dvoynye tekhnologii*, 2011, no. 2(55), pp. 42-46.
4. Zapryagaev V.I., Nikiforov S.V., Lokotko A.V., Pavlov A.A., Chernyshev A.V., Bannink V.D., Ottens G., Maylart Dzh. Eksperimentalnoe issledovanie donnogo davleniya na tsilindricheskoy modeli s istecheniem strui v sputnom sverkhzvukovom potoke [Experimental research of base pressure on cylindrical model with outflowing jet in supersonic coflow]. *Aeromekhanika i gazovaya dinamika*, 2003, no. 3, pp. 48-56.
5. Kharitonov A.M. Tekhnika i metody aerofizicheskogo eksperimenta. Chast 1. Aerodinamicheskie trubyy i gazodinamicheskie ustanovki [The techniques of aerophysical experiment. Part 1. Wind tunnels and gas dynamic rigs]. Novosibirskiy gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2005. 456 p.

6. Shlyagun A.N. Donnoe davlenie i kharakteristiki otrivnoy zony na tele vrashcheniya pri istechenii nedorasshirennoy strui v sputnyu sverkhzvukovoy potok [Base pressure and characteristics of separated-flow region on the body of revolution at outflow of underexpanded jet in supersonic coflow]. *Trudy Tsentralnogo aerogidrodinamicheskogo instituta*, 1979, iss. 2017. pp. 3-26.

7. Chzhen P. Otryvnye techeniya. [Detached flows]. Moscow: Mir, 1973. Vol. 3. 335 p.

8. Van-Dayk M. Albom techeniy zhidkosti i gaza [An album of flow motion]. Moscow: Mir, 1986. 184 p.

9. Shvets A.I., Shvets I.T. Gazodinamika blizhnego sleda [Gas dynamics of the near wake]. Kiev: Naukova dumka, 1976. 384 p.

10. Golovina N.V., Lavrukhin G.N. Donnoe davlenie trekhmernykh donnykh ustupov pri nalichii reaktivnykh struy [Base pressure of the 3-D ledges with reaction jets]. *Uchenye zapiski Tsentralnogo aerogidrodinamicheskogo instituta*, 2008, vol. XXXIX, no. 1-2, pp. 87-92.

11. Petrov K.P. Aerodinamika raket [Aerodynamics of rockets]. Moscow: Mashinostroenie, 1977. 136 p.

12. Abramovich G.N. Prikladnaya gazovaya dinamika [Applied gas dynamics]. Moscow: Nauka, 1969. 824 p.

Об авторах

Запрягаев Валерий Иванович (Новосибирск, Россия) – доктор технических наук, профессор, заведующий лабораторией Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1, e-mail: zapr@itam.nsc.ru).

Локотко Анатолий Викторович (Новосибирск, Россия) – доктор технических наук, ведущий научный сотрудник Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1, e-mail: lok@itam.nsc.ru).

About the authors

Valeriy I. Zapryagaev (Novosibirsk, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of a Laboratory, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences, (4/1, Institutskya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: zapr@itam.nsc.ru).

Anatoliy V. Lokotko (Novosibirsk, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Leading Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/1, Institutskya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: lok@itam.nsc.ru).

Получено 15.04.2016