

УДК 533.9

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ НА СТЕНКЕ СОПЛА ЛАВАЛЯ С ПИЛОНОМ, МОДЕЛИРУЮЩИМ ВДУВ

© 2020 г. А. Лакшми Сринивас^{а,*}, Б. Т. Н. Сридхар^а

^а Department of Aerospace Engineering, MIT Campus, Anna University, Chennai 600044, India

*E-mail: srinivas09aero@gmail.com

Поступила в редакцию 26.04.2019 г.

После доработки 22.07.2019 г.

Принята к публикации 22.08.2019 г.

Выполнены измерения давления на стенке сопла Лавалья с пилоном, моделирующим вдув газа через стенку, и определены внутренние силы и моменты сил. Пилон, обращенный к потоку, имел прямоугольное поперечное сечение и был помещен на расстоянии, равном двум третьим от длины расширяющейся части сопла, начиная от его горла. Расчетное число Маха сопла равно 1.84. Высота пилонa варьировалась при постоянном внутреннем полном давлении 690 кПа. Целью экспериментов было выяснить возможность использования твердого тела (пилонa) в качестве альтернативы вторичному вдуву газа для управления вектором тяги. Для понимания характера взаимодействия потока с пилоном исследовано распределение давления по стенке сопла. Расчеты, выполненные на основании экспериментальных данных, показывают, что наличие пилонa и изменение его высоты оказывают существенное влияние на боковую силу и продольный момент, что может быть полезно для управления вектором тяги.

Ключевые слова: сопло Лавалья, давление на стенке, вдув, пилон, сверхзвуковые течения

DOI: 10.31857/S0568528120010132

Среди различных методов струйного управления потоками при пилотировании запускаемых космических аппаратов широко используются системы вторичного вдува для управления вектором тяги. Возможное использование этого метода в случае гиперзвуковых аппаратов было изучено посредством численного моделирования в работе [1] и лабораторных экспериментах [2–4]. В этом методе управления вектором тяги вторичная струя газа вдувается в расширяющуюся часть ракетного сопла через его стенку. В результате вдува происходит отрыв пограничного слоя. Образовавшееся возмущенное течение порождает боковую силу, используемую для управления вектором тяги. В прошлом для получения аналогичного эффекта было предложено замкнуть вторичную струю газа твердым пилоном (насадком). В работе [5] было предпринято численное моделирование с целью определения возможности управления вектором тяги твердотопливных ракетных двигателей посредством размещения передвижных насадков (пилонов) в соплах Лавалья. Был сделан вывод, что подобный метод управления обеспечивает снижение веса системы управления на одну пятую по сравнению с системой управления, использующей карданные подвесы; снижение веса имеет место и по сравнению с системой, использующей вторичные струи. Численное моделирование в работе [6] подтвердило, что использование твердых насадков вместо вторичных струй приводит к снижению веса системы управления; был также сделан вывод, что активное охлаждение насадка позволит сохранить его температуру в диапазоне, допустимом для его материала. Из полученных в этой работе результатов был также сделан вывод, что использование многочисленных насадков может быть весьма эффективно при управлении вектором тяги. В работе [7] выполнено теоретическое и экспериментальное исследование концепции управления вектором тяги при помощи насадков. Из полученных экспериментальных результатов следовало, что управление при помощи насадков работает исключительно быстро. Были также проведены эксперименты с конфигурациями из многих насадков, размещенных на плоской пластине, обтекаемой сверхзвуковым потоком; изучены масляные картины течения на поверхности. Из этих экспериментов следует, что увеличение высоты насадков приводит к более сильному размытию отпечатка основания скачка уплотнения. Хотя в численных

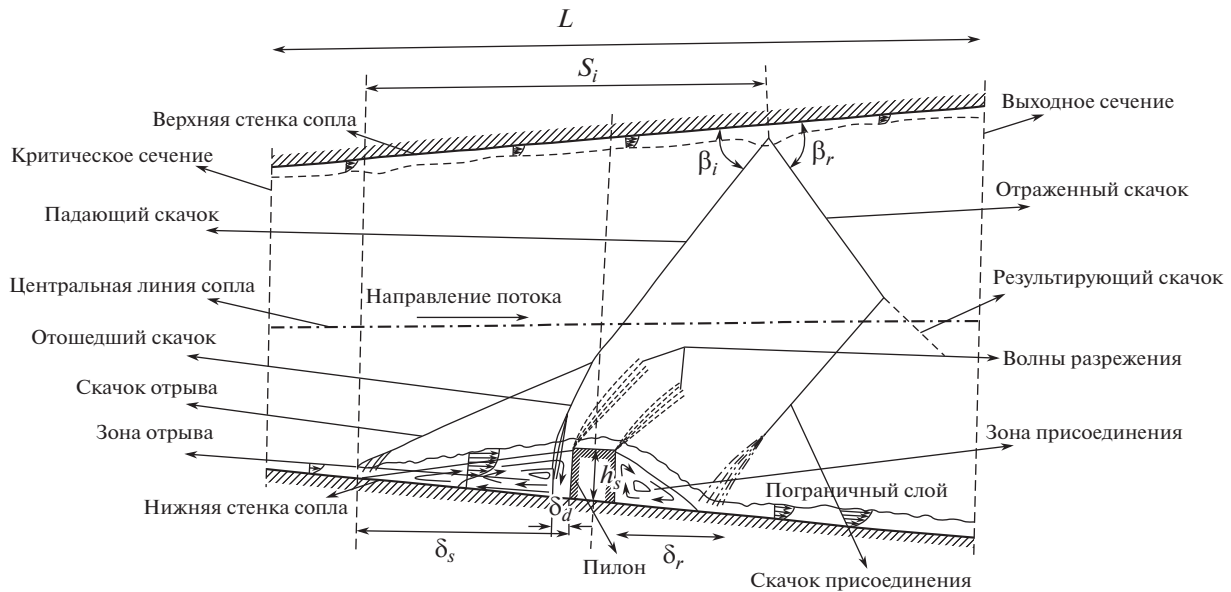


Рис. 1. Схема образования ударных волн и их взаимодействия со сверхзвуковым потоком в системе управления с вмонтированным пилоном (не в масштабе).

расчетах высота насадков полагалась бесконечной, согласование численных и экспериментальных результатов оказалось достаточно хорошим. В соответствии с патентом США US5125596A, 1992 [8], насадки (пилоны) должны быть размещены в расширяющейся части сопла в промежутке от 40 до 60% от длины этой части, а использование четырех насадков позволяет осуществить эффективное управление углами тангажа и рыскания. Насколько известно авторам, в литературе нет описания экспериментов по использованию пилонов (насадков) в сверхзвуковых соплах Лавала для управления вектором тяги. Цель настоящей работы состоит в экспериментальном исследовании возможности создания системы управления вектором тяги при помощи пилонов и изучении ее эффективности.

1. ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА

Ударно-волновая структура течения в сопле Лавала с вмонтированным пилоном схематически изображена на рис. 1. Перед пилоном возникает косой скачок, вызванный отрывом пограничного слоя с нижней стенки сопла. Вблизи передней поверхности пилон, на малом расстоянии δ_d от него, возникает отошедший скачок уплотнения. Взаимодействие скачка отрыва и отошедшего скачка уплотнения приводит к образованию результирующей падающей ударной волны, которая отражается от верхней стенки сопла. Отраженная ударная волна направлена вниз. Перед и за пилоном образуются зоны отрыва и присоединения потока размерами δ_s и δ_r соответственно. В окрестности присоединения вследствие поворота потока возникает ряд волн сжатия, которые, сливаясь, образуют скачок присоединения. Расстояние, на котором ударная волна соударяется с верхней стенкой s_i , угол падения этой волны β_i и угол отраженной ударной волны β_r слабо зависят от рабочего полного давления и сильно зависят от высоты пилон h_s . Однако δ_s , δ_d и δ_r могут сильно зависеть не только от h_s , но и от полного давления p_0 . На передней и задней кромках пилон также образуются волны разрежения. В результате возможного взаимодействия скачка, отраженного от верхней стенки, и скачка присоединения образуется результирующий скачок вниз по потоку от зоны присоединения. Измерения статического давления на стенке могут прояснить указанные особенности течения. Асимметричные распределения давления по стенкам могут привести к образованию боковой силы, используемой для управления вектором тяги аппарата. На рис. 2а показаны места замера давлений на стенке сопла Лавала при наличии пилон с указанием их расстояний от входного сечения сопла. Относительное расширение сопла равно 1.4836, а расчетное число Маха равно 1.84.

На рис. 2б приведены размеры пилон. Как само сопло, так и пилон изготовлены из нержавеющей стали SS316. Всего имелось семь различных пилонов с высотами от 0.87 до 6.87 мм, с шагом

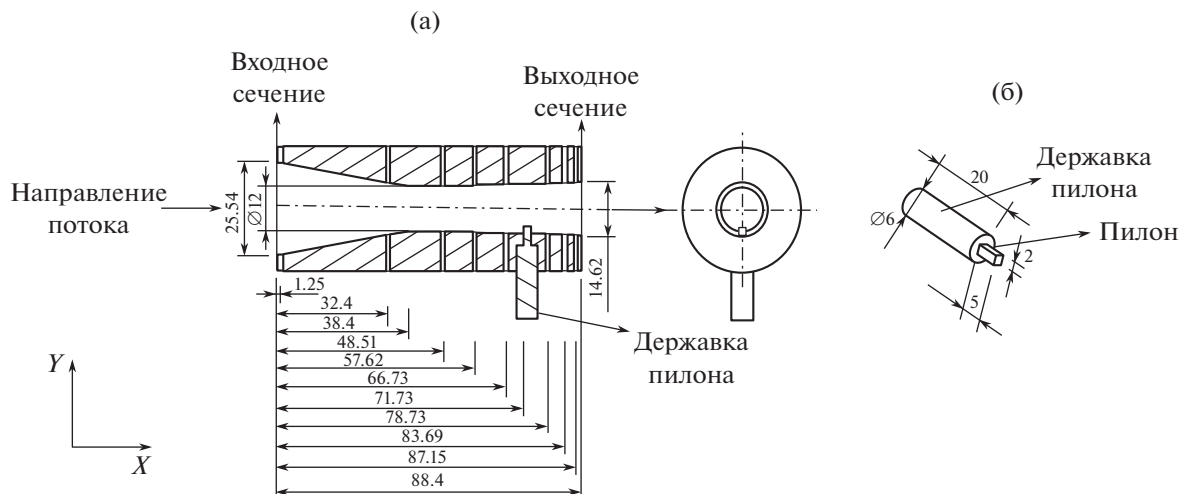


Рис. 2. (а) Места измерений давления на стенке (все размеры даны в миллиметрах). (б) Форма и размеры пилона (все размеры даны в миллиметрах).

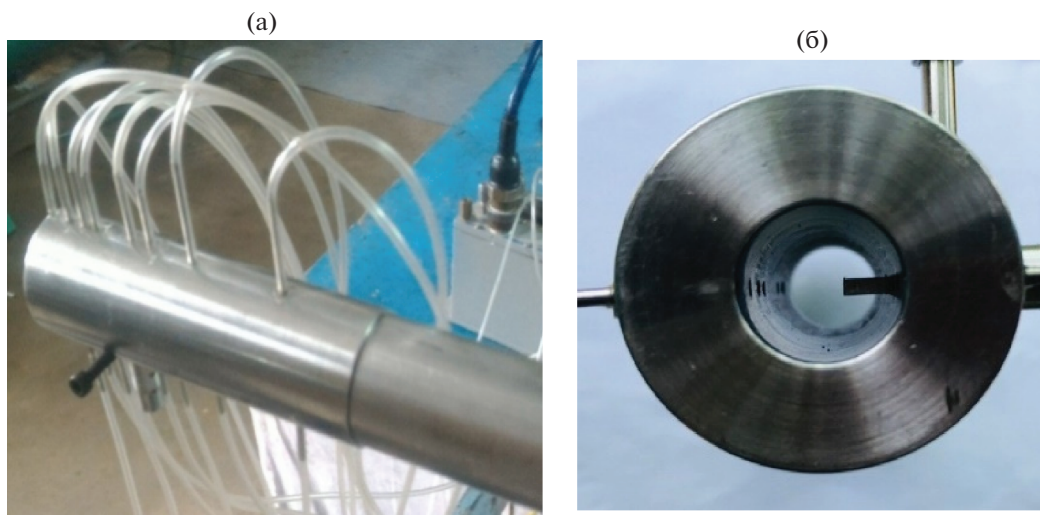


Рис. 3. (а) Приемники давления на стенках и соответствующая система трубок. (б) Сопло Лавеля с вмонтированным пилоном (вид сзади).

в 1 мм. Вмонтированный в сопло пилон представляет собой вертикальный квадратный стержень, направленный навстречу набегающему потоку; длина стержня соответствует высоте пилона. На рис. 3а приведена фотография приемников давления на стенке с трубками, ведущими к сканеру давлений. На рис. 3б представлена фотография пилона, вмонтированного в сопло Лавеля (вид сзади).

1.1. Оборудование

Схематическая диаграмма экспериментальной установки приведена на рис. 4а. Сжатый воздух хранится в резервуаре и используется затем в струйном устройстве. Датчик давления и регулятор в струйном устройстве позволяют установить необходимое значение давления в камере. Помимо того, устройство снабжено удалителем влаги. Для поддержания нужного значения полного давления p_0 это значение устанавливается в регуляторе давления перед входом высоконапорного воздуха в форкамеру, что обеспечивает поступление безвихревого ламинарного потока на вход сопла. Сопло изготовлено методом электроэрозионного вырезания с компьютерным



Рис. 4. Схематическое изображение экспериментальной установки.

контролем. Сопло Лавеля имеет 8 отверстий на верхней стенке и 8 приемников давления на нижней стенке. Эти места измерений соединены с 16-канальным сканером давления, соединенным, в свою очередь, с компьютером.

1.2. Приборная часть

Давления на стенке регистрировались при помощи сканера давления, модель PSI 9116, с 16 каналами. Каждый из датчиков был способен измерять давления до 1720 кПа с приведенной погрешностью, не превышающей $\pm 0.05\%$. Сканер использует необходимое математическое обеспечение для сбора данных, поступающих со скоростью 500 единиц в секунду.

1.3. Распределение давления по стенке сопла Лавеля

Использованные в экспериментах сопла Лавеля были калиброваны; детали калибровки представлены на рис. 5. По известной геометрии сопла статическое давление по его центральной линии было рассчитано в соответствии с одномерной изэнтропической теорией (рис. 5). Входными данными для расчетов были полное давление 690 кПа и полная температура 300 К. При этих же условиях были проведены эксперименты без вмонтированного пилон, причем распределения статического давления по верхней и нижней стенкам были получены при помощи сканера давления. Данные по статическому давлению на стенках также приведены на рис. 5. Можно видеть, что имеет место удовлетворительное совпадение между рассчитанным распределением давления по центральной линии и измеренными распределениями давления по стенкам. В отсутствие пилон распределения давления по верхней и нижней стенкам практически совпадают. Относительное расширение данного сопла равно 1.4836. Согласно изэнтропической теории, полное давление, требуемое для оптимального расширения, составляет 600 кПа. Поэтому полное давление в 690 кПа создает недорасширенную струю, истекающую из выходного сечения сопла. В экспериментах положение пилон было фиксировано на расстоянии 33.33 мм от критического сечения сопла. Высота пилон варьировалась от 0.87 до 6.87 мм. Пилон был ориентирован перпен-

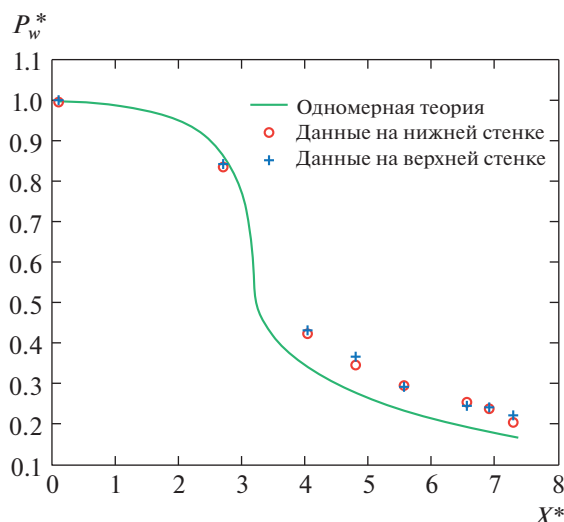


Рис. 5. Сравнение давления по оси сопла, рассчитанного по изэнтропической теории, и экспериментального давления на стенке сопла в отсутствие пилон.

дикулярно центральной линии сопла. Таким образом, угол между стенкой сопла и пилоном составлял 88.5° . Пилон был расположен на расстоянии двух третей длины расширяющейся части сопла, начиная от его критического сечения. Эксперименты проводились при полном давлении в форкамере 690 кПа, что соответствовало полному давлению на входе в сопло.

2. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

На всех последующих иллюстрациях по оси X отложено безразмерное расстояние вдоль оси сопла $X^* = x/d_c$, где x — расстояние вдоль оси сопла. По оси Y отложено безразмерное статическое давление на стенке $p_w^* = p_w/p_o$, где p_o и p_w — полное давление на входе в сопло и давление на стенке соответственно. Положение замера давлений на стенке X^* на рис. 6–9 соответствует линейному расстоянию вдоль оси сопла, отсчитываемому от его входного сечения, а не расстоянию вдоль контура стенки.

2.1. Влияние высоты пилон на распределение давления по верхней и нижней стенкам сопла

Распределения давления по верхней и нижней стенкам сопла в плоскости, проходящей через вертикальное среднее сечение пилон, представлены на рис. 6–9. Положения горла сопла, пилон и срез сопла показаны на этих рисунках тремя вертикальными линиями.

На рис. 6 можно видеть, что давление на нижней стенке сопла, измеренное в приемном отверстии, находящемся на расстоянии примерно 6 мм вверх по потоку от передней грани пилон, не испытывает заметного роста, когда высота пилон равна 0.87 мм. Это, возможно, обусловлено близостью скачка отрыва к пилону и малой интенсивностью этого скачка. Статическое давление при переходе через скачок, расположенный вблизи пилон, когда $\delta_s < 6$ мм, возрастает незначительно. Благодаря наличию сильного отрицательного градиента давления в расширяющейся части сопла, распространение малого подъема давления перед пилоном через пограничный слой ослаблено. Характер распределения давления по верхней стенке в области перед пилоном аналогичен распределению давления по нижней стенке, но перед выходным сечением сопла имеет место рост давления. Он может быть вызван отражением от верхней стенки скачка, идущего с нижней стенки, где он зарождается перед пилоном. Это давление составляет примерно 47% от теоретического значения давления в критическом сечении. Распределения давления по нижней и верхней стенкам, когда высота пилон равна 6.87 мм, представлены на рис. 7. Анализ распределения давления по нижней стенке показывает, что при этой высоте пилон влияние скачка отрыва перед препятствием распространяется достаточно далеко вверх по потоку. Давление на стенке начинает расти по крайней мере на расстоянии 16 мм ($2.3h_s$) перед пилоном. Это означает, что величина δ_s близка к этому значению и поток газа проходит, вероятно, не только через скачок

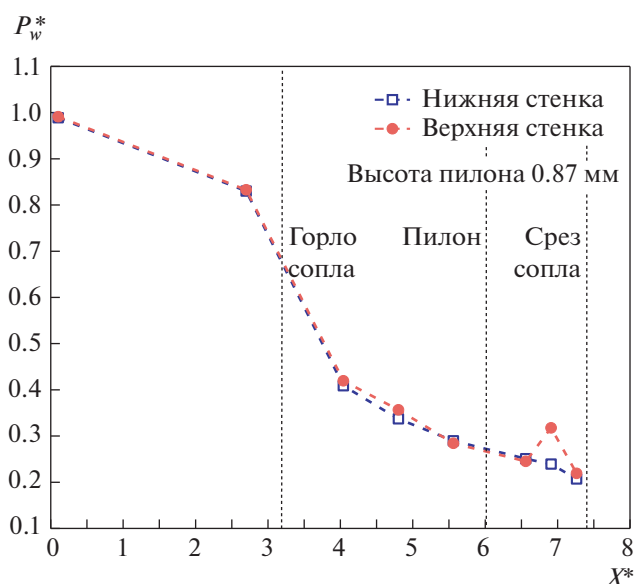


Рис. 6. Сравнение распределений давления по верхней и нижней стенкам сопла при высоте пилон 0.87 мм.

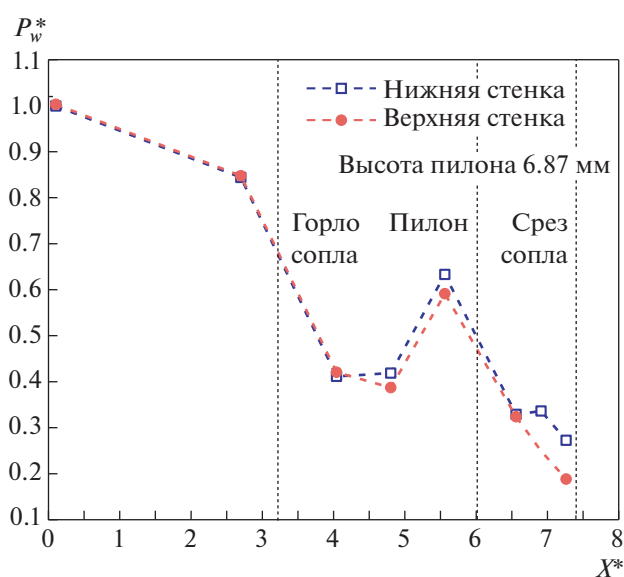


Рис. 7. Сравнение распределений давления по верхней и нижней стенкам сопла при высоте пилон 6.87 мм.

отрыва, но и отраженный скачок. Местное давление на стенке в окрестности передней грани пилон составляет примерно 95% от теоретического значения давления в горле сопла. Хотя далее давление на нижней стенке сопла убывает, вблизи среза сопла оно значительно выше атмосферного давления. Возможно, это связано с прохождением потока газа за пилоном через скачок присоединения либо результирующий скачок. В распределении давления по верхней стенке также имеется сходный подъем перед пилоном, на расстоянии $2.3h_2$ от него. Рост давления в этой точке связан с падением наклонного скачка на верхнюю стенку перед этим местом. Здесь местное давление на стенке составляет 85% от теоретического значения давления в горле сопла. Из-за отсутствия второго падающего скачка (скачок присоединения ввиду своей малой интенсивности не достигает верхней стенки) давление на верхней стенке продолжает убывать вплоть до давления в окружающей среде в выходном сечении сопла.

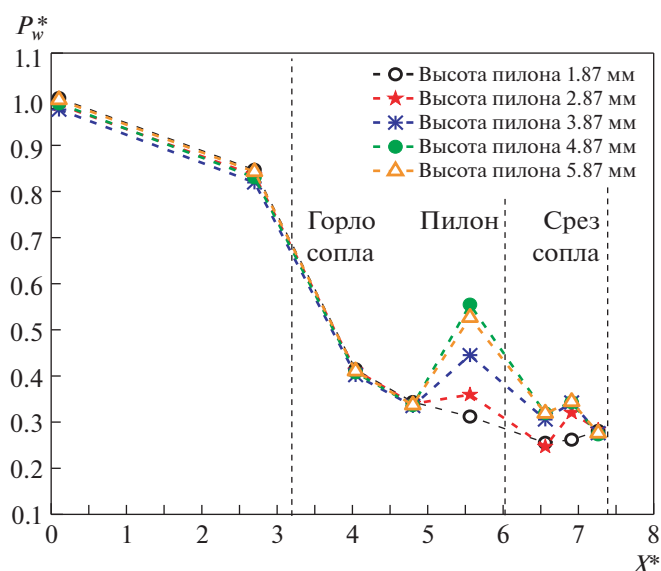


Рис. 8. Влияние высоты пилонa на распределение давления по нижней стенке сопла.

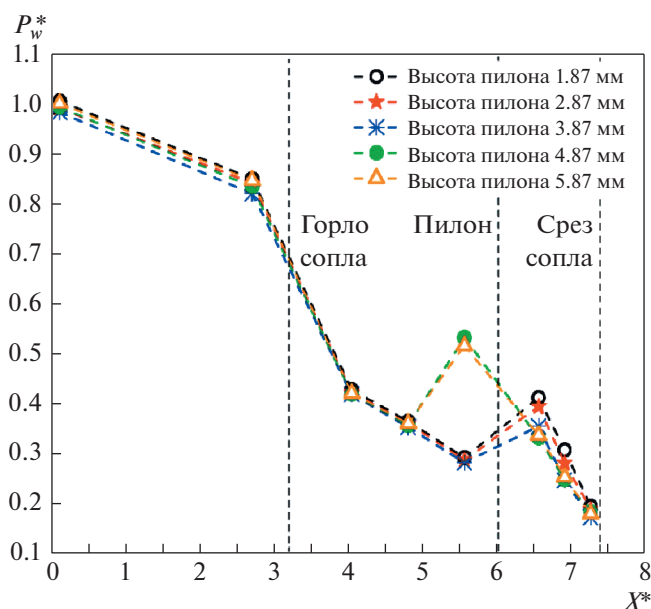


Рис. 9. Влияние высоты пилонa на распределение давления по верхней стенке сопла.

Влияние высоты пилонa на распределение давления по нижней стенке сопла показано на рис. 8. Представлены данные для пилонов с высотами в диапазоне от 1.87 до 5.87 мм. Можно видеть, что давление на срезе сопла значительно выше, чем давление в окружающей среде. Высота пилонa не оказывает влияния на выходное давление в плоскости, в которой проводились измерения давления. С увеличением высоты пилонa возрастает давление на стенке перед пилоном, что может быть связано с увеличением интенсивности скачка перед пилоном. Можно также видеть, что расстояние δ_s перед передней гранью пилонa превышает 6 мм. Изменение высоты пилонa в пределах до 2.87 мм не вызывает значительных изменений в давлении на стенке непосредственно за пилоном. Падение статического давления на стенке по разные стороны пилонa вызвано расширением и отрывом потока за пилоном. При увеличении высоты пилонa до 2.87 мм давление на стенке за пилоном также растет. Очевидно, больший рост статического давления обусловлен

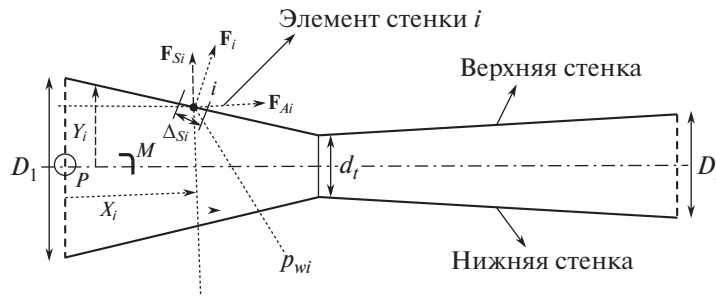


Рис. 10. К расчету боковой силы, осевой силы и момента по данным о давлении на стенке.

тем, что с увеличением высоты пилона поток проходит через более сильный скачок перед пилоном. Однако позади пилона давление на стенке падает вследствие расширения потока. Второй подъем давления на стенке за пилоном, видимо, связан с ростом статического давления в скачке присоединения, образующемся в следе за пилоном.

Распределение давления по верхней стенке приведено на рис. 9. Из графика видно, что давление на срезе сопла лишь незначительно превышает давление в окружающей среде ($p^* = 0.15$). Здесь имеет место существенное различие с давлением на нижней стенке, которое в выходном сечении значительно выше, чем давление в окружающей среде. Изменение высоты пилона h_s не оказывает влияния на статическое давление на стенке в области перед пилоном, пока $h_s \leq 3.87$ мм. Увеличение статического давления на верхней стенке за пилоном при $h_s \leq 3.87$ мм связано с приходом падающего скачка на верхнюю стенку ниже по потоку от положения пилон. В этом сценарии $s_i > \delta_s$. В диапазоне высот пилон от 0.87 до 3.87 мм из графика на рис. 9 можно видеть, что давление на верхней стенке в области вниз по потоку от пилон убывает с увеличением высоты пилон. Это связано с тем, что увеличение высоты пилон h_s приводит к росту угла наклона скачка перед ним и соответственно к смещению точки его соударения с верхней стенкой, так что разность $s_i - \delta_s$ убывает с ростом h_s . Таким образом, увеличивается расстояние между точкой соударения и местом измерения давления на стенке. Это увеличение расстояния, совместно с отрицательным градиентом основного потока в сопле, приводит к уменьшению давления на верхней стенке за пилоном при увеличении h_s от 0.87 до 3.87 мм. Дальнейшее увеличение h_s выше 3.87 мм приводит к тому, что становится $s_i < \delta_s$, в результате чего возникает резкий рост давления перед пилоном ($h_s = 4.87$ и 5.87 мм на рис. 9). Однако для обеих этих высот пилон давление на верхней стенке за пилоном падает до значения выходного давления. Это означает, что отраженный скачок слаб, а второе соударение скачка присоединения с верхней стенкой не имеет места.

2.2. Внутренние силы и моменты сил

Для количественной оценки влияния высоты пилон на внутренние силы и моменты, порожденные лишь распределениями давления по стенкам, выбрана плоскость, проходящая через приемные отверстия давления на верхней и нижней стенках и сам пилон. Хотя двумерные силы и моменты и их коэффициенты не представляют собой их истинные значения в трехмерном течении в сопле Лавала, они могут быть полезны для оценки влияния высоты пилон. Измеренные в эксперименте распределения давления по стенкам интегрировались в выбранной плоскости и по результатам расчетов определялись двумерные газодинамические коэффициенты, а именно коэффициенты осевой силы (в направлении x) и боковой силы (в направлении y), а также коэффициент продольного момента относительно точки P, как показано на рис. 10. В качестве опорной точки выбрана средняя точка во входном сечении в вышеупомянутой плоскости, которая также лежит на центральной линии сопла. Все расстояния измеряются от опорной точки. Результаты интегрирования давления p_{wi} по поверхности сопла могут быть использованы для определения боковой силы F_S , осевой силы F_A и момента M .

Можно заметить, что экспериментальное распределение давления может зависеть от количества и расположения приемных отверстий давления; вместе с этим могут изменяться и значения коэффициентов сил и моментов. Однако настоящая работа не ставит целью получить действительные значения этих коэффициентов, а лишь оценить влияние высоты пилон на эти коэффициенты при фиксированном числе приемников давления, находящихся в фиксированных поло-

жениях. Все коэффициенты выражены в долях опорного значения, то есть, максимального значения этого коэффициента. Рассмотрим элементарную площадку Δs_i на стенке сопла (рис. 10). Вклад отрезка стенки Δs_i , на котором действует давление p_{wi} , в боковую силу равен F_{si} , а вклад того же отрезка в осевую силу равен F_{Ai} . Знаки выбраны таким образом, что действующая вправо осевая сила и действующая вверх боковая сила принимаются положительными. Все силы суммируются по всем элементам, что дает суммарные осевую и боковую силы и момент.

$$\text{Вклад силы } F_{si} \text{ в момент относительно точки P} = F_{si}x_i \quad (2.1)$$

$$\text{Вклад силы } F_{Ai} \text{ в момент относительно точки P} = F_{Ai}Y_i \quad (2.2)$$

$$\text{Вклад верхней стенки в полную боковую силу } (F_s)_{\text{top}} = \sum_{i=1}^N (F_{si})_{\text{top}} \quad (2.3)$$

$$\text{Вклад нижней стенки в полную боковую силу } (F_s)_{\text{bottom}} = \sum_{i=1}^N (F_{si})_{\text{bottom}} \quad (2.4)$$

$$\text{Результирующая боковая сила} = (F_s)_{\text{top}} + (F_s)_{\text{bottom}} = F'_s \quad (2.5)$$

$$\text{Вклад верхней стенки в полную осевую силу } (F_A)_{\text{top}} = \sum_{i=1}^N (F_{Ai})_{\text{top}} \quad (2.6)$$

$$\text{Аналогично, вклад нижней стенки в полную осевую силу } (F_A)_{\text{bottom}} = \sum_{i=1}^N (F_{Ai})_{\text{bottom}} \quad (2.7)$$

$$\text{Полная осевая сила} = (F_A)_{\text{top}} + (F_A)_{\text{bottom}} = F'_A \quad (2.8)$$

$$\text{Вклад боковой силы от верхней стенки в продольный момент } (M_s)_{\text{top}} = \sum_{i=1}^N (F_{si}x_i)_{\text{top}} \quad (2.9)$$

$$\text{Вклад осевой силы от верхней стенки в продольный момент } (M_A)_{\text{top}} = \sum_{i=1}^N (F_{Ai}Y_i)_{\text{top}} \quad (2.10)$$

$$\begin{aligned} &\text{Полный продольный момент, создаваемый силой} \\ &\text{от верхней стенки } M_{\text{top}} = (M_s)_{\text{top}} + (M_A)_{\text{top}} \end{aligned} \quad (2.11)$$

Вклад боковой силы от нижней стенки в продольный момент

$$(M_s)_{\text{bottom}} = \sum_{i=1}^N (F_{si}x_i)_{\text{bottom}} \quad (2.12)$$

Вклад осевой силы от верхней стенки в продольный

$$\text{момент } (M_A)_{\text{bottom}} = \sum_{i=1}^N (F_{Ai}Y_i)_{\text{bottom}} \quad (2.13)$$

Полный продольный момент, создаваемый силой от нижней стенки

$$M_{\text{bottom}} = (M_s)_{\text{bottom}} + (M_A)_{\text{bottom}} \quad (2.14)$$

$$\text{Результирующий продольный момент} = M_{\text{top}} + M_{\text{bottom}} = M'_p \quad (2.15)$$

$$\text{Коэффициент осевой силы } C'_{AA} = F'_A/p_0d_t \quad (2.16)$$

$$\text{Коэффициент боковой силы } C'_s = F'_s/p_0d_t \quad (2.17)$$

$$\text{Коэффициент момента } C'_M = M'_p/p_0d_t^2 \quad (2.18)$$

Долевые значения коэффициентов осевой силы C_a , боковой силы C_s и момента C_m рассчитываются следующим образом

$$\frac{C'_A}{C'_{A_{\text{ref}}}} = C_a \quad (2.19)$$

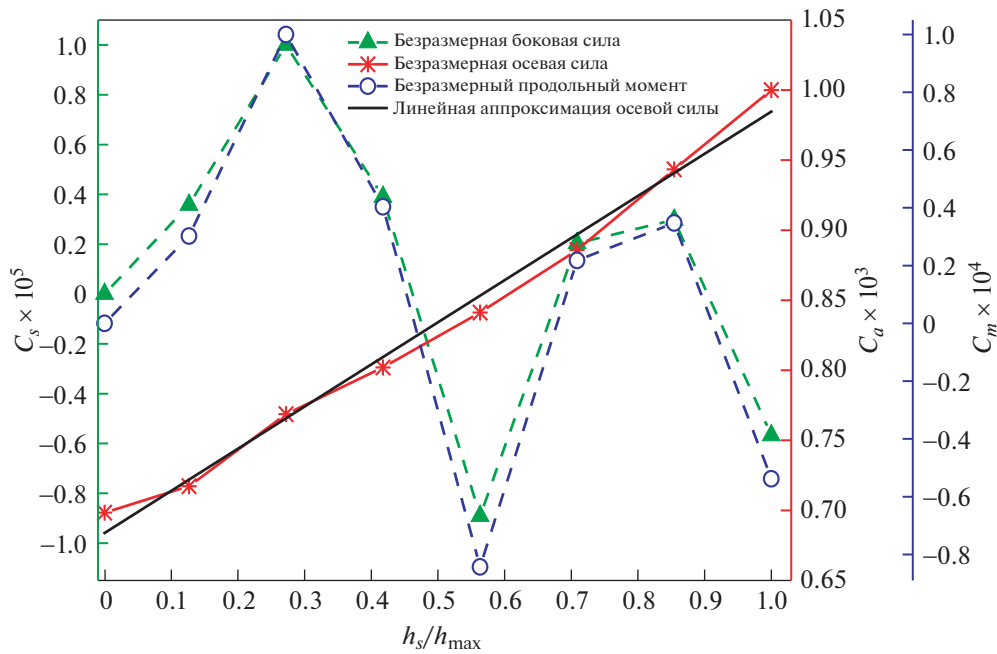


Рис. 11. Влияние высоты пилона на боковую и осевую силы и продольный момент в выбранной плоскости.

где $C'_{A_{ref}}$ — максимальное значение коэффициента осевой силы,

$$\frac{C'_s}{C'_{s_{ref}}} = C_s \quad (2.20)$$

где $C'_{s_{ref}}$ — максимальное значение коэффициента боковой силы и

$$\frac{C'_M}{C'_{M_{ref}}} = C_m \quad (2.21)$$

где $C'_{M_{ref}}$ — максимальное значение коэффициента момента.

Для диапазона рабочих условий настоящего экспериментального исследования влияние высоты пилона на боковую и осевую силы и продольный момент в выбранной плоскости (то есть, в плоскости, в которой проводились измерения давления) показано на рис. 11. По оси x отложена безразмерная высота пилона h_s/h_{max} , а по оси y — долевые значения коэффициентов сил и момента (отнесенные к соответствующим максимальным значениям). При увеличении высоты пилона максимальная положительная боковая сила наблюдается при высоте пилона 1.87 мм ($h_s/h_{max} = 0.272$), что обусловлено высоким давлением на верхней стенке за плоскостью расположения пилона (за исключением окрестности среза сопла) и значительной разницей между давлениями на верхней и нижней стенках. Затем, однако, боковая сила уменьшается из-за роста давления на нижней стенке перед и за пилоном при увеличении высоты пилона до 2.87 мм ($h_s/h_{max} = 0.4176$). Максимум отрицательной боковой силы имеет место при высоте пилона 3.87 мм ($h_s/h_{max} = 0.563$), что связано с дальнейшим ростом давления на нижней стенке. При высотах пилона 4.87 мм ($h_s/h_{max} = 0.708$) и 5.87 мм ($h_s/h_{max} = 0.854$) боковая сила вновь становится положительной, так как очень высокое давление на верхней стенке более чем компенсирует отрицательную боковую силу, создаваемую распределением давления по нижней стенке. Из данных на рис. 11 также следует, что при высоте пилона 6.87 мм ($h_s/h_{max} = 1$) дальнейший рост давления на нижней стенке расширяющейся части сопла вновь создает отрицательную боковую силу. В соответствии с этими фактами можно заключить, что наличие пилона и вариации его высоты приводит к значительным изменениям боковой силы. Результирующие изменения продольного момента подчиняются тем же закономерностям, что и в случае боковой силы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Влияние пилона на отражение ударных волн и отрыв пограничного слоя исследованы по распределениям давления на стенках сопла. Основной целью исследования было установить появление боковой силы и продольного момента вследствие наличия пилона и изменений его высоты. Результаты расчетов, основанных на экспериментальных данных, показывают, что осевая сила линейно растет с высотой пилона. Однако боковая сила и продольный момент меняются немонотонно и существует оптимальное значение высоты пилона, при котором боковая сила и продольный момент максимальны. Характер изменения боковой силы и продольного момента одинаков. Предварительные результаты исследования позволяют сделать вывод о том, что система с вмонтированным пилоном может служить альтернативой системе вторичного вдува газа для управления вектором тяги аэрокосмических аппаратов. Однако для того чтобы установить практическую значимость подобного альтернативного метода, требуются дальнейшие экспериментальные исследования.

Авторы признательны Совету по научным и промышленным изысканиям (Council of Scientific & Industrial Research), Нью Дели, Индия за финансовую поддержку первого автора при выполнении исследования (проект № 141438/2K15/1). Авторы также благодарят сотрудников лаборатории за помощь при выполнении настоящей работы.

ОБОЗНАЧЕНИЯ

T	: Температура [K]
δ_s	: Расстояние отхода [мм]
δ_r	: Длина зоны присоединения [мм]
δ_d	: Расстояние отхода ударной волны от передней грани пилона [мм]
s_i	: Расстояние, на котором происходит соударение со скачком [мм]
β_i	: Угол падения [градусы]
β_r	: Угол отраженного скачка [градусы]
h_s	: Высота пилона [мм]
$h_{\max}$	: Максимальная высота пилона [мм]
p_o	: Полное давление [кПа]
i	: Номер элемента на стенке сопла
N	: Количество элементов на стенке сопла
X_i	: Расстояние от входа в сопло до опорной точки [м]
Y_i	: Расстояние от центральной линии сопла до опорной точки [м]
D_1	: Диаметр входного сечения сопла [мм]
d_t	: Диаметр критического сечения сопла [мм]
D_2	: Диаметр выходного сечения сопла [мм]
A_t	: Площадь критического сечения сопла [мм ²]
p_w	: Статическое давление на стенке [Н/м ²]
X^*	: Безразмерное расстояние вдоль оси сопла
p_w^*	: Безразмерное статическое давление на стенке
p_{wi}	: Статическое давление на элементе стенки i [Н/м ²]
ΔS_i	: Площадь поверхности элемента [м ²]
F_A	: Осевая сила [Н]
F_S	: Боковая сила [Н]
M	: Продольный момент [Н · м]
M_s	: Продольный момент, порожденный боковой силой [Н · м]
M_A	: Продольный момент, порожденный осевой силой [Н · м]
F'_s	: Результирующая боковая сила [Н]
F'_A	: Результирующая осевая сила [Н]
M'_p	: Результирующий продольный момент [Н · м]

C'_A	: Коэффициент осевой силы
C'_S	: Коэффициент боковой силы
C'_M	: Коэффициент момента
$C'_{A_{ref}}$	: Максимальное значение коэффициента осевой силы
$C'_{S_{ref}}$	: Максимальное значение коэффициента боковой силы
$C'_{M_{ref}}$	: Максимальное значение коэффициента момента
C_s	: Долевой коэффициент боковой силы
C_a	: Долевой коэффициент осевой силы
C_m	: Долевой коэффициент момента

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Gamble E., Haid D.* Fluidic nozzle to improve transonic pitch and thrust performance of hypersonic vehicle // AIAA 41st Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tucson, Arizona, 10–13 July (2005).
2. *Gamble E.J., DeFrancesco R., Haid D.* Improving off design nozzle performance using fluidic injection // AIAA 42nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 5–Reno, Nevada, 8 January (2004).
3. *Cheeda V.K., Kumar A., Ramamurthi K.* Influence of shear layer on the structure of shocks formed by rectangular and parabolic blockages placed in a supersonic flow field // Shock Waves. 2014. V. 24. P. 157–169.
4. *Cheeda V.K., Kumar A., Ramamurthi K.* Influence of height of confined space on explosion and fire safety // Fire Safety J. 2015. V. 76. P. 31–38.
5. *Cavalleri R., Readey H.* Thrust vector control using movable probes // 28th Aerospace Science Meeting, Reno, Nevada, January 8–11 (1990).
6. *Cavalleri R.J., Tiarn W.* CFD evaluation of an advanced thrust vector control concept // AIAA 26th Joint Propulsion Conference, Orlando, July 16–18 (1990).
7. *Cavalleri R., Tiarn W.* Experimental and theoretical comparison of the probe thrust vector control concept // AIAA 27th Joint Propulsion Conference, Sacramento, CA, June 24–26 (1991).
8. *Cavalleri R.* Fluid shielded movable strut for missile and rocket thrust vector control. Patent Number: 5,125,596, 30 June (1992).
9. *George P.* Rocket Propulsion Elements. New York: Wiley, 2001.
10. *Babinsky H.* Shock Wave Boundary Layer Interactions. Cambridge Univ. Press, 2011.
11. *Schlichting H.* Boundary layer theory. New York: McGraw-Hill, 1968.
12. *Delery J., Marvin J.G.* Shock wave boundary layer interactions // AGARD-AG-280, (February 1986) ISBN:92-835-1519-6.

Перевод М.Г. Лебедева

Experimental Study of Wall Pressure Distribution of Convergent Divergent Nozzle With Strut Injection

A. Lakshmi Srinivas^{1,#} and B. T. N. Sridhar¹

¹ Department of Aerospace Engineering, MIT Campus, Anna University, Chennai 600044, India

[#]E-mail: srinivas09aero@gmail.com

Wall pressure measurements were made in a convergent-divergent nozzle with strut injection to estimate the internal forces and moments. The strut facing the flow was of rectangular cross section and was placed at two thirds of the diverging length of the nozzle from the throat. The design exit Mach number of the nozzle is 1.84. The strut height was varied at constant internal total pressure of 690 kPa. Experiments were conducted to explore the possibility of using a solid strut as an alternative to liquid secondary injection for thrust vector control. The wall pressure distribution of the nozzle was studied to interpret the flow interaction with the strut. The calculations from experimental data show that the presence of strut and its change in height produce significant variations in side force and pitching moment which would be useful for thrust vector control.

Keywords: converging diverging nozzle, Wall pressure, Strut injection, Supersonic flow