УДК 532.6

ПАРАМЕТР ПОДОБИЯ ДЛЯ КОЭФФИЦИЕНТА СОПРОТИВЛЕНИЯ ЦИЛИНДРА С ПЕРЕДНЕЙ ВЫСОКОПОРИСТОЙ ВСТАВКОЙ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ ПОД УГЛОМ АТАКИ

С. Г. Миронов, Т. В. Поплавская, С. В. Кириловский, И. Р. Валиуллин, Т. С. Милицина, А. А. Маслов

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН, 630090 Новосибирск, Россия E-mails: mironov@itam.nsc.ru, popla@itam.nsc.ru, kirilov@itam.nsc.ru, valiullin.ilya@gmail.com, mili_tanya@mail.ru, maslov@itam.nsc.ru

Представлены результаты экспериментального и численного моделирования сверхзвукового обтекания под различными углами атаки цилиндра с передней газопроницаемой ячеисто-пористой вставкой. В аэродинамической трубе T-327 Института теоретической и прикладной механики СО РАН при числе Маха, равном 7, и числе Рейнольдса, равном $1.5 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$, выполнены весовые измерения на моделях диаметром 10,0; 14,5; 24,0; 34,0 мм с пористой вставкой, имеющей длину, равную двум диаметрам цилиндра, величину пористости 95 %, диаметр пор 1; 2; 3; 4 мм, диапазон углов атаки модели равен $0 \div 25^{\circ}$. Численное моделирование выполнено на основе решения трехмерных уравнений Навье — Стокса, осредненных по Рейнольдсу, с использованием $(k-\omega)$ -SST-модели турбулентности, тороидальной скелетной модели пористого материала. Путем обобщения экспериментальных и расчетных данных для нормированного коэффициента аэродинамического сопротивления при различных углах атаки получены эмпирические зависимости этой величины от параметра подобия, включающего отношение диаметра пор к диаметру цилиндра и число Маха.

Ключевые слова: сверхзвуковое обтекание, газопроницаемые пористые вставки, аэродинамическое сопротивление.

DOI: 10.15372/PMTF20220609

Введение. Одной из главных проблем в аэродинамике высокоскоростных авиационных и космических аппаратов является проблема снижения аэродинамического сопротивления (в основном волнового сопротивления) при движении тел в атмосфере Земли. В последние десятилетия предложен и исследован ряд способов снижения волнового сопротивления сверхзвуковых летательных аппаратов (ЛА). Наиболее известными являются способы, в которых используется стержень, выступающий из переднего торца ЛА (аэродинамическая игла) [1], либо лазерный нагрев локальной области в набегающем потоке [2–4], либо

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2021–2023 гг. (код проекта 121030500162-7). Эксперименты проводились на оборудовании центра коллективного пользования "Механика" Института теоретической и прикладной механики СО РАН.

[©] Миронов С. Г., Поплавская Т. В., Кириловский С. В., Валиуллин И. Р., Милицина Т. С., Маслов А. А., 2022

выдув противоточной струи [5, 6], либо установленный перед телом сетчатый экран [7], а также различные варианты перечисленных способов. Они основаны на принципе формирования эффективного заостренного тела, волновое сопротивление которого меньше волнового сопротивления обтекаемой набегающим потоком передней части ЛА. В описанных выше методах эффективное заостренное тело формируется при возникновении перед корпусом ЛА конусообразной зоны отрыва [8], при обтекании которой угол наклона головной ударной волны уменьшается, вследствие чего уменьшается волновое сопротивление. Характеристики зоны отрыва зависят от условий обтекания, в частности обтекания ЛА под углом атаки, что оказывает влияние на величину снижения волнового сопротивления.

В работе [9] предложен метод формирования эффективного заостренного тела за счет перераспределения набегающего потока при течении воздуха через переднюю газопроницаемую пористую вставку. При использовании этого метода не происходит образования зоны отрыва, на которую может воздействовать обтекание под углом атаки. Большое количество экспериментальных и численных исследований процесса снижения волнового сопротивления выполнено для обтекания модели цилиндра с передней цилиндрической ячеисто-пористой вставкой под нулевым углом атаки [10]. При этом мерой снижения аэродинамического сопротивления является отношение величины аэродинамического коэффициента сопротивления цилиндра с передней пористой вставкой к аналогичной величине аэродинамического коэффициента сопротивления цилиндра без пористой вставки. На основе обобщения и анализа экспериментальных и расчетных данных найдена эмпирическая зависимость, описывающая такое относительное снижение волнового сопротивления цилиндра с передней пористой вставкой при нулевом угле атаки и включающая в качестве параметра подобия отношение диаметра цилиндра к диаметру пор материала и число Маха набегающего потока.

Поскольку обтекание модели под углом атаки приводит к изменению величины снижения волнового сопротивления с помощью пористой вставки [11], целью настоящей работы является определение эмпирической зависимости для коэффициента сопротивления цилиндра с передней высокопористой вставкой при сверхзвуковом обтекании под углом атаки.

Методика эксперимента. Экспериментальные исследования проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-327 Института теоретической и прикладной механики (ИТПМ) СО РАН при числе Маха потока $M_{\infty} = 7$ и единичном числе Рейнольдса $\text{Re}_1 = 1.5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. В экспериментах с помощью тензовесов измерялась сила F_x воздействия сверхзвукового потока на модель, установленную под различными углами атаки ($\alpha = 0 \div 25^{\circ}$).

Экспериментальные модели (рис. 1) представляли собой цилиндры с передней вставкой из ячеисто-пористого никеля. Ячеисто-пористый никель с пористостью k = 95 % (отношение объема газа в порах к общему объему пористого образца) является типичным примером высокопористых ячеистых материалов (ВПЯМ). ВПЯМ формируются при застывании вспененных жидких металлов, и ячейки застывшей пены образуют пространственный каркас из перемычек между пересекающимися ячейками. Величина пористости такого материала может составлять 76–98 %. При меньшей величине пористости материал перестает быть газопроницаемым, а при большей пористости не образуется связного скелета из перемычек.

Экспериментальные модели состоят из двух частей: передней пористой и сплошной. Для всех моделей передняя пористая часть имеет длину, равную двум диаметрам цилиндра. При такой длине пористой вставки при всех значениях угла атаки наблюдается максимальное уменьшение сопротивления цилиндра [11]. В моделях, показанных на рис. 1, a, 6, сохраняется отношение длины пористой вставки к общей длине модели, а в моделях, показанных на рис. 1, 6, c, эта пропорция нарушается вследствие невозможности установки в



Рис. 1. Модели цилиндра с передней пористой вставкой с диаметром пор d = 1 мм и различными диаметром и длиной: a - D = 10 мм, L = 69 мм, $\delta - D = 14,5$ мм, L = 100 мм, $\epsilon - D = 24$ мм, L = 110 мм, $\epsilon - D = 34$ мм, L = 110 мм

аэродинамическую трубу под углами атаки моделей, длина которых превышает 110 мм. На моделях устанавливались цилиндрические пористые вставки с диаметром пор d = 1; 2; 3; 4 мм. С целью получения коэффициента сопротивления C_x , нормированного на коэффициент сопротивления цилиндра без пористой вставки C_{x0} , дополнительно выполнялись измерения силы сопротивления F_{x0} моделей, в которых пористая вставка заменялась сплошной ($C_x/C_{x0} = F_x/F_{x0}$).

Численное моделирование. Задача об обтекании цилиндра и цилиндра с передней газопроницаемой пористой вставкой под углом атаки решалась в пакете ANSYS Fluent с использованием трехмерных уравнений Навье — Стокса, осредненных по Рейнольдсу, $(k-\omega)$ -SST-модели турбулентности и неявных схем второго порядка точности по пространству. Для аппроксимации конвективных потоков использовался (Roe–FDS)-метод расцепления с TVD-ограничителем для сохранения монотонности решения вблизи разрывов и локальных экстремумов течения. Расчеты проводились для условий, соответствующих экспериментам в сверхзвуковой аэродинамической трубе.

В результате решения задачи определялись газодинамические характеристики течения воздуха вне модели и внутри пористого материала. Аэродинамический коэффициент сопротивления модели C_x рассчитывался по формуле

$$C_x = \frac{F_x}{0.5\rho_\infty u_\infty^2} \, \frac{1}{S_m}$$

где F_x — аэродинамическая сила в продольном относительно потока направлении, включающая силу давления и силу трения, определяемые в ANSYS Fluent; ρ_{∞} , u_{∞} — плотность и скорость в набегающем потоке; S_m — площадь миделя модели.

Основным элементом численного моделирования задачи обтекания тел с газопроницаемыми пористыми вставками является модель пористого материала. Наиболее известны континуальные модели пористой среды с зависимостью градиента давления в пористой зоне от скорости фильтрации, заданной по определенному закону (например, закону Дарси — Форхгеймера). Эти модели являются математической трактовкой эмпирических данных исследований фильтрации жидкостей в грунтах с достаточно малыми (до 10 м/с) скоростями течения. Для сверхзвукового обтекания цилиндра с передней вставкой из высокопористого ячеистого материала континуальный подход с использованием закона Дарси — Форхгеймера впервые применен в [12]. В случае сверхзвуковых скоростей основные проблемы использования континуальной модели обусловлены резким изменением величины градиента давления и скорости фильтрации вдоль пористой вставки, что требует получения в специальных экспериментах [13] и применения различных эмпирических законов фильтрации на различных участках пористой вставки.

В настоящей работе использовался другой подход — моделирование течения газа в скелете пористого материала. В рамках этого подхода разработана трехмерная тороидальная скелетная модель ячеисто-пористого материала [14], в которой моделируется течение воздуха сквозь пористый материал. Скелетная модель имеет вид соосной системы тороидальных дискретных элементов различного диаметра, расположенных в шахматном порядке, определяющими параметрами которой являются пористость k, размер пор d и характерная длина прозрачности пористого материала. В плоскости осевого сечения данная система колец представляет собой набор непроницаемых круглых элементов, расположенных в шахматном порядке. В шахматном порядке. Расстояние между элементами в радиальном и осевом направлениях равно диаметру пор d реального образца ВПЯМ. Диаметр круглых элементов и их количество выбирались с учетом того, что объем скелета составлял 5 % объема пористой вставки, что соответствует пористости k = 95 %.

Результаты исследования. На рис. 2 приведены экспериментальные зависимости нормированного коэффициента сопротивления C_x/C_{x0} от угла атаки α для четырех моделей цилиндров с передними пористыми вставками, имеющими различный диаметр пор (см. рис. 1). Доверительные интервалы построены по данным большого количества измерений, выполненных в разных экспериментах. На рис. 2 видно, что нормированный коэффициент сопротивления незначительно меняется при значениях угла атаки $\alpha = 0 \div 10^{\circ}$, но быстро увеличивается при увеличении угла α и стремится к единице. Также следует отметить, что максимальное снижение волнового сопротивления с помощью пористой вставки (20–45 %) достигается именно при малых значениях угла атаки ($\alpha = 0 \div 10^{\circ}$).

Для модели диаметром 34 мм (см. рис. 2,*c*) не удалось выполнить измерения для углов атаки $\alpha > 15^{\circ}$ вследствие значительного загромождения потока моделью и невозможности запуска аэродинамической трубы. На рис. 2 также приведены данные численного моделирования для пористых вставок с диаметром пор d = 2 мм, полученные с использованием тороидальной модели ячеисто-пористого материала.

С увеличением угла атаки увеличивается как коэффициент сопротивления модели с передней пористой вставкой, так и коэффициент сопротивления модели без пористой вставки [13, 14]. Причиной увеличения коэффициента сопротивления модели с ростом угла атаки является увеличение площади проекции модели на плоскость, перпендикулярную потоку. Поскольку сплошной цилиндр занимает значительную (более 1/2) долю длины модели, ее аэродинамическое сопротивление начинает увеличиваться, несмотря на снижение сопротивления с помощью передней пористой вставки. При уменьшении относительной длины сплошного цилиндра в модели (см., например, рис. 1,*в*,*г*) скорость роста аэродинамического сопротивления с увеличением угла атаки должна уменьшаться, однако этого не происходит (см. рис. 2,*в*,*г*). Следовательно, должен существовать еще один механизм увеличения аэродинамического сопротивления с ростом угла атаки.

Численное моделирование обтекания модели цилиндра с передней пористой вставкой под углом атаки показало, что при малых значениях угла атаки картина обтекания близка к симметричной (рис. 3). В формировании поля течения и, следовательно, аэродинамического сопротивления участвует только область вблизи переднего торца пористой вставки, размер которой меняется несущественно, что объясняет слабую зависимость нормированного коэффициента сопротивления от угла атаки в диапазоне значений $\alpha = 0 \div 10^{\circ}$.



Рис. 2. Экспериментальные (1-4) и расчетная (5) зависимости нормированного коэффициента сопротивления C_x/C_{x0} от угла атаки α для моделей с различными диаметрами цилиндра и различными диаметрами пор пористой вставки: a - D = 10 мм, $\delta - D = 14,5$ мм, e - D = 24 мм, e - D = 34 мм; 1 - d = 1 мм, 2, 5 - d = 2 мм, 3 - d = 3 мм, 4 - d = 4 мм

При больших значениях угла атаки картина обтекания становится существенно несимметричной и имеет место перетекание воздуха через пористую вставку с наветренной стороны модели на подветренную (рис. 4). При значении угла атаки $\alpha = 25^{\circ}$ на наветренной стороне модели цилиндра с пористой вставкой формируется область низких скоростей потока (см. рис. 4, δ), размер которой существенно больше, чем в случае цилиндра без пористой вставки (см. рис. 4,a) и цилиндра с передней пористой вставкой при углах атаки $\alpha < 10^{\circ}$ (см. рис. 3, δ , ϵ). Вследствие этого увеличиваются потери импульса набегающего потока и при больших углах атаки аэродинамическое сопротивление у цилиндра с передней пористой вставкой.



Рис. 3. Изолинии поля скорости при обтекании под различными углами атаки модели цилиндра диаметром D = 14,5 мм с пористой вставкой с диаметром пор d = 2 мм: $a - \alpha = 0^{\circ}, \ \delta - \alpha = 5^{\circ}, \ \epsilon - \alpha = 10^{\circ}$

На рис. 5, *a* приведены экспериментальные зависимости нормированного коэффициента сопротивления C_x/C_{x0} от отношения диаметра цилиндра *D* к диаметру пор вставки *d*. Эти зависимости описываются эмпирическим соотношением

$$C_x/C_{x0} = 1 - K(\alpha)(D/d)^{-1/2} \,\mathrm{M}_{\infty}^{-2/3}$$
 (1)

Зависимость параметра K от угла атаки найдена по экспериментальным данным с помощью метода наименьших квадратов и аппроксимирована соотношением $K = 2,6+0,018\alpha - 0,0029\alpha^2 - 1,85 \cdot 10^{-5}\alpha^3$. Кривые на рис. 5,*a* построены по эмпирической зависимости (1) для соответствующих углов атаки. Кривые для $\alpha = 0$; 5° на рис. 5,*a* совпали. Следует отметить, что зависимость (1) является расширением эмпирической зависимости, полученной в [10] для нулевого угла атаки в диапазоне чисел Маха $M_{\infty} = 5 \div 21$, в которую был добавлен параметр K, характеризующий влияние угла атаки.

На рис. 5, *a* видно, что данные измерений для малых углов атаки ($\alpha = 0$; 5; 10°) близки и в пределах погрешности эксперимента соответствуют эмпирической зависимости (1) для нулевого угла атаки. Значения нормированного коэффициента сопротивления для углов атаки $\alpha > 10^{\circ}$ и соответствующие им кривые смещаются в направлении величины $C_x/C_{x0} = 1$.

На рис. 5,6 приведены расчетные зависимости нормированного коэффициента сопротивления C_x/C_{x0} от параметра подобия $(D/d)^{-1/2} M_{\infty}^{-2/3}$, определенного в [10]. Заметим, что результаты расчетов находятся в пределах погрешностей экспериментов. На рис. 5,6 видно, что значения нормированного коэффициента сопротивления при различных углах атаки линейно зависят от приведенного выше параметра подобия (линии на рис. 5,6). С помощью параметра $(D/d)^{-1/2} M_{\infty}^{-2/3}$ можно определять коэффициент сопротивления при переходе к другим размерам моделей и пористого материала. Это дает основание считать данный параметр параметром физического подобия для коэффициента аэродинамического сопротивления в задаче о сверхзвуковом обтекании цилиндра с передней ячеисто-пористой вставкой в исследованном диапазоне значений угла атаки.

В работе [10] отношение D/d интерпретируется как отношение чисел Рейнольдса, вычисленных по диаметру цилиндра и по диаметру пор. Тогда, вероятно, влияние найденного параметра подобия $(D/d)^{-1/2} M_{\infty}^{-2/3}$ на нормированный коэффициент сопротивления объясняется отношением сил трения на всем цилиндре к силам трения в порах передней вставки цилиндра, а в зависимости от числа Маха учитывается волновое сопротивление модели.



Рис. 4. Изолинии поля скорости при обтекании сплошного цилиндра (a) и цилиндра с пористой вставкой (б) под углом атаки $\alpha = 25^{\circ}$



Рис. 5. Зависимости нормированного коэффициента сопротивления C_x/C_{x0} от отношения диаметра цилиндра D к диаметру пор d(a) и от параметра подобия [10] (δ):

точки 1–6 — экспериментальные данные, точки 7–12 — результаты расчета; 1, 7 — $\alpha = 0^{\circ}$, 2, 8 — $\alpha = 5^{\circ}$, 3, 9 — $\alpha = 10^{\circ}$, 4, 10 — $\alpha = 15^{\circ}$, 5, 11 — $\alpha = 20^{\circ}$, 6, 12 — $\alpha = 25^{\circ}$; линии — аппроксимация по формуле (1); вертикальные отрезки — погрешности измерения

Заключение. В работе с использованием расчетно-экспериментального метода выполнено моделирование сверхзвукового обтекания цилиндра с передней газопроницаемой вставкой из высокопористого ячеистого материала в диапазоне значений угла атаки $0 \div 25^{\circ}$ при различных значениях диаметра цилиндра и диаметра пор. Получены зависимости нормированного коэффициента сопротивления от угла атаки, диаметра цилиндра и диаметра пор материала передней вставки. Результаты расчетов коэффициентов сопротивления согласуются с данными экспериментов.

Показано, что уменьшение сопротивления, создаваемого передней пористой вставкой, происходит при всех рассмотренных значениях угла атаки, диаметра модели и диаметра пор высокопористого ячеистого материала, однако максимальное снижение сопротивления наблюдается при значениях угла атаки, не превышающих 10°.

Согласно результатам численного моделирования поля течения вокруг модели и внутри пористой вставки слабо зависят от угла атаки в диапазоне 0 ÷ 10°, что согласуется с незначительным изменением нормированного коэффициента сопротивления в этом диапазоне углов атаки. При больших значениях угла атаки имеет место перетекание воздуха через пористую вставку с наветренной стороны модели на подветренную и как следствие быстрый рост коэффициента сопротивления.

Показано, что параметр $(D/d)^{-1/2} M_{\infty}^{-2/3}$ определяет условия подобия для нормированного коэффициента сопротивления цилиндра с передней высокопористой ячеистой вставкой при изменении масштаба цилиндра и пор передней вставки. Получены эмпирические зависимости от параметра подобия нормированного коэффициента сопротивления в задаче о сверхзвуковом обтекании цилиндра с передней высокопористой ячеистой вставкой при значениях угла атаки $\alpha = 0 \div 25^{\circ}$.

ЛИТЕРАТУРА

- 1. Чжен П. Отрывные течения. М.: Мир, 1972. Т. 2. С. 218–279.
- 2. Артемьев В. И., Бергельсон В. И., Немчинов И. В. и др. Эффект "тепловой иглы" перед затупленным телом в сверхзвуковом потоке // Докл. АН СССР. 1990. Т. 310, № 1. С. 47–50.
- 3. Гувернюк С. В., Самойлов А. Б. Об управлении сверхзвуковым обтеканием тел с помощью пульсирующего теплового источника // Письма в ЖТФ. 1997. Т. 23, вып. 9. С. 1–8.
- 4. Мирабо Л., Райзер Ю. П., Шнейдер М. Н. Расчет и теория подобия эксперимента, моделирующего эффект "AIR-SPIKE" в гиперзвуковой аэродинамике // Теплофизика высоких температур. 1998. Т. 36, № 2. С. 304–309.
- Ganiev Y. C., Gordeev V. P., Krasilnikov A. V., et al. Aerodynamic drag reduction by plasma and hot-gas injection // J. Thermophys. Heat Trans. 2000. V. 14, N 1. P. 10–17.
- 6. Фомин В. М., Маслов А. А., Шашкин А. П. и др. Режимы обтекания, формируемые противоточной струей в сверхзвуковом потоке // ПМТФ. 2001. Т. 42, № 5. С. 27–36.
- Миронов С. Г., Сердюк К. М. Воздействие на волновое сопротивление затупленных тел в сверхзвуковом потоке сетчатыми экранами // Теплофизика и аэромеханика. 2012. Т. 19, № 2. С. 201–208.
- 8. **Гувернюк С. В., Савинов К. Г.** Отрывные изобарические структуры в сверхзвуковых потоках с локализованной неоднородностью // Докл. АН. 2007. Т. 413, № 2. С. 188–192.
- Фомин В. М., Миронов С. Г., Сердюк К. М. Снижение волнового сопротивления тел в сверхзвуковом потоке с помощью пористых материалов // Письма в ЖТФ. 2009. Т. 35, вып. 3. С. 39–43.

- Maslov A. A., Mironov S. G., Poplavskaya T. V., Kirilovskiy S. V. Supersonic flow around a cylinder with a permeable high-porosity insert: Experiment and numerical simulation // J. Fluid Mech. 2019. V. 867. P. 611–632.
- 11. Миронов С. Г., Кириловский С. В., Поплавская Т. В. и др. Физическое и математическое моделирование сверхзвукового обтекания под углом атаки тел с газопроницаемыми пористыми вставками // ПМТФ. 2020. Т. 61, № 5. С. 14–20.
- Бедарев И. А., Миронов С. Г., Сердюк К. М. и др. Физическое и математическое моделирование сверхзвукового обтекания цилиндра с пористой вставкой // ПМТФ. 2011. Т. 52, № 1. С. 13–23.
- Миронов С. Г., Маслов А. А., Поплавская Т. В., Кириловский С. В. Моделирование сверхзвукового обтекания цилиндра с газопроницаемой пористой вставкой // ПМТФ. 2015. Т. 56, № 4. С. 12–22.
- 14. Миронов С. Г., Кириловский С. В., Милицина Т. С. и др. Тороидальная скелетная модель высокопористого ячеистого материала для моделирования сверхзвукового обтекания цилиндра с передней газопроницаемой вставкой под углом атаки // Теплофизика и аэромеханика. 2021. Т. 28, № 6. С. 865–870.

Поступила в редакцию 19/IV 2022 г., после доработки — 19/IV 2022 г. Принята к публикации 25/IV 2022 г.