

УДК 533.6.011.5

Л.А. БАЗЫМА, В.И. КУЛЕШОВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ЧИСЛЕННОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ПОЛОГО ЦИЛИНДРА**

Проведено численное и экспериментальное исследование сверхзвукового обтекания цилиндра с полостью. Относительные глубины полости (L/D , D – диаметр цилиндра) варьировались в диапазоне от 0,3 до 1,6. Рассматривался режим невязкого обтекания с числом Маха набегающего потока, равным 3, и числом Рейнольдса $> 10^6$. Численное моделирование проводилось в рамках модели идеального газа в двухмерной и трехмерной постановках. Экспериментально установлено, что для тел с относительной глубиной полости, равной 0,4, наблюдается двухмодовый режим пульсаций ударной волны. Сравнение экспериментальных и численных данных показало хорошее их соответствие.

полость, пульсации, головной скачок уплотнения, сверхзвуковое обтекание**Введение**

В экспериментальных и теоретических исследованиях [1 – 3] установлено, что обтекание тел с полостью, размещенной в носовой части, сопровождается пульсациями. Это приводит к изменению структуры потока в окрестности летательного аппарата и, как следствие, изменяет его аэродинамические характеристики.

Передняя полость может рассматриваться как резонансная трубка. Ранее рассматривались различные способы влияния на пульсации в полости. Например, газовая «герметизация» полости может поддерживать устойчивое давление и уменьшить амплитуду колебаний скачка перед полостью, которые вызываются движением головного скачка уплотнения [4].

В [3] рассматривалась возможность стабилизации течения при организации вдува струи со дна полости. Изучались различные варианты контроля и управления процессом пульсаций в полости посредством подвода энергии в набегающий поток перед полостью [5, 6]. Влияние геометрии полости на пульсации в полости было также исследовано [7, 8].

Таким образом, обтекание передних полостей было предметом изучения многих теоретических и

экспериментальных исследований, обзор которых приведен в [2]. В то же время следует отметить, что большинство моделей, используемых в этих экспериментах, представляли собой затупленные тела с полусферической носовой частью, имевшей аксиальную цилиндрическую полость различной глубины. Впадина резонировала на основной частоте

$$\omega = 2\pi f = \pi a_0 / 2L^* . \quad (1)$$

Здесь a_0 – скорость звука при температуре торможения потока; L^* – осевая дистанция от основания полости до среднего положения головного скачка уплотнения, $L + \delta$. В уравнении (1) предполагается, что скорость потока в полости является небольшой, так что температура торможения может использоваться для оценки средней скорости звука.

Головной скачок уплотнения совершал устойчивые симметричные колебания относительно носка тела, однако, для промежуточных длин полости $0,4 \leq L/D \leq 0,7$, изменение давления, измеряемого на дне впадины, имело случайный характер, изменяющийся между двумя модами колебаний [2].

В [1] проводилось экспериментальное исследование цилиндра с полостью при числе Маха 2,9, но о двухмодовом режиме колебаний для промежуточных длин полости $0,4 \leq L/D \leq 0,7$ не сообщается.

В данной работе проведено численное и экспериментальное исследование обтекания полого цилиндра для $0,3 \leq L/D \leq 1,6$, которое уточняет результаты [1].

Экспериментальная установка

Экспериментальная модель представляла собой 85 мм цилиндр с осевой полостью. Эксперименты проводились при числе Маха 3 на сверхзвуковой аэродинамической установке (Т-6) Национального аэрокосмического университета (ХАИ). В табл. 1 приведены рабочие параметры этой установки.

Таблица 1

Рабочие параметры установки Т-6

Число Маха	3
Давление торможения	392,3 кПа
Температура торможения	300 К
Время работы установки	4 мин
Число Рейнольдса	$2,81 \times 10^6$
Размер рабочей части	60 × 60 см
Длина рабочей части	160 см

Т-6 – аэродинамическая труба периодического действия, питающаяся сжатым воздухом от баллонов объемом 4300 м³ с давлением 900 кПа, с закрытой рабочей частью и выхлопом через шумоглушающую камеру. Регулировка аэродинамической трубы по числу Маха осуществляется посредством регулирования размера сопла, высоты рабочей части трубы и угла наклона стенок. Адаптивные стенки рабочей части обеспечивают минимизацию индукции границ потока, повышение числа Рейнольдса.

На рис. 1 представлена рабочая часть аэродинамической установки Т-6.

Модель, используемая в этом исследовании, состояла из цилиндра с плоским торцом диаметром 85 мм. Отверстие с диаметром 81,6 мм, размещенное вдоль оси цилиндра представляет собой переднюю полость. Длина полости изменялась посред-

ством изменения положения вставки, соединенной с основанием полости. Приемники давления были размещены в основании полости.

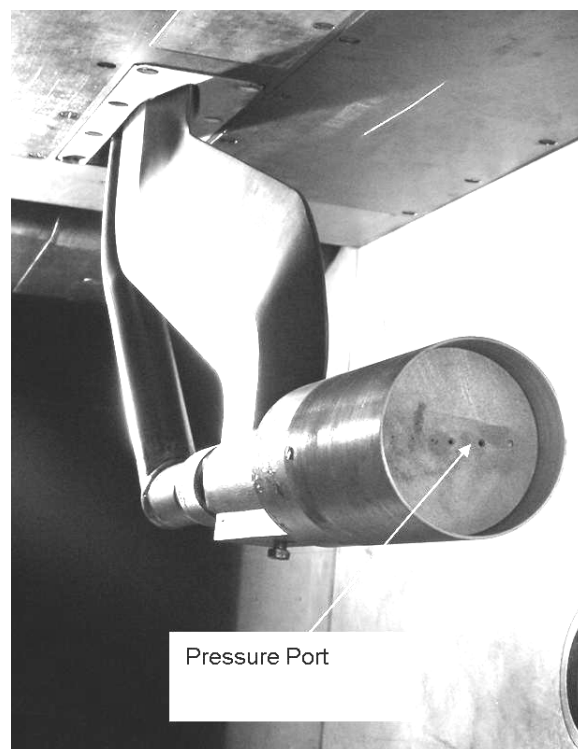


Рис. 1. Рабочая часть аэродинамической установки (Т-6)

Оптические исследования обтекания полости, направленной навстречу потоку, выполнены на серийном теновом приборе ИАБ-451. В качестве источника света использовалась ртутная лампа ДРШ-250.

Для регистрации изображения применялась сверхскоростная фоторегистрирующая установка СФР-1. Съёмочная камера этой установки может быть использована как фоторегистратор, дающий непрерывную развертку исследуемого процесса, или как высокоскоростная камера, дающая ряд последовательных фотографий изучаемого процесса, с частотой съемки до $2,5 \cdot 10^6$ кадров/с. В данной работе исследования проводились при частоте съемки 40000 кадров/с. Фотографирование явления производится на неподвижной пленке при помощи вращающегося зеркала. Использовалась фотопленка Kodak Professional ProFoto 400 bw. Изображение с

фотопленки сканировалось с разрешением 3200 пикселей на дюйм.

Установка СФР была снабжена системой автоматического электронного управления, позволяющей устанавливать и измерять скорость вращения зеркала с точностью до 0,1%. Соединение теневой установки с камерой СФР проводилось по методике, изложенной в [9].

Численная модель

Будем рассматривать обтекание цилиндра с полостью ($l/D = 0,3-1,6$; $\delta/D = 0,04$) однородным сверхзвуковым потоком идеального газа. Схема передней полости представлена на рис. 2.

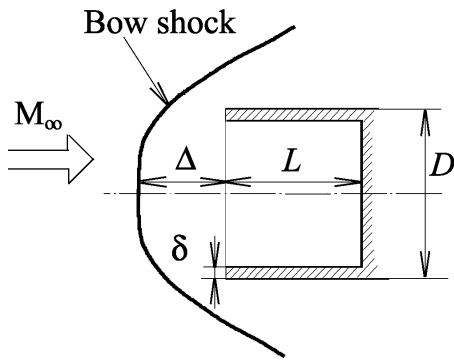


Рис. 2. Схема передней полости

Нестационарные трехмерные уравнения Эйлера в трехмерной постановке для произвольного объема Ω могут быть написаны в интегральной форме

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} F d\Omega + \int_{\sigma} \bar{A} \bar{n} d\sigma = 0, \quad (2)$$

где

$$F = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}; \quad \bar{A} = \begin{bmatrix} \rho \bar{q} \\ \rho u \bar{q} + p \bar{i}_x \\ \rho v \bar{q} + p \bar{i}_y \\ \rho w \bar{q} + p \bar{i}_z \\ \rho E \bar{q} + p \bar{q} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$\bar{i}_x, \bar{i}_y, \bar{i}_z$ – единичные вектора декартовой системы координат; F – вектор консервативных переменных; \bar{A} – поток вектора консервативных переменных;

σ – ограничивающая поверхность элементарного объема Ω , который имеет внешнюю нормаль \bar{n} ; $\bar{q} = u\bar{i}_x + v\bar{i}_y + w\bar{i}_z$ – вектор скорости потока; u, v и w – компоненты вектора скорости вдоль осей x, y и z ; p – давление; ρ – плотность; E – полная энергия единицы массы газа; t – время.

Система уравнений (2 – 3) замыкается уравнением состояния идеального газа.

$$\rho E = p / (\gamma - 1) + \rho q^2 / 2. \quad (4)$$

Обезразмеривание величин проводится следующим образом:

$$\begin{aligned} x &= \bar{x}D/2; \quad y = \bar{y}D/2; \quad z = \bar{z}D/2; \\ u &= \bar{u}a_{\infty}; \quad v = \bar{v}a_{\infty}; \quad w = \bar{w}a_{\infty}; \quad a = \bar{a}a_{\infty}; \\ \rho &= \bar{\rho}\rho_{\infty}; \quad p = \bar{p}\rho_{\infty}a_{\infty}^2; \quad t = \bar{t}D/(2a_{\infty}), \end{aligned} \quad (5)$$

где a_{∞} скорость звука набегающего потока. Ниже по тексту черта над безразмерными величинами $x, y, z, t, a, u, v, w, \rho, p$ опущена.

На поверхности тела ставились невязкие граничные условия. На внешней границе использовались условия невозмущенного потока. На границе, расположенной ниже по течению, проводилась экстраполяция значений параметров потока, примыкающей к этой границе.

В качестве начальных данных в расчетах принимались параметры невозмущенного набегающего потока:

$$\begin{aligned} p &= p_{\infty} = 1/\gamma; \quad \rho = \rho_{\infty} = 1; \quad u = u_{\infty} = M_{\infty}; \\ v &= 0; \quad w = 0. \end{aligned} \quad (6)$$

Решение системы уравнений (2 – 4) проводилось методом Годунова [10] на сетке $110 \times 60 \times 32$, которая строилась со сгущением узлов около тела, а в полости распределение узлов сетки было равномерным. В расчетах использовалась та же конечно-разностная схема, что и в [3, 10].

Некоторые вычислительные результаты получены в данном исследовании с использованием модифицированной конечно-разностной схемы Годунова на подвижной сетке [11 – 12]. Система уравнений

для двумерного потока может быть представлена в форме (2), а вектора F , \bar{A} записываются в виде:

$$F = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad \bar{A} = \begin{bmatrix} \rho(\bar{q} - \bar{\lambda}) \\ \rho u(\bar{q} - \bar{\lambda}) + p\bar{i}_x \\ \rho v(\bar{q} - \bar{\lambda}) + p\bar{i}_y \\ \rho E(\bar{q} - \bar{\lambda}) + p\bar{q} \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Здесь σ – ограничивающая поверхность некоторого элементарного объема (см. уравнение (1)), которая имеет внешнюю нормаль \bar{n} и движется со скоростью $\bar{\lambda}$.

Разница между представленной формулировкой и обычной заключается в том, что сеточная скорость $\bar{\lambda}$ включена в основное уравнение (7), и каждый объемный элемент зависит от времени.

Результаты [11, 12] демонстрируют, что использование подвижной сетки в расчетах для полостей с глубиной $L/D < 1,6$ позволяет лучше выделить амплитуду пульсаций головного скачка уплотнения (это трудно реализовать на неподвижной сетке, поскольку амплитуда пульсаций скачка сопоставима с размером ячейки сетки).

Результаты

Изменение относительной глубины полости (L/D , D – диаметр цилиндра) проводилось в диапазоне от 0,3 до 1,6. Как эксперименты, так и расчеты проводились с моделью, расположенной под нулевым углом атаки к набегающему потоку.

На рис. 3 представлены теневые фотографии головного скачка перед моделью с полостью глубиной $L/D = 0,4$. Форма ударной волны на рис. 3, б является осесимметричной. Рис. 3, а и 3, в представляют форму ударной волны с выпуклостями в нижней и верхней части, что является результатом нестационарного режима пульсаций, характерного для этой глубины полости. Таким образом, обтекание полости с такой глубиной демонстрирует случайный характер процесса осцилляций, вследствие которого



а



б



в

Рис. 3. Форма головного скачка уплотнения для $L/D = 0,4$ и числа Маха 3:

- а – с выпуклостью в нижней части;
- б – головной скачок осе симметричен;
- в – с выпуклостью в верхней части

наблюдаются очень нестационарные колебания и неосесимметричные формы ударной волны, происходящие в случайной последовательности и продолжительности.

Проведенное сравнение результатов расчетов (на подвижной сетке) с результатами экспериментов данной работы и результатов [1] показано на рис. 4. Использование подвижной сетки в вычислениях для полостей с глубиной $L/D < 1,6$ позволило с большей достоверностью определять амплитуду пульсаций головной ударной волны.

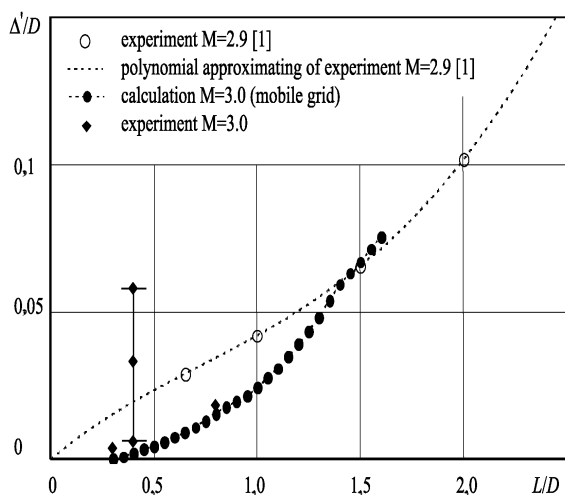


Рис. 4. Амплитуда пульсаций головного скачка уплотнения

Можно видеть хорошее соответствие расчетных и экспериментальных результатов. Однако бимодальные и беспорядочно нестационарные колебания в вычислениях (как в двухмерной, так и в трехмерной постановках) для $L/D = 0,4$ выявлены не были.

Было сделано предположение, что углубления в основании полости (для размещения портов датчиков давления) могут вызвать небольшие возмущения потока в полости.

На рис. 5 представлены результаты численного

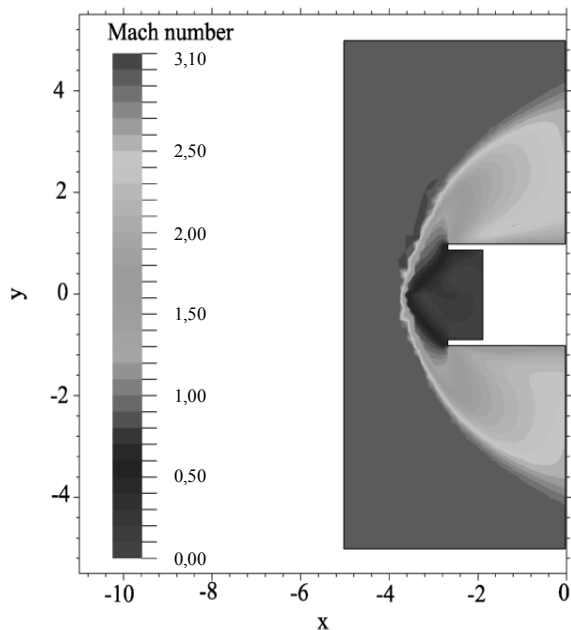


Рис. 5. Поле чисел Маха; $L/D = 0,4$

моделирования для полости ($L/D = 0,4$), в основании которой несимметрично расположено несколько таких углублений.

Полученные результаты (несимметричная форма скачка) качественно похожи на зафиксированные в эксперименте.

Заключение

Экспериментально изучено поведение головного скачка уплотнения перед круговым цилиндром с полостью в сверхзвуковом потоке с числом Маха 3. В результате проведенных измерений установлено следующее.

1. Во всех продувках наблюдались осцилляции головного скачка уплотнения.

2. Частота колебаний была пропорциональна глубине полости и соответствовала фундаментальной акустической частоте полости с длиной волны, равной учетверенному расстоянию от основания полости до среднего положения головного скачка уплотнения (для $L/D > 0,4$).

3. Наблюдался нестационарный режим осцилляций головного скачка уплотнения, которые происходили при относительной глубине полости $L/D = 0,4$.

Для случая $L/D = 0,4$ происходили бимодальные, нестационарные колебания, носившие случайный характер. Форма головного скачка была несимметричной с появлением выпуклостей то с одной, то с другой стороны.

4. Для $L/D > 0,8$ форма головного скачка всегда была симметричной.

Численное моделирование обтекания полостей для глубин $L/D < 1,6$, проведенное в расчетах на подвижной сетке, показало хорошее соответствие с экспериментальными данными.

Однако бимодального нестационарного характера пульсаций головного скачка уплотнения в расчетах на подвижной сетке (в двумерной постановке)

для случая $L/D = 0,4$ выявить не удалось. При проведении трехмерного моделирования обтекания полости для $L/D = 0,4$, при несимметричном размещении малых углублений в основании полости, наблюдались несимметричные осцилляции головного скачка, качественно похожие на осцилляции, зафиксированные в эксперименте.

Литература

1. Антонов А.Н., Шалаев С.П. Экспериментальное исследование нестационарного течения в полостях, обтекаемых сверхзвуковым потоком // Известия АН СССР. Механика жидкости и газа. – 1979. – № 5. – С. 180 – 183.
2. Ladoon D.W., Shneider S.P. and Schmisser J.D. Physics of Resonance in a Supersonic Forward-Facing Cavity // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1998. – Vol. 35, № 5. – P. 626 – 632.
3. Базыма Л.А. Взаимодействие осевой и кольцевой струй, вытекающих из цилиндрической полости, с набегающим сверхзвуковым потоком газа // Прикладная механика и техническая физика. – 1995. – Т. 36, № 3. – С. 69 – 73.
4. Utreja L.R. and Gurley W.H. “Aircraft hollow nose cone”. – U.S. Patent 4,850,275 BDM International, Huntsville, AL, July, 1989.
5. Базыма Л.А. Влияние энергоподвода на структуру обтекания тела с полостью // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 1. – С. 49 – 54.
6. Bazyma L.A., Rashkovan V.M. Stabilization of Blunt Nose Cavity Flows Using Energy Deposition // Journal of Spacecraft and Rockets. – 2005. – Vol. 42, № 5. – P. 790 – 794.
7. Sambamurthi J.K., Huernbner L.P., Utreja L.R. Hypersonic flow over a cone with a nose cavity // AIAA Paper. New York. – 1987. – № 87-1193.
8. Bochachevsky I.D. and Kostoff R.N. Supersonic flow over convex and concave shapes with radiation and ablation effects // AIAA Journal – 1972. – Vol. 10, № 8. – P. 1024 – 1031.
9. Дубовик А.С. Фотографическая регистрация быстропротекающих процессов. – М.: Наука, 1964. – 466 с.
10. Численное решение многомерных задач в газовой динамике / Под ред. С.К. Годунова. – М.: Наука, 1976. – 321 с.
11. Базыма Л.А., Холявко В.И. Модификация конечно-разностной схемы Годунова на подвижной сетке // Журнал вычислительной математики и математической физики. – 1996. – Т. 36, № 4. – С. 525 – 532.
12. Bazyma L.A. Rashkovan V.M. Numerical Simulation of a PlasmaPlume Exhaust from an Electrothermal Plasma Thruster // Journal of Propulsion and Power. – 2005. – Vol. 21, № 2. – P. 378 – 381.

Поступила в редакцию 3.10.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Н. Шупиков, Институт проблем машиностроения НАН Украины, Харьков.