

On Supersonic Flow over an Circular Cavities at Angle of Attack

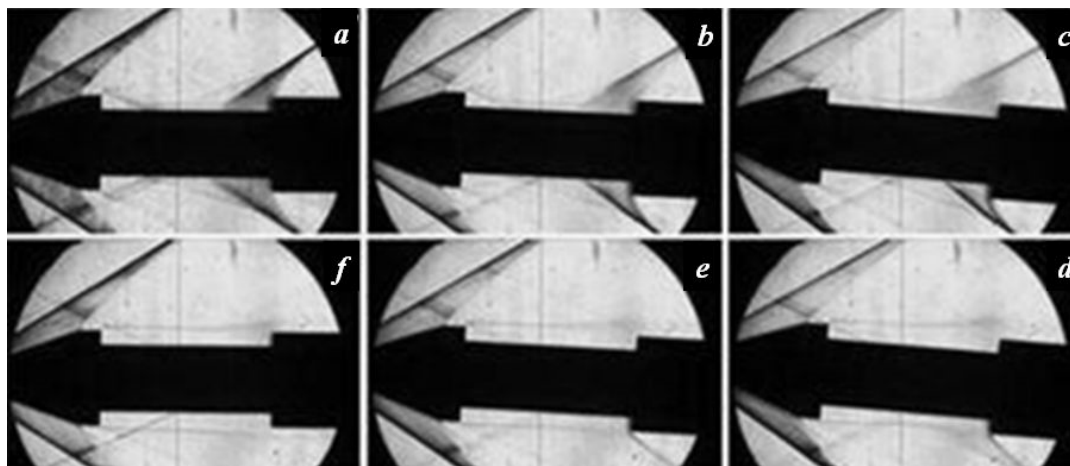
S.V. Guvernyuk, M.M. Simonenko, A.F. Zubkov

*Research Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University
Moscow, 119192, Russia
sim1950@mail.ru*

Abstract

Experimental studies results of supersonic flow of an axisymmetric cylindrical-conical body with an annular cavity of rectangular axial cross-section at Mach number $M=2.5$ at the angle of attack are represented. Data visualization of the flow structure, pressure measurements and weight test were obtained for the range of relative cavity lengths of $6 \div 18$. The structure evolution and parameters of the flow past a cavity was studied with a continuous change in the angle of attack in the range from -4 to 16 degrees. Different flow regimes corresponding to closed, open and combined schemes of the cavity flow were identified. The ranges of existence of aerodynamic hysteresis in the transition of flow regimes from one scheme of flow past a cavity to another were estimated in the space of dimensionless determining parameters of the problems.

Keywords: annular cavity, supersonic flow, angle of attack, aerodynamic hysteresis.



Visualization of flow around a cavity in the hysteresis region at angle of attack:

$(a, f) - \alpha = 0^\circ$; $(b, e) - \alpha = 2^\circ$; $(c, d) - \alpha = 3.8^\circ$

УДК 533.6.011

О сверхзвуковом обтекании кольцевых каверн под углом атаки

С.В. Гувернюк, А.Ф. Зубков, М.М. Симоненко

*НИИ Механики Московского государственного университета им. М.В. Ломоносова,
Россия, Москва, 119192, Мичуринский проспект, 1
sim1950@mail.ru*

Аннотация

Представлены результаты экспериментальных исследований сверхзвукового обтекания осесимметричного цилиндроконического тела с кольцевой каверной прямоугольного осевого сечения под углом атаки при числе Маха $M=2.5$. Данные визуализации структуры обтекания, измерений давления и весовых испытаний получены для диапазона относительных длин каверны $6 \div 18$. Изучена эволюция структуры и параметров обтекания каверны при непрерывном изменении угла атаки в диапазоне от -4 до 16 градусов. Идентифицированы различные режимы течения, соответствующие замкнутой, открытой и комбинированной схемам обтекания каверны. В пространстве безразмерных определяющих параметров задачи оценены диапазоны существования аэродинамического гистерезиса при переходе режимов течения от одной схемы обтекания каверны к другой.

Ключевые слова: осесимметричное тело, кольцевая каверна, сверхзвуковой поток, угол атаки, аэродинамический гистерезис.

1. Введение

Конструктивные особенности в виде каверн (выемок, вырезов, углублений) на внешней и внутренней поверхностях тел широко представлены на объектах аэрокосмической техники. Их предназначение весьма разнообразно, от решения задач стабилизации и увеличения дальности сверхзвуковых струй (например, при запуске реактивных снарядов из пусковых труб) до повышения качества перемешивания топлива с окислителем и стабилизации горения в сверхзвуковом потоке и для интенсификации теплообмена. Особое место занимают внешние кольцевые каверны, которые, как конструктивные элементы, встречаются на различных объектах ракетно-космической техники (ракеты-носители, зенитные ракеты, артиллерийские снаряды). Внешние кольцевые каверны могут оказывать, в частности, стабилизирующее действие при полете осесимметричных тел в газообразной сплошной среде.

Сверхзвуковое обтекание каверн изучалось экспериментально [1–11] и численно [4, 11–15]. Рассматривались особенности сверхзвукового обтекания последовательно установленных каверн [16, 17], а также гиперзвуковое обтекание каверн [18]. Исследовались различные активные и пассивные способы управления течением в кавернах [19–21]. Изучались вопросы использования каверн для перемешивания топлива и окислителя и стабилизации горения в сверхзвуковом потоке [22, 23].

Несмотря на большое количество экспериментальных и численных работ по исследованию сверхзвукового обтекания каверн, понимание физики течения в каверне все еще остается неполным даже в простейшем случае каверн прямоугольной конфигурации. Типичные экспериментальные и численные исследования посвящены изучению сверхзвукового обтекания плоских и кольцевых каверн при нулевом угле атаки. Однако в реальных условиях обтекание осесимметричных тел обычно происходит под углом атаки, при этом нарушается осевая сим-

метрия потока и реализуются более сложные трехмерные структуры течения. Изучение фундаментальных свойств отрывного обтекания каверн под углом атаки имеет также важное практическое значение, как при выборе оптимальных схем обтекания тел с кавернами, так и при разработке новых способов управления течением в каверне.

В работе представлены результаты экспериментальных исследований трехмерного сверхзвукового обтекания осесимметричной кольцевой каверны прямоугольного сечения на цилиндроконическом теле под углом атаки. В экспериментах производилось измерение давления внутри каверны, осуществлялась скоростная видеорегистрация шлирен-изображений картин течения, проводились весовые испытания моделей с кавернами различной протяженности при непрерывном изменении угла атаки. Результаты визуализации и весовых измерений частично опубликованы в [9].

2. Особенности сверхзвукового обтекания каверн

Сверхзвуковое обтекание кольцевой каверны под нулевым углом атаки качественно схоже с обтеканием плоской каверны. Структура обтекания определяется, прежде всего, соотношением геометрических размеров, а также зависит от состояния пограничного слоя на входе в каверну, чисел Маха и Рейнольдса. В каверне прямоугольной конфигурации в зависимости от отношения длины L каверны к ее глубине h возможны две различные схемы обтекания, представленные на рис. 1 (поток направлен слева направо). Если $\lambda = L/h$ мало ($\lambda < \lambda_0$), реализуется открытая схема обтекания (открытая каверна), в этом случае в полости каверны возникает дозвуковое циркуляционное течение 1, отделенное от внешнего сверхзвукового потока слоем смещения 2. Если λ превышает некоторое критическое значение ($\lambda > \lambda_c$), реализуется замкнутая схема обтекания (замкнутая каверна). В этом случае в каверне образуются две изолированные области отрыва, одна 3 – за передним, другая 4 – перед задним уступом. В сверхзвуковом поле течения возникают волны сжатия и разрежения, а также скачки уплотнения: хвостовой скачок 5 за передней областью отрыва и скачок 6 перед задней областью отрыва. Диапазон $\lambda_0 < \lambda < \lambda_c$ отвечает так называемой переходной области, в которой возможны как открытая, так и замкнутая схема обтекания.

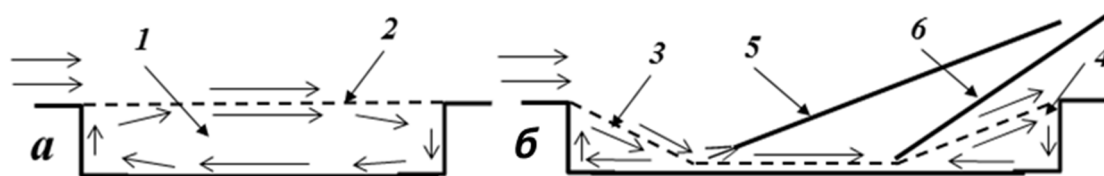


Рис. 1. Открытая (а) и замкнутая (б) каверны

Для прямоугольных плоских и осесимметричных каверн при сверхзвуковом турбулентном обтекании имеются эмпирические оценки границ переходной области: $\lambda_0 = 9 \div 10$, $\lambda_c = 13 \div 14$. Согласно данным физического [8, 10] и численного [14, 15] моделирования, переходная область является, по существу, областью гистерезиса по длине каверны. При непрерывном увеличении протяженности первоначально открытая каверна замыкалась при достижении $\lambda = \lambda_c$, а при непрерывном уменьшении протяженности замкнутая каверна открывалась при $\lambda = \lambda_0$ (рис. 2 [8], поток направлен справа налево).

Явление гистерезиса иллюстрирует характерная гистерезисная петля на графике изменения давления P на заднем уступе каверны в зависимости от λ (рис. 3 [8], направление изменения λ на соответствующих ветвях графика показано стрелками). Здесь и далее величина давления отнесена к статическому давлению в набегающем потоке.

При увеличении λ в случае первоначально открытой каверны (кривая 1) давление на заднем уступе монотонно возрастает. При достижении $\lambda = \lambda_c$ происходит закрытие каверны, наблюдается скачкообразное повышение давления. При последующем уменьшении λ закрытой каверны (кривая 2) давление на заднем уступе уменьшается не монотонно, что связано с

изменением положения хвостового скачка уплотнения относительно скачка перед отрывом у заднего уступа каверны, и остается повышенным до $\lambda = \lambda_0$. Затем при $\lambda = \lambda_0$ происходит открытие каверны, сопровождающееся резким падением давления.

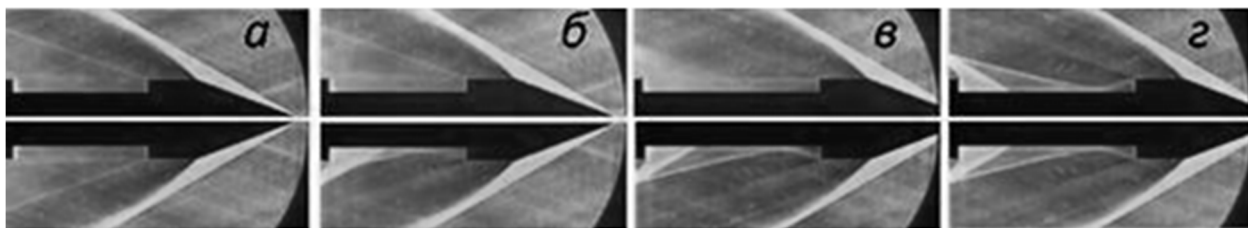


Рис. 2. Эволюция структуры сверхзвукового обтекания каверны при непрерывном увеличении (вверху) и уменьшении (внизу) λ :
(а – з) $\lambda \approx 10.2, 10.3, 13.7, 13.8$

Экспериментально установлено, что при умеренных числах Маха ($M = 2.5 \div 3.0$) верхняя граница области гистерезиса λ_C практически не зависит от условий формирования потока на входе в каверну, $\lambda_C = 13 \div 14$. Нижняя граница области гистерезиса λ_0 более чувствительна к изменению условий на входе в каверну и может меняться в широком диапазоне $\lambda_0 = 7 \div 11$. Величина λ_0 определяется суммарной протяженностью областей отрыва за передним и перед задним уступами с учетом поправки на протяженность области влияния за передней областью отрыва [8, 10].

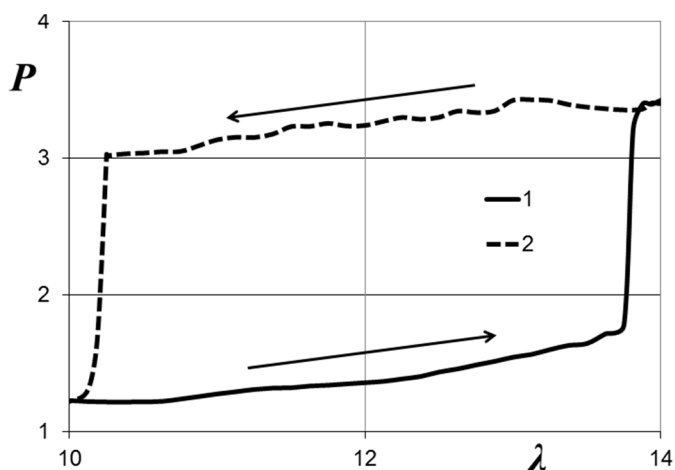


Рис. 3. Изменение давления на заднем уступе каверны в зависимости от λ :
1 – увеличение, 2 – уменьшение λ

При сверхзвуковом обтекании осесимметричного тела с кольцевой каверной под углом атаки условия обтекания существенно меняются. Наличие ненулевого угла атаки нарушает осевую симметрию и приводит к повышению давления на наветренной стороне поверхности тела и возникновению более сложных структур течения.

3. Экспериментальная модель и условия эксперимента

Использовались 2 экспериментальные модели, одна – для дренажных, другая – для весовых испытаний. Каждая из них включает цилиндрический корпус диаметром $d = 45$ мм, снабженный цилиндрическим головным и цилиндрическим хвостовым насадками диаметром $D = 64$ мм, рис. 4. Образованная этими телами каверна в осевом сечении представляет собой прямоугольный вырез с равновеликими высотами переднего и заднего уступов $h = 9.5$ мм, $h/D = 0.15$. Полуугол раствора конической части головной насадки составляет $\beta = 20^\circ$, длина

конической части $L_1 = 88$ мм, длина цилиндрической части головного насадка $L_2 = 14$ мм. Хвостовой насадок имеет длину $L_3 = 80$ мм, его можно перемещать вдоль оси симметрии так, что относительная протяженность каверны $\lambda = L/h$ варьируется в диапазоне $\lambda = 6 \div 18$.

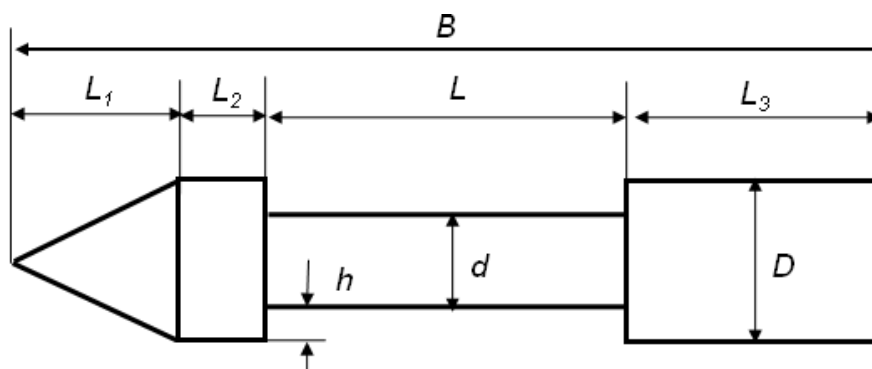


Рис. 4. Схема экспериментальной модели

При проведении весовых испытаний использовалась модель фиксированной длины $B = 304$ мм. Протяженность каверны L в этом случае варьируется посредством установки на корпусе перед кормовым насадком дополнительных кольцевых вкладышей с внешним диаметром, равным диаметру кормового насадка.

Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе А-8 НИИ механики МГУ [24] при $M = 2.5$. Рабочая среда – воздух с температурой торможения $270 \div 280$ К. В весовых испытаниях полное давление в форкамере составляло 3.4×10^5 Па ($Re_1 = 3.5 \times 10^7 \text{ м}^{-1}$). В дренажных испытаниях полное давление варьировалось в диапазоне $3.4 \div 4.1 \times 10^5$ Па. Вычисленное по результатам измерения полного и статического давлений среднее значение числа Маха в рабочей части трубы составило $M = 2.54$. В ходе экспериментов осуществлялась видеорегистрация шлирен-изображений картин течения в цифровом формате. Для визуализации структуры течения использовался штатный теневой прибор ИАБ-451. Для измерения действующих на модель суммарных аэродинамических сил и моментов использовались штатные электромеханические четырехкомпонентные весы конструкции ЦАГИ. Дозатор альфа-механизма этих весов позволяет автоматически изменять угол атаки с шагом до 0.5° . Точность измерений в экспериментах составляла 1 %, 2 % и 4 % по каналам «сопротивление», «подъемная сила» и «момент тангажа».

В ходе эксперимента осуществлялось измерение давления в каверне. Точки измерения располагались по схеме «крест» на стенке заднего уступа каверны на высоте $h/2$ от дна каверны, при этом точки X1 и X3 располагались в плоскости изменения угла атаки, точки измерения X2 и X4 – в перпендикулярной плоскости. Преобразователи давления (тип МРЗН6115А, рабочий диапазон $15 \div 115$ кПа, максимальная ошибка измерения ± 1.5 кПа) находились вне рабочей части аэродинамической трубы и были соединены с приемниками давления медными трубками длиной до 3 м. Вследствие большой протяженности воздушного тракта высокочастотные пульсации давления сглаживались, и фактически регистрировалось осредненное по времени статическое давление.

Во всех рассмотренных вариантах в момент запуска аэродинамической трубы модель имела нулевой угол атаки $\alpha = 0$. После выхода трубы на рабочий режим производилось изменение угла атаки α модели. Сначала угол атаки менялся в диапазоне от 0 до -4 градусов, затем увеличивался до $12 \div 16$ градусов, затем вновь уменьшался до 0 градусов. Скорость изменения угла атаки в эксперименте составляла 0.5 град/с. Погрешность измерения текущего значения α не превышала $15'$.

4. Результаты визуализации

В весовых испытаниях после запуска трубы для всех $\lambda < 12$ наблюдалась только открытая схема обтекания каверны, а для $\lambda \geq 12$ – только замкнутая. Для случая $\lambda = 12$ при изменении угла атаки наблюдалась смена режима обтекания, первоначально замкнутая каверна открывалась, после чего оставалась открытой при любых последующих изменениях угла атаки и возврата модели в исходное положение. При $\lambda \geq 14$ после запуска трубы возникала замкнутая схема, которая сохранялась при любых конечных изменениях угла атаки и последующего возврата модели в исходное положение.

В дренажных испытаниях после запуска трубы для всех $\lambda < 13.16$ наблюдалась только открытая схема обтекания каверны, а для $\lambda > 13.4$ – только замкнутая. При $\lambda = 13.16$ после запуска трубы наблюдались обе схемы течения, причем в серии из 5 повторных запусков трубы наиболее часто возникала открытая схема, замкнутая схема возникала только в одном из 5 опытов. В случае возникновения замкнутой схемы при последующем изменении угла атаки происходила необратимая перестройка структуры течения в каверне на открытую схему. Открытая схема обтекания наблюдалась также в случае $\lambda = 13.26$.

Скоростная видеосъемка показала, что за период с момента запуска трубы до установления стационарного течения происходит хаотичный процесс смены режимов обтекания каверны с переходами от открытой схемы к замкнутой схеме и обратно. Существенно большая частота реализации открытой схемы обтекания при $12 \leq \lambda < 13.4$ может свидетельствовать о большей устойчивости к внешним возмущениям режима обтекания с открытой схемой по сравнению с режимами с замкнутой схемой в переходной области.

Визуализация картин обтекания показала, что в случае короткой каверны ($\lambda < \lambda_0$) под углом атаки формируется комбинированная схема обтекания каверны, когда на наветренной стороне реализуется структура, имеющая черты замкнутой, а на подветренной стороне – открытой схемы. На подветренной стороне короткой каверны слой смещения отрывается от заднего уступа каверны и распространяется практически параллельно вектору скорости набегающего потока, рис. 5. На наветренной стороне короткой каверны слой смещения прижимается к дну каверны, и по мере увеличения угла атаки перед задним уступом формируется структура, характерная для замкнутой схемы обтекания, рис. 5, б–г, е–з.

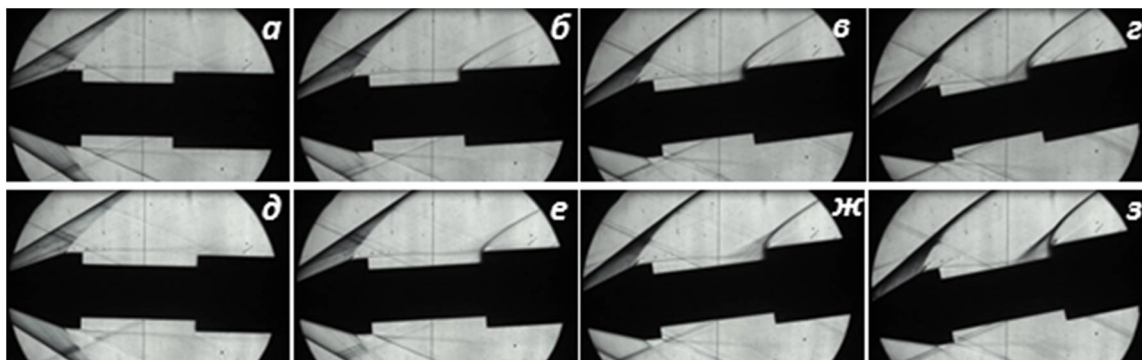


Рис. 5. Визуализация обтекания открытой каверны $\lambda = 8$ (а–г) и $\lambda = 10$ (д–з) под углом атаки: (а, д), (б, е), (в, ж), (г, з) – $\alpha = 0, 4, 8, 12^\circ$

В случае длинной каверны ($\lambda > \lambda_c$) замкнутая схема течения сохраняется на наветренной стороне, рис. 6. При $\lambda = 14$ с ростом угла атаки возникает комбинированная схема, когда на подветренной стороне происходит переход от замкнутой схемы (рис. 6, а, б) к открытой схеме (рис. 5, в, г). Перестройка структуры течения на подветренной стороне происходит при достижении некоторого критического угла ($\alpha = 5.5^\circ$). При этом на наветренной стороне наблюдается увеличение протяженности области отрыва за передним уступом и смещение хвостового вихревого скачка вниз по потоку. Обратный переход от комбинированной схемы к замкнутой

схеме происходит при меньших углах атаки ($\alpha = 5.0^\circ$), т.е. имеет место небольшая область гистерезиса по углу атаки.

В более протяженной каверне ($\lambda \geq 16$) перестройка структуры течения на подветренной стороне не наблюдалась, рис. 6, ∂ – $з$. Замкнутая схема на наветренной и подветренной сторонах сохранялась на всех рассмотренных углах атаки. При этом с увеличением угла атаки на наветренной стороне происходит сокращение протяженности областей отрыва за передним и перед задним уступами. В то же время на подветренной стороне протяженность соответствующих областей отрыва увеличивается, однако смыкания областей отрыва не происходит.

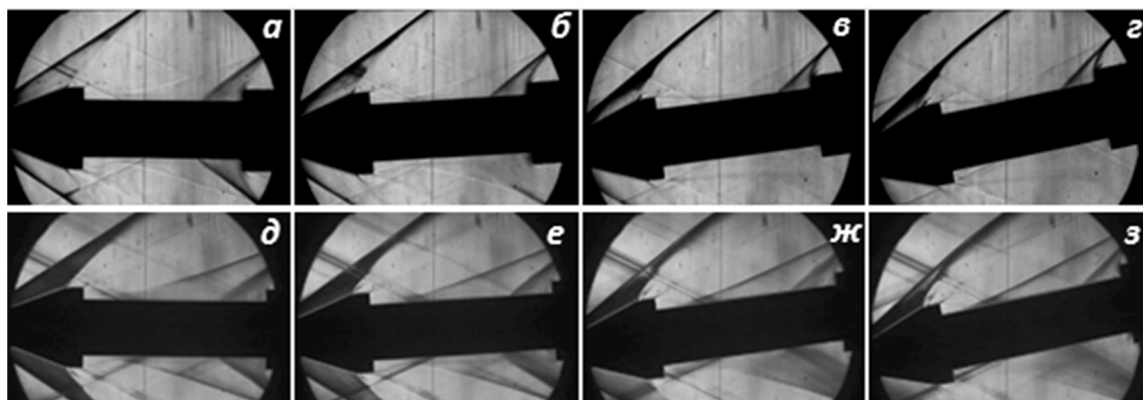


Рис. 6. Визуализация обтекания замкнутой каверны $\lambda = 14$ (a – $г$) и $\lambda = 16$ ($д$ – $з$) под углом атаки: ($a, д$), ($б, е$), ($в, ж$), ($г, з$) – $\alpha = 0, 4, 8, 12^\circ$

Обтекание каверн с удлинением λ из интервала $\lambda_0 \div \lambda_c$ при малых углах атаки может происходить как по открытой, так и по замкнутой схеме. В зависимости от этого реализуются различные сценарии переходов при увеличении угла атаки. Если при $\alpha = 0$ обтекание каверны происходит по замкнутой схеме, то любые отклонения модели в диапазоне малых углов атаки не приводят к переходу на иную схему течения, рис. 7, a – $в$. Однако малейшее превышение порогового значения $\alpha = \alpha_k$ ($\alpha_k = 3.8$ при $\lambda = 12$) приводит к скачкообразной перестройке от замкнутой к открытой схеме течения, рис. 7, $в, г$. Причем данная перестройка оказывается необратимой в том смысле, что при последующем уменьшении угла атаки обратной перестройки уже не происходит, рис. 7, $г$ – $е$. С другой стороны, если в начальный момент при $\alpha = 0$ обтекание каверны соответствовало открытой схеме, то с увеличением угла атаки происходил переход на комбинированную схему течения, а с уменьшением угла атаки точно также происходил обратный переход от комбинированной к открытой схеме течения.

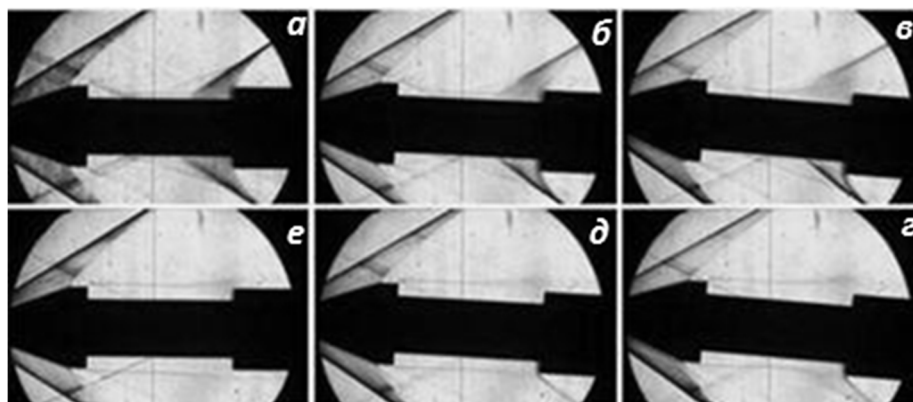


Рис. 7. Эволюция структуры обтекания первоначально замкнутой каверны в переходной области $\lambda = 12$ при увеличении (a – $в$) и последующем уменьшении ($г$ – $е$) угла атаки: ($a, е$), ($б, д$), ($в, г$) – $\alpha = 0, 2, 3.8^\circ$

Аналогичные стадии перехода при изменении угла атаки были зафиксированы для первоначально замкнутой схемы при $\alpha = 13.16$ ($\alpha_k = 3.5$). В противоположность этому при достаточно близких значениях $\lambda = 13.44$ первоначально замкнутая схема оказывалась устойчивой к угловым возмущениям и восстанавливалась после любых угловых перемещений модели в исследованном диапазоне углов атаки. Вместе с тем, при $\lambda = 13.26$ наблюдался режим обтекания с открытой схемой.

Факт существования открытой схемы при $\lambda = 13.26$ и относительная нечувствительность замкнутой схемы при $\lambda = 13.44$ к малым конечным изменениям угла атаки дают основание принять, что верхняя граница переходной области лежит в интервале $13.26 < \lambda_c < 13.44$. При $\lambda < 12$ наблюдалась только открытая каверна, поэтому для нижней границы переходной области справедлива оценка $\lambda_0 < 12$.

5. Результаты измерения давления

Изменение давления на заднем уступе для разных типов каверн при непрерывном увеличении-уменьшении углов атаки иллюстрируют графики на рис. 8.

На наветренной стороне короткой каверны ($\lambda = 8$) с увеличением угла атаки давление на заднем уступе монотонно увеличивается, рис. 8, а. В более протяженной открытой каверне ($\lambda = 13.26$) ситуация качественно иная, рис. 8, б. В окрестности $\alpha = 4^\circ$ наблюдается резкое изменение давления, что связано с отмеченной ранее перестройкой структуры течения на наветренной стороне каверны в сторону перехода к комбинированной схеме обтекания. При дальнейшем увеличении угла атаки возникает режим с замкнутой схемой обтекания наветренной стороны каверны, сопровождающийся скачкообразным увеличением давления на заднем уступе (см. графики для дренажных точек X1–X4). Отчетливо наблюдается гистерезис по углу атаки.

В замкнутой каверне ($\lambda = 14$) перестройка структуры течения происходит на подветренной стороне. С увеличением угла атаки возникает открытая схема, а при последующем уменьшении – наблюдается обратный переход к замкнутой схеме. При этом на наветренной стороне каверна остается замкнутой во всем диапазоне изменений угла атаки. Графики изменения давления на наветренной (т. X1) и подветренной (т. X3) сторонах заднего уступа по углу атаки имеют скачкообразный характер, рис. 8, в. Наблюдается также небольшая область гистерезиса. Вместе с тем, давление в т. X2 и т. X4 не чувствительно к перестройке течения в подветренной области. В указанных точках давление монотонно уменьшается (увеличивается) при увеличении (уменьшении) угла атаки. Интересной особенностью является возрастание давления в подветренной области (т. X3) при $\alpha > 12^\circ$, причем при $\alpha = 16^\circ$ давление в т.т. X2–X4 практически выравнивается.

В случае более длинной каверны ($\lambda = 16$) перестройки не происходит, замкнутая схема на подветренной стороне сохраняется во всем рассмотренном диапазоне изменения угла атаки, (см. рис. 6). Давление в точке X1 монотонно увеличивается (уменьшается) при увеличении (уменьшении) угла атаки, а в точках X2 и X4 – монотонно уменьшается (увеличивается) при увеличении (уменьшении) угла атаки, рис. 8, г. При $\alpha < 8^\circ$ давление в точке X3 на заднем уступе меняется так же, как и в точках X2, X4, а при больших углах атаки падение давления в подветренной области (X3) прекращается, давление остается практически неизменным при всех $\alpha > 8^\circ$. Такое поведение давления в точках X2–X4 можно объяснить сохранением на подветренной стороне локализованной области с замкнутой структурой течения, в то время как в осевой плоскости, проходящей через точки X2, X4, происходит трансформация замкнутой схемы течения в открытую схему и обратно, также, как и в случае $\lambda = 14$.

При $\lambda = 18$ характер изменения давления на наветренной (X1) и подветренной (X3) сторонах заднего уступа сохраняется. При этом изменение давления в точках X2, X4 качественно и количественно подобно изменению давления в X3. При $\alpha > 10^\circ$ давление в точках X2, X3, X4 меняется слабо, рис. 8, д. По-видимому, такой характер изменения давления в точках X2,

Х4 связан с расширением влияния области повышенного давления, реализующейся на подветренной стороне перед задним уступом каверны. Кривые, полученные при непрерывном увеличении и уменьшении угла атаки для $\lambda = 16$ и 18, практически совпадают, что свидетельствует об отсутствии гистерезиса по углу атаки.

Более сложно происходит изменение давления в первоначально замкнутой каверне в переходной области, рис. 8, е. В эксперименте угол атаки сначала изменялся от 0 до -4° , затем увеличивался до 12° , после чего уменьшался до 0° . Первоначально замкнутая каверна открывалась при угле атаки -3.8° , при этом давление в точках Х1–Х4 резко уменьшалось. При последующем увеличении угла атаки до максимального значения и затем уменьшении угла атаки до исходного значения давление менялось как в случае открытой схемы обтекания, происходил переход к комбинированной схеме обтекания и обратно, причем гистерезис по углу атаки не наблюдается.

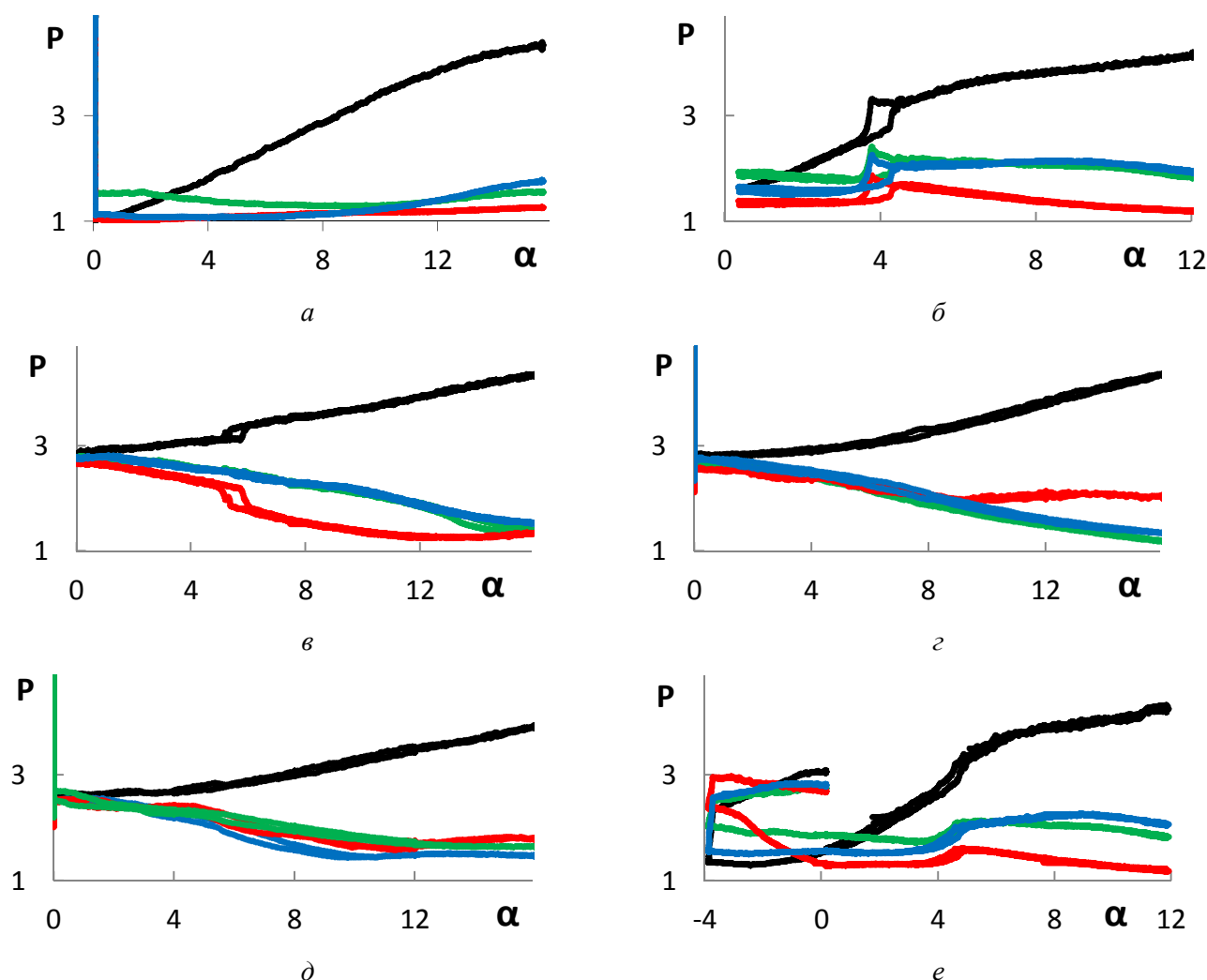


Рис. 8. Изменение давления на заднем уступе открытой (а, б – $\lambda = 8, 13.26$), замкнутой (в–д – $\lambda = 14, 16, 18$) и переходной (е – $\lambda = 13.16$ каверны (черная и красная линия – т. Х1 и Х3, синяя и зеленая линия – т. Х2 и т. Х4)

На основании данных визуализации картин обтекания каверны и измерений давления на заднем уступе можно заключить, что перестройка структуры течения с открытой или замкнутой схемы обтекания на комбинированную схему и обратно характеризуется наличием небольшой области гистерезиса по углу атаки для каверн, протяженность которых не сильно отличается от λ_c .

6. Результаты весовых испытаний

По результатам весовых испытаний определялись коэффициенты сопротивления модели C_{xa} , подъемной силы C_{ya} и момента тангажа m_z относительно носка модели.

Влияние угла атаки на коэффициент сопротивления модели иллюстрируют графики рис. 9. Кривые 3–6 ($\lambda = 6, 8, 10, 12$) соответствуют режимам обтекания с открытой каверной (при малых углах атаки) с переходом к комбинированной схеме течения при больших α . Кривые 7 и 8 ($\lambda = 14$ и 16) получены для режимов обтекания с замкнутой каверной (при малых углах атаки) с переходом к комбинированной схеме течения при больших α . С увеличением угла атаки различия в величинах C_{xa} нивелируются, так что для $\lambda \geq 8$ при $\alpha = 16^\circ$ отличие по C_{xa} не превышает 3%. Вместе с тем, имеет место тенденция уменьшения C_{xa} при уменьшении λ .

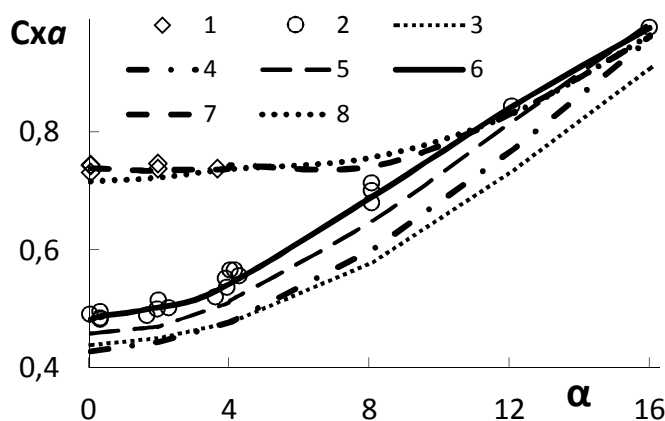


Рис. 9. Влияние угла атаки на коэффициент сопротивления модели: 1, 2 – $\lambda = 12$; 3–8 – $\lambda = 6, 8, 10, 12, 14, 16$

Аномальное поведение C_{xa} наблюдается в случае каверн со значениями λ из области гистерезиса по длине. Соответствующий пример показан на рис. 9 кривая 6 ($\lambda = 12$) и данные 1–2. В диапазоне углов атаки $|\alpha| < 3.8^\circ$ зависимость C_{xa} от α неоднозначна, в этом диапазоне α могут существовать режимы с открытой и с замкнутой схемами течения. В случае замкнутой схемы реализуется верхняя 1, открытой – нижняя 2 ветвь. В конце данного интервала замкнутая схема течения скачком меняется на открытую схему, при этом происходит резкое уменьшение коэффициента сопротивления. Этот переход необратим, дальнейшее изменение величины коэффициента сопротивления при увеличении или уменьшении угла атаки происходит только вдоль кривой 6, при возврате к нулевому углу атаки величина C_{xa} минимальна.

Коэффициенты подъемной силы C_{ya} и момента тангажа m_z модели менее чувствительны к перестройке структуры течения в каверне. Наблюдается тенденция уменьшения подъемной силы при увеличении протяженности замкнутой каверны ($\lambda = 14$ и 16), в то время как в открытой каверне соответствующая сила практически не зависит от λ , рис. 10, а. Характер изменения коэффициента момента тангажа относительно носка модели (рис. 10, б) согласуется с характером изменения коэффициента подъемной силы. С увеличением λ замкнутой каверны происходит уменьшение m_z (по абсолютной величине). Уменьшение $|m_z|$ свидетельствует об уменьшении восстанавливающего момента при отклонении модели на конечный угол атаки. В открытой каверне $|m_z|$ практически не зависит от λ .

При малых углах атаки имеет место большой разброс данных измерения сил и моментов. С одной стороны, это связано с погрешностью позиционирования модели под углом атаки, которая достигает по абсолютной величине 0.25 градуса. Разброс данных при $\lambda = 12$ связан также с неоднозначностью структуры течения в каверне на углах атаки менее 4 градусов, что отражает график изменения силы сопротивления (см. рис. 9).

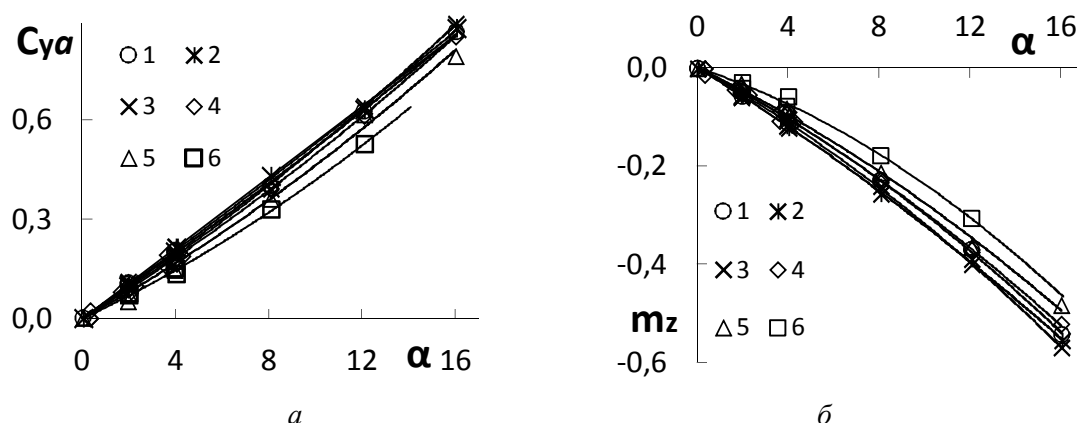


Рис. 10. Влияние угла атаки на коэффициенты подъемной силы (а) и момента тангажа (б): 1–6 – $\lambda = 6, 8; 10, 12, 14, 16$

7. Заключение

На основе визуализации обтекания, измерений давления и весовых испытаний для диапазона относительных длин каверны $6 \div 18$ при непрерывном изменении угла атаки в диапазоне от -4 до 16 градусов изучена эволюция структуры и параметров обтекания кольцевой каверны при числе Маха $M = 2.5$. Идентифицирован диапазон гистерезиса по длине каверны, когда при малых углах атаки могут существовать структуры течения с замкнутой и с открытой схемой течения. Перестройка течения от замкнутой схемы к открытой схеме происходит с ростом угла атаки необратимым образом и сопровождается резким уменьшением сопротивления каверны. При больших углах атаки происходит переход к комбинированной схеме течения, имеющей черты замкнутой схемы на наветренной стороне каверны и открытой схемы на подветренной стороне. Перестройка течения к комбинированной схеме обтекания кольцевой каверны и наоборот характеризуется наличием небольшой области гистерезиса по углу атаки. Наблюдается тенденция уменьшения подъемной силы при увеличении протяженности замкнутой каверны, в то время как в открытой каверне соответствующая сила практически не зависит от λ . Характер изменения коэффициента момента тангажа согласуется с характером изменения коэффициента подъемной силы.

Выявленные особенности обтекания осесимметричных тел с кольцевыми кавернами следует учитывать при проектировании элементов летательных аппаратов. Полученные результаты могут служить также тестовым примером для вычислительных технологий расчета пространственных отрывных течений. Вместе с тем детальный анализ структуры обнаруженного в физическом эксперименте комбинированного режима обтекания кольцевой каверны вряд ли возможен без вычислительного эксперимента.

Благодарности и ссылки на гранты

Исследования проводились в рамках госбюджетной темы АААА-А16-116021110201-2 НИИ механики МГУ (<http://www.imec.msu.ru>).

Литература

1. Charwat A.F., Roos J. N., Dewey F.C., Hitz J.A. An Investigation of Separated Flows-Part I: The Pressure Field // Journal of the Aerospace Sciences, 1961. 28, pp. 457–470.
2. Stalling R.L., Wilcox F.J. Experimental cavity pressure distribution at supersonic speeds. NASA TP 2683, 1987.
3. Zhang J., Morishita E., Okunuki T., Itoh H. Experimental investigation on the mechanism of flow-type changes in supersonic cavity flows // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. 2002. 45 (149), pp. 170–179.

4. Lawson S.J., Barakos G.N. Review of numerical simulations for high-speed, turbulent cavity flows // *Progress in Aerospace Sciences*. 2011. 47, pp. 186–216.
5. Чжэн П. Отрывные течения. Т. 2. М.: Мир, 1973, 280 с.
6. Пензин В. И. Отрывное течение в кольцевой выемке // *Ученые записки ЦАГИ*. 1976. VII (6), С. 124–130.
7. Швец А.И. Исследование течения в цилиндрическом вырезе на осесимметричном теле при сверхзвуковом обтекании // *Известия РАН. Механика Жидкости и Газа*. 2002. 1, С. 123–131.
8. Гувернюк С.В., Зубков А.Ф., Симоненко М.М. О наблюдении аэродинамического гистерезиса при сверхзвуковом обтекании кольцевой каверны на осесимметричном теле // *Успехи механики сплошных сред. Сб. докладов Международной конференции, приуроченной к 75-летию акад. В.А. Левина. ООО "Мегапринт", Иркутск*. 2014, С. 163–168.
9. Гувернюк С.В., Зубков А.Ф., Симоненко М.М., Швец А.И. Экспериментальное исследование трехмерного сверхзвукового обтекания осесимметричного тела с кольцевой каверной // *Известия РАН. Механика Жидкости и Газа*. 2014. 4, С. 136–142.
10. Гувернюк С.В., Зубков А.Ф., Симоненко М.М. Экспериментальное исследование сверхзвукового обтекания осесимметричной кольцевой каверны // *Инженерно-физический журнал*. 2016. 89 (3), С. 670–679.
11. Mohri K., Hillier R. Computational and experimental study of supersonic flow over axisymmetric cavities // *Shock Waves*. 2011. 21, pp. 175–191.
12. Sinha J., Das S., Kumar P., Prasad J.K. Computational Investigation of Control Effectiveness on a Near Transition Open and Closed Axisymmetric Cavity // *Advances in Aerospace Science and Applications*. 2014. 4 (1), pp. 45–52.
13. Савельев А.Д. Численное моделирование обтекания протяженных выемок сверхзвуковым потоком // *Ученые записки ЦАГИ*. 2011. XLII, 3, С. 60–72.
14. Аксенов А.А., Гувернюк С.В., Дерюгин Ю.Н. и др. Численное исследование гистерезиса сверхзвукового турбулентного обтекания тела с кольцевой каверной в программном комплексе ЛОГОС. Материалы 14-й Междунар. конф. «Супервычисления и математическое моделирование». Саров: ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ». 2012. С. 164–166.
15. Иванов И.Э., Крюков И.А., Ларина Е.В., Тарасевич А.Г. Численное моделирование обтекания осесимметричного тела с кольцевой каверной // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2015. 16 (2), <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-2/articles/583/>
16. Zhang X., Edwardst J.A. Experimental Investigation of Supersonic Flow over Two Cavities in Tandem // *AIAA Journal*. 1992. 30 (5), pp. 1182–1190.
17. Зайковский В.Н., Смутьский Я.И., Трофимов В.М. Влияние последовательных каверн на теплообмен в сверхзвуковом потоке // *Теплофизика и аэромеханика*. 2002. 3, С. 423–430.
18. Palharini R.C., Scanlon T. J. Aerothermodynamic Comparison of Two- and Three-Dimensional Rarefied Hypersonic Cavity Flows // *Journal of Space-craft and Rockets*. 2014. 51 (5), pp. 1619–1630.
19. Cattafesta L.N., Song Q., Williams D.R., Rowley C.W., Alvi F.S. Active Control of Flow-Induced Cavity Oscillations // *Progress in Aerospace Sciences*. 2008. 44, pp. 479–502.
20. Zhuang N., Alvi F.S., Alkislar M.B., Shih C. Supersonic Cavity Flows and their control // *AIAA Journal*. 2006. 44 (9), pp. 2118–2128.
21. Vikramaditya N.S., Kurian J. Experimental study of influence of trailing wall geometry on cavity oscillations in supersonic flow // *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2014. 54, pp. 102–109.
22. Mathur T., Gruber M., Jackson K., Donbar J., Donaldson W., Jackson T., Billig F. Supersonic Combustion Experiments with a Cavity-Based Fuel Injector // *Journal of Propulsion and Power*. 2001. 17 (6), pp. 1305–1312.
23. Ukai T., Zare-Behtash H., Erdem E., Lo K. H., Kontis K., Obayashi S. Effectiveness of jet location on mixing characteristics inside a cavity in supersonic flow // *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2014. 52, pp. 59–67.
24. Аэродинамические установки Института механики Московского университета. Под ред. Г.Г. Черного, А.И. Зубкова, Ю.А. Панова. М.: Изд-во МГУ. 1985. 44 с.

Статья поступила в редакцию 14 марта 2018 г.