

Supersonic Flow Modes of Annular Cavities at Angles of Attack

M. M. Simonenko, A. F. Zubkov

Lomonosov Moscow State University, Research Institute of Mechanics

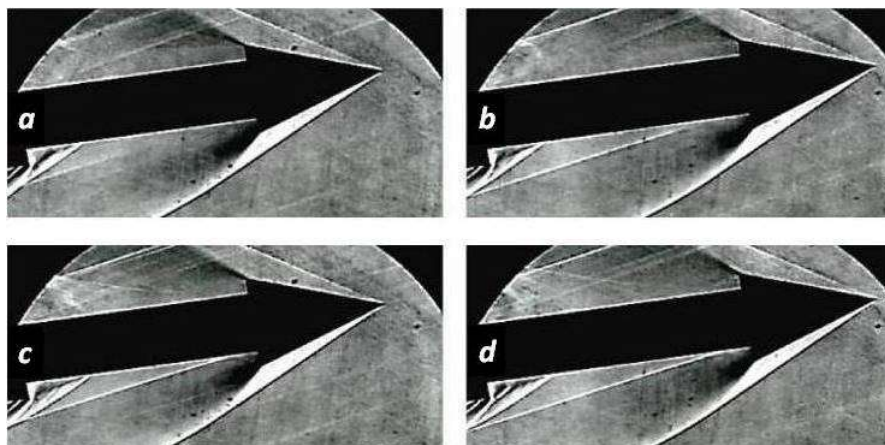
Moscow, 119192, Russia

sim1950@mail.ru

Abstract

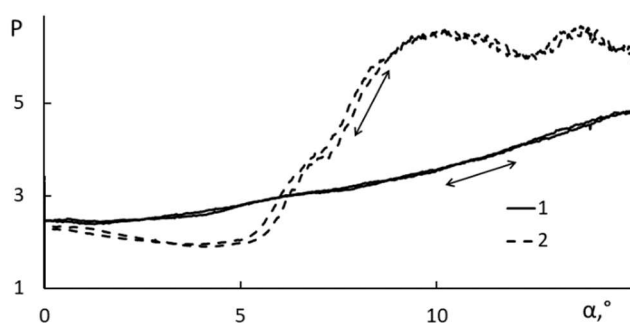
Experimental studies of supersonic flow around axisymmetric annular cavities on pointed cylindrical bodies at angles of attack have been carried out. Unambiguous and ambiguous modes of flow around the cavity were observed in a wide range of changes in the determining parameters (relative length of the cavity L/h , angle of attack α). Reversible and irreversible switching of flow modes in the cavity occurred with a continuous change in the determining parameters. In a closed cavity, with an increase in the angle of attack, a local increase in pressure on the leeward side of the rear projection was recorded, exceeding the pressure on the windward side of the same projection.

Keywords: axisymmetric cavity, supersonic flow, angle of attack, flow separation, hysteresis.



Flow structure visualization, $M=3$, $\alpha=9^\circ$:

a, b – open cavity; c, d – closed cavity; a, c – $L/h=13.7$; b, d – $L/h=15.6$



Pressure change on the rear ledge of the closed cavity with increasing and decreasing angle of attack (change direction is shown by arrows), $\beta=10^\circ$, $L/h=20$, $M=3$:
1 – windward side;
2 – leeward side

УДК 533.6.011

Режимы сверхзвукового обтекания кольцевых каверн под углами атаки

М. М. Симоненко, А. Ф. Зубков

*МГУ им. М. В. Ломоносова, Научно-исследовательский институт механики
Москва, 119192, Россия
sim1950@mail.ru*

Аннотация

Проведены экспериментальные исследования сверхзвукового обтекания осесимметричных кольцевых каверн на заостренных цилиндрических телах под углами атаки. В широком диапазоне изменения определяющих параметров (относительная протяженность каверны, угол атаки) наблюдались однозначные и неоднозначные режимы обтекания каверны. При непрерывном изменении определяющих параметров происходили обратимые и необратимые переключения режимов обтекания каверны. При увеличении угла атаки в замкнутой каверне зарегистрировано локальное повышение давления на подветренной стороне заднего уступа, превышающее по величине давление на наветренной стороне того же уступа кольцевой каверны.

Ключевые слова: осесимметричная каверна, сверхзвуковой поток, угол атаки, отрыв потока, гистерезис.

1. Введение

Конструктивные элементы в виде кольцевых каверн (выемок, вырезов) на поверхности тел вращения часто встречаются в объектах аэрокосмической и авиационной техники. Изучение механизмов взаимодействия сверхзвукового потока газа с отрывными структурами, возникающими в кавернах, представляет собой важную практическую задачу.

Сверхзвуковое обтекание каверн изучалось экспериментально [1–7] и численно [7–12]. При сверхзвуковом обтекании каверны прямоугольной конфигурации в зависимости от отношения длины L каверны к ее глубине h возможны две различные схемы течения. Если относительная протяженность каверны $\lambda = L/h$ меньше некоторой величины λ_0 ($\lambda < \lambda_0$), реализуется открытая схема течения (открытая каверна), при этом в полости каверны возникает дозвуковое циркуляционное течение, отделенное от внешнего сверхзвукового потока сдвиговым слоем смещения. Если λ превышает некоторое критическое значение λ_c ($\lambda > \lambda_c$), реализуется замкнутая схема обтекания (замкнутая каверна). В этом случае слой смещения замыкается на дне каверны, при этом в каверне образуются две изолированные области отрыва. Одна область отрыва возникает за передним уступом, другая – перед задним уступом каверны. Диапазон $\lambda_0 < \lambda < \lambda_c$ отвечает так называемой переходной области, где возможны как открытая, так и замкнутая схема обтекания [3, 4]. Характер сверхзвукового обтекания каверны зависит также от состояния пограничного слоя на входе в каверну, чисел Маха M и Рейнольдса Re . Для плоских прямоугольных каверн при сверхзвуковом турбулентном обтекании в диапазоне умеренных чисел Маха $M = 2 \div 4$ имеются эмпирические оценки границ областей, в которых реализуется та или иная схема обтекания [3, 4, 8]. Результаты экспериментальных исследований сверхзвукового обтекания кольцевых осесимметричных каверн прямоугольного сечения на цилиндрических телах качественно согласуются с данными для плоских каверн [6, 7]. Отмечалось подобие результатов, связанных с замыканием плоских, осесимметричных и даже свободных каверн [2].

Экспериментально установлено, что переходная область $\lambda_0 < \lambda < \lambda_C$ является областью гистерезиса по длине каверны [6]. При непрерывном увеличении протяженности первоначально открытая каверна замыкалась при достижении некоторого $\lambda = \lambda_C$, а при непрерывном уменьшении протяженности замкнутая каверна открывалась при достижении соответствующего $\lambda = \lambda_0$. Гистерезис при сверхзвуковом обтекании каверны получен также численно [11, 12].

При сверхзвуковом обтекании осесимметричного тела с кольцевой каверной под углом атаки условия обтекания существенно меняются, при этом реализуются более сложные трехмерные структуры течения [13–15]. В зависимости от текущей величины λ , начального угла атаки α и текущей схемы обтекания (открытая или замкнутая каверна) при изменении угла атаки возможны различные варианты переключения режимов обтекания каверны. В области $\lambda < \lambda_C$ открытая каверна оставалась открытой при любых изменениях угла атаки. В области $\lambda_0 < \lambda < \lambda_C$ первоначально замкнутая при $\alpha = 0^\circ$ каверна необратимо открывалась при увеличении угла атаки и в дальнейшем каверна оставалась открытой при любых последующих изменениях угла атаки и возврате тела в исходное положение [13, 14]. Под углом атаки в области $\lambda > \lambda_C(0)$ возникала открытая схема обтекания каверны, а при уменьшении угла атаки открытая каверна замыкалась и в дальнейшем оставалась замкнутой при любых последующих изменениях угла атаки [15]. Переключение режимов обтекания каверны при изменении угла атаки происходит скачкообразно и сопровождается резким изменением аэродинамических характеристик тела [13, 14]. Для одной из возможных конфигураций цилиндрико-конического тела с кольцевой каверной экспериментально установлена зависимость верхней $\lambda_C = \lambda_C(\alpha)$ и нижней $\lambda_0 = \lambda_0(\alpha)$ границ области гистерезиса от угла атаки в диапазоне его изменения $\alpha = 0 \div 6^\circ$ [15].

С практической точки зрения параметрический гистерезис и его эффекты неоднозначности режимов обтекания тел с кавернами интересны тем, что могут оказывать значительное влияние на статические и нестационарные аэродинамические характеристики тел в полете, в частности, влиять на устойчивость колебаний тел по углу атаки. Гистерезисные эффекты можно использовать для управления процессами обтекания каверн на внешней поверхности тел и на внутренней поверхности каналов. Каверны применяются, в частности, для повышения эффективности перемешивания топлива и окислителя и стабилизации горения в сверхзвуковом потоке [16, 17]. В связи с этим, большое внимание уделяется вопросам разработки активных и пассивных способов управления течением в кавернах [18–20]. В области гистерезиса импульсное энергетическое воздействие небольшой мощности способно привести к необратимой перестройке течения в каверне [21].

Целью настоящей работы являлось расширение знаний о режимах обтекания кольцевых каверн на конически-заостренных цилиндрических телах вращения в широком диапазоне изменения определяющих параметров (протяженность каверны, угол атаки), при различных условиях формирования потока на входе в каверну. Основное внимание уделялось выявлению неоднозначных и гистерезисных режимов обтекания кольцевых каверн под углами атаки. Сведения об условиях возникновения таких режимов обтекания каверн важны, в частности, при разработке систем управления техническими объектами.

2. Экспериментальная модель и условия испытаний

Типичные конфигурации рассмотренных экспериментальных моделей представляют собой осесимметричные ступенчатые цилиндрические тела с коническим наконечником, рис. 1. Соответствующая схема экспериментальной модели представлена на рис. 2. Экспериментальная модель содержит цилиндрический корпус 1, выдвигной цилиндрический стержень 2, установленный на стержне 2 конический наконечник 3. Область между корпусом 1 и конусом 3 образует осесимметричную кольцевую каверну с равновеликими высотами переднего и заднего уступов. Дном каверны служит соответствующий участок поверхности

стержня 2. В ходе эксперимента длина каверны может непрерывно изменяться, как в сторону уменьшения, так и в сторону увеличения, за счет встроенного механизма продольного перемещения стержня 2 (с коническим наконечником) относительно корпуса 1. На представленной схеме экспериментальной модели обозначено: D – диаметр корпуса 1; d – диаметр выдвижного стержня 2; β – угол полураствора конического наконечника 3; $h = (D - d)/2$ – глубина каверны; L – длина каверны. Диаметр основания конического наконечника 3 равен диаметру корпуса 1. Геометрические параметры модели: $D = 45$ мм, $d = 29$ мм, $h = 8$ мм. Угол полураствора конуса $\beta = 10^\circ$ и 20° . Длина каверны могла изменяться в диапазоне $L = 53 \div 160$ мм.

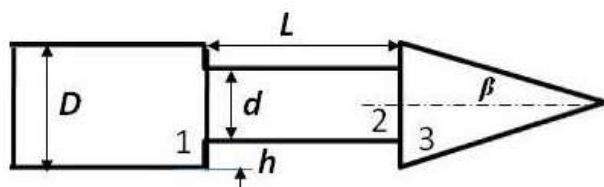


Рис. 1. Фотография экспериментальной модели

Рис. 2. Схема экспериментальной модели: 1 – корпус; 2 – выдвижной стержень; 3 – конический наконечник

Эксперименты проведены в аэродинамической трубе А-7 НИИ механики МГУ [22] при числе Маха $M = 3$. Рабочая среда – воздух с температурой торможения $270 \div 275$ К. Число Рейнольдса, вычисленное по диаметру корпуса D , было порядка $Re = (1.6 \div 1.7) \times 10^6$ (единичное число Рейнольдса $Re_1 = (3.6 \div 3.8) \times 10^7 \text{ м}^{-1}$). Угол атаки варьировался в диапазоне $\alpha = 0 \div 15^\circ$. Загромождение моделью рабочей части трубы не превышало 0.5 %.

Для сверхзвуковых аэродинамических труб имеются опытные данные по турбулентному переходу на поверхности острого гладкого конуса [23, 24]. При осесимметричном обтекании в соответствии с оценками [6] пограничный слой на всей поверхности головного конуса ламинарный при $\beta = 20^\circ$, а при $\beta = 10^\circ$ возможен турбулентный переход на поверхности конуса. Под углом атаки турбулентный переход на подветренной поверхности головного конуса возможен во всех рассматриваемых случаях [25], однако в настоящих экспериментах не производилась регистрация турбулентного перехода.

Для выявления неоднозначных режимов обтекания использовалась технология непрерывного изменения в сверхзвуковом потоке протяженности каверны и угла атаки. Текущий режим обтекания, протяженность каверны и угол атаки определялись по данным видеорегистрации шпирен-изображений. Для визуализации структуры потока использовался штатный теневой прибор ИАБ-451. Скорость изменения протяженности каверны в экспериментах достигала 2 мм/с, скорость изменения угла атаки не превышала 0.5 град/с.

В ходе экспериментов осуществлялась также регистрация давления на наветренной и подветренной стороне заднего уступа каверны (торца корпуса 1, рис. 2). Точки приема давления были расположены в плоскости изменения угла атаки на расстоянии $h/3$ от дна каверны, при этом преобразователи давления находились вне рабочей части аэродинамической трубы и были соединены с приемниками давления гибкими трубками длиной до 3 м. Использовались пьезоэлектрические преобразователи давления типа MP3N6115A (Freescale) с диапазоном измерения $15 \div 115$ кПа (абс.). Погрешность измерений давления не превышала ± 1.5 %. Вследствие большой протяженности пневмотрассы между приемником и преобразователем давления высокочастотные пульсации давления сглаживались, фактически регистрировалось осредненное по времени статическое давление на поверхности заднего уступа каверны.

3. Результаты испытаний

Для определения границ областей, в пределах которых реализуются те или иные режимы обтекания каверны при осесимметричном обтекании, были проведены экспериментальные исследования с использованием технологии непрерывного изменения протяженности каверны. Модель устанавливалась в рабочей части трубы под нулевым углом атаки при минимальной установочной протяженности каверны. После запуска аэродинамической трубы и выхода на стационарный режим работы ($M=3$) всегда реализовывался открытый режим течения в каверне. При последующем непрерывном увеличении λ первоначально открытая каверна замыкалась при достижении некоторого значения величины $\lambda = \lambda_C$. После замыкания каверны осуществлялось непрерывное уменьшение ее протяженности, при этом замкнутая каверна открывалась при достижении некоторого значения величины $\lambda = \lambda_0 < \lambda_C$. В соответствующем диапазоне $\lambda_0 < \lambda < \lambda_C$ наблюдалась как открытая, так и замкнутая каверна. Изменение протяженности каверны как в сторону увеличения, так и в сторону уменьшения λ в диапазоне $\lambda_0 < \lambda < \lambda_C$ не приводило к изменению ранее установившегося режима обтекания каверны.

Режимы осесимметричного обтекания каверны при $\beta = 10^\circ$ и $\beta = 20^\circ$ в области $\lambda_0 < \lambda < \lambda_C$ иллюстрируют картины визуализации на рис. 3. Как можно видеть, структура течения в открытой и замкнутой каверне при соответствующих λ практически не зависит от β .

В открытой каверне наблюдается сдвиговый слой смешения, отделяющий отрывную область в полости каверны от внешнего сверхзвукового потока и распространяющийся от кромки переднего уступа вниз по потоку, рис. 3, а, в, д, ж.

В замкнутой каверне слой смешения присоединяется к дну каверны, за передним уступом образуется замкнутая отрывная область, рис. 3, б, г, е, з. За первой отрывной областью формируется висячий хвостовой скачок, отчетливо наблюдаемый при больших λ , рис. 3, е, з. Перед задним уступом образуется вторая область отрыва, перед которой формируется присоединенный к дну каверны косой скачок.

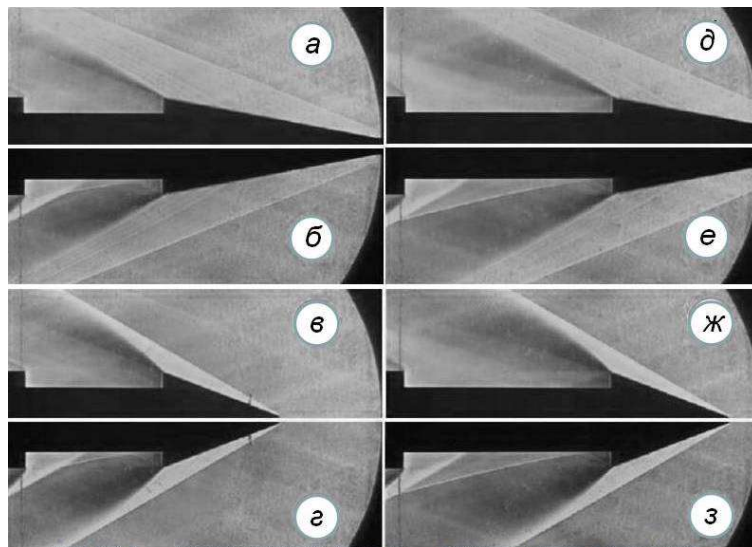


Рис. 3. Визуализация структуры обтекания модели, $\alpha = 0^\circ$, $\lambda = 8.8$ (а–г) и $\lambda = 13.1$ (д–з): а, в, д, ж – открытая каверна; б, г, е, з – замкнутая каверна; а, б, д, е – $\beta = 10^\circ$; в, г, ж, з – $\beta = 20^\circ$

При прочих равных условиях, наблюдаемая структура течения в области $\lambda_0 < \lambda < \lambda_C$ зависит от того, какая структура течения предшествовала изменению λ . На рис. 4 представлены характерные гистерезисные кривые изменения давления в контрольных точках на поверхности заднего уступа каверны. Они отражают изменение относительного давления P в контрольных точках при непрерывном увеличении и уменьшении λ для различных углов β

конического наконечника. Здесь и далее стрелки на графиках изменения давления показывают направление изменения варьируемого параметра, в рассматриваемом случае - относительной протяженности каверны λ . Нижние ветви кривых на рис. 4 соответствуют увеличению, а верхние ветви - уменьшению λ . Давление P является средним значением величин давления в точках измерения на поверхности заднего уступа и отнесено к статическому давлению в набегающем потоке.

При увеличении λ первоначально открытой каверны давление P на заднем уступе монотонно возрастает, что согласуется с результатами визуализации, свидетельствующими о появлении системы волн сжатия в сверхзвуковом потоке в области перед задним уступом каверны, рис. 3, *а, д* и 3, *в, ж*. Величина и характер изменения давления на заднем уступе открытой каверны практически не зависят от угла β . При достижении соответствующего $\lambda = \lambda_C$ происходит замыкание каверны, сопровождающееся скачкообразным повышением P . Границы замыкания открытой каверны при $\beta = 10^\circ$ и $\beta = 20^\circ$ отличаются незначительно: $\lambda_C = 13.2$ при $\beta = 10^\circ$ и $\lambda_C = 13.4$ при $\beta = 20^\circ$. При дальнейшем увеличении λ повышенное давление перед задним уступом замкнутой каверны сохраняется.

При последующем уменьшении λ замкнутой каверны давление на заднем уступе меняется немонотонно, что связано с взаимодействием скачков уплотнения, возникающих за передним уступом и перед задним уступом каверны. Давление остается повышенным вплоть до некоторого значения $\lambda = \lambda_0$, зависящего от β . При достижении $\lambda = \lambda_0$ каверна открывается, давление перед ее задним уступом резко падает и достигает величины, соответствующей (при том же λ) давлению на нижней ветви гистерезисной кривой, рис. 4. Последующее изменение P в открытой каверне по мере уменьшения λ происходит вдоль нижних ветвей указанных кривых. Границы открытия замкнутой каверны при $\beta = 10^\circ$ и $\beta = 20^\circ$ отличаются существенно. В рассмотренном примере $\lambda_0 = 8.8$ при $\beta = 10^\circ$ и $\lambda_0 = 7.2$ при $\beta = 20^\circ$.

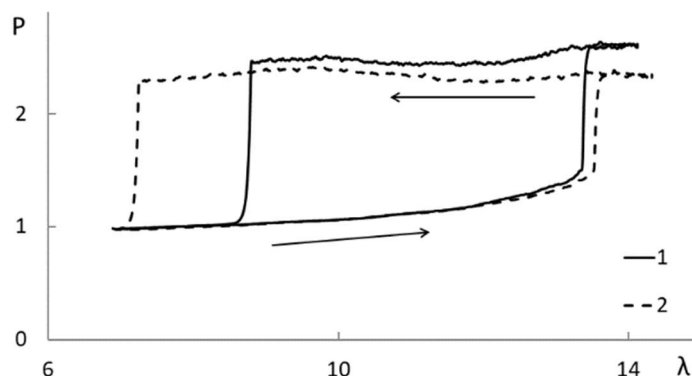


Рис. 4. Изменение относительного давления P на поверхности заднего уступа каверны при непрерывном изменении протяженности λ , $\alpha = 0^\circ$: 1 - $\beta = 10^\circ$, 2 - $\beta = 20^\circ$

Для определения границ областей однозначных и неоднозначных режимов обтекания каверны под углами атаки были проведены экспериментальные исследования с использованием технологии непрерывного изменения протяженности каверны при фиксированном угле атаки. Как и в случае $\alpha = 0^\circ$, первоначально открытая каверна замыкалась при достижении некоторой величины $\lambda = \lambda_C(\alpha)$, зависящей от угла атаки. В свою очередь, замкнутая каверна открывалась при уменьшении протяженности каверны до некоторого значения $\lambda = \lambda_0(\alpha)$, также зависящего от угла атаки.

Испытания модели $\beta = 20^\circ$ под углом атаки $\alpha = 9^\circ$ иллюстрируют картины визуализации обтекания первоначально открытой каверны при увеличении и последующем уменьшении ее протяженности, поток направлен справа налево, рис. 5. Картины (*а*) и (*б*) иллюстрируют открытую, а картины (*в*) и (*г*) - замкнутую схему обтекания каверны, соответственно.

В рассматриваемом примере при увеличении протяженности первоначально открытая каверна замыкается при достижении $\lambda = \lambda_c = 15.6$, а при последующем уменьшении протяженности замкнутая каверна отрывается при достижении $\lambda = \lambda_0 = 13.7$.

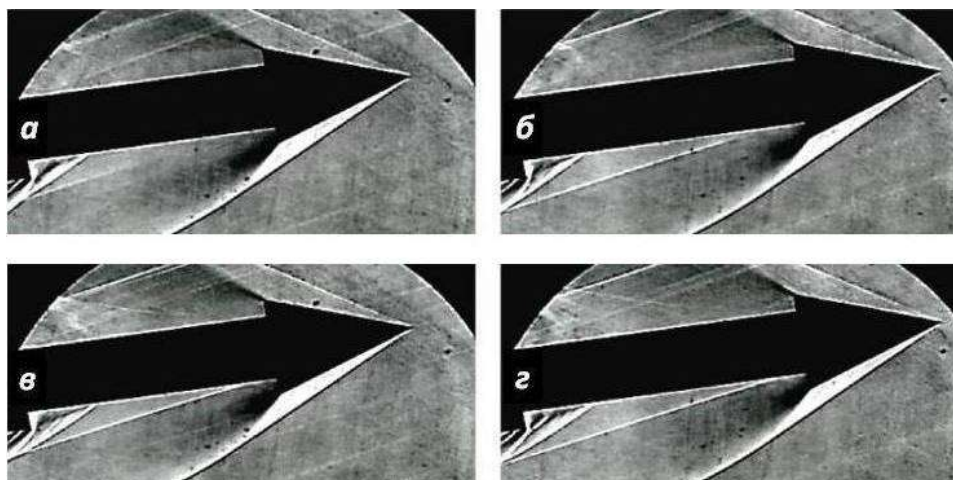


Рис. 5. Визуализация структуры обтекания каверны под углом атаки $\alpha = 9^\circ$, $\beta = 20^\circ$: а, в – $\lambda = 13.7$; б, г – $\lambda = 15.6$; а, б – открытая каверна; в, г – замкнутая каверна

Под углом атаки $\alpha = 9^\circ$ структура течения на наветренной стороне открытой каверны подобна структуре течения в замкнутой каверне. Оторвавшийся от кромки переднего уступа поток присоединяется к дну каверны, за ним формируется висячий хвостовой скачок. Перед задним уступом присоединившийся поток отрывается, перед отрывом возникает скачок уплотнения, рис. 5, а, б. При этом на подветренной стороне сдвиговый слой смешения распространяется вниз по потоку, не примыкая к дну каверны.

Замыкание каверны происходит при достижении $\lambda = \lambda_c$ и характеризуется замыканием области отрыва за передним уступом, рис. 5, г. На наветренной стороне структура потока качественно не меняется. Вследствие понижения давления за передним уступом протяженность области отрыва на наветренной стороне сокращается, висячий скачок приближается к переднему уступу. На подветренной стороне за передним уступом возникает структура, характерная для замкнутой каверны. Замыкание области отрыва за передним уступом каверны сопровождается появлением висячего хвостового скачка за отрывом. Перед задним уступом визуализируется сложная ударно-волновая структура.

Соответствующие графики изменения давления в точках регистрации на наветренной и подветренной стороне заднего уступа каверны для случая $\beta = 20^\circ$ представлены на рис. 6, а. В открытой каверне давление в точках регистрации на наветренной стороне превышает давление на подветренной стороне. Замыкание открытой каверны при увеличении ее протяженности сопровождается скачкообразным уменьшением давления на наветренной стороне и скачкообразным повышением давления на подветренной стороне заднего уступа при $\lambda = 15.6$. При дальнейшем увеличении протяженности давление на наветренной стороне практически не изменяется, а на подветренной стороне сохраняется тенденция монотонного повышения давления.

При последующем уменьшении протяженности замкнутой каверны давление на наветренной стороне остается практически постоянным вплоть до открытия каверны при $\lambda = 13.7$. Структуру течения в каверне до и после ее открытия иллюстрируют теневые картины рис. 5, в, а. Открытие каверны сопровождается скачкообразным повышением давления на наветренной стороне и скачкообразным падением давления на подветренной стороне до величин, соответствующих значениям в открытой каверне на этапе увеличения ее протяженности.

Графики изменения давления в точках регистрации на поверхности заднего уступа для варианта $\beta = 10^\circ$ при обтекании каверны под углом атаки $\alpha = 9^\circ$ представлены на рис. 6, б. Как и в случае варианта $\beta = 20^\circ$, после замыкания каверны при увеличении λ наблюдается возрастание давления на подветренной стороне заднего уступа. При этом после замыкания каверны и последующем увеличении λ давление на подветренной стороне заднего уступа превышает по величине давление на наветренной стороне того же уступа.

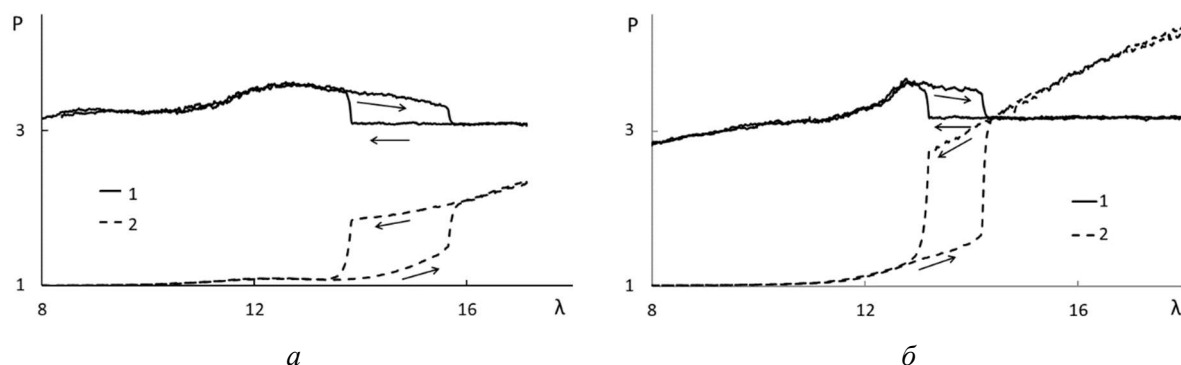


Рис. 6. Изменение относительного давления в точках регистрации на заднем уступе каверны под углом атаки $\alpha = 9^\circ$, $\beta = 20^\circ$ (а) и $\beta = 10^\circ$ (б): 1 – наветренная сторона; 2 – подветренная сторона

Графики, представленные на рис. 7, иллюстрируют изменение давления на наветренной (рис. 7, а) и подветренной (рис. 7, б) стороне заднего уступа каверны для различных углов атаки при увеличении и уменьшении протяженности каверны в варианте модели $\beta = 20^\circ$. Скачки давления соответствуют перестройке структуры течения в каверне. Как можно видеть, при увеличении угла атаки протяженность области гистерезиса сокращается. Под углом атаки $\alpha = 11^\circ$ гистерезис уже не наблюдается (замыкание открытой и открытие замкнутой каверны происходит при практически одинаковых значениях λ_C и λ_O , соответственно), изменение давления в точках измерения не зависит от направления изменения протяженности каверны. Результаты измерения давления согласуются с результатами визуализации. Характерной особенностью обтекания после замыкания каверны при углах атаки $\alpha > 6^\circ$ является возрастание давления на подветренной стороне заднего уступа при увеличении λ , рис. 7, б, в то время как давление на наветренной стороне практически не изменяется, рис. 7, а.

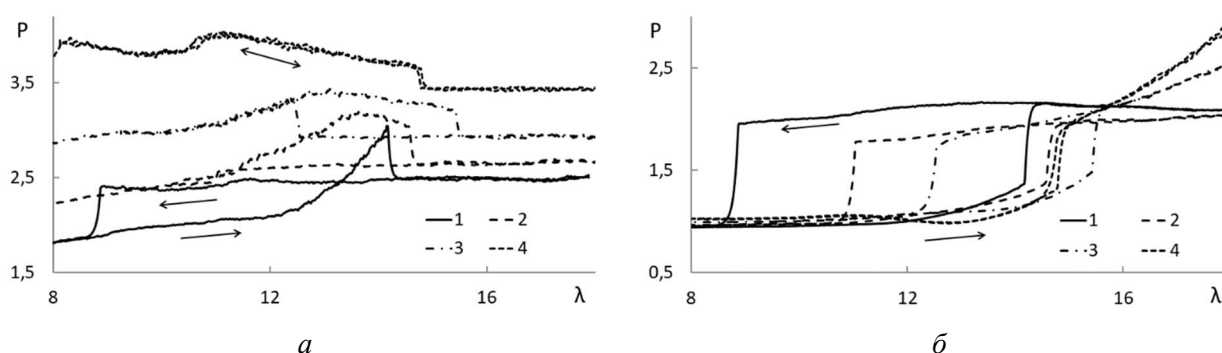


Рис. 7. Изменение относительного давления в точках регистрации на наветренной (а) и подветренной (б) стороне заднего уступа каверны ($\beta = 20^\circ$) под углами атаки: 1 – $\alpha = 4^\circ$; 2 – $\alpha = 6^\circ$; 3 – $\alpha = 8^\circ$ и 4 – $\alpha = 11^\circ$

Режимы обтекания моделей в вариантах $\beta = 10^\circ$ и $\beta = 20^\circ$ качественно подобны. Под углом атаки при увеличении протяженности открытая каверна замыкалась при достижении соответствующего $\lambda = \lambda_C = \lambda_C(\alpha)$, а при уменьшении протяженности замкнутая каверна открывается при достижении соответствующего $\lambda = \lambda_O = \lambda_O(\alpha)$. На соответствующих углах

атаки в диапазоне $\alpha < 8^\circ$ открытие замкнутой каверны в случае $\beta = 10^\circ$ происходило при меньших значениях λ_0 , а при $\alpha > 8^\circ$ – при больших значениях λ_0 в сравнении со случаем $\beta = 20^\circ$. Во всем рассмотренном диапазоне изменения углов атаки в случае $\beta = 10^\circ$ открытая каверна замыкалась при меньших значениях λ_C в сравнении со случаем $\beta = 20^\circ$. Для рассмотренных вариантов моделей с $\beta = 10^\circ$ и $\beta = 20^\circ$ зависимость $\lambda_C = \lambda_C(\alpha)$ имеет локальный максимум в диапазоне $\alpha = 7^\circ \div 9^\circ$, в то время как $\lambda_0 = \lambda_0(\alpha)$ – монотонно возрастающая функция от α .

Испытания замкнутой каверны большой протяженности ($\lambda = 20$) показали, что в определенных интервалах изменения угла атаки давление на подветренной стороне заднего уступа каверны может существенно превышать давление на наветренной стороне того же уступа, рис. 8. Этот эффект особенно ярко проявляется в случае $\beta = 10^\circ$, рис. 8, а. В диапазоне углов атаки $\alpha = 9^\circ \div 10^\circ$ давление в точке измерения на подветренной стороне заднего уступа каверны почти в два раза превышает давление на наветренной стороне этого же уступа. В случае $\beta = 20^\circ$ при увеличении угла атаки давление на подветренной стороне заднего уступа замкнутой каверны также может превышать давление на наветренной стороне этого же уступа в соответствующих точках регистрации, рис. 8, б.

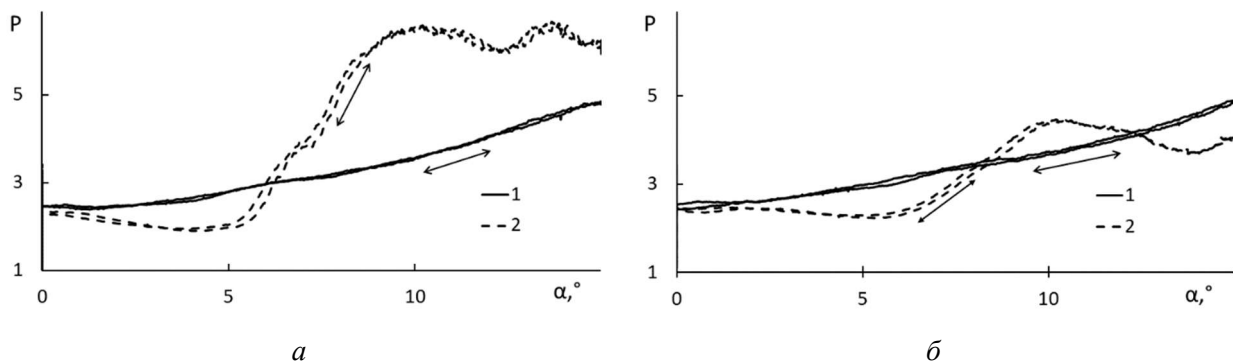


Рис. 8. Изменение относительного давления на заднем уступе каверны при увеличении и уменьшении угла атаки, $\lambda = 20$, $\beta = 10^\circ$ (а) и $\beta = 20^\circ$ (б): 1 – наветренная сторона; 2 – подветренная сторона

Наблюдаемый эффект повышения давления на подветренной стороне связан с формированием в подветренной области парного вихревого течения с образованием между вихрями локального пристеночного сверхзвукового течения, взаимодействующего с задним уступом в условиях, близких к условиям невязкого взаимодействия [26].

Результатом выполненного исследования явилось экспериментальное определение границ областей существования режимов течения открытая каверна и замкнутая каверна и, соответственно, области существования неоднозначных режимов течения (области гистерезиса) при сверхзвуковом обтекании кольцевой каверны под углами атаки.

4. Обсуждение результатов

Экспериментальные зависимости границ λ_C и λ_0 области гистерезиса для моделей с коническими наконечниками $\beta = 10^\circ$ и $\beta = 20^\circ$ представлены на рис. 9. Значками на рисунке нанесены осредненные данные величин $\lambda_0 = \lambda_0(\alpha)$ и $\lambda_C = \lambda_C(\alpha)$, полученные при различных сценариях изменения λ и различных углах атаки. Отклонение экспериментальных данных от соответствующих усредненных значений достигало $2 \div 3\%$. Кривые 1 и 2 – результат аппроксимации экспериментальных данных для λ_C и λ_0 , соответственно. Символами "О", "С" и "Н" обозначены области существования режимов течения открытая каверна и замкнутая каверна и, соответственно, области существования неоднозначных режимов, т.е. гистерезиса. Эти области ограничены соответствующими линиями 1 и 2 на рис. 9.

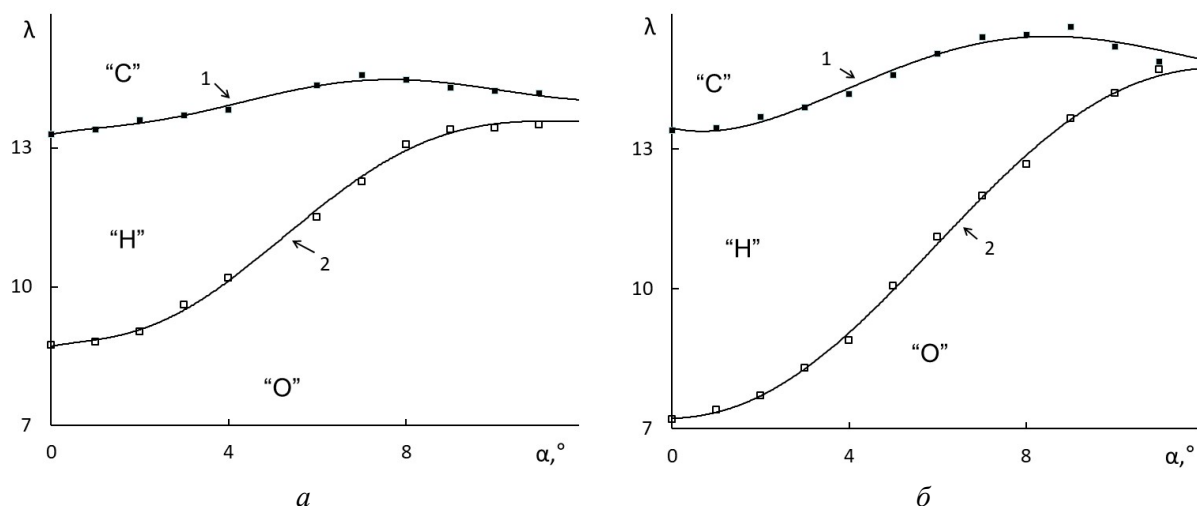


Рис. 9. Влияние угла атаки на границы области гистерезиса λ_C и λ_O при $\beta = 10^\circ$ (а) и $\beta = 20^\circ$ (б): 1 – λ_C ; 2 – λ_O

Областям "О" и "С" соответствует однозначная зависимость режима течения от параметров (α, λ) . В противоположность этому, в области "Н" возможны два типа течения при одних и тех же значениях параметров (α, λ) . Конкретный тип течения зависит от предыстории его установления. В этом смысле, область "Н" является областью гистерезиса. Представленная классификация режимов обтекания кольцевой каверны объясняет все наблюдавшиеся в настоящих экспериментах и экспериментах [13–15] режимы развития и перестройки течений при варьировании углов атаки и протяженности кольцевой каверны.

В зависимости от текущей протяженности каверны и ее состояния (открытая или замкнутая каверна) при изменении угла атаки возможны обратимые (гистерезис по углу атаки) и необратимые переключения режимов обтекания каверны. Необратимые переключения режимов обтекания реализуются в случае, когда траектория $\lambda = \text{const}$ пересекает кривую 1 или кривую 2. Обратимые переключения возникают, когда траектория $\lambda = \text{const}$ пересекает обе кривые 1 и 2.

Пример необратимого переключения режима обтекания каверны иллюстрируют графики изменения давления на заднем уступе каверны в зависимости от угла атаки, представленные на рис. 10, а. Эксперимент выполнен для варианта модели $\beta = 20^\circ$ по сценарию, схематично изображенному на рис. 11. При $\lambda = 8.5$ и $\alpha = 0^\circ$ в области гистерезиса "Н" была реализована замкнутая каверна (точка 3, рис. 11). Затем происходило непрерывное увеличение угла атаки. Соответствующая траектория 5 в плоскости (α, λ) пересекает границу 2 в точке 7 и переходит из области "Н" в область "О". Происходит открытие каверны, что отражается скачкообразным изменением давления на наветренной и подветренной стороне заднего уступа (рис. 10, а). При дальнейшем увеличении α открытая каверна сохраняется. Последующее уменьшение α приводит к тому, что траектория 5 снова пересекает границу 2 в точке 7 и переходит из области "О" в область "Н". Однако открытый режим обтекания каверны в области "Н" сохраняется, при этом давление на наветренной и подветренной стороне заднего уступа изменяются в соответствии с режимом обтекания открытой каверны. Если затем увеличивать угол атаки открытой каверны, соответствующая траектория в плоскости (α, λ) вновь пересекается с границей 2, при этом режим открытой каверны сохраняется.

Пример обратимого переключения режима обтекания каверны при изменении угла атаки иллюстрирует график рис. 10, б, на котором показано изменение давления на заднем уступе каверны при $\lambda = 14.6$ в процессе увеличения и последующего уменьшения угла атаки. Данный эксперимент выполнен по следующему сценарию. При $\lambda = 14.6$ и $\alpha = 0^\circ$ в области "С" была реализована замкнутая каверна (точка 4 на рис. 11). Затем происходило непрерывное увеличение угла атаки. Соответствующая траектория б в плоскости (α, λ) пересекает

границу 1 в точке 8 и переходит в область "Н", при этом открытый режим обтекания каверны не меняется. Далее при увеличении угла атаки траектория 6 пересекает границу 2 в точке 9 и из области "Н" переходит в область "О". Происходит открытие каверны, что отражается скачкообразным изменением давления на наветренной и подветренной стороне заднего уступа (рис. 10, б). При дальнейшем увеличении α открытая каверна сохраняется. Последующее уменьшение α приводит к тому, что траектория вновь пересекается с границей 2 в точке 9 и переходит из области "О" в область "Н", при этом режим обтекания каверны не меняется. При дальнейшем уменьшении α происходит пересечение границы 1 в точке 8 и осуществляется переход из области "Н" в область "С". Каверна замыкается, что сопровождается соответствующим скачкообразным изменением давления на наветренной и подветренной стороне заднего уступа (рис. 10, б).

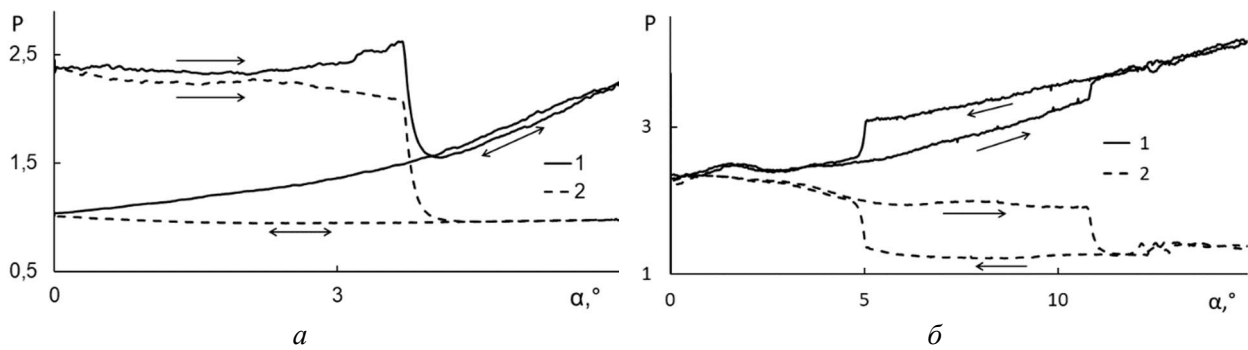


Рис. 10. Изменение относительного давления на заднем уступе первоначально замкнутой при $\alpha = 0^\circ$ каверны при относительной протяженности $\lambda = 8.5$ (а) и $\lambda = 14.6$ (б) в зависимости от угла атаки при непрерывном увеличении и последующем уменьшении угла атаки, $\beta = 20^\circ$: 1 – наветренная сторона; 2 – подветренная сторона

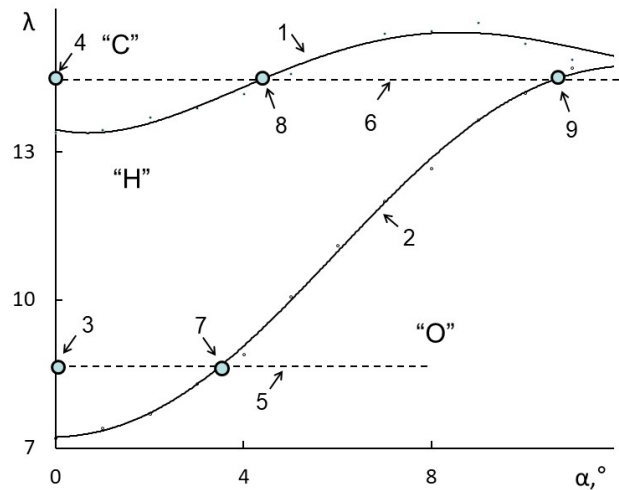


Рис. 11. Схема, иллюстрирующая переключение режимов обтекания кольцевой каверны при изменении угла атаки, $\beta = 20^\circ$, без турбулизатора: 1 – $\lambda_C(\alpha)$; 2 – $\lambda_O(\alpha)$; 3, 4 – начальное состояние замкнутой каверны; 5, 6 – траектории изменения угла атаки; 7–9 – точки переключения режимов

Следует отметить, что переключение режимов обтекания каверны при изменении угла атаки происходит не точно в точках пересечения траекторий 5 и 6 с кривыми 1 и 2, являющимися аппроксимацией усредненных экспериментальных данных, а в некоторой окрестности этих точек, определяемой разбросом экспериментальных данных относительно средних значений.

Другие примеры необратимой перестройки структуры течения в кольцевой каверне при изменении угла атаки приведены в работах [13–15].

5. Заключение

При взаимодействии сверхзвукового потока с кольцевыми кавернами на цилиндрико-коническом теле под углами атаки возможна неоднозначность структуры результирующего газодинамического течения, когда при одном и том же наборе значений определяющих параметров наблюдаются различные схемы обтекания каверны. При этом характеристики обтекания каверны (такие как конфигурация системы ударных волн, распределение давления и др.) могут зависеть не только от конкретных значений параметров (угла атаки, протяженности каверны), но и от предыстории достижения этих значений. Диапазон параметров задачи, при которых возможна подобная неоднозначность течений есть область параметрического гистерезиса. Следствием такой неоднозначности является гистерезисное поведение зависимости характеристик обтекания тела от геометрических и режимных параметров задачи, в частности – от относительной длины каверны, угла атаки и условий формирования потока на входе в каверну. В результате проведенного экспериментального исследования дана оценка границ области параметрического гистерезиса по углу атаки и относительной протяженности каверны.

Результаты настоящих исследований дополняют полученные ранее [13–15] данные о гистерезисных свойствах сверхзвуковой кольцевой каверны на заостренном цилиндрико-коническом теле под углами атаки в более широком диапазоне изменения определяющих параметров.

С практической точки зрения параметрический гистерезис интересен тем, что может оказывать значительное влияние на статические и нестационарные аэродинамические характеристики тел в полете, в частности, влиять на устойчивость колебаний тел по углу атаки. Гистерезисные эффекты можно использовать для управления процессами обтекания каверн на внешней поверхности тел и на внутренней поверхности каналов, в том числе, в задачах повышения эффективности перемешивания топлива и окислителя и стабилизации горения в сверхзвуковом потоке.

Работа выполнена в рамках проектов АААА-А16-116021110201-2; АААА-А19-119012990116-2.

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, vol. 28, pp. 457–470.
2. Чжэн П. Отрывные течения. Т. 2. М.: Мир, 1973, 280 с.
3. Stalling R. L., Wilcox F. J. Experimental cavity pressure distribution at supersonic speeds. NASA TP 2683, 1987.
4. 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), 170-179. <https://doi.org/10.2322/tjsass.45.170>
5. 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. <https://doi.org/10.1023/A:1015143102405>
6. Гувернюк С. В., Зубков А. Ф., Симоненко М. М. Экспериментальное исследование сверхзвукового обтекания осесимметричной кольцевой каверны // *Инженерно-физический журнал*. 2016. 89 (3), 670-679. <https://doi.org/10.1007/s10891-016-1426-4>
7. Mohri K., Hillier R. Computational and experimental study of supersonic flow over axisymmetric cavities // *Shock Waves*. 2011, vol. 21, pp. 175–191. <https://doi.org/10.1007/s00193-011-0312-4>

8. 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. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2010.11.002>
9. Yilmaz I., Ayli E., Aradag S. Investigation of the Effects of Length to Depth Ratio on Open Supersonic Cavities Using CFD and Proper Orthogonal Decomposition // *The Scientific World Journal*, 2013. Vol. 2013, Id 810175, 12 p. <https://doi.org/10.1155/2013/810175>
10. 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. Т. 16, вып. 2. <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-2/articles/583/>
11. Шишаева А. С., Симоненко М. М., Гувернюк С. В., Аксенов А. А. Численное моделирование аэродинамического гистерезиса при сверхзвуковом обтекании осесимметричного тела с каверной в программном комплексе FlowVision // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2017. Т. 18, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-1/articles/696/>
12. Ivanov I. E., Kryukov I. A., Larina E. V., and Glushko G. S. Turbulent flow over an axisymmetric body with annular cavity // *Journal of Physics: Conference Series*. 2017. Vol. 815 (012017). <https://doi.org/10.1088/1742-6596/815/1/012017>
13. Гувернюк С. В., Зубков А. Ф., Симоненко М. М. О сверхзвуковом обтекании кольцевых каверн под углом атаки // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2018. Т. 19, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2018-19-1/articles/734/>
14. Гувернюк С. В., Зубков А. Ф., Симоненко М. М., Швец А. И. Экспериментальное исследование трехмерного сверхзвукового обтекания осесимметричного тела с кольцевой каверной // *Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа*. 2014. № 4. С. 136–142.
15. Guvernyuk S., Simonenko M., and Zubkov A. Experimental study of supersonic flow around an axisymmetric annular cavity at angles of attack // *Acta Astronautica*. 2021. Vol. 180. Pp. 693–700. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.01.013>
16. Jeyakumar S., Assis S. M., and Jayaraman K. Experimental study on the characteristics of axisymmetric cavity actuated supersonic flow. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2017. 231(14). Pp. 2570–2577. <https://doi.org/10.1177/0954410016667149>
17. Ukai T., Zare-Behtash H., Erdem E., Lo K.H., Kontis K., and Obayashi S. Effectiveness of jet location on mixing characteristics inside a cavity in supersonic flow. *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2014. Vol. 52. Pp. 59–67. <http://doi.org/10.1016/j.expthermflusci.2013.08.022>
18. 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. Vol. 44. Pp. 479–502. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2008.07.002>
19. Zhuang N., Alvi F. S., Alkislal M. B., Shih C. Supersonic Cavity Flows and their control // *AIAA Journal*. 2006. Vol. 44. No. 9. Pp. 2118–2128. <https://doi.org/10.2514/1.14879>
20. Aradag S., Gelisli K. A., and Yaldir E. C. Effects of Active and Passive Control Techniques on Mach 1.5 Cavity Flow Dynamics // *International Journal of Aerospace Engineering*. 2017. Vol. 2017. Article ID 8253264, 24 pages. <https://doi.org/10.1155/2017/8253264>
21. Шишаева А. С., Симоненко М. М., Гувернюк С. В., Аксенов А. А. Численное моделирование управления потоком с помощью теплового импульса при сверхзвуковом обтекании осесимметричного тела с каверной в условиях аэродинамического гистерезиса // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2019. Т. 20, вып. 3. <http://doi.org/10.33257/PhChGD.20.3.834>
22. *Аэродинамические установки Института механики Московского университета*. Под ред. Г.Г. Черного, А.И. Зубкова, Ю.А. Панова. М.: Изд-во МГУ. 1985. 44 с.
23. Malik M. R. Prediction and control of transition in supersonic and hypersonic boundary layers. 1989. *AIAA Journal*. Vol. 27. No. 11. Pp. 1487–1493.

24. Mateer G. G. The Effect of Angle of Attack on Boundary-Layer Transition on Cones. *AIAA Journal*. 1972. Vol. 10. No. 8. Pp. 1127–1129.
25. Schneider S. P., Hypersonic laminar–turbulent transition on circular cones and scramjet forebodies. *Progress in Aerospace Sciences*. 2004. Vol. 40. No. 1, 2. Pp. 1–50.
<https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2003.11.001>
26. Simonenko M. M., Guvernyuk S. V., and Kuzmin A. G. On the supersonic flow over an axisymmetric step at an angle of attack // *AIP Conference Proceedings*. 2018. Vol. 2027 (030023).
<https://doi.org/10.1063/1.5065117>

References

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, vol. 28, pp. 457–470.
<https://doi.org/10.2514/8.9037>
2. Chang P. K., *Separation of Flow*, vol. 2, Pergamon, Oxford, 1970.
3. Stalling R. L., Wilcox F. J., Experimental cavity pressure distribution at supersonic speeds. NASA TP 2683, 1987.
4. 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, vol. 45, no. 149, pp. 170–179. <https://doi.org/10.2322/tjsass.45.170>
5. Shvets A. I., Investigation of the Flow in an Annular Cavity in a Cylindrical Body in a Supersonic Stream, *Fluid Dynamics*, 2002, vol. 37, no. 1, pp. 109–116. <https://doi.org/10.1023/A:1015143102405>
6. Guvernyuk S. V., Zubkov A. F., and Simonenko M. M., Experimental Investigation of the Supersonic Flow over an Axisymmetric Annular Cavity, *J. Eng. Phys. and Thermophys.*, 2016, vol. 89, no. 3, pp. 678–687. <https://doi.org/10.1007/s10891-016-1426-4>
7. Mohri K., Hillier R., Computational and experimental study of supersonic flow over axisymmetric cavities, *Shock Waves*, 2011, vol. 21, pp. 175–191. <https://doi.org/10.1007/s00193-011-0312-4>
8. Lawson S. J., Barakos G. N., Review of numerical simulations for high-speed, turbulent cavity flows, *Progress in Aerospace Sciences*, 2011, vol. 47, pp. 186–216.
<https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2010.11.002>
9. Yilmaz I., Ayli E., Aradag S., Investigation of the Effects of Length to Depth Ratio on Open Supersonic Cavities Using CFD and Proper Orthogonal Decomposition, *The Scientific World Journal*, 2013, vol. 2013, Id 810175, 12 p. <https://doi.org/10.1155/2013/810175>
10. Ivanov I. E., Kryukov I. A., Larina E. V., Tarasevich A. G. Numerical Simulation of Flow over Axisymmetric Body with Annular Cavity, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2015, vol. 16, no. 2. [in Russian]. <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-2/articles/583/>
11. Shishaeva A. S., Simonenko M. M., Guvernyuk S. V., Aksenov A. A., Numerical Simulation of Aerodynamic Hysteresis in Supersonic Flow Over an Axisymmetric Body with Annular Cavity in FlowVision CFD Software, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2017, vol. 18, no. 1. [in Russian]. <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-1/articles/696/>
12. Ivanov I. E., Kryukov I. A., Larina E. V., and Glushko G. S., Turbulent flow over an axisymmetric body with annular cavity, *Journal of Physics: Conference Series*, 2017, vol. 815 (012017). <https://doi.org/10.1088/1742-6596/815/1/012017>
13. Guvernyuk S. V., Zubkov A. F., and Simonenko M. M., On Supersonic Flow over Circular Cavities at Angle of Attack, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2018, vol. 19, no. 1. [in Russian]. <http://doi.org/10.33257/PhChGD.19.1.734>
14. Guvernyuk S. V., Zubkov A. F., Simonenko M. M., and Shvets A. I., Experimental investigation of three-dimensional supersonic flow past an axisymmetric body with an annular cavity, *Fluid Dynamics*, 2014, vol. 49, no. 4, pp. 540–546. <https://doi.org/10.1134/S0015462814040140>

15. Guvernyuk S., Simonenko M., and Zubkov A. Experimental study of supersonic flow around an axisymmetric annular cavity at angles of attack, *Acta Astronautica*, 2021, vol. 180, pp. 693–700. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.01.013>
16. Jeyakumar S., Assis S. M., and Jayaraman K., Experimental study on the characteristics of axisymmetric cavity actuated supersonic flow, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2017, vol. 231, no. 14, pp. 2570–2577. <https://doi.org/10.1177/0954410016667149>
17. Ukai T., Zare-Behtash H., Erdem E., Lo K. H., Kontis K., and Obayashi S., Effectiveness of jet location on mixing characteristics inside a cavity in supersonic flow, *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2014, vol. 52, pp. 59–67. <http://doi.org/10.1016/j.expthermflusci.2013.08.022>
18. 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, vol. 44, pp. 479–502. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2008.07.002>
19. Zhuang N., Alvi F. S., Alkislar M. B., Shih C., Supersonic Cavity Flows and their control, *AIAA Journal*, 2006, vol. 44, no. 9, pp. 2118–2128. <https://doi.org/10.2514/1.14879>
20. Aradag S., Gelisli K. A., and Yaldir E. C., Effects of Active and Passive Control Techniques on Mach 1.5 Cavity Flow Dynamics, *International Journal of Aerospace Engineering*, 2017, vol. 2017, Article ID 8253264, 24 pages. <https://doi.org/10.1155/2017/8253264>
21. Shishaeva A. S., Simonenko M. M., Guvernyuk S. V., Aksenov A. A., Numerical Simulation of Flow Control by a Heat Pulse under Aerodynamic Hysteresis in Supersonic Flow over an Axisymmetric Body with Annular Cavity, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2019, vol. 20, no. 3. [in Russian]. <http://doi.org/10.33257/PhChGD.20.3.834>
22. Chernyi G. G. et al. (eds.), *Aerodynamic Setups of the Research Institute of Mechanics, Moscow State University*, Moscow Univ. Press, Moscow, 1985. <https://www.imec.msu.ru/pages/02/10/10/1374853/> [in Russian].
23. Malik M. R., Prediction and control of transition in supersonic and hypersonic boundary layers, *AIAA Journal*, 1989, vol. 27, no. 11, pp. 1487–1493. <https://doi.org/10.2514/3.10292>
24. Mateer G. G., The Effect of Angle of Attack on Boundary-Layer Transition on Cones, *AIAA Journal*, 1972, vol. 10, no. 8, pp. 1127–1129. <https://doi.org/10.2514/3.50326>
25. Schneider S. P., Hypersonic laminar–turbulent transition on circular cones and scramjet forebodies, *Progress in Aerospace Sciences*, 2004, vol. 40, no. 1–2, pp. 1–50. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2003.11.001>
26. Simonenko M. M., Guvernyuk S. V., and Kuzmin A. G., On the supersonic flow over an axisymmetric step at an angle of attack, *AIP Conference Proceedings*, 2018, vol. 2027 (030023). <https://doi.org/10.1063/1.5065117>

Статья поступила в редакцию 21 марта 2023 г.