

# Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 533.6.011

DOI: 10.18698/0536-1044-2018-5-52-59

## Экспериментальное исследование сверхзвукового трехмерного обтекания осесимметричного тела с кольцевым выступом на поверхности\*


**М.М. Симоненко, А.Ф. Зубков**

НИИ механики МГУ им. М.В. Ломоносова, 119192, Москва, Российская Федерация, Мичуринский пр-т, д. 1

## An Experimental Study of Three-Dimensional Supersonic Flow Around an Axisymmetric Body with an Annular Ledge on the Surface

**M.M. Simonenko, A.F. Zubkov**

Lomonosov Moscow State University, 119192, Moscow, Russian Federation, Michurinskiy Ave., Bldg. 1

 e-mail: sim1950@mail.ru, 9392998@mail.ru

**i** Экспериментально исследовано сверхзвуковое обтекание заостренного на конус осесимметричного цилиндрического тела с выступом в форме прямой кольцевой ступеньки на поверхности под углом атаки. Испытания проведены в аэродинамической трубе А-7 НИИ механики МГУ при числе Маха  $M = 3$ . На основе данных визуализации структуры течения и измерения давления на поверхности выступа рассмотрена эволюция структуры обтекания при изменении протяженности тела перед выступом под разными углами атаки. Выявлены режимы течения, когда на подветренной стороне выступа наблюдается парадоксальное повышение давления по сравнению с таковым на наветренной стороне. Это явление можно объяснить развитием поперечного отрыва пограничного слоя с последующим образованием вихревой пары вблизи подветренной стороны. Вихри вызывают поперечный отток газа в двух противоположных направлениях от плоскости симметрии. Как следствие, на подветренной стороне высоконапорный поток проникает в область отрыва.

**Ключевые слова:** прямая кольцевая ступенька, сверхзвуковой поток, угол атаки, отрыв потока, поперечный отрыв

**i** The supersonic flow around an axisymmetric nose-cone cylindrical body with a ledge that forms a rectangular annular step on the surface at an angle of attack was experimentally investigated in this work. The studies were conducted in a wind tunnel A-7 of the Research Institute of Mechanics of the Moscow State University for the Mach number  $M = 3$ . The

\* Работа выполнена в рамках государственной темы АААА-А16-116021110201-2 НИИ механики МГУ.

evolution of the flow patterns was examined at various angles of attack with the change in the length of the body before the ledge, based on visualization data of the flow structure and pressure measurement on the surface of the ledge. The flow regimes were identified, where a paradoxical increase in pressure is observed on the leeward side of the ledge in comparison with the pressure on the windward side. This phenomenon can be explained by the development of the transverse separation of the boundary layer, followed by the formation of a vortex pair near the leeward side. Vortices cause a transverse outflow of gas in two opposite directions from the plane of symmetry. As a result, the high-pressure stream enters the separation area on the leeward side.

**Keywords:** rectangular annular step, supersonic flow, angle of attack, flow separation, transverse separation

Рассмотрено сверхзвуковое обтекание заостренного на конус осесимметричного цилиндрического тела с прямоугольным кольцевым выступом на поверхности, имеющим форму прямой ступеньки, под углом атаки. Подобные конфигурации тел встречаются во многих технических приложениях. Несмотря на относительно простую геометрию, при сверхзвуковом обтекании такого тела под углом атаки формируется довольно сложное отрывное течение. Изучение особенностей трехмерного сверхзвукового отрывного обтекания тел с выступами на поверхности имеет важное практическое значение при выборе оптимальных конструктивных схем объектов, движущихся в атмосфере со сверхзвуковой скоростью.

Результаты исследований сверхзвукового обтекания осесимметричных и плоских тел с выступами на поверхности, а также способов управления такими течениями широко представлены в научной литературе. Детально рассматривались режимы сверхзвукового обтекания осесимметричных затупленных тел с головной иглой, в том числе снабженной насадками разной формы [1–4]. Изучались сверхзвуковое обтекание плоской прямой ступеньки [5, 6] и воздействие газопроницаемых вставок, расположенных перед прямоугольным выступом, на снижение характерного размера области циркуляционного течения при сверхзвуковом обтекании [7], а также влияние формы носовой части на аэродинамическое сопротивление сверхзвукового летательного аппарата с хвостовым стабилизатором в виде кольцевого выступа конической формы [8]. Испытания сверхзвукового обтекания модели с конической юбкой-стабилизатором показали, что модель со ступенькой на юбке имеет хорошие стабилизирующие свойства при приемлемом сопротивлении [9]. В работах [10, 11] рассматривалось сверхзвуковое обтекание острых конусов под

разными углами атаки. Экспериментально [12] и численно [13] исследовалось сверхзвуковое обтекание заостренного на конус цилиндрического тела с кольцевым выступом. Обнаружены режимы обтекания, на которых при увеличении угла атаки происходит повышение давления на подветренной стороне (ПС) выступа.

Цель работы — экспериментальное исследование сверхзвукового обтекания осесимметричного цилиндрического тела с кольцевым выступом на поверхности, имеющим форму прямой ступеньки, и изучение влияния длины носовой части тела перед выступом на режимы его обтекания под разными углами атаки.

**Экспериментальная модель и условия испытаний.** Экспериментальная модель включала в себя цилиндрический корпус диаметром  $D = 46$  мм с плоским торцом и установленный соосно с корпусом выдвижной стержень диаметром  $d = 30$  мм (рис. 1). На свободном конце стержня монтировался конический наконечник с углом полураствора  $\beta = 20^\circ$ . Длина стержня  $L$  (расстояние между корпусом и основанием конического наконечника) варьировалась в диапазоне 48...160 мм.

Эксперименты проведены в аэродинамической трубе А-7 НИИ механики МГУ им. М.В. Ломоносова [14]. Рабочая среда — воздух с температурой торможения 270...275 К. Полное давле-



Рис. 1. Фотография модели в рабочей части аэродинамической трубы

ние потока  $p_0 = 4,3 \cdot 10^5$  Па, число Маха  $M = 3$ . Единичное число Рейнольдса  $Re_1 = 3,7 \cdot 10^7$  м<sup>-1</sup>. Загромождение моделью рабочей части трубы не превышало 0,5 %.

Экспериментальная модель устанавливалась в рабочей части аэродинамической трубы на донной державке под нулевым углом атаки. Корпус модели юстировался симметрично в вертикальной и горизонтальной плоскостях рабочей части трубы. Идеальная осевая симметрия обтекания модели в опытах не обеспечивалась, в частности, из-за наличия небольшого люфта стержня. Максимальное угловое отклонение оси стержня относительно оси корпуса модели составляло  $0,25^\circ$  при полном выдвижении. Соответственно, отклонение реального текущего угла атаки от установочного угла достигало того же значения. Текущий угол атаки определялся штатным задатчиком механизма поворота, точность показаний которого не превышала  $0,25^\circ$ . Суммарная погрешность отклонения реального угла атаки от заданного при максимальном выдвижении стержня составляла  $0,5^\circ$ .

После выхода трубы на рабочий режим модель выводилась на заданный угол атаки, и проводилось непрерывное изменение длины стержня сначала в сторону увеличения, затем в сторону уменьшения. Скорость изменения длины стержня достигала 2 мм/с.

В ходе эксперимента осуществлялась скоростная съемка шлирен-изображений картин течения. Текущая протяженность стержня при изменении его длины определялась по результатам визуализации. Погрешность измерения не превышала  $\pm 1$  %.

Также регистрировалось давление на торцевой поверхности выступа в равноудаленных от оси симметрии точках на расстоянии  $h/3 = 2,7$  мм ( $h$  — высота выступа) от поверхности стержня. Точки измерения давления располагались по схеме крест с шагом  $\Delta\varphi = 90^\circ$  в окружном направлении. Соответственно, наветренной стороне (НС) отвечала окружная координата точки измерения  $\varphi = 0^\circ$ , подветренной —  $\varphi = 180^\circ$ . Диаметр отверстий забора давления составлял 1 мм.

В эксперименте использовались пьезоэлектрические преобразователи давления МРЗН6115А с диапазоном измерения давления 15...115 кПа. Погрешность измерения давления не превышала  $\pm 1,5$  %. Преобразователи давления, расположенные вне рабочей части трубы, были соединены с приемниками давления гибкими трубками длиной до 3 м. Вследствие большой протяженности воздушного тракта высокочастотные пульсации давления сглаживались, и фактически регистрировалось осредненное по времени статическое давление на поверхности выступа.

**Результаты эксперимента.** Теневые картины визуализации структуры сверхзвукового обтекания модели под углом атаки  $\alpha = 8^\circ$  при различной длине стержня  $L$  (отношении  $L/h$ ) приведены на рис. 2 (поток направлен справа налево). Перед телом наблюдается косой скачок уплотнения, присоединенный к вершине конического наконечника. Ниже по потоку на изломе образующей тела (по линии сопряжения головного конуса и стержня) возникает волна разрежения, в которой сверхзвуковой поток

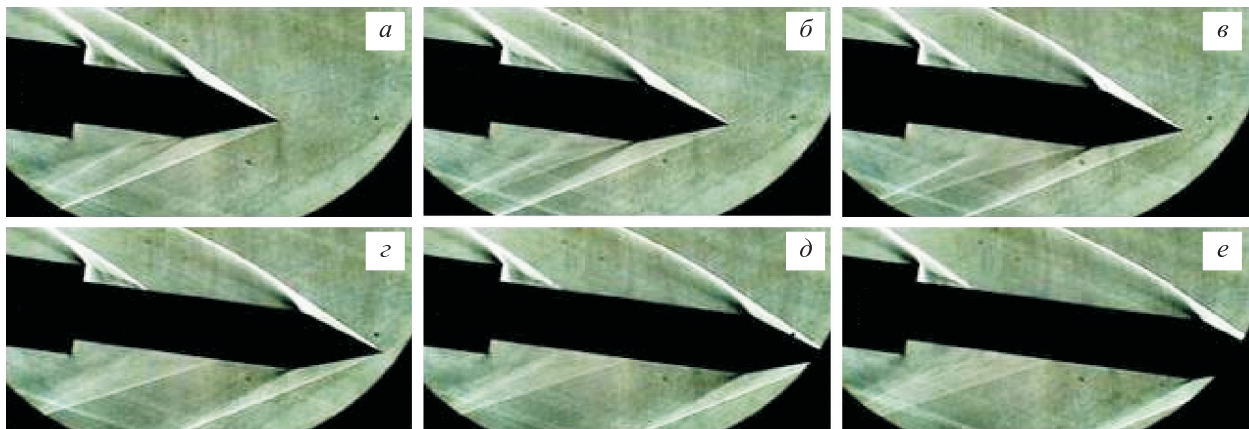


Рис. 2. Визуализация обтекания кольцевого выступа под углом атаки  $\alpha = 8^\circ$  при различных значениях отношения длины стержня к высоте выступа:

$a$  —  $L/h = 6,5$ ;  $b$  —  $L/h = 8,5$ ;  $c$  —  $L/h = 10,5$ ;  $d$  —  $L/h = 12,5$ ;  $e$  —  $L/h = 16,5$

разворачивается в направлении к поверхности цилиндрического стержня. Далее перед выступом происходит отрыв потока, при этом структуры течения на НС и ПС имеют существенные отличия.

На НС в рассмотренном диапазоне изменения отношения  $L/h$  отрывная область локализована перед выступом и расположена ниже точки излома образующей тела. Протяженность области отрыва  $X$  перед выступом практически не меняется при изменении длины стержня  $L$  и составляет  $3,6h$ . Отрывная область примыкает к поверхности выступа ниже его угловой кромки, верхняя часть выступа обтекается сверхзвуковым потоком, перед ней возникает скачок уплотнения.

На ПС при  $L/h < 11$  отрыв потока начинается от точки излома образующей тела (основания конического наконечника), о чем свидетельствует образование скачка уплотнения, присоединенного к точке излома (рис. 2, а–в). Ниже по потоку наблюдается второй скачок уплотнения. Течение на ПС — нестационарное, положение второго скачка меняется во времени.

При последующем увеличении длины стержня  $L$  на ПС происходит перестройка структуры течения. Область отрыва перед выступом скачком сокращается, отрыв отсоединяется от точки излома образующей тела и смещается вниз по потоку (рис. 2, г). При этом возникают интенсивные пульсации потока на ПС перед выступом, проявляющиеся в резких перемещениях отрыва относительно среднего значения.

При дальнейшем возрастании длины стержня  $L$  амплитуда пульсаций потока снижается, протяженность области отрыва на ПС стабилизируется относительно среднего значения  $X = 8,5h$ . Отчетливо наблюдаемый на рис. 2, а–в второй скачок уплотнения размывается и преобразуется в систему скачков (рис. 2, з–е).

При последующем уменьшении длины стержня  $L$  происходит обратный процесс, при этом картины течения для соответствующих значений отношения  $L/h$  качественно подобны картинам, изображенным на рис. 2. На ПС область отрыва присоединяется к точке излома образующей примерно при тех же значениях  $L/h$ , при которых происходило отсоединение этой области.

Графики, приведенные на рис. 3, иллюстрируют зависимость давления в точках измерения при изменении длины стержня  $L$  (отношения

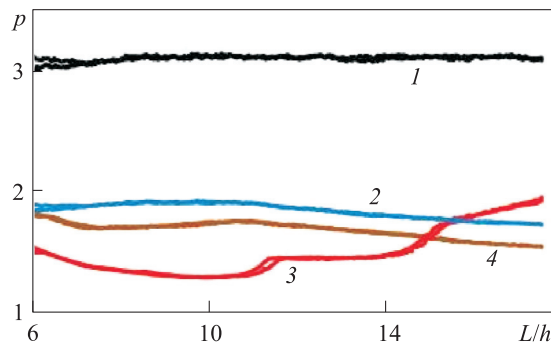


Рис. 3. Зависимость давления  $p$  на поверхности кольцевого выступа от отношения  $L/h$  при угле атаки  $\alpha = 8^\circ$  в разных окружных координатах точки измерения:  
1 —  $\varphi = 0^\circ$ ; 2 —  $\varphi = 90^\circ$ ; 3 —  $\varphi = 180^\circ$ ; 4 —  $\varphi = 270^\circ$

$L/h$ ). Здесь и далее безразмерное давление  $p$  отнесено к статическому давлению в набегающем потоке. На НС ( $\varphi = 0$ ) давление на поверхности выступа практически не зависит от  $L$ . В срединной плоскости ( $\varphi = 90$  и  $270^\circ$ ) наблюдается тенденция снижения давления при удлинении стержня. На ПС ( $\varphi = 180^\circ$ ) давление на поверхности выступа сначала падает по мере удлинения стержня, затем при  $L/h > 11$  происходит резкое повышение давления.

Сопоставление с результатами визуализации дает основание заключить, что рост давления на ПС происходит после отсоединения отрывной области от точки излома образующей тела. При дальнейшем возрастании длины стержня до  $L/h = 15$  давление на ПС остается постоянным, а при  $L/h > 15$  оно вновь начинает повышаться по мере удлинения стержня. Прямые (увеличение  $L$ ) и обратные (уменьшение  $L$ ) ветви графиков изменения давления практически совпадают, за исключением небольшого интервала в окрестности  $L/h = 11$ , на котором при удлинении (укорочении) стержня происходит резкий рост (резкое падение) давления на ПС ( $\varphi = 180^\circ$ ), что свидетельствует о наличии небольшой области гистерезиса.

При варьировании угла атаки характер обтекания модели и изменения давления на поверхности выступа сохраняется. На НС давление повышается при увеличении угла атаки и практически не меняется при изменении отношения  $L/h$  (рис. 4, а). Исключение представляет случай  $\alpha = 0$ , когда при относительно малом отношении  $L/h$  вследствие незначительного отклонения модели от осевой симметрии происходило непредсказуемое переключение режима с присоединенным к линии излома обра-

зующей отрывом на режим с отошедшим от этой линии отрывом, что нашло отражение на графике изменения давления.

На ПС характер изменения давления на поверхности выступа при  $\alpha > 0$  качественно подобен рассмотренному случаю  $\alpha = 8^\circ$  (рис. 4, б). При отношении  $L/h = 6$  давление на ПС выступа практически не зависит от угла атаки. По мере возрастания длины стержня  $L$  происходит уменьшение давления, причем оно падает тем быстрее, чем больше угол атаки. При некотором значении отношения  $L/h$ , соответствующем отсоединению области отрыва от точки излома образующей на ПС, происходит резкий рост давления. Далее при  $\alpha = 4$  и  $8^\circ$  давление выходит на полку, а при  $\alpha = 10$  и  $14^\circ$  наблюдается дальнейшее его повышение по мере увеличения длины стержня  $L$ . Под углом атаки  $\alpha = 14^\circ$  при отношении  $L/h = 17$  давление возрастает до  $p = 3,5$ , что сопоставимо с давлением на НС  $p = 4,2$ . На всех рассмотренных режимах обтекания модели под углом атаки, как и в случае  $\alpha = 8^\circ$ , наблюдается небольшая область гистерезиса, о чем свидетельствуют графики изменения давления рис. 4, б.

Протяженность области отрыва перед выступом определялась по результатам визуализации как среднее значение отхода скачка уплотнения, образующегося перед отрывом. Соответствующие зависимости иллюстрируют графики, приведенные на рис. 5.

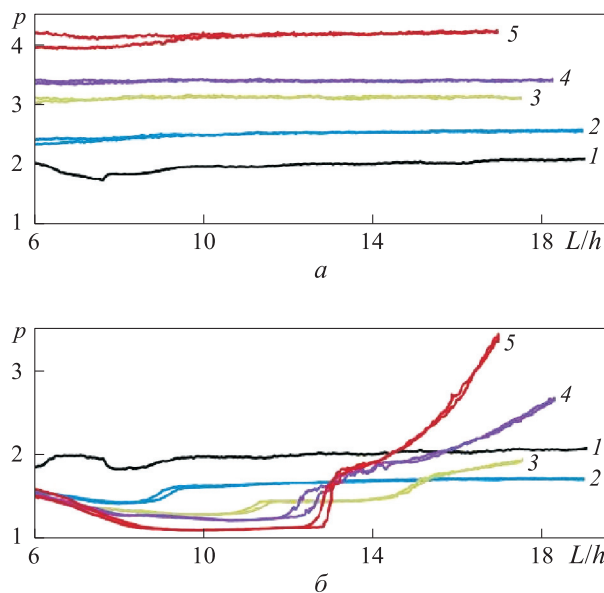


Рис. 4. Зависимости давления  $p$  на поверхности кольцевого выступа на НС (а) и ПС (б) от отношения  $L/h$  при разных углах атаки: 1 —  $\alpha = 0^\circ$ ; 2 —  $\alpha = 4^\circ$ ; 3 —  $\alpha = 8^\circ$ ; 4 —  $\alpha = 10^\circ$ ; 5 —  $\alpha = 14^\circ$

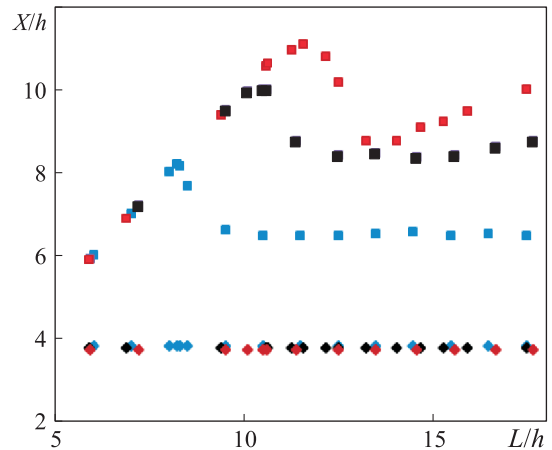


Рис. 5. Зависимость отношения протяженности области отрыва перед кольцевым выступом к его высоте  $X/h$  на ПС (■, ■, ■) и НС (◆, ◆, ◆) от отношения  $L/h$  при разных углах атаки: ■, ◆ —  $\alpha = 4^\circ$ ; ■, ◆ —  $\alpha = 8^\circ$ ; ■, ◆ —  $\alpha = 10^\circ$

На НС ( $\varphi = 0$ ) протяженность области отрыва  $X$  практически не зависит от отношения  $L/h$  для всех рассмотренных углов атаки. При  $\alpha = 0$   $X = 4h$ . При увеличении  $\alpha$  протяженность области отрыва на НС сокращается и при  $\alpha > 4^\circ$  выходит на асимптоту  $X = 3,6h$  для всех длин стержня  $L$ .

На ПС ( $\varphi = 180^\circ$ ) при изменении отношения  $L/h$  протяженность области отрыва  $X$  меняется более сложным образом. До момента отсоединения отрыва от точки излома образующей тела она равна текущей длине стержня  $L$ . После отсоединения отрыва от излома образующей возникают высокочастотные пульсации потока на ПС, проявляющиеся в перемещении отрыва вдоль поверхности стержня. Интенсивность пульсаций тем выше, чем больше угол атаки. После сокращения области отрыва по мере дальнейшего удлинения стержня протяженность области отрыва  $X$  при  $\alpha < 10^\circ$  остается практически неизменной, а при больших значениях угла атаки происходит увеличение  $X$ .

**Обсуждение результатов.** Результаты визуализации и измерения давления показывают, что структура и режимы сверхзвукового отрывного обтекания осесимметричного тела с кольцевым выступом существенным образом зависят от угла атаки (при фиксированных значениях других параметров набегающего потока) и протяженности тела перед выступом (при заданных поперечных размерах обтекаемого тела). Для рассмотренной геометрии тела при минимальной длине стержня (отношении  $L/h = 6$ ) под

углом атаки на ПС наблюдается примыкание отрыва к точке излома образующей стержня, а на НС отрыв расположен ниже точки излома и локализован у поверхности выступа. По мере увеличения длины стержня на ПС происходит перестройка структуры течения, отрыв отсоединяется от точки излома образующей стержня и смещается вниз по потоку. По аналогии со сверхзвуковым обтеканием затупленного тела с иглой такую длину стержня будем называть критической.

При сверхзвуковом обтекании затупленного тела с иглой критическая длина уменьшается по мере возрастания угла атаки [1]. В рассмотренном случае имеет место увеличение критической длины при росте угла атаки (см. рис. 5). Когда длина стержня превосходит критическую длину, отрыв на ПС становится нестационарным и пульсирующим вдоль стержня с большой частотой. После отсоединения отрыва от точки излома образующей стержня протяженность области отрыва на ПС снижается, при этом длина отрыва тем больше, чем выше угол атаки. При угле атаки  $\alpha > 8^\circ$  на ПС перед выступом  $X = (8,5 \dots 10)h$ .

До тех пор пока длина стержня меньше критической, давление на ПС падает при увеличении длины стержня. При этом наблюдается тенденция снижения давления при росте угла атаки. После отсоединения отрыва от вершины стержня давление на ПС повышается при возрастании длины стержня, причем тем интенсивнее, чем больше угол атаки. При достаточно больших значениях  $L$  и  $\alpha$  давление на ПС выступа становится сравнимым по значению с давлением на НС.

В работах [12, 13] также отмечалось наличие режимов сверхзвукового обтекания осесимметричного тела с кольцевым выступом, при которых происходит превышение давления на ПС кольцевого выступа по сравнению с давлением

на НС. Такой характер поведения давления можно объяснить развитием поперечного отрыва на ПС тела и формированием пары вихрей [15], вследствие чего происходит поперечный отток газа от плоскости симметрии в двух противоположных направлениях. В результате высоконапорный поток, распространяющийся на ПС тела, проникает в область отрыва.

## Выводы

1. Экспериментально исследовано сверхзвуковое обтекание заостренного на конус осесимметричного цилиндрического тела с выступом в форме прямой кольцевой ступеньки на поверхности под углом атаки.

2. На основе данных визуализации структуры течения и измерения давления на поверхности выступа рассмотрена эволюция структуры обтекания при изменении протяженности тела перед выступом под разными углами атаки. Выявлены режимы течения, на которых при увеличении расстояния от носовой части тела до выступа происходит повышение давления на ПС выступа до значения, сравнимого с давлением на НС. Обнаружена небольшая область гистерезиса.

3. Отмеченные особенности сверхзвукового обтекания осесимметричных тел с кольцевыми выступами на поверхности следует учитывать при определении силовых нагрузок и тепловых потоков, возникающих на поверхности сверхзвуковых летательных аппаратов.

4. Полученные результаты могут служить тестовым примером для вычислительных технологий расчета пространственных отрывных течений. Вместе с тем детальный анализ структуры обнаруженных в физическом эксперименте режимов обтекания осесимметричного тела с кольцевым выступом под углом атаки вряд ли возможен без вычислительного исследования.

## Литература

- [1] Чжен П. *Отрывные течения*. В 3 т. Т. 2. Москва, Мир, 1973. 280 с.
- [2] Любимов А.Н., Тьюмнев Н.М., Хут Г.И. *Методы исследования течений газа и определения аэродинамических характеристик осесимметричных тел*. Москва, Наука, 1995. 397 с.
- [3] Хлебников В.С. *Аэротермодинамика элементов летательных аппаратов при стационарном и нестационарном сверхзвуковом обтекании*. Москва, Физматлит, 2014. 168 с.
- [4] Запрягаев В.И., Кавун И.Н. Экспериментальное исследование возвратного течения в передней отрывной области при пульсационном режиме обтекания тела с иглой. *Прикладная механика и техническая физика*, 2007, т. 48, № 4, с. 30–39.

- [5] Бедарев И.А., Федорова Н.Н. Турбулентные отрывные течения при различных числах Маха. *Математическое моделирование*, 2000, т. 12, № 8, с. 57–68.
- [6] Zheltovodov A.A. Some advances in research of shock wave turbulent boundary layer interactions. *Collection of Technical Papers – 44<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2006, vol. 8, pp. 5990–6014.
- [7] Фомин В.М., Постников Б.В., Ломанович К.А. Изменение режимов обтекания прямого уступа сверхзвуковым потоком введением газопроницаемых вставок. *Письма в ЖТФ*, 2015, т. 41, вып. 18, с. 68–73.
- [8] Кравцов А.Н., Мельничук Т.Ю. Влияние формы носовой части на аэродинамическое сопротивление сверхзвукового летательного аппарата с коническим хвостовым стабилизатором. *Ученые записки ЦАГИ*, 2011, т. XLII, № 4, с. 38–48.
- [9] Ковалев П.И., Михалев А.Н., Подласкин А.Б., Томсон С.Г., Ширяев В.А., Исаев С.А. Исследование аэродинамических свойств и поля обтекания гиперзвуковых элементов на баллистической трассе. *Журнал технической физики*, 1999, т. 69, вып. 12, с. 6–11.
- [10] Головачев Ю.П., Леонтьева Н.В. Численное моделирование асимметричного и нестационарного турбулентного обтекания острых конусов сверхзвуковым потоком. *Журнал технической физики*, 2001, т. 71, вып. 12, с. 30–33.
- [11] Башкин В.А., Егоров И.В., Иванов Д.В., Пафнутьев В.В. Острый круговой конус в сверхзвуковом потоке вязкого совершенного газа. *Ученые записки ЦАГИ*, 2003, т. XXXIV, № 3–4, с. 3–16.
- [12] Гувернюк С.В., Симоненко М.М. О сверхзвуковом обтекании кольцевого выступа на осесимметричном теле под углом атаки. *Матер. XXVIII науч.-техн. конф. по аэродинамике. Сб. тр., пос. Володарского, 20–21 апреля 2017, Жуковский, Изд-во ЦАГИ*, 2017, с. 107–108.
- [13] Кузьмин А.Г., Симоненко М.М. Особенности сверхзвукового обтекания осесимметричного тела с выступом под углами атаки. *Экспериментальные и теоретические исследования в современной науке. Сб. ст. по матер. I междунар. науч.-практ. конф., Новосибирск, 14–23 августа 2017, Новосибирск, СибАК*, 2017, № 1(1), с. 84–89.
- [14] Черный Г.Г., ред., Зубков А.И., Панов Ю.А. *Аэродинамические установки Института механики Московского университета*. Москва, Изд-во МГУ, 1985. 44 с.
- [15] Tuling S., Dala L., Toomer C. Some compressibility effects on the lee side flow structures of cruciform wing-body configurations with very low aspect ratio wings. *Aerospace Science and Technology*, 2013, no. 29, pp. 373–385.

## References

- [1] Chzhen P. *Otryvnye techeniia* [Separation of Flow]. In 3 vol. Vol. 2. Moscow, Mir publ., 1973. 280 p.
- [2] Liubimov A.N., Tiumnev N.M., Khut G.I. *Metody issledovaniia techenii gaza i opredeleniia aerodinamicheskikh kharakteristik osesimmetrichnykh tel* [Methods of investigation of gas flows and determination of aerodynamic characteristics of axisymmetric bodies]. Moscow, Nauka publ., 1995. 397 p.
- [3] Khlebnikov V.S. *Aerothermodinamika elementov letatel'nykh apparatov pri statsionarnom i nestatsionarnom sverkhzvukovom obtekanii* [Aerothermodynamics of aircraft elements in stationary and nonstationary supersonic flow]. Moscow, Fizmatlit publ., 2014. 168 p.
- [4] Zapryagaev V.I., Kavun I.N. Experimental study of the reverse flow in the forward separation region in a pulsating flow around a spiked body. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2007, vol. 48, no. 4, pp. 492–500.
- [5] Bedarev I.A., Fedorova N.N. Turbulentnye otryvnye techeniia pri razlichnykh chislakh Makh [Turbulent separated flows at various Mach numbers]. *Matematicheskoe modelirovanie* [Mathematical Models and Computer Simulations]. 2000, vol. 12, no. 8, pp. 57–68.
- [6] Zheltovodov A.A. Some advances in research of shock wave turbulent boundary layer interactions. *Collection of Technical Papers – 44<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2006, vol. 8, pp. 5990–6014.
- [7] Fomin V.M., Postnikov B.V., Lomanovich K.A. *Izmenenie rezhimov obtekaniia priamogo ustupa sverkhzvukovym potokom vvedeniem gazopronitsaemykh vstavok* [The change of flow regimes for direct ledge supersonic flow introduction gas-permeable inserts]. *Pis'ma v ZhTF* [Technical Physics Letters]. 2015, vol. 41, is. 18, pp. 68–73.

- [8] Kravtsov A.N., Mel'nichuk T.Iu. Vliianie formy nosovoi chasti na aerodinamicheskoe soprotivlenie sverkhzvukovogo letatel'nogo apparata s konicheskim khvostovym stabilizatorom [The influence of the shape of the bow on the aerodynamic drag of a supersonic aircraft with a conical tail stabilizer]. *Uchenye zapiski TsAGI* [TsAGI Science Journal]. 2011, vol. 42, no. 4, pp. 38–48.
- [9] Kovalev P.I., Mikhalev A.N., Podlaskin A.B., Tomson S.G., Shiryaev V.A., Isaev S.A. Investigation of the aerodynamic properties and flow field around hypervelocity objects in a ballistic test range. *Technical Physics. The Russian Journal of Applied Physics*, 1999, vol. 44, no. 12, pp. 1402–1406.
- [10] Golovachev Yu.P., Leont'eva N.V. Numerical simulation of asymmetric non-steady-state turbulent flows around supersonic sharp cones. *Technical Physics. The Russian Journal of Applied Physics*, 2001, vol. 46, no. 12, pp. 1518–1521.
- [11] Bashkin V.A., Egorov I.V., Ivanov D.V., Pafnut'ev V.V. Ostryi krugovoi konus v sverkhzvukovom potoke viazkogo sovershennogo gaza [Sharp circular cone in a supersonic flow of viscous perfect gas]. *Uchenye zapiski TsAGI* [TsAGI Science Journal]. 2003, vol. 34, no. 3–4, pp. 3–16.
- [12] Guverniuk S.V., Simonenko M.M. O sverkhzvukovom obtekaniu kol'tsevo go vystupa na osesimmetrichnom tele pod uglom ataki [On supersonic flow around an annular projection on an axisymmetric body at an angle of attack]. *Mater. 28 nauch.-tekhn. konf. po aerodinamike. Sb. tr.* [Proceedings of the 28 scientific and technical conference on aerodynamics]. Volodarsky, 20–21 April 2017, Zhukovskiy, TsAGI publ., 2017, pp. 107–108.
- [13] Kuz'min A.G., Simonenko M.M. Osobennosti sverkhzvukovogo obtekaniia osesimmetrichnogo tela s vystupom pod uglami ataki [Features of a supersonic flow around an axisymmetric body with a projection at angles of attack]. *Eksperimental'nye i teoreticheskie issledovaniia v sovremennoi nauke. Sb. st. po mater. 1 mezhdunar. nauch.-prakt. konf.* [Experimental and theoretical studies in modern science. Collection of articles on materials of the 1<sup>st</sup> international scientific-practical conference]. Novosibirsk, SibAK publ., 2017, no. 1(1), pp. 84–89.
- [14] Chernyi G.G., red., Zubkov A.I., Panov Iu.A. *Aerodinamicheskie ustanovki Instituta mekhaniki Moskovskogo universiteta* [Aerodynamic setups of the Institute of mechanics of Moscow University]. Moscow, MGU publ., 1985. 44 p.
- [15] Tuling S., Dala L., Toomer C. Some compressibility effects on the lee side flow structures of cruciform wing-body configurations with very low aspect ratio wings. *Aerospace Science and Technology*, 2013, no. 29, pp. 373–385.

Статья поступила в редакцию 19.04.2018

## Информация об авторах

**СИМОНЕНКО Михаил Михайлович** (Москва) — кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник. НИИ механики МГУ им. М.В. Ломоносова (119192, Москва, Российская Федерация, Мичуринский пр-т, д. 1, e-mail: sim1950@mail.ru).

**ЗУБКОВ Александр Федорович** (Москва) — кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник. НИИ механики МГУ им. М.В. Ломоносова (119192, Москва, Российская Федерация, Мичуринский пр-т, д. 1, e-mail: 9392998@mail.ru).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Симоненко М.М., Зубков А.Ф. Экспериментальное исследование сверхзвукового трехмерного обтекания осесимметричного тела с кольцевым выступом на поверхности. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 5, с. 52–59, doi: 10.18698/0536-1044-2018-5-52-59.

### Please cite this article in English as:

Simonenko M.M., Zubkov A.F. An Experimental Study of Three-Dimensional Supersonic Flow Around an Axisymmetric Body with an Annular Ledge on the Surface. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2018, no. 5, pp. 52–59, doi: 10.18698/0536-1044-2018-5-52-59.

## Information about the authors

**SIMONENKO Mikhail Mikhailovich** (Moscow) — Candidate of Science (Physics & Maths), Lead Researcher, Research Institute of Mechanics. Lomonosov Moscow State University (119192, Moscow, Russian Federation, Michurinskiy Ave., Bldg. 1, e-mail: sim1950@mail.ru).

**ZUBKOV Aleksandr Fedorovich** (Moscow) — Candidate of Science (Physics & Maths), Senior Researcher, Research Institute of Mechanics. Lomonosov Moscow State University (119192, Moscow, Russian Federation, Michurinskiy Ave., Bldg. 1, e-mail: 9392998@mail.ru).