

Научная статья
УДК 533.6.071.4
DOI: 10.34759/vst-2021-4-28-38

СТРУЙНО-ПЕРФОРИРОВАННЫЕ ГРАНИЦЫ КАК ЭФФЕКТИВНЫЙ СПОСОБ УМЕНЬШЕНИЯ ИНДУКЦИИ ГРАНИЦ ПРИ ИСПЫТАНИИ МОДЕЛИ ПРОФИЛЯ В ТРАНСЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

Анастасия Олеговна Волкова

Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
Жуковский, Московская область, Россия
anastasiya.volkova@phystech.edu

Аннотация. Предложен новый метод уменьшения влияния стенок рабочей части аэродинамической трубы — струйно-перфорированные границы, которые представляют собой комбинацию перфорированных панелей и управляемого пограничного слоя. Исследование данной концепции проводилось с использованием классической тестовой модели профиля NASA-0012 в трансзвуковой аэродинамической трубе ЦАГИ Т-112. Для получения характеристик модели при обтекании безграничным потоком проведено численное моделирование. Анализ результатов позволил сделать ряд принципиальных выводов о возможности уменьшения влияния стенок и выбрать комбинации параметров струйно-перфорированных границ, при которых индукция границ минимальна.

Ключевые слова: аэродинамическая труба (АДТ), индукция границ потока, пограничный слой, вычислительная гидродинамика (CFD).

Для цитирования: Волкова А.О. Струйно-перфорированные границы как эффективный способ уменьшения индукции границ при испытании модели профиля в трансзвуковой аэродинамической трубе // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 28-38. DOI: 10.34759/vst-2021-4-28-38

Original article

JET-PERFORATED BOUNDARIES AS AN EFFECTIVE METHOD TO REDUCE WALL INTERFERENCE FOR AIRFOIL TESTS IN A TRANSONIC WIND TUNNEL

Anastasia O. Volkova

Central Aerohydrodynamic Institute named after prof. N.E. Zhukovsky (TsAGI),
Zhukovsky, Moscow Region, Russia
anastasiya.volkova@phystech.edu

Abstract

Elimination of the influence of the wind tunnel test section walls on the flow over the model is one of the important problems in experimental aerodynamics. The flow near the model placed in the test section of the wind tunnel is different from the flow existing over the model in the unbounded flow. The shape of the streamlines is distorted at the location of the model due to the presence of the test section walls. The problem of interference between the model and the walls becomes most urgent due to the phenomenon of the test section blockage in transonic wind tunnels with solid walls. The using of permeable (perforated or slotted) walls of the test section is the most common method to reduce wall interference. However, permeable walls allow only to reduce their influence on the flow over the model, but not to completely exclude it. In addition, perforation is a source of low-frequency noise, large-scale eddies are generated due to slot boundaries.

Jet boundaries have been shown to be effective compared to existing methods to solve the wall interference problem in transonic wind tunnel. However, this approach has not become widespread due to the technical complexity of the jet installations implementation.

The approach based on the using of a controlled boundary layer is quite effective and technically easy to implement that is shown both experimentally and numerically. However, in some cases, the tested models are oversized, and the thickness of the boundary layer turns out to be insufficient to eliminate the solid wall interference.

A new approach to solve the wall interference problem is presented in the paper - combined jet-perforated boundaries. The proposed method combines the advantages of perforated boundaries and the controlled boundary layer. In addition, it is technically easy to implement, economically profitable and does not exclude the possibility of using it in existing wind tunnels.

Experimental study was carried out with a drained symmetric NACA-0012 airfoil with a chord 150 mm in TsAGI T-112 wind tunnel.

The experiment was carried out in solid walls with spoilers, in perforated boundaries with an open-area ratio of 0%, 2%, 10% and 23% and in jet-perforated boundaries with similar permeability coefficients and the spoiler height of 30 mm. The Mach number was 0.6; 0.65; 0.7 and 0.74. The angle of attack varied from -4° to 6° . As a result, the pressure distribution was obtained. The main aerodynamic characteristics of the model were calculated based on the obtained data on the pressure distribution.

This article presents the results of the airfoil model characteristics under the unbounded flow that was conducted in ANSYS CFX software by numerically solving the Reynolds averaged Navier – Stokes (RANS) equations. The SST turbulence model was used for the approximation. Numerical calculations of the flow over the NACA 0012 airfoil were carried out under conditions corresponding to the experimental one (Mach number: 0.6; 0.65; 0.7; 0.74; angle of attack: 0° , 1° , 2° , 3° , 4°).

The analysis of the results made it possible to draw a number of conclusions about the possibility to reduce the wall interference in transonic wind tunnel by using jet-perforated boundaries. It is shown that with relatively moderate level of disturbances introduced into the flow by the model (at Mach numbers up to 0.74 and angles of attack from -4° to $+4^\circ$), the optimal combination of the perforated wall with the open-area ratio of no more than 2% with the controlled boundary layer generated wedge-shaped spoilers with a height of 30 mm (10% of the test section half-height of the T-112 wind tunnel). The selected combination of parameters made it possible to practically eliminate wall interference when the models' chord does not exceed 25% of the test section height. The perforation ratio or boundary layer thickness should also increase with the increase in the model size or lift force.

Keywords: wind tunnel (WT), wall interference, boundary layer, computational fluid dynamics (CFD)

For citation: Volkova A.O. Jet-perforated boundaries as an effective method to reduce wall interference for airfoil tests in a transonic wind tunnel. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 28-38. DOI: 10.34759/vst-2021-4-28-38

Введение

Одной из важных задач экспериментальной аэродинамики является устранение влияния стенок рабочей части аэродинамической трубы на обтекание модели. Поле течения около модели в рабочей части аэродинамической трубы существенно отличается от течения, получаемого при обтекании того же тела безграничным потоком. Наличие стенок рабочей части искажает форму линий тока в месте расположения модели. В результате, если течение, например, дозвуковое, то в сплошных стенках это приводит к увеличению осевой скорости в области модели в сравнении с режимной скоростью потока [1].

При проведении испытаний в трансзвуковом диапазоне скоростей проблема индукции границ становится наиболее актуальной вследствие явлений запираания рабочей части со сплошными стенками [2]. Наиболее распространенным методом уменьшения индукции границ является использование проницаемых (перфорированных или щелевых) стенок рабочей части аэродинамической трубы [3]. Идея использования перфорированных стенок для реализации трансзвуковых режимов обтекания впервые была предложена и внедрена в аэродинамической трубе Т-112 в 1948 году группой советских ученых под руководством С.А. Христиановича. С помощью применения перфорации удалось достичь скорости потока с числом Маха большим единицы и в некоторой степени уменьшить индукцию границ [4]. В мировой практике накопилась обширная база исследований применения проницаемых стенок для уменьшения индукции [5–7]. Однако использование проницаемых стенок рабочей части АДТ позволяет лишь уменьшить их влияние на обтекание модели, но не исключить его полностью [8]. Кроме этого, перфорация является источником низкочастотного шума [9], а из-за щелевых границ происходит генерация крупномасштабных вихрей [10].

В 1984 году предложен новый способ уменьшения влияния стенок рабочей части АДТ — струйные границы [11]. Авторы, В.М. Нейланд и В.Я. Нейланд, продемонстрировали эффективность применения пристеночных струй по сравнению с существующими методами решения проблемы индукции границ. При корректном выборе параметров струи удавалось практически устранить влияние стенок АДТ на основные аэродинамические характеристики модели [12] (рис. 1). Но из-за технической сложности реализации струйных установок данный подход не получил широкого распространения.

Подход, основанный на применении управляемого пограничного слоя [13], оказался достаточно эффективным и технически легко реализуемым, что показано как экспериментально, так и с помощью численных методов [14]. Эффективность управляемого пограничного слоя на гладких стенках АДТ была получена для стандартного эксперимента с моделями небольших относительных размеров. Однако в ряде случаев испытываемые модели бывают переразмерены, и тогда толщина пограничного слоя оказывается недостаточной для устранения индукционных возмущений.

Несмотря на многочисленные исследования до настоящего времени проблема индукции стенок остается актуальной. В данной работе рассматривается новый подход к решению проблемы индукции стенок рабочей части АДТ — применение комбинированных струйно-перфорированных границ [15]. Предложенный метод совмещает в себе преимущества перфорированных границ и управляемого пограничного слоя; кроме того, он технически легко реализуем, экономически выгоден и не исключает возможность применения в уже существующих аэродинамических трубах.



Рис. 1. Струйные границы: $q_j < q_\infty$ для сплошной стенки; $q_j > q_\infty$ для свободной границы

Программа экспериментального исследования

Эксперимент проводился в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-112. Эта АДТ околозвуковых и сверхзвуковых скоростей является установкой периодического действия эжекторного типа с полузамкнутым контуром и закрытой рабочей частью квадратного сечения размером $0,6 \times 0,6$ м и длиной 2,55 м [16]. Диапазон скоростей в трубе соответствует числам Маха от 0,5 до 1,8 и реализуется с помощью трех сменных сопел прямоугольного поперечного сечения.

АДТ Т-112 оборудована системой автоматического поддержания параметров потока на заданном уровне во время пуска после выхода на заданный режим путем регулирования открытия створок, установленных за рабочей частью. Для устранения влияния жесткой подвески на обтекание моделей труба оборудована уникальным устройством компенсации подпора потока. Модели крепятся с помощью хвостовых державок на жесткие вертикальные стойки. Стойка механических весов закрыта от влияния потока обтекателем. На более жесткой стойке без обтекателя можно устанавливать модели с внутримодельными и внешними тензовесами. На установке также проводятся исследования характеристик полумоделей и профилей (крыльев «бесконечно» размаха) с креплением их на боковых державках. В последнем случае модель устанавливается от стенки до стенки, и ее размах равен ширине рабочей части трубы.

Струйно-перфорированные границы

Струйно-перфорированные границы представляют собой комбинацию перфорированных панелей стенок рабочей части и управляемого пограничного слоя переменной толщины на их поверхности.

В работе использовалась регулируемая перфорация горизонтальных панелей рабочей части с коэффициентом проницаемости 0%; 2%; 10%; 23%. Верхние и нижние панели имели один и тот же коэффициент проницаемости; боковые стенки сплошные.

Управление пограничным слоем осуществлялось с помощью установки клиновидных спойлеров на стыке сопла и стенок рабочей части (по аналогии с [13]) (рис. 2). Спойлеры создают дополнительное сопротивление потоку у стенки на входе в рабочую часть АДТ, в результате чего в зоне расположения модели формируется более толстый пограничный слой. В свою очередь, варьирование толщины пограничного слоя с помощью изменения высоты спойлеров или, другими словами, управление пограничным слоем, позволяет влиять на интерференцию границ потока с моделью.

Испытания модели профиля НАСА-0012 в АДТ Т-112

В АДТ Т-112 проведены экспериментальные исследования эффективности уменьшения влияния стенок с помощью комбинированных

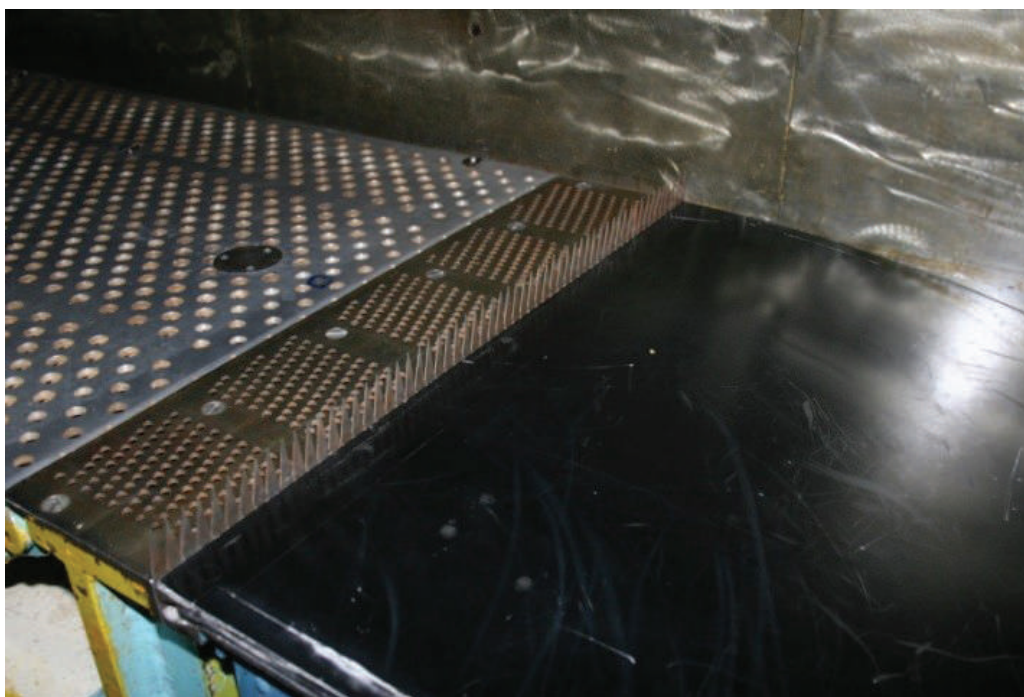


Рис. 2. Спойлеры на входе в рабочую часть АДТ Т-112

струйно-перфорированных границ с дренированным симметричным профилем NASA-0012 с хордой 150 мм (рис. 3) с фиксацией и без фиксации ламинарно-турбулентного перехода. Турбулизаторы располагались на 11% хорды модели профиля.

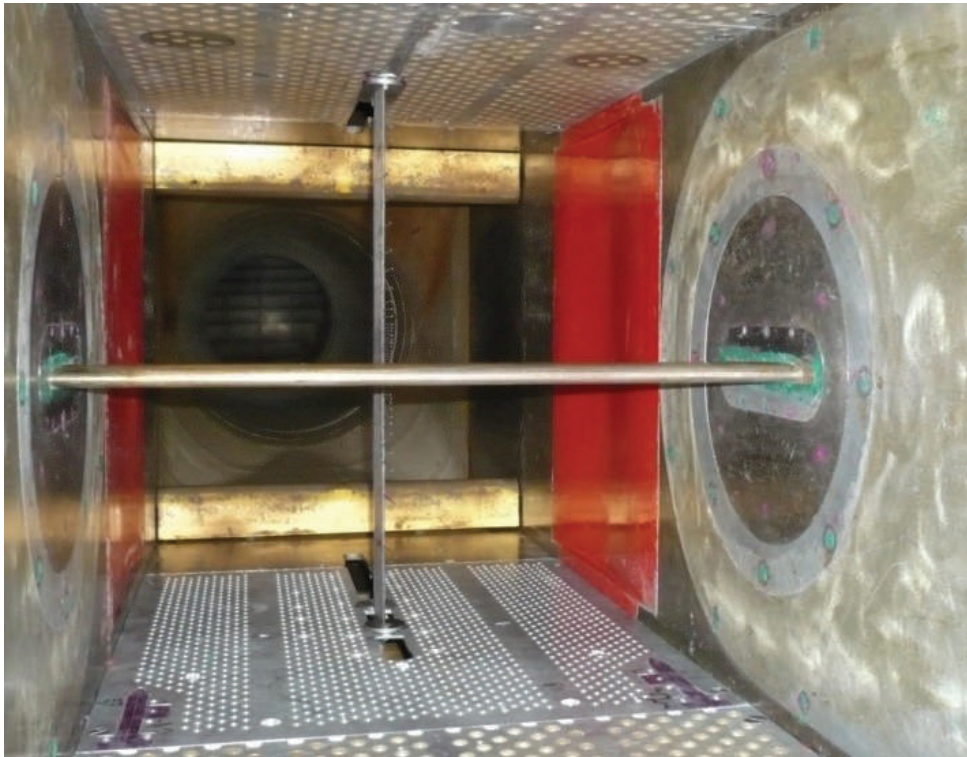


Рис. 3. Модель профиля NASA-0012 в рабочей части АДТ Т-112

Эксперимент проведен в сплошных стенках со спойлерами, в перфорированных границах с коэффициентом раскрытия 0%, 2%, 10% и 23% и в струйно-перфорированных границах с аналогичными коэффициентами проницаемости и высотой спойлеров 30 мм (10% полувысоты рабочей части АДТ Т-112). Значения числа Маха: 0.6; 0.65; 0.7 и 0.74. Угол атаки варьировался от -4° до 6° .

В результате эксперимента с моделью профиля NASA-0012 получены эпюры давления на верхней и нижней поверхности. В следе за моделью проводились измерения потери импульса с помощью гребенки насадков полного давления.

Численное моделирование обтекания модели профиля NASA-0012 безграничным потоком

При отработке методики уменьшения индукции границ потока в околосзвуковой АДТ важным этапом является получение характеристик модели в условиях обтекания безграничным потоком. В

дальнейших исследованиях эти характеристики служат ориентиром при выборе параметров границ, обеспечивающих минимальное влияние стенок.

В данной работе представлены результаты расчета характеристик обтекания модели профи-

ля безграничным потоком с помощью программного пакета ANSYS CFX, путем численного решения уравнений Навье—Стокса, осредненных по методу Рейнольдса (Reynolds averaged Navier—Stokes, RANS) [17]. В задаче использовалась модель турбулентности SST [18, 19].

Численные расчеты обтекания профиля NASA 0012 с хордой 150 мм проведены в условиях, соответствующих условиям эксперимента (число Маха: 0.6; 0.65; 0.7; 0.74; угол атаки: 0° , 1° , 2° , 3° , 4°).

Расстояние от поверхности профиля до внешней границы расчетной области у всех сеток составляет 20 хорд. Сетки сгущены возле носка и задней кромки профиля и по нормали к поверхности (рис. 4). Размер y^+ ячейки составляет менее 0.5. Мощность сетки порядка 0.7 млн ячеек. Проведена валидация полученных результатов расчета путем сравнения с экспериментальными данными, представленными в работе [20].

Сравнение результатов эксперимента в АДТ Т-112 и численного расчета

На рис. 5 представлено распределение давления по профилю в условиях перфорированных границ с разными коэффициентами проницаемости. Важно отметить, что при коэффициенте раскрытия 10% и 23% площадь, ограниченная кривыми распределения коэффициента давления по верхней и нижней поверхностям профиля,

меньше, чем по результатам численного расчета при обтекании безграничным потоком, соответственно коэффициент подъемной силы получается заниженным. Подобный эффект наблюдается в случае открытой рабочей части АДТ, следовательно, можно сделать вывод, что данные коэффициенты раскрытия 10 и 23% перфорированных панелей слишком завышены [1]. Исходя из этого дальнейший анализ полученных ре-

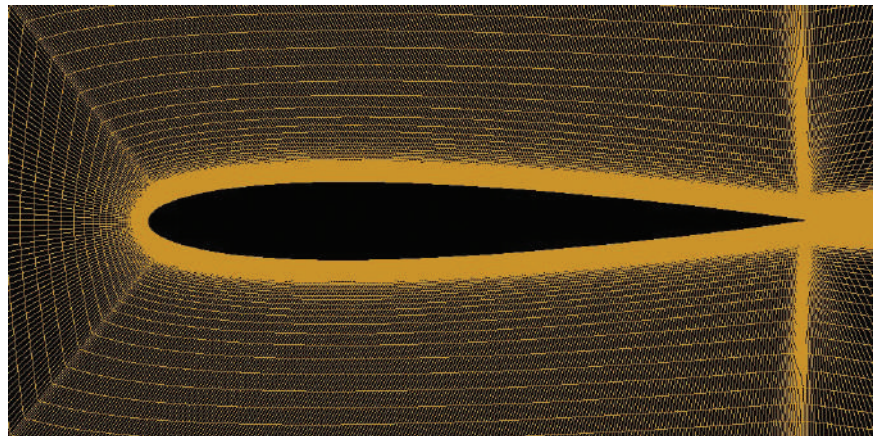


Рис. 4. Расчетная сетка. Профиль NASA-0012

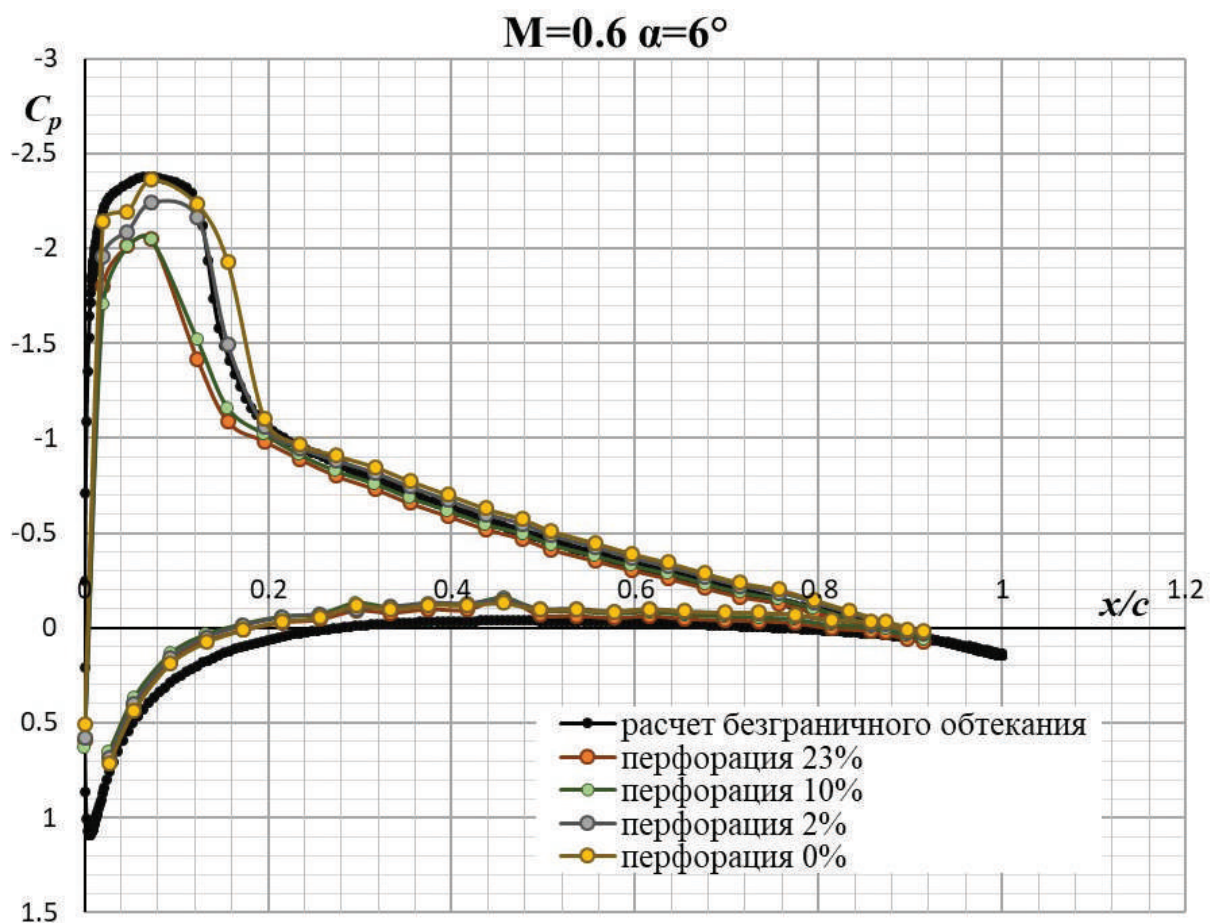


Рис. 5. Распределение давления по профилю NASA-0012 при числе Маха 0.6 и угле атаки 6°

зультатов базировался на исследовании комбинированных границ при коэффициентах раскрытия 0 и 2%.

Стоит отметить, что при малых числах Маха (рис. 6), когда возмущения, вносимые в поток моделью, относительно невелики (как например при $M = 0.6$), результаты, полученные при всех четырех граничных условиях, хорошо согласуются с расчетной эпюрой давления, соответствующей обтеканию безграничным потоком. Наибольшее совпадение получено для кривой, соответствующей численному расчету, и экспериментальным данным в условиях комбинированных границ с коэффициентом раскрытия 0%.

При умеренном уровне возмущений, вносимых в поток моделью (при числе Маха до 0.74 и углах атаки от -4° до $+4^\circ$), можно видеть, что выбранное граничное условие довольно сильно влияет на получаемые аэродинамические характеристики испытываемой модели (рис. 7 и 8). При угле атаки $\alpha = 2^\circ$ наименьшее расхождение с кривой, соответствующей безграничному обтеканию, получено в условиях перфорированных

границ с коэффициентом раскрытия 2%. При увеличении угла атаки до 4° наилучшее соответствие получено с результатами в комбинированных струйно-перфорированных границах с коэффициентом раскрытия 2%.

На основе полученных данных о распределении давления по профилю NASA-0012 рассчитаны основные аэродинамические характеристики модели. Алгоритм расчета коэффициента подъемной силы сводился к вычислению методом трапеций интеграла: $C_y = \oint C_p d\frac{x}{c}$.

Для коэффициента подъемной силы получена хорошая сходимость между экспериментальными данными и результатами численного расчета обтекания модели безграничным потоком. Однако минимальные расхождения между результатами расчета и эксперимента для разных углов атаки наблюдаются при разных граничных условиях в эксперименте. Так, например, при угле атаки 1° наименьшее расхождение (порядка 0.01) отмечается между результатами расчета и эксперимента с перфорированными стенками

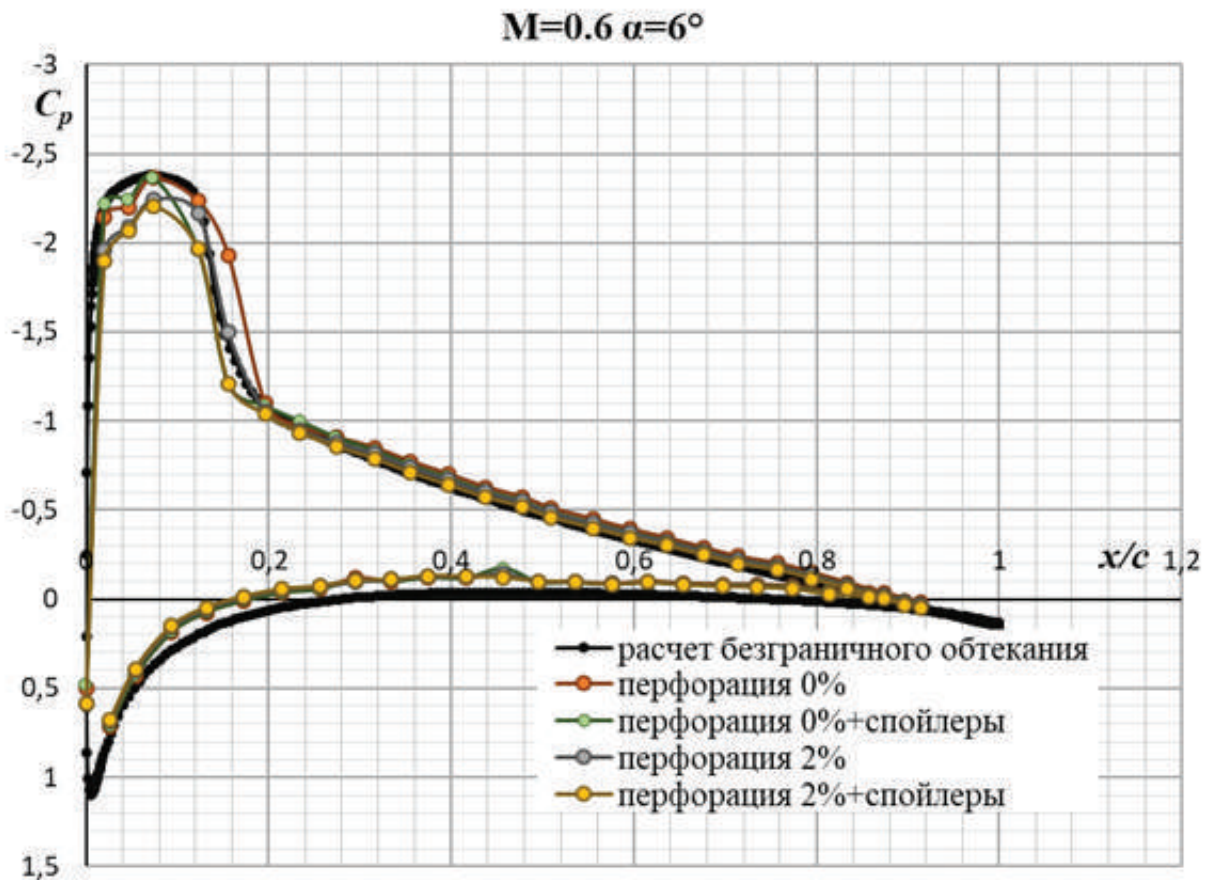


Рис. 6. Распределение давления по профилю NASA-0012 при числе Маха 0.6 и угле атаки 6° , граничные условия – перфорация 0%, 2% и комбинированные границы с коэффициентами раскрытия 0%, 2% и спойлерами высотой 30 мм

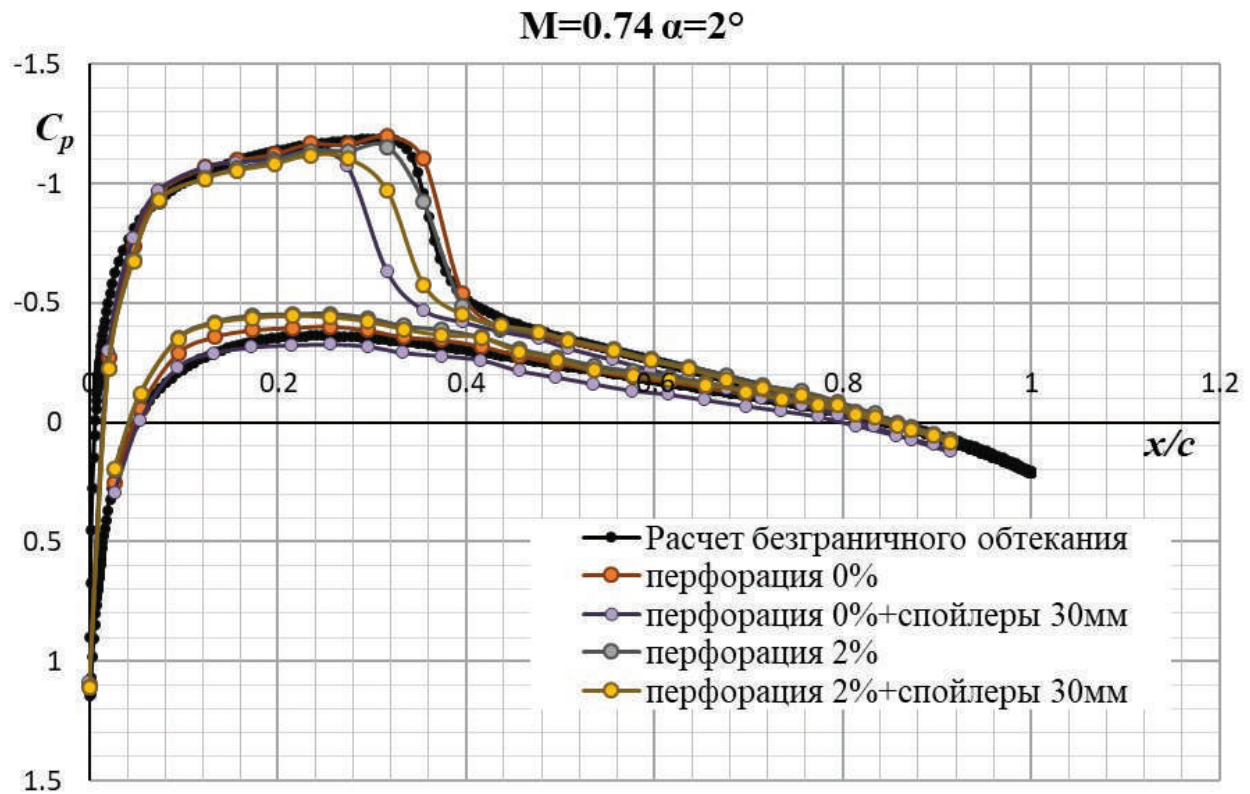


Рис. 7. Распределение давления по профилю NACA-0012 при числе Маха 0.74 и угле атаки 2° , граничные условия – перфорация 0%, 2% и комбинированные границы с коэффициентами раскрытия 0%, 2%

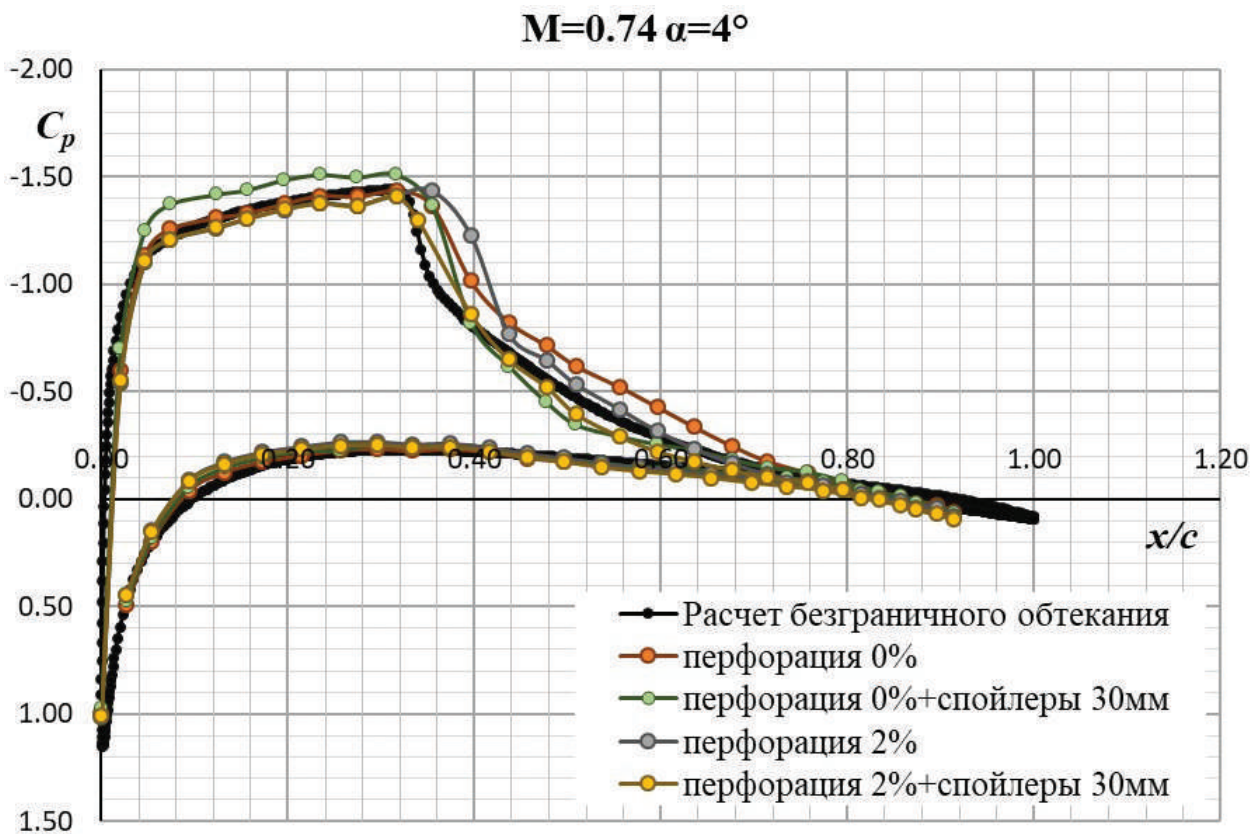


Рис. 8. Распределение давления по профилю NACA-0012 при числе Маха 0.74 и угле атаки 4° , граничные условия – перфорация 0%, 2% и комбинированные границы с коэффициентами раскрытия 0%, 2%

с раскрытием 0%; при угле атаки 2° результаты расчета лучше сходятся с экспериментальными данными, полученными в перфорированных стенках с коэффициентом проницаемости 2% (расхождение ≈ 0.011); при угле атаки 4° лучше сходятся результаты расчета и эксперимента в комбинированных струйно-перфорированных границах с 2%-ной перфорацией (расхождение ≈ 0.011) (рис. 9).

Таким образом, полученные результаты для коэффициента подъемной силы подтверждают предположение о том, что при увеличении уровня возмущений, вносимых моделью, необходимо также увеличивать либо проницаемость стенок, либо толщину пограничного слоя, добиваясь тем самым малоиндукционного обтекания.

Выводы

В данной научно-исследовательской работе приводится описание цикла экспериментальных и расчетных исследований, направленных на

продолжение разработки и на внедрение нового подхода к проблеме устранения влияния стенок рабочей части аэродинамической трубы при дозвуковых и трансзвуковых скоростях потока. Новый метод основан на комбинации ранее предложенной концепции использования управляемого пограничного слоя и перфорированных стенок рабочей части АДТ.

В аэродинамической трубе Т-112 выполнен цикл исследований аэродинамических характеристик модели симметричного дренированного профиля NASA-0012. На основании полученных распределений давления рассчитаны основные аэродинамические характеристики модели в различных граничных условиях.

В работе проанализированы экспериментальные данные, полученные для границ различного типа: перфорированных стенок с разной проницаемостью (0%, 2%, 10%, 23%), гладких стенок с управляемым пограничным слоем и комбинированных струйно-перфорированных гра-

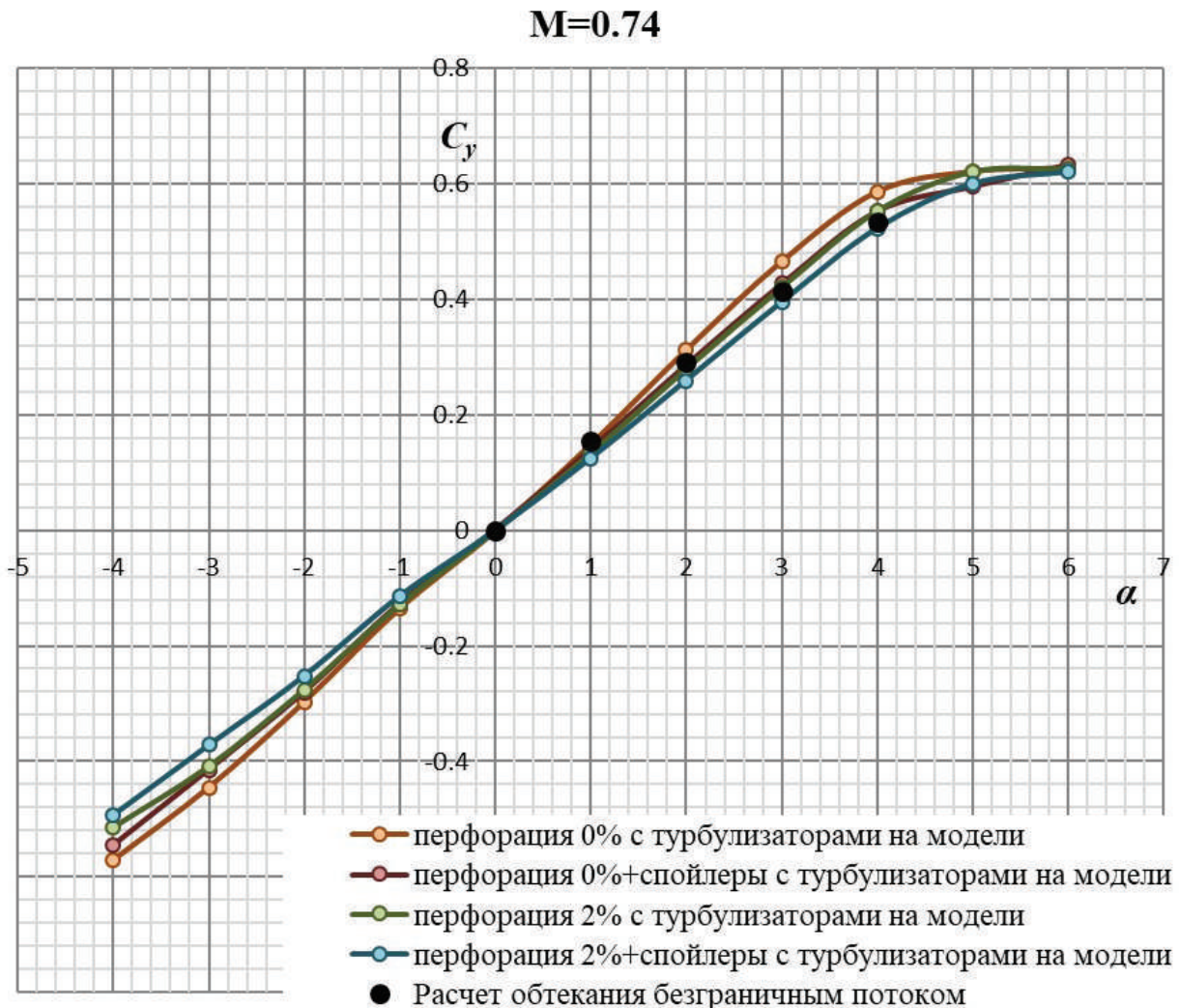


Рис. 9. $C_y(\alpha)$ NASA-0012 при числе Маха 0.74

ниц. Исследования проводились при числе Маха потока, варьируемом в диапазоне от 0.6 до 0.74.

Экспериментальные данные, полученные для профиля NASA-0012, сравнивались с результатами компьютерного моделирования обтекания модели безграничным потоком в программе ANSYS CFX (в двумерной постановке). Поскольку расчет двумерных течений в случае отсутствия границ потока является апробированной процедурой, обеспечивающей получение надежных данных, эти результаты рассматривались в качестве эталонных для оценки остаточной индукции.

Анализ результатов позволил сделать ряд принципиальных выводов о возможности снижения индукции границ потока и выбрать комбинации параметров струйно-перфорированных границ, при которых индукция минимальна. Показано, что при относительно умеренном уровне возмущений, вносимых в поток моделью (при числах Маха до 0.74 и углах атаки от -4° до $+4^\circ$), оптимальным является комбинация перфорированной стенки с коэффициентом раскрытия не более 2% с управляемым пограничным слоем, генерируемым клиновидными спойлерами высотой 30 мм (10% полувысоты рабочей части АДТ Т-112). Выбранная комбинация параметров позволяет практически устранить все виды индукции стенок для модели, хорда которой не превышает 25% высоты рабочей части. При увеличении несущих свойств модели или ее размеров степень раскрытия перфорации должна возрастать.

Список источников

1. Пэнкхерст Р., Холдер Д. Техника эксперимента в аэродинамических трубах / Пер. с англ.; Под ред. С.Г. Попова. — М.: Изд-во иностранной литературы, 1955. — 668 с.
2. Mokry M., Khalid M. Wind study of transonic wall interference in two-dimensional wind tunnels with ventilated walls // 21st Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference (19–22 June 2000; Denver, CO, USA). DOI: 10.2514/6.2000-2375
3. Pindzola M., Lo C.F. Boundary interference at subsonic speeds in wind tunnels with ventilated walls. AEDC-TR-69-47. — 1969. DOI: 10.21236/ad0704123
4. Гальперин В.Г., Горский И.П., Ковалев А.П., Христианович С.А. Физические основы околосзвуковой аэродинамики // Ученые записки ЦАГИ. 1974. Т. V. № 5. С. 1-29.
5. Grunnet J.L. Transonic wind tunnel wall interference minimization // Journal Aircraft. 1984. Vol. 21. No. 9. DOI: 10.2514/3.45016
6. Иванов А.И. Экспериментальное исследование течения газа вблизи перфорированных стенок трансзвуковой аэродинамической трубы // Ученые записки ЦАГИ. 1987. Т. XVIII. № 3. С. 131-135.
7. Фонарев А.С. Исследование влияния проникаемых стенок трансзвуковой аэродинамической трубы при обтекании профиля // Труды ЦАГИ. Вып. 2028. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1980. — 119 с.
8. Третьякова И.В., Фонарев А.С. Влияние проникаемых границ трансзвукового потока на обтекание тел вращения // Ученые записки ЦАГИ. 1978. Т. IX. № 6. С. 17-27.
9. Biryukov V.I., Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Ivanov A.I., Semenov A.V. Experimental Investigation of the Effect of Nozzle Shape and Test Section Perforation on the Stationary and Non-stationary Characteristics of Flow Field in the Large Transonic TsAGI T-128 Wind Tunnel // The Aeronautical Journal. 2005. Vol. 109. No. 1092, pp. 75-82. DOI: 10.1017/S0001924000000579
10. Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Ivanov A.I. et al. Numerical and Experimental Investigation of Slot Flow with Respect to Wind Tunnel Wall Interference Assessment // 24th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference (28 June — 01 July 2004; Portland, Oregon). DOI: 10.2514/6.2004-2308
11. Нейланд В.М. Дозвуковые и трансзвуковые течения газа в адаптивных границах: Дисс. ... докт. физ.-мат. наук. — М.: ЦАГИ, 1989. — 280 с.
12. Нейланд В.М., Гурушкин А.М., Сидельников Г.Е. Экспериментальное исследование струйных границ потока при трансзвуковых скоростях // Труды ЦАГИ. Вып. 1988. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1979. — 159 с.
13. Ivanov A.I., Streltsov E.V. Controlled boundary layer on the solid walls of wind tunnels: new approach to the boundary interference problem // 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS'2014 (7–12 September 2014; St. Petersburg, Russia). Vol. 2, pp. 1288-1296.
14. Ivanov A.I., Kursakov I.A., Streltsov E.V. Application of the Controlled Boundary Layer Concept for the Wall Interference Reduction // XVIII International conference on the methods of aerophysical research ICMAR'2016 (27 June — 3 July 2016, Perm, Russia). DOI: 10.1063/1.4963956
15. Волкова А.О., Иванов А.И., Стрельцов Е.В. Применение комбинированных струйно-перфорированных границ для решения проблемы влияния стенок рабочей части в трансзвуковой аэродинамической трубе // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 3. С. 37-48. DOI: 10.34759/vst-2020-3-37-48
16. Аэродинамическая труба Т-112, http://www.tsagi.ru/experimental_base/aerodinamicheskaya-truba-t-112/
17. Kohnke P.C. (ed) ANSYS Theory Reference: Release 5.6. — Ansys, Inc., 1999. — 1286 p.
18. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA Journal.

1994. Vol. 32. No. 8, pp. 1598–1605. DOI: 10.2514/3.12149

19. Douvi C.E., Tsavalos I.A., Margaris P.D. Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil // *Journal of Mechanical*

Engineering Research. 2012. Vol. 4(3), pp. 100–111. DOI: 10.5897/JMER11.074

20. Green L.L., Newman P.A. Wall-Interference Assessment and Corrections for Transonic NACA 0012 Airfoil Data from various wind tunnels. NASA Technical Paper 3070. 1991.

References

- Pankhurst R.C. *Wind-tunnel technique: An account of experimental methods in low- and high-speed wind tunnels*, Pitman, 1952, 702 p.
- Mokry M., Khalid M. Wind study of transonic wall interference in two-dimensional wind tunnels with ventilated walls. *21st Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference (19-22 June 2000; Denver, CO, USA)*. DOI: 10.2514/6.2000-2375
- Pindzola M., Lo C.F. *Boundary interference at subsonic speeds in wind tunnels with ventilated walls*. AEDC-TR-69-47, 1969. DOI: 10.21236/ad0704123
- Gal'perin V.G., Gorskii I.P., Kovalev A.P., Khristianovich S.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1974, vol. V, no. 5, pp. 1-29.
- Grunnet J.L. Transonic wind tunnel wall interference minimization. *Journal Aircraft*, 1984, vol. 21, no. 9. DOI: 10.2514/3.45016
- Ivanov A.I. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1987, vol. XVIII, no. 3, pp. 131-135.
- Fonarev A.S. *Trudy TsAGI*. Issue 2028, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1980, 119 p.
- Tret'yakova I.V., Fonarev A.S. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1978, vol. IX, no. 6, pp. 17-27.
- Biryukov V.I., Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Ivanov A.I., Semenov A.V. Experimental Investigation of the Effect of Nozzle Shape and Test Section Perforation on the Stationary and Non-stationary Characteristics of Flow Field in the Large Transonic TsAGI T-128 Wind Tunnel. *The Aeronautical Journal*, 2005, vol. 109, no. 1092, pp. 75-82. DOI: 10.1017/S0001924000000579
- Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Ivanov A.I. et al. Numerical and Experimental Investigation of Slot Flow with Respect to Wind Tunnel Wall Interference Assessment. *24th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference (28 June – 01 July 2004; Portland, Oregon)*. DOI: 10.2514/6.2004-2308
- Neiland V.M. *Dozvukovye i transzvukovye techeniya gaza v adaptivnykh granitsakh* (Subsonic and transonic gas flows in adaptive boundaries), Doctor's thesis (physico-mathematical science), Moscow, TsAGI, 1989, 280 p.
- Neiland V.M., Gurushkin A.M., Sidel'nikov G.E. *Trudy TsAGI*. Issue 1988, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1979, 159 p.
- Ivanov A.I., Streltsov E.V. Controlled boundary layer on the solid walls of wind tunnels: new approach to the boundary interference problem, *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS'2014 (7–12 September 2014; St. Petersburg, Russia)*, vol. 2, pp. 1288-1296.
- Ivanov A.I., Kursakov I.A., Streltsov E.V. Application of the Controlled Boundary Layer Concept for the Wall Interference Reduction. *XVIII International conference on the methods of aerophysical research ICMAR'2016 (27 June – 3 July 2016; Perm, Russia)*. DOI: 10.1063/1.4963956
- Volkova A.O., Ivanov A.I., Streltsov E.V. Application of combined jet-perforated boundaries to solve the problem of the wind tunnel wall interference at transonic speeds. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 3, pp. 37-48. DOI: 10.34759/vst-2020-3-37-48
- Aerodinamicheskaya truba T-112* (Wind tunnel), http://www.tsagi.ru/experimental_base/aerodinamicheskaya-truba-t-112/
- Kohnke P.C. (ed) *ANSYS Theory Reference: Release 5.6*. Ansys, Inc., 1999, 1286 p.
- Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 1994, vol. 32, no. 8, pp. 1598–1605. DOI: 10.2514/3.12149
- Douvi C.E., Tsavalos I.A., Margaris P.D. Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil. *Journal of Mechanical Engineering Research*, 2012, vol. 4(3), pp. 100-111. DOI: 10.5897/JMER11.074
- Green L.L., Newman P.A. *Wall-Interference Assessment and Corrections for Transonic NACA 0012 Airfoil Data from various wind tunnels*. NASA Technical Paper 3070. 1991.

Статья поступила в редакцию 01.09.2021; одобрена после рецензирования 09.09.2021; принята к публикации 09.09.2021.

The article was submitted on 01.09.2021; approved after reviewing on 09.09.2021; accepted for publication on 09.09.2021.