

АЭРОДИНАМИКА И ПРОЦЕССЫ ТЕПЛООБМЕНА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 533.6.071.4

DOI:10.34759/vst-2020-3-37-48

ПРИМЕНЕНИЕ КОМБИНИРОВАННЫХ СТРУЙНО-ПЕРФОРИРОВАННЫХ ГРАНИЦ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ ВЛИЯНИЯ СТЕНОК РАБОЧЕЙ ЧАСТИ В ТРАНСЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

Волкова А.О.* , Иванов А.И.** , Стрельцов Е.В.***

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

** e-mail: a.volkova.mipt@gmail.com*

*** e-mail: ivanov_a_i@list.ru*

**** e-mail: evg.streltsov@gmail.com*

Статья поступила в редакцию 25.03.2020

Рассмотрен перспективный метод уменьшения индукции стенок рабочей части аэродинамической трубы — применение комбинированных струйно-перфорированных границ, представляющих собой сочетание перфорированных стенок и управляемого пограничного слоя на их поверхности. Представлены результаты экспериментального исследования моделей самолетной и ракетной компоновки при различных параметрах пограничного слоя и степени раскрытия перфорации стенок. Для модели ракетной компоновки приведено сравнение экспериментальных данных с результатами численного моделирования обтекания ее безграничным потоком. Полученные материалы показали эффективность применения комбинированных струйно-перфорированных границ с целью значительного снижения индукции стенок рабочей части аэродинамической трубы.

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

Введение

Современный комплексный подход к аэрофизическим исследованиям включает в себя как проведение эксперимента в аэродинамических трубах, так и численное моделирование. Несмотря на то, что численные исследования развиваются огромными темпами, эксперимент в аэродинамической

трубе остается основной частью исследования при разработке летательного аппарата [1—3]. Требования к качеству эксперимента в аэродинамических установках непрерывно возрастают, что вызывает необходимость совершенствования методики их проведения. Основные погрешности возникают из-за неполного моделирования всех па-

раметров (число Рейнольдса, геометрия модели и др.) и элементов конструкции аэродинамической трубы, отсутствующих в реальном полете (стенки рабочей части, подвесное устройство). Данные факторы искажают поле течения в рабочей части АДТ, что приводит к возникновению подпора от поддерживающих устройств и индукции границ потока (влияние стенок рабочей части АДТ).

Одновременно с появлением аэродинамических установок возникла проблема влияния стенок рабочей части на аэродинамические характеристики испытываемой модели. Одними из первых ученых, обративших свое внимание на данную проблему еще в начале 20-х годов прошлого столетия, были Прандтль [4] и Карман [5]. Теория несущей линии Прандтля в то время стала основным инструментом, который использовался при исследовании влияния рабочих частей, имеющих сплошные стенки или свободные границы, на обтекание модели. Многие вопросы, связанные с влиянием границ потока, были сформулированы и рассмотрены Глауэртом [6]. Важным этапом в этой области стала работа Теодорсена [7], в которой он показал, что использование проницаемых стенок позволит решить одновременно две проблемы: уменьшить влияние границ и устранить запыление трубы при трансзвуковых скоростях. Существенным результатом этих исследований можно считать тот факт, что в случаях сплошной стенки и свободной границы их влияние на весовые характеристики модели имеет разный знак, а значит, сочетание этих двух типов границ способно уменьшить индукцию.

В послевоенные годы доминирующим методом уменьшения влияния границ потока на аэродинамические характеристики моделей при больших дозвуковых и трансзвуковых скоростях потока являлось использование рабочих частей АДТ с проницаемыми (перфорированными или щелевыми) стенками. Было проведено множество экспериментальных и расчетных исследований обтекания моделей в аэродинамических трубах с перфорированными [8–11] и щелевыми [12, 13] стенками.

В ряде зарубежных исследований, результаты которых наиболее полно описаны в статье [14], показано, что использование щелевых стенок имеет преимущество при проведении испытаний на дозвуковых скоростях, в то время как при сверхзвуковых скоростях ($M > 1,2$) выгоднее использовать перфорацию с наклонными отверстиями. Однако использование того или иного типа границ не позволяет получить удовлетвори-

тельный результат эксперимента при трансзвуковых скоростях. В данном случае необходимы другие способы решения проблемы индукции границ, например, рассмотрение аэродинамической трубы как самонастраивающейся системы. Такой подход был реализован с помощью адаптивных границ, то есть границ рабочей части, способных подстраиваться под особенности обтекания тестовой модели [15].

Концепция адаптивных границ подразумевает под собой два способа реализации: применение сплошных гибких стенок [16, 17], способных повторять линии тока, соответствующих обтеканию модели безграничным потоком, и создание переменной проницаемости на стенке с помощью использования секционной камеры давления [18–20]. Первый вариант адаптивных границ хорошо проявил себя для решения вопроса индукции границ в двумерной постановке. Однако из-за сплошной стенки порой возникает проблема, связанная с появлением скачков уплотнения, которые, отражаясь обратно на модель, искажают получаемые характеристики. Кроме этого, существенное усложнение процедуры проведения эксперимента не дает данному подходу никаких преимуществ в сравнении с применением щелевых границ [14]. В работах [18, 19] авторы показали, что реализация переменной проницаемости стенок по сравнению с испытаниями при постоянной проницаемости позволяет существенно снизить влияние стенок рабочей части АДТ. Данный подход был успешно реализован в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-128 [20]. Концепция адаптивных границ позволяет организовать в условиях аэродинамической трубы обтекание модели, довольно близкое к обтеканию безграничным потоком. Однако такие минусы данного подхода, как техническая сложность и высокая стоимость испытаний, трудность определения остаточной индукции, не позволяют закрыть вопрос индукции границ потока при испытаниях в трансзвуковых аэродинамических установках.

В 1984 году был предложен новый способ уменьшения влияния стенок рабочей части АДТ, представляющий собой применение струйных границ [21, 22]. Авторы 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. Однако техническая сложность реализации струйных ус-

тановок не позволила внедрить данный подход в существующих АДТ.

Несмотря на многочисленные исследования, проведенные в последующие десятилетия, до настоящего времени проблема индукции стенок остается актуальной. По сей день не прекращается работа по совершенствованию методик учета влияния границ потока и созданию малоиндукционных аэродинамических установок.

В данной работе рассматривается абсолютно новый подход к решению проблемы индукции стенок рабочей части АДТ, который представляет собой комбинацию управляемого пограничного слоя [23, 24] и перфорированных стенок, т.е. использование комбинированных струйно-перфорированных границ [25]. Предложенный подход обладает определенными преимуществами по сравнению с известными способами решения данной проблемы, так как технически легко реализуем, экономически менее затратен и не исключает возможность применения в уже существующих аэродинамических трубах.

1. Экспериментальная установка

Исследования проводились в аэродинамической трубе Т-112 ЦАГИ. Установка, выбранная для проведения эксперимента, ранее неоднократно использовалась для решения методических задач

и в качестве пилотной установки для подтверждения работоспособности новых подходов.

Данная 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 (рис. 1).

2. Управляемый пограничный слой

В данной работе применялся технически простой и достаточно эффективный способ управления пограничным слоем на стенке рабочей части АДТ — на стыке сопла и рабочей части устанавливался спойлер (рис. 2).

Спойлер создавал дополнительное сопротивление в пристеночной области течения и таким образом вносил в поток необходимые возмущения, существенно изменяя параметры пограничного слоя.

Непосредственное управление пограничным слоем осуществлялось путем выдвижения спойлера, состоящего из клиновидных элементов, на стыке сопла и рабочей части на различную высоту. Чем больше была высота выдвижения спойлера, тем сильнее были вносимые возмущения и тем сильнее увеличивались интегральные параметры пограничного слоя на горизонтальной стенке рабочей части.

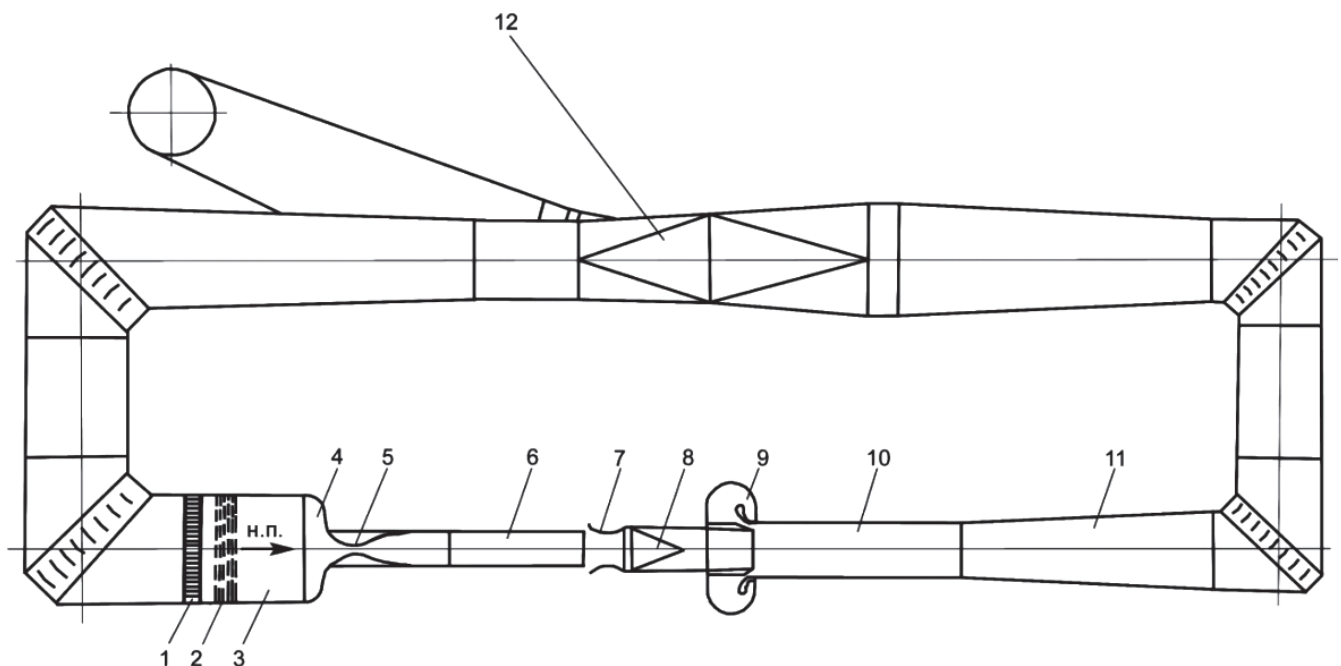


Рис. 1. Аэродинамическая труба ЦАГИ Т-112: 1 — хонейкомб; 2 — детурбулизирующие сетки; 3 — форкамера; 4 — коллектор; 5 — коробка сопел; 6 — рабочая часть; 7 — створки; 8 — переходник; 9 — сверхзвуковой эжектор; 10 — камера смешения; 11 — диффузор; 12 — коллектор отбора воздуха

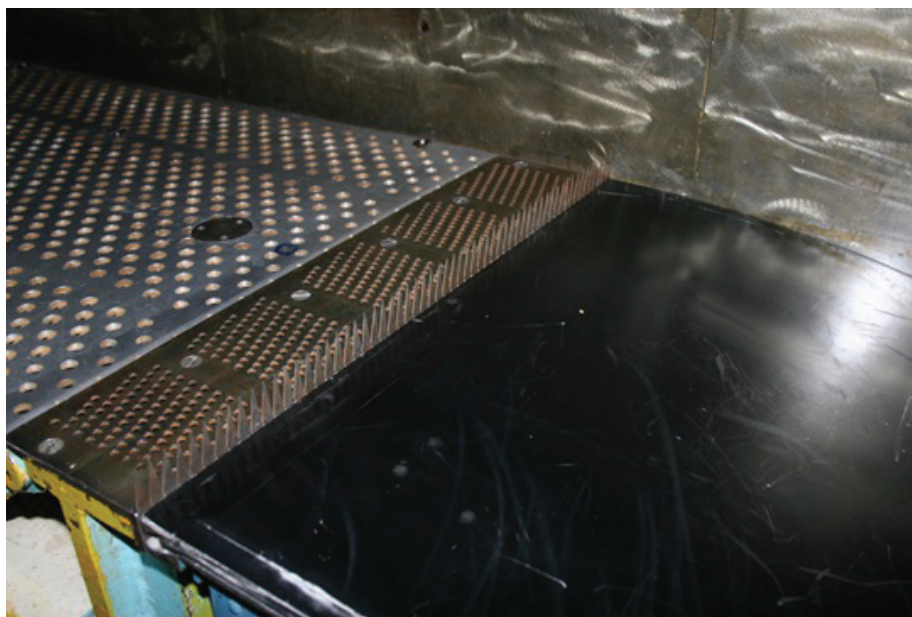


Рис. 2. Спойлер на входе в рабочую часть Т-112

3. Геометрически подобные модели самолетной компоновки

Один из традиционных методов, который применяют на практике для исследования влияния границ потока, основан на использовании геометрически подобных моделей. Несмотря на известные методические проблемы, он позволяет получить полезные оценки эффективности применения тех или иных границ. Классический подход предполагает, что наиболее корректный выбор граничных условий обеспечивает наилучшее совпадение аэродинамических характеристик моделей различного масштаба.

Две геометрически подобные модели самолетной компоновки без хвостового оперения (рис. 3) были испытаны в АДТ Т-112. Геометрические параметры данных моделей представлены в табл. 1. Испытания проводились при числе Маха 0,8. Модели были испытаны при следующих гранич-

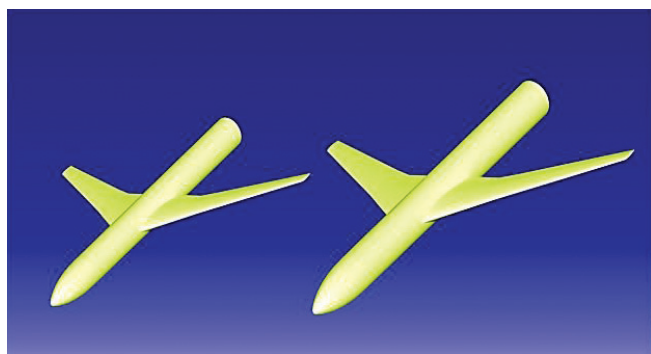


Рис. 3. Геометрически подобные модели самолетной компоновки без хвостового оперения

Таблица 1

Геометрические параметры моделей

Модель	Длина модели, м	Размах крыла, м	$S_{\text{модели}}, \text{м}^2$	$b_a, \text{м}$
8-203-3	0,5681	0,495	0,035	0,0698
8-203-4	0,4584	0,4	0,0228	0,0564

ных условиях: сплошные стенки, сплошные стенки с управляемым пограничным слоем, перфорированные границы и комбинированные струйно-перфорированные границы. Высота спойлера была фиксирована и составляла 32 мм.

В зоне расположения модели измерялись параметры пограничного слоя с помощью гребенки трубок Пито, которые были подсоединены к датчикам абсолютного давления. По измеренным значениям полного давления производился расчет профиля скорости в пограничном слое, а также его интегральных характеристик: толщины вытеснения пограничного слоя δ^* и толщины потери импульса δ^{**} . Средние значения δ^* и δ^{**} приведены в табл. 2.

Полученные результаты эксперимента показывают, что применение комбинированных струйно-перфорированных границ вызывает заметный рост пограничного слоя и его интегральных характеристик (рис. 4). В частности, толщина вытеснения в условиях сплошных стенок с управляемым пограничным слоем составила 12% полувысоты

Таблица 2

Средние значения интегральных характеристик:
толщины вытеснения пограничного слоя δ^*
и толщины потери импульса δ^{**}

Вид границ	δ^* , мм	δ^{**} , мм
Сплошные стенки	6,2	2,5
Сплошные со спойлерами	37,1	12,2
Перфорированные границы	14,4	5,4
Комбинированные струйно-перфорированные границы	75,25	16,8

рабочей части, в то время как при испытаниях в комбинированных струйно-перфорированных границах данная величина выросла до 25% полу-высоты рабочей части.

На рис. 5–12 показаны кривые зависимостей коэффициента подъемной силы и коэффициента момента тангажа от угла атаки при разных граничных условиях.

В результате на угле атаки, равном 4° , расхождение между кривыми в сплошных стенках составило $\Delta C_{ya} = 0,0526$ и $\Delta m_{za} = 0,0485$. В перфорированных границах данное расхождение стало равным $\Delta C_{ya} = 0,017$ и $\Delta m_{za} = 0,012$.

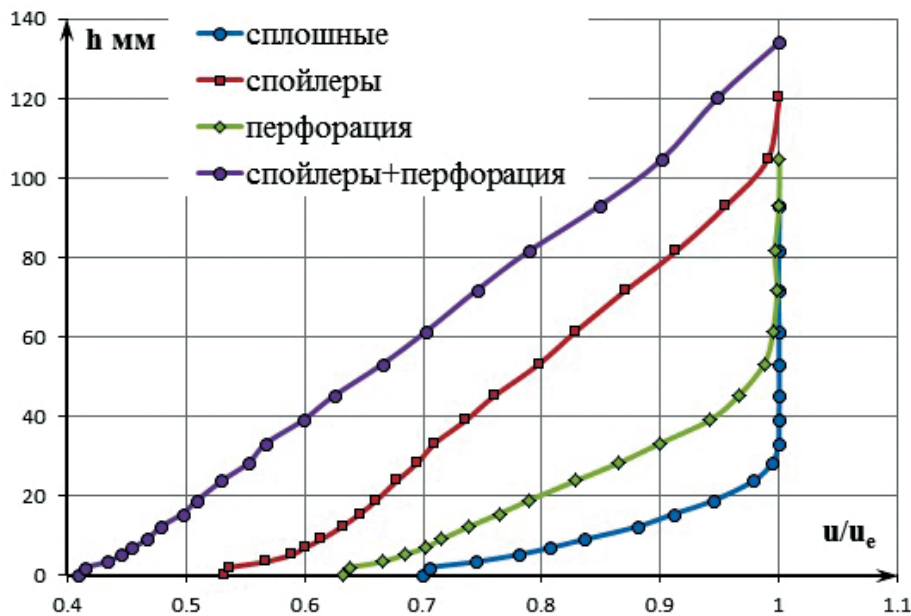


Рис. 4. Профиль скорости в пограничном слое при разных граничных условиях

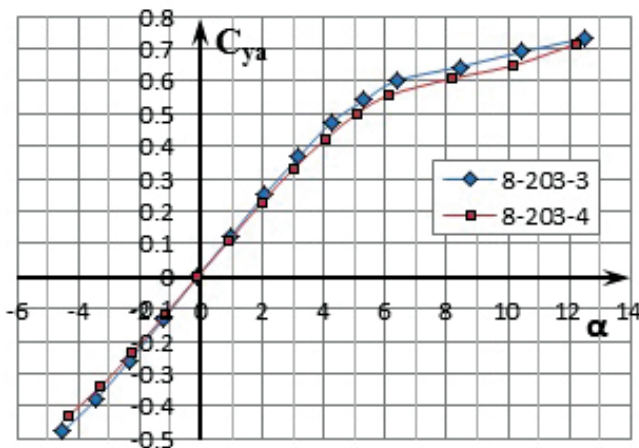


Рис. 5. $C_{ya}(\alpha)$ при испытаниях в сплошных стенках

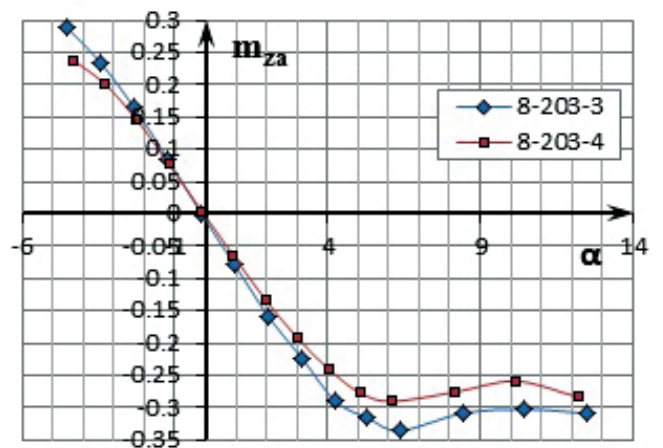


Рис. 6. $m_{za}(\alpha)$ при испытаниях в сплошных стенках

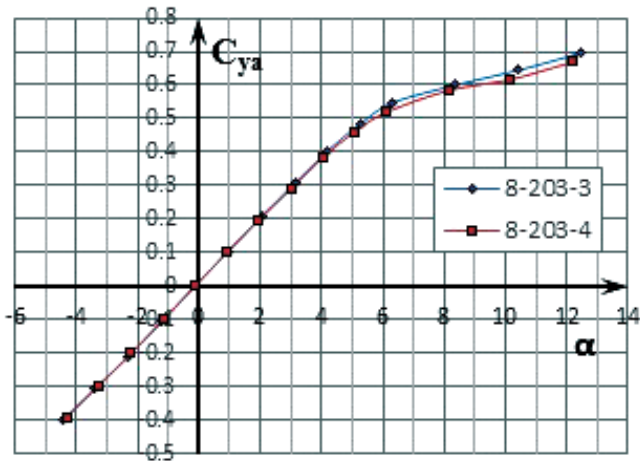


Рис. 7. $C_{y_a}(\alpha)$ при испытании в сплошных стенках со спойлерами

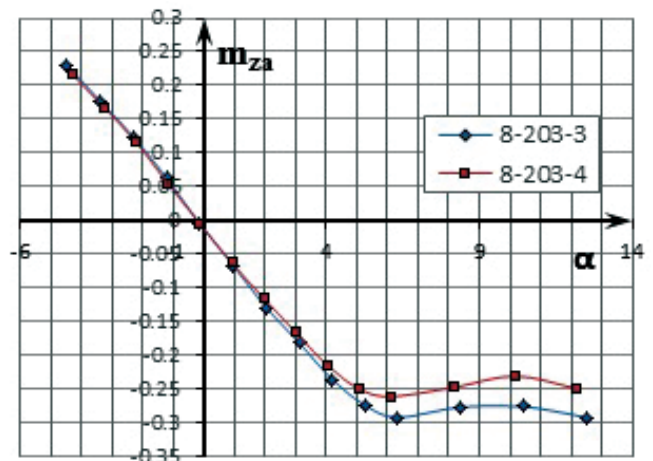


Рис. 8. $m_{z_a}(\alpha)$ при испытании в сплошных стенках со спойлерами

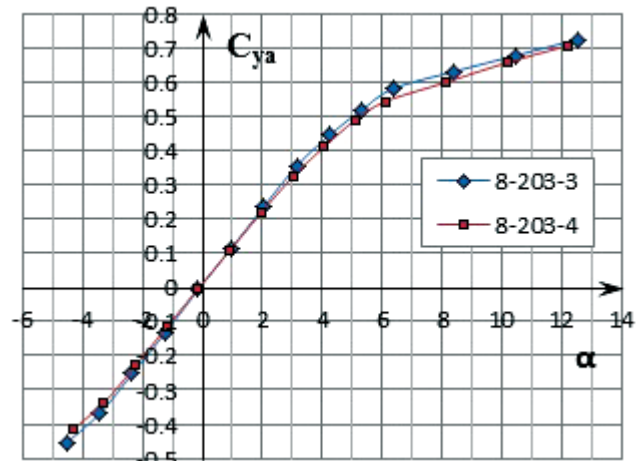


Рис. 9. $C_{y_a}(\alpha)$ при испытании в перфорированных стенках

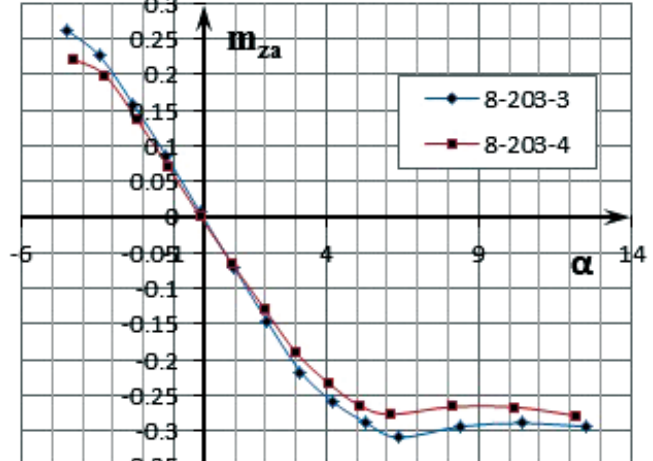


Рис. 10. $m_{z_a}(\alpha)$ при испытании в перфорированных стенках

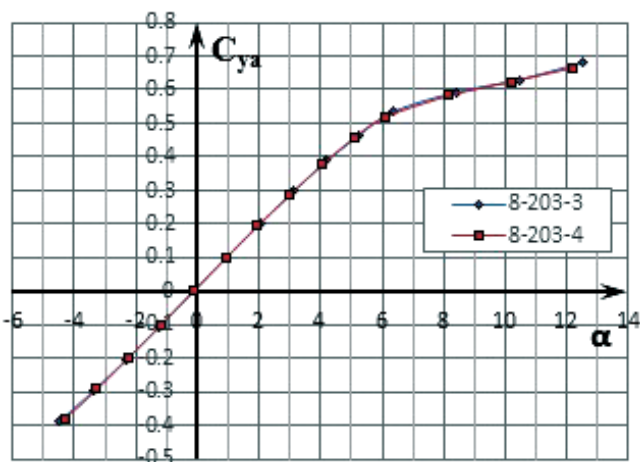


Рис. 11. $C_{y_a}(\alpha)$ при испытании в перфорированных стенках со спойлерами

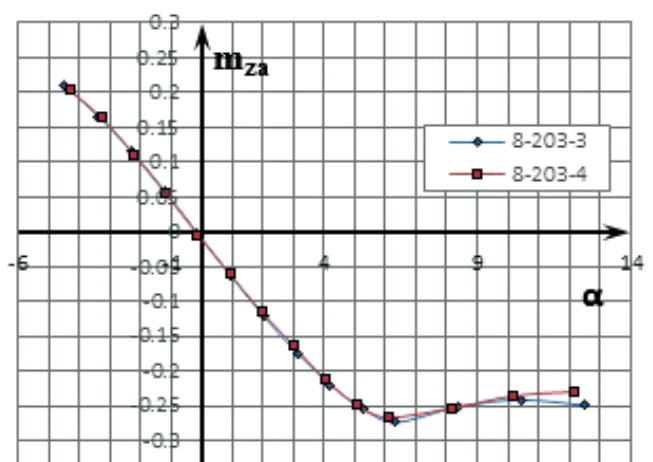


Рис. 12. $m_{z_a}(\alpha)$ при испытании в перфорированных стенках со спойлерами

Использование комбинированных струйно-перфорированных границ позволило уменьшить расхождение до $\Delta C_{ya} = 0,0086$ и $\Delta m_{za} = 0,0098$.

Таким образом, удалось снизить влияние стенок в шесть раз для коэффициента подъемной силы и в пять раз для коэффициента момента тангажа по сравнению с результатами в сплошных стенках, а в сравнении с результатами в перфорированных границах влияние уменьшилось в 2 раза и в 1,5 раза для коэффициентов подъемной силы и момента тангажа соответственно.

4. Модель ракетной компоновки

Для исследования возможности реализации малоиндукционного обтекания модели в рабочей части трансзвуковой АДТ Т-112 проведены испытания контрольной модели ракетной компоновки (рис. 13) при числе Маха $M = 0,75$. В ходе эксперимента получены основные аэродинамические характеристики модели при различных граничных условиях: сплошных стенках со спойлерами высотой 32 мм, перфорированных стенках с коэффициентом проницаемости $f = 2\%$ со спойлерами 32 мм, а также штатных перфорированных стенках $f = 23\%$ со спойлерами высотой 10, 20 и 32 мм. Угол атаки модели α варьировался от -4° до 24° .

При анализе зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки (рис. 14) становится ясно, что для данной модели использование 2%-ной перфорации не приводит к существенному изменению поведения кривой $C_{ya}(\alpha)$ по сравнению с результатами, полученными в жестких стенках. Кроме того, обнаружено (рис. 15), что увеличение интегральных параметров погранич-

ного слоя на перфорированной границе приводит к уменьшению угла наклона кривой коэффициента подъемной силы, что особенно заметно при больших углах атаки.

Лучше всего влияние выбора граничных условий прослеживается при анализе кривых для коэффициентов момента тангажа (рис. 16 и 17). Увеличение высоты спойлера или коэффициента проницаемости перфорированных стенок приводит к одному и тому же эффекту — уменьшению угла наклона кривой момента тангажа. Соответственно, можно сделать вывод, что выбор параметров комбинированных струйно-перфорированных границ существенно влияет на измеренные аэродинамические характеристики модели.

Хорошо известно, что правильное граничное условия определяет успех решения задачи уменьшения индукции границ потока. При использовании комбинированных струйно-перфорированных границ возникает вопрос выбора комбинации параметров проницаемости перфорации и параметров пограничного слоя, при которой индукция границ минимальна. Численное моделирование обтекания модели безграничным потоком или проведение эксперимента в аэродинамической трубе с гораздо большей рабочей частью позволяют получить аэродинамические характеристики тестовой модели, основываясь на которых, в дальнейшем возможно подобрать параметры граничного условия, когда влияние стенок рабочей части аэродинамической трубы будет минимальным.

5. Численное моделирование

В рамках данной работы с помощью программного пакета ANSYS CFX выполнен числен-

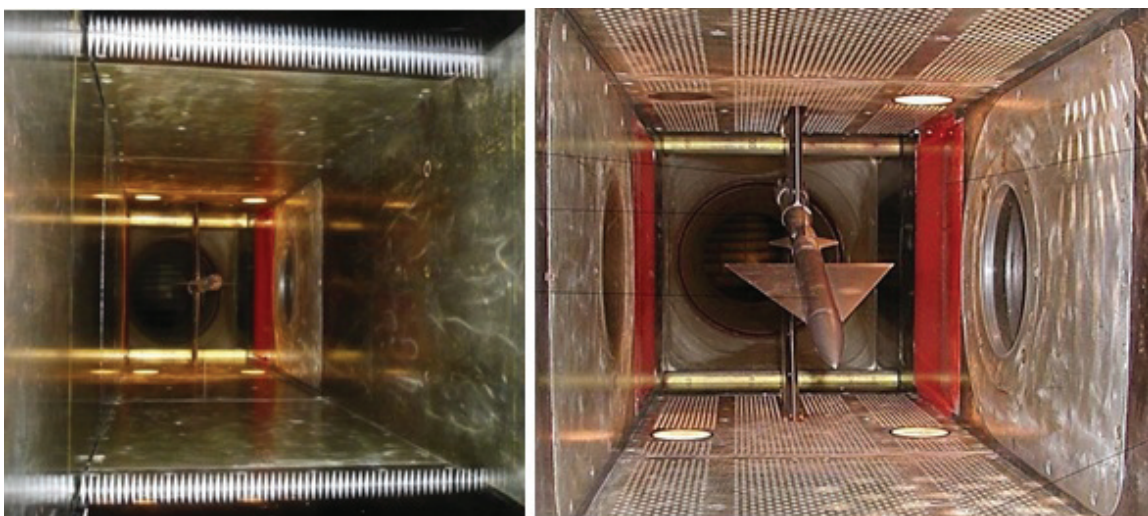


Рис. 13. Контрольная модель ракетной компоновки в рабочей части АДТ Т-112

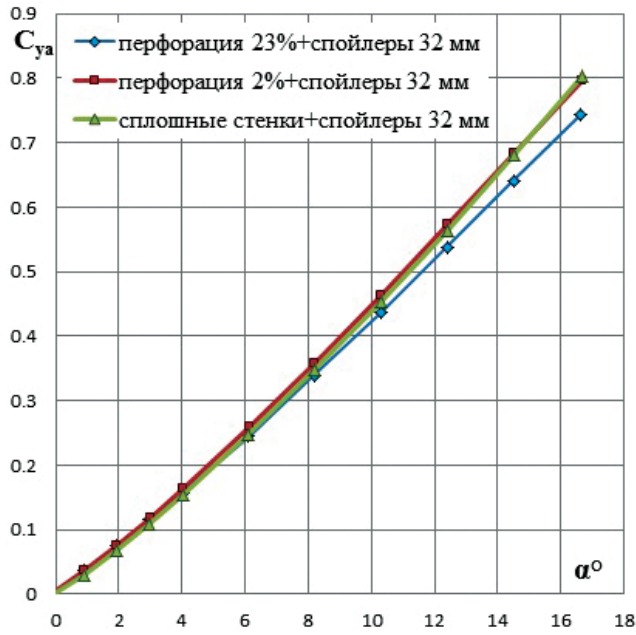


Рис. 14. Влияние коэффициента проницаемости перфорированных границ при фиксированной высоте спойлера на коэффициент подъемной силы модели

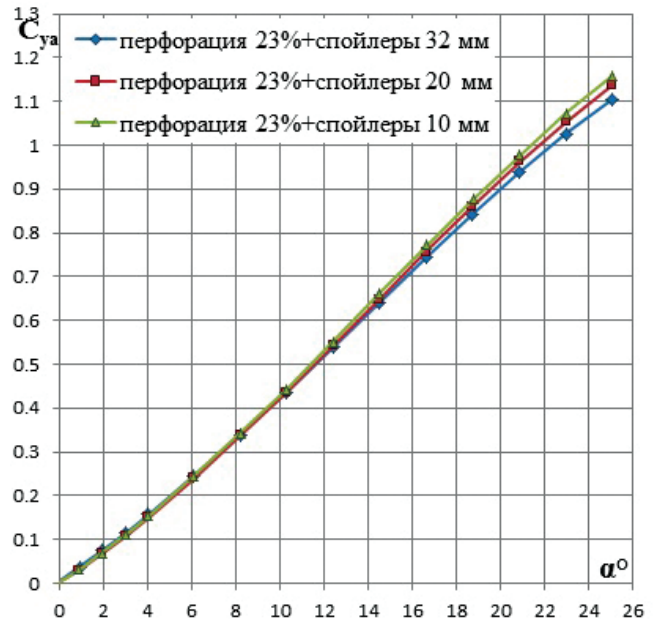


Рис. 15. Влияние высоты спойлера на коэффициент подъемной силы модели при фиксированном коэффициенте проницаемости перфорации

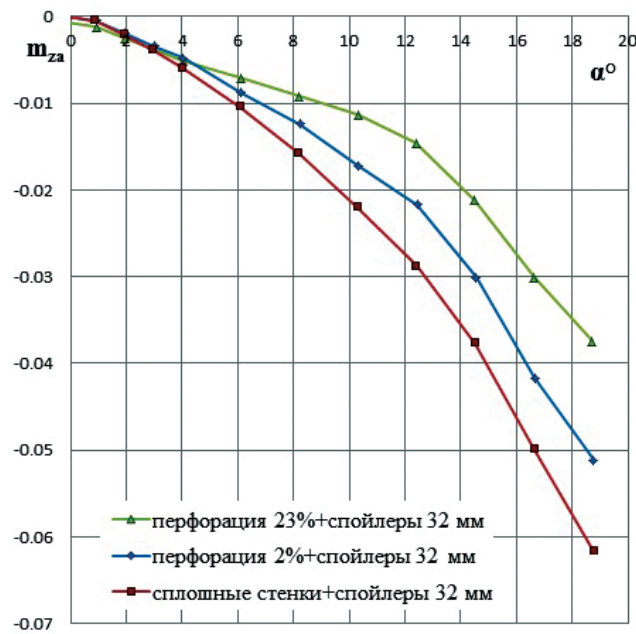


Рис. 16. Влияние коэффициента проницаемости перфорированных границ при фиксированной высоте спойлера на коэффициент момента тангажа модели

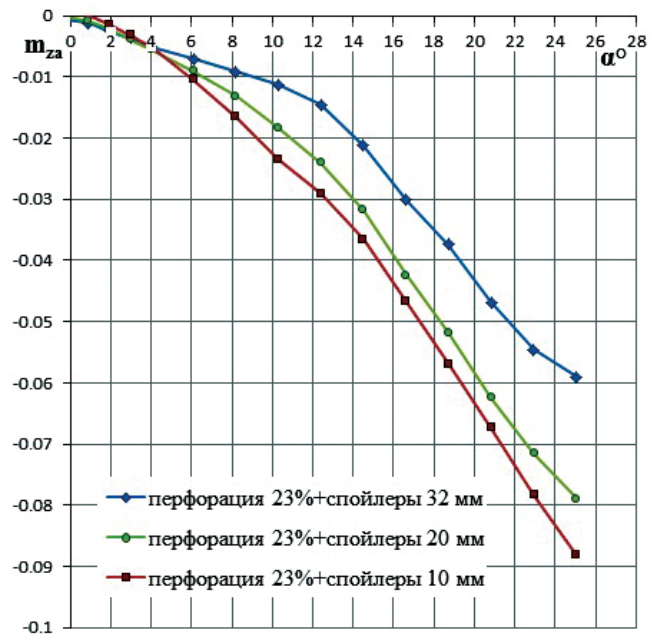


Рис. 17. Влияние высоты спойлера на коэффициент момента тангажа модели при фиксированном коэффициенте проницаемости перфорации

ный расчет обтекания контрольной модели при $M = 0,75$ в диапазоне углов атаки α от 0 до 25° . При решении уравнений Навье—Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS), использовалась модель турбулентности SST.

На рис. 18 приведены расчетные зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки

при обтекании модели безграничным потоком в сравнении с экспериментальными кривыми для различных параметров комбинированных границ. Если параметры комбинированных струйно-перфорированных границ выбраны правильно, то расхождение между результатами расчета и эксперимента будет минимальным. На основе полу-

ченных результатов можно заключить, что при малых углах атаки выбор высоты спойлера не оказывает большого влияния. Однако при больших углах атаки видно, что расчетная кривая для коэффициента подъемной силы ближе всего к экспериментальным данным для комбинированных границ со спойлером высотой 10 мм. Например, при угле атаки $\alpha = 20^\circ$ это расхождение было менее 0,001, а для $\alpha = 25^\circ$ составляло около 0,002 при данной комбинации параметров границ потока.

Анализ поведения кривых коэффициента момента тангажа (рис. 19) также демонстрирует значительное снижение индукции границ потока при правильном выборе высоты спойлера. Например, при угле атаки 12° при использовании комбинированных струйно-перфорированных границ с высотой спойлера 20 мм расхождение с расчетом для коэффициента момента тангажа было меньше 0,001. При угле атаки 25° это расхождение увеличилось и стало порядка 0,0045. Таким образом, при увеличении возмущений, вносимых моделью в поток, также необходимо изменить граничное условие. В этом случае высота спойлера должна быть выше 20 мм, но ниже 32 мм.

Сравнение результатов численного расчета и эксперимента в аэродинамической трубе Т-112 показало, что при корректно выбранных параметрах комбинированных струйно-перфорированных границ можно значительно снизить влияние стенок рабочей части аэродинамической трубы.

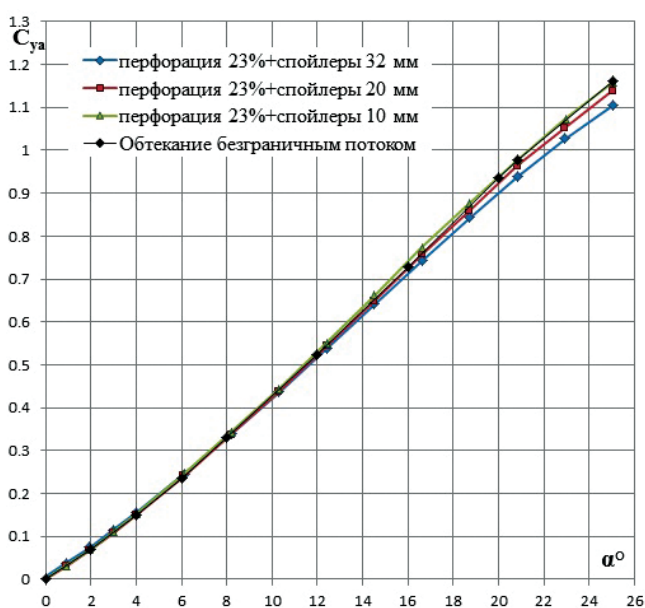


Рис. 18. Коэффициент подъемной силы. Сравнение результатов расчета и эксперимента

Выводы

В данной работе приводится описание цикла экспериментальных и расчетных исследований, направленных на продолжение разработки и внедрение нового методического подхода к проблеме снижения индукции границ потока в рабочей части аэродинамической трубы при дозвуковых и трансзвуковых скоростях потока. Описанный подход для решения проблемы индукции границ потока основан на ранее предложенной концепции использования управляемого пограничного слоя в качестве аналога струйных границ.

В аэродинамической трубе Т-112 ЦАГИ выполнен цикл исследований аэродинамических характеристик геометрически подобных моделей, а также контрольной модели ракетной компоновки. В работе проанализированы результаты испытаний выбранных моделей, полученные для граничных условий различного типа: гладкие стенки, перфорированные стенки с переменной проницаемостью, гладкие стенки с управляемым пограничным слоем и комбинированные струйно-перфорированные границы. Во время эксперимента с геометрически подобными моделями в зоне расположения моделей проводились измерения параметров пограничного слоя с помощью гребенки трубок Пито.

Результаты испытаний показали, что при использовании комбинированных струйно-перфорированных границ расхождения между кривыми основных аэродинамических характеристик гео-

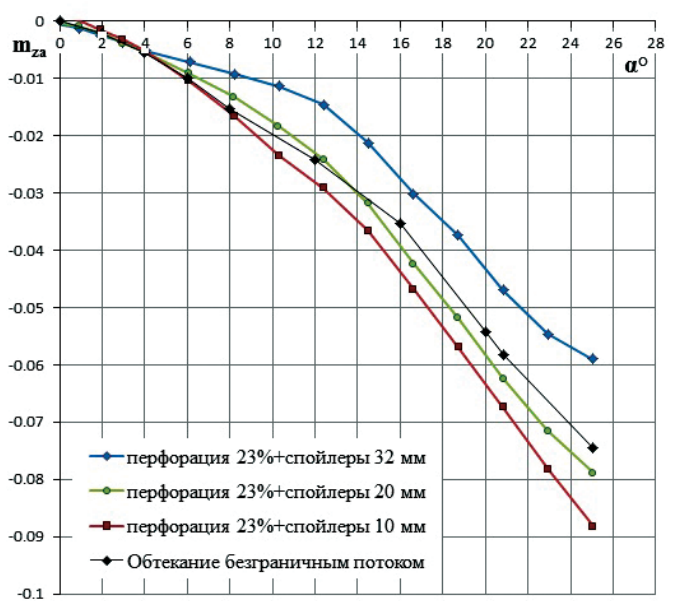


Рис. 19. Коэффициент момента тангажа. Сравнение результатов расчета и эксперимента

метрически подобных моделей минимизировались.

Сравнение результатов эксперимента в АДТ, полученных при испытании контрольной модели ракетной компоновки в разных границах, с численным расчетом обтекания безграничным потоком также показали преимущества использования комбинированных струйно-перфорированных границ, которые позволили значительно снизить влияние стенок рабочей части даже на больших углах атаки.

Основываясь на полученных данных, можно заключить, что использование комбинированных струйно-перфорированных границ имеет большие перспективы и позволяет значительно снизить индукцию границ потока.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 18-38-00735.

Библиографический список

- Kraft E.M.* Transforming Ground and Flight Testing through Digital Engineering // AIAA Scitech 2020 Forum (6-10 January 2020, Orlando, FL). AIAA 2020-1840. DOI: 10.2514/6.2020-1840
- Дубов Ю.Б., Желонкин В.И., Храбров А.Н.* Исследование боковых автоколебаний маневренного самолета на больших углах атаки // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 5. С. 5-13.
- Кузьмина С.И., Ишмуратов Ф.З., Поповский В.Н., Карась О.В.* Анализ динамической реакции и эффективности системы подавления флаттера магистрального самолета в трансзвуковом режиме полета // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 1. С. 108-121. DOI: 10.34759/vst-2020-1-108-121
- Prandtl L.* Tragflügel theorie. Part II, Nachrichten der Kgl. Ges. Wiss, Göttingen Math.-Phys. Klasse. 1919.
- Kármán T., Burgers J.M.* General aerodynamic theory perfect fluids // Durand W.F. (ed.) Aerodynamic Theory. Vol. II. Division E. — Berlin, Julius Springer, Heidelberg. 1935. DOI: 10.1007/978-3-642-91485-0_1
- Glauert H.* Wind tunnel interference on wings, bodies and airscrews. — Aeronautical Research Committee, Reports and Memoranda No. 1566, 1933. — 75 p.
- Theodorsen T.* The theory of wind-tunnel wall interference. NASA Technical Report 410, United States, 1935.
- Иванова В.М., Тагиров Р.К.* Расчет трансзвукового обтекания осесимметричных и плоских тел с учетом влияния перфорированной стенки аэродинамической трубы и хвостовой державки // Ученые записки ЦАГИ. 1978. Т. IX. № 6. С. 28-37.
- Фонарев А.С.* Исследование влияния проникаемых стенок трансзвуковой аэродинамической трубы при обтекании профиля // Труды ЦАГИ. Выпуск 2028. — М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1980. — 119 с.
- Ивантеева Л.Г., Павловец Г.А.* Линейная теория эквивалентного профиля в задаче о влиянии перфорированных границ потока // Ученые записки ЦАГИ. 1984. Т. XV. № 5. С. 1-9.
- Иванов А.И.* Экспериментальное исследование течения газа вблизи перфорированных стенок трансзвуковой аэродинамической трубы // Ученые записки ЦАГИ. 1987. Т. XVIII. № 3. С. 131-136.
- Wight K.C.* A Review of Slotted-Wall Wind Tunnel Interference Effects on Oscillating Models in Subsonic and Transonic Flows // The Aeronautical Journal. 1964. Vol. 68. No. 646, pp. 670-674. DOI: 10.1017/S0368393100080627
- Gorbushin A.R., Bosnyakov S.M., Glazkov S.A., Kursakov I.A., Lysenkov A.V., Matyash S.V., Semenov A.V.* Slotted Wall Interference Investigation in ETW using the NASA CRM model // 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting (5-9 January 2015, Kissimmee, Florida). DOI: 10.2514/6.2015-0621
- Grunnet J.L.* Transonic Wind Tunnel Wall Interference Minimization // Journal of Aircraft. 1984. Vol. 21. No. 9, pp. 694-699. DOI: 10.2514/3.45016
- Schairer E.T.* Experiments in a Three-Dimensional Adaptive-Wall Wind Tunnel. NASA Technical Paper 2210. United States. 1983.
- Goodyer M.J., Wolf S.W.D.* Development of a Self-streamlining Flexible Walled Transonic Test Section // AIAA Journal. 1982. Vol. 20. No. 2, pp. 227-234. DOI: 10.2514/3.51070
- Weiland P., Michelis S., Gardner A.D.* Numerical Simulation of an Adaptive Wall in a Virtual Transonic Wind Tunnel // AIAA Journal. 2017. Vol. 55. No. 9, pp. 3214-3218. DOI: 10.2514/1.J055481
- Сычев В.В., Фонарев А.С.* Безындукционные аэродинамические трубы для трансзвуковых исследований // Ученые записки ЦАГИ. 1975. Т. VI. № 5. С. 1-14.
- Нейланд В.М., Семенов А.В.* Выбор оптимальной проницаемости стенок трансзвуковой аэродинамической трубы // Ученые записки ЦАГИ. 1983. Т. XIV. № 4. С. 114-118.
- Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Ivanov A.I., Semenov A.V.* Recent experience in improving the accuracy of wall interference corrections in TsAGI T-128 wind tunnel // Progress in Aerospace Sciences. 2001. Vol. 37. No. 3, pp. 263-298. DOI: 10.1016/S0376-0421(01)00007-0
- Нейланд В.М.* Дозвуковые и трансзвуковые течения газа в адаптивных границах: Дисс. ... докт. физ.-мат. наук. — М.: ЦАГИ, 1989. — 280 с.
- 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.

23. *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.
24. *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
25. *Chernyshev S.L., Ivanov A.I., Streltsov E.V., Volkova A.O.* Application of the combined boundaries to reduce wall interference for NACA 0012 airfoil tests // 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS'2018 (09-14 September 2018, Belo Horizonte, Brasil). URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0321_paper.pdf

APPLICATION OF COMBINED JET-PERFORATED BOUNDARIES TO SOLVE THE PROBLEM OF THE WIND TUNNEL WALL INTERFERENCE AT TRANSONIC SPEEDS

Volkova A.O.* , Ivanov A.I. , Streltsov E.V.*****

*Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),
1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia*

* *e-mail: a.volkova.mipt@gmail.com*

** *e-mail: ivanov_a_i@list.ru*

*** *e-mail: evg.streltsov@gmail.com*

Abstract

One of the main stages in the design and modernization of the aircraft is a wind tunnel experiment. For this reason, further development and improvement of the wind tunnel test technique is necessary. A number of fundamental problems have to be solved to improve the accuracy of the experimental studies, one of them is the implementation of an interference free flow over the model. Existing approaches, such as permeable walls (perforated or slotted), adaptive walls or jet boundaries, do not allow us to close the issue of test section walls influence on aerodynamic characteristics of the model due to some disadvantages. In the framework of this analysis, a prospective boundary condition is studied, which is a combination of perforated boundaries and a controlled boundary layer.

The efficiency of using combined jet-perforated boundaries was investigated in test series with the models of aircraft and missile layouts at high subsonic and transonic speeds. Models were tested in solid and perforated walls, as well as in combined jet-perforated boundaries in TsAGI T-112 trisonic facility.

Models of civil aircraft were geometrically-similar schematized models. An approach based on the use of geometrically-similar models allows us to obtain useful estimates of the effectiveness of applying certain boundaries. It is assumed that proper choice of boundary conditions should ensure the coincidence of the obtained aerodynamic characteristics of various scales models. As a result, the basic aerodynamic

characteristics of the models were obtained, as well as in the model location zone the boundary layer parameters were measured. The obtained experimental results show that the use of combined jet-perforated boundaries causes a noticeable increase in the boundary layer and its integral characteristics (the displacement thickness and the moment thickness). Thus, the curves corresponding to the lift and pitch moment coefficients in the combined jet-perforated boundaries coincided almost completely that indicates the least influence of the walls of the WT test section.

To analyze the obtained experimental results, numerical modeling of the flow around three-dimensional models was carried out. Numerical research at various boundaries makes it possible to significantly reduce the required amount of experimental studies. Simulation of the unbounded flow around the model allows obtaining the interference-free aerodynamic characteristics of the model, which must also be obtained with the correct selection of the boundary conditions in the wind tunnel test section. Their complete coincidence means solving the wall interference problem.

As a result, a comparison was made of the obtained experimental data in a wind tunnel and a numerical study for the missile layout model. The comparison was carried out for the lift and pitch moment coefficients depending on the angle of attack. Finally, it can be concluded that a new type of boundary condition that is a combination of perforated walls and a controlled boundary layer can effectively eliminate

the influence of the WT test section walls on the aerodynamic characteristics of the model. Thus, new type of boundary condition has great prospects for implementation in new aerodynamic installations, as well as in the modernization of existing ones.

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

References

- Kraft E.M. Transforming Ground and Flight Testing through Digital Engineering. *AIAA Scitech 2020 Forum (6-10 January 2020, Orlando, FL)*. AIAA 2020-1840. DOI: 10.2514/6.2020-1840
- Dubov Yu.B., Zhelonkin V.I., Khrabrov A.N. Research of manoeuvrable aircraft Wing Rock oscillations at high angles of attack. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 5, pp. 5-13.
- Kuz'mina S.I., Ishmuratov F.Z., Popovskii V.N., Karas' O.V. Analysis of dynamic response and flutter suppression system effectiveness of a long-haul aircraft in transonic flight mode. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 1, pp. 108-121. DOI: 10.34759/vst-2020-1-108-121
- Prandtl L. *Tragflügel theorie. Part II*, Nachrichten der Kgl. Ges. Wiss, *Göttingen Math.-Phys. Klasse*. 1919.
- Kármán T., Burgers J.M. General aerodynamic theory perfect fluids. *Durand W.F. (ed.) Aerodynamic Theory. Vol. II. Division E*. Berlin, Julius Springer, Heidelberg. 1935. DOI: 10.1007/978-3-642-91485-0_1
- Glauert H. *Wind tunnel interference on wings, bodies and airscrews*. Aeronautical Research Committee, Reports and Memoranda No. 1566, 1933, 75 p.
- Theodorsen T. *The theory of wind-tunnel wall interference*. NACA Technical Report 410, United States, 1935.
- Ivanova V.M., Tagirov R.K. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1978, vol. IX, no. 6, pp. 28-37.
- Fonarev A.S. *Trudy TsAGI*. Issue 2028, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1980, 119 p.
- Ivanteeva L.G., Pavlovets G.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1984, vol. XV, no. 5, pp. 1-9.
- Ivanov A.I. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1987, vol. XVIII, no. 3, pp. 131-136.
- Wight K.C. A Review of Slotted-Wall Wind Tunnel Interference Effects on Oscillating Models in Subsonic and Transonic Flows. *The Aeronautical Journal*, 1964, vol. 68, no. 646, pp. 670-674. DOI: 10.1017/S0368393100080627
- Gorbushin A.R., Bosnyakov S.M., Glazkov S.A., Kursakov I.A., Lysenkov A.V., Matyash S.V., Semenov A.V. Slotted Wall Interference Investigation in ETW using the NASA CRM model. *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting (5-9 January 2015, Kissimmee, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2015-0621
- Grunnet J.L. Transonic Wind Tunnel Wall Interference Minimization. *Journal of Aircraft*, 1984, vol. 21, no. 9, pp. 694-699. DOI: 10.2514/3.45016
- Schairer E.T. *Experiments in a Three-Dimensional Adaptive-Wall Wind Tunnel*. NASA Technical Paper 2210, United States, 1983.
- Goodyer M.J., Wolf S.W.D. Development of a Self-streamlining Flexible Walled Transonic Test Section. *AIAA Journal*, 1982, vol. 20, no. 2, pp. 227-234. DOI: 10.2514/3.51070
- Weiland P., Michelis S., Gardner A.D. Numerical Simulation of an Adaptive Wall in a Virtual Transonic Wind Tunnel. *AIAA Journal*, 2017, vol. 55, no. 9, pp. 3214-3218. DOI: 10.2514/1.J055481
- Sychev V.V., Fonarev A.S. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1975, vol. VI, no. 5, pp. 1-14.
- Neiland V.M., Semenov A.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1983, vol. XIV, no. 4, pp. 114-118.
- Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Ivanov A.I., Semenov A.V. Recent experience in improving the accuracy of wall interference corrections in TsAGI T-128 wind tunnel. *Progress in Aerospace Sciences*, 2001, vol. 37, no. 3, pp. 263-298. DOI: 10.1016/S0376-0421(01)00007-0
- 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
- Chernyshev S.L., Ivanov A.I., Streltsov E.V., Volkova A.O. Application of the combined boundaries to reduce wall interference for NACA 0012 airfoil tests. *31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS'2018 (09-14 September 2018, Belo Horizonte, Brasil)*. URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0321_paper.pdf.