

УДК 533.6.071.4

Е. В. Стрельцов

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского
Московский физико-технический институт (государственный университет)

Численное моделирование течения в малоиндукционных трансзвуковых аэродинамических трубах с управляемым пограничным слоем на жестких стенках

Традиционные проницаемые границы (перфорированные и щелевые), используемые в трансзвуковых аэродинамических трубах, обладают рядом существенных недостатков, не позволяющих полностью устранить влияние границ потока на все основные аэродинамические характеристики. Данная статья посвящена результатам численного моделирования нового граничного условия, основанного на идее струйных границ. Рассмотрена возможность применения управляемого пограничного слоя на сплошных стенках рабочей части аэродинамической трубы, толщина которого искусственно увеличена. В результате получено существенное уменьшение влияния границ потока на все основные аэродинамические характеристики, включая коэффициент подъемной силы и коэффициент момента тангажа. Применение управляемого пограничного слоя может стать простым и эффективным методом уменьшения индукции границ потока.

Ключевые слова: численное моделирование, влияние границ потока, пограничный слой, аэродинамическая труба.

E. V. Streltsov

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky
Moscow Institute of Physics and Technology (State University)

Numerical simulation of flow in low-interference transonic wind tunnels with the controlled boundary layer on solid walls

Traditional boundaries of transonic wind tunnels (perforated and slotted walls) have some disadvantages that do not allow us to completely remove wall interference in all main aerodynamic characteristics. This article focuses on the numerical simulation of a new boundary condition based, in general, on the idea of jet boundaries. The author examines the implementation of the controlled boundary layer on solid walls which thickness is artificially increased. Analysis emphasizes a significant decrease in the wall interference on all main aerodynamic characteristics, including the lift coefficient and the pitching moment coefficient. Realization of the controlled boundary layer might become a simple and rather efficient method of wall interference reduction.

Key words: numerical simulation, wall interference, boundary layer, wind tunnel.

1. Введение

Важной методической задачей при испытании моделей в аэродинамических трубах (АДТ) остается уменьшение индукции границ потока, причем наиболее актуальной она становится в трансзвуковом диапазоне скоростей, где из-за нелинейных эффектов и появления скачков уплотнения использование большинства традиционных методов внесения поправок не всегда возможно. Тенденция к увеличению размеров модели, связанная с целью повышения числа Рейнольдса дополнительно обостряет данную проблему.

Традиционно для уменьшения индукции границ потока в трансзвуковых и дозвуковых АДТ применяются проницаемые (перфорированные и щелевые) стенки рабочей части. Существующие методики изучения граничных условий для течений в рабочих частях АДТ [1] позволяют не только снизить влияние стенок, но и учесть расчетным путем остаточную индукцию. Вместе с тем такой подход не позволяет одновременно устранить индукцию границ на все основные аэродинамические характеристики модели, в частности, не устраняет одновременно индукционный скос и градиент индукционного скоса.

Разработаны также различные концепции адаптивных границ [2–4], однако их техническая реализация достаточно сложна и приводит к существенному удорожанию эксперимента. При проектировании нового поколения трансзвуковых аэродинамических труб необходимо применять новые, технически легко реализуемые и эффективные подходы к проблеме индукции границ потока.

Один из таких подходов предложен специалистами ЦАГИ [5, 6]. Идея заключается в использовании управляемого пограничного слоя в качестве аналога пристеночной струи на жесткой или перфорированной стенке рабочей части АДТ. Эта концепция обещает стать эффективным и технически легко реализуемым способом уменьшения влияния границ потока на все основные аэродинамические характеристики испытываемых моделей.

Однако, несмотря на обнадеживающие экспериментальные результаты применения управляемого пограничного слоя [5], необходимо продолжение работ по подтверждению эффективности и работоспособности концепции, а также оптимизация параметров пристеночного течения для реализации обтекания моделей в условиях, близких к безграничному потоку. Для этого параллельно с экспериментальными исследованиями используется численное моделирование течений в АДТ. Первый удачный опыт применения специализированного программного пакета EWT (EWT – аббревиатура названия Electronic Wind Tunnel), [7], разработанного в ЦАГИ, описан в работе [8]. Одновременное использование эмпирического подхода и методов численного моделирования приводит к синергетическому эффекту, повышая достоверность численных расчетов, а также увеличивая эффективность и снижая стоимость трубных испытаний.

В данной статье приведены результаты численных исследований концепции управляемого пограничного слоя. Методы численного моделирования течения в новых границах позволяют выбрать оптимальные параметры пограничного слоя и организовать обтекание модели, близкое к условиям безграничного потока.

2. Численное моделирование

Цель работы – подтверждение эффективности применения управляемого пограничного слоя на стенках АДТ для уменьшения влияния границ потока, а также оптимизация параметров управляемого пограничного слоя. В ходе работы проведен большой объем численных исследований: выполнено прямое сравнение аэродинамических характеристик, полученных при расчете модели в рабочей части аэродинамической трубы с различными границами (сплошные стенки, управляемый пограничный слой на жесткой стенке) с характеристиками модели при безграничном обтекании.

В данной работе численное моделирование проводилось с помощью разработанного в ЦАГИ пакета аэродинамических программ EWT-TsAGI, позволяющего решать весьма обширный класс задач современной аэродинамики. Для расчетов использован конечно-объемный численный метод, основанный на явной схеме Годунова – Колгана – Родионова второго порядка аппроксимации по всем переменным с неявным сглаживателем [9] для решения осредненной по времени системы уравнений Навье–Стокса (система уравнений Рейнольдса). Для замыкания этой системы используется модель турбулентности SST [10]. Решение получается путем установления по времени.

Эффективность управляемого пограничного слоя оценивалась на примерах хорошо известных тестовых моделей: симметричного профиля NACA 0012 и крыла ONERA M6. Для

каждого тестового случая выполнен расчет безграничного обтекания, расчет в сплошных стенках АДТ и в сплошных стенках с управляемым пограничным слоем.

3. Профиль NASA 0012

Обтекание симметричного профиля NASA 0012 – классическая двумерная тестовая задача. Параметры расчетов обтекания профиля NASA 0012 соответствуют параметрам эксперимента [11].

На первом этапе проводились расчеты безграничного обтекания на сетках мощностью 16640, 66560 и 266240 ячеек вокруг профиля. Расстояние от поверхности профиля до внешней границы расчетной области у всех сеток равно 20 хордам. Сетки сгущены возле носка, задней кромки профиля и по нормали к поверхности профиля. На основании предварительных расчетов в пограничный слой помещено не менее 32 ячеек, размер y_{+1} ячейки составляет не более 0.5 (рис. 1).

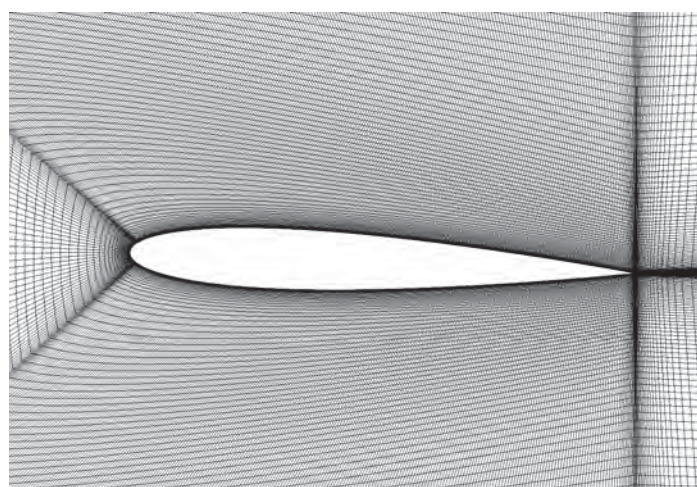


Рис. 1. Расчетная сетка. Профиль NASA 0012

Расчетные эпюры C_p хорошо согласуются и слабо отличаются друг от друга (рис. 2) (различия видны лишь в области расположения скачка уплотнения: на грубой сетке скачок уплотнения «размывается»). Полученные данные также удовлетворительно согласуются с экспериментом (рис. 2) и расчетами других авторов [12] (табл. 1).

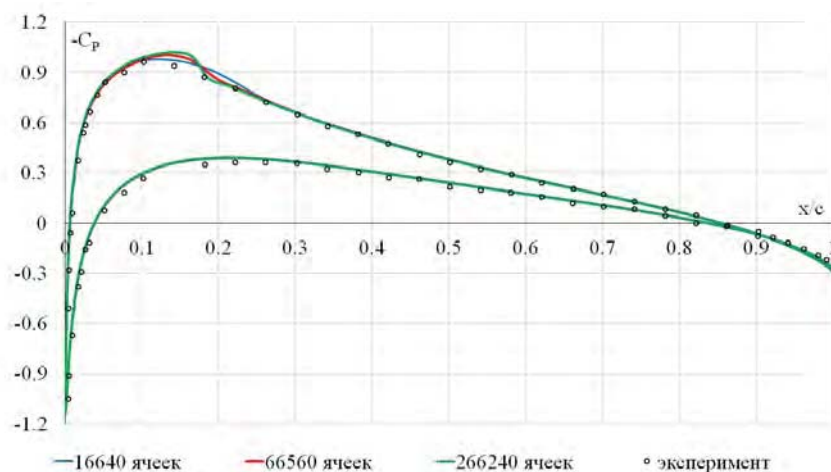


Рис. 2. Профиль NASA 0012. Распределение коэффициента давления по поверхности профиля. Сравнение расчетных и экспериментальных данных. $M = 0.7$, $\alpha = 1.49^\circ$

На втором этапе численного исследования проведена оценка влияния сплошных стенок и сплошных стенок с управляемым пограничным слоем на примере профиля NASA 0012. Для этого моделировалась рабочая часть трансзвуковой АДТ (загромождение моделью NASA 0012 составляло 4.08%) с пограничным слоем на верхней и нижней стенке. В первом случае пограничный слой нарастал свободно, а во втором случае его интегральные параметры существенно увеличивались за счет задания профиля скорости на входе в расчетную область.

Очевидным результатом расчета в сплошных стенках стало существенное искажение обтекания профиля, что привело к значительному изменению эпюры давления (рис. 3). Данный результат хорошо иллюстрирует влияние сплошных стенок рабочей части при трансзвуковых скоростях.

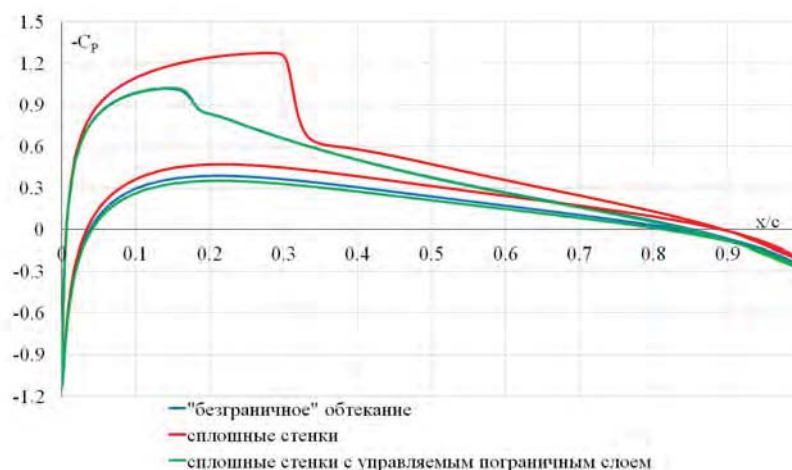


Рис. 3. Профиль NASA 0012. Распределение коэффициента давления по поверхности профиля при расчете в различных границах. $M = 0.7$, $\alpha = 1.49^\circ$

Для моделирования управляемого пограничного слоя на входе в рабочую часть задавался профиль продольной компоненты скорости:

$$u(y) = \tanh\left(\left(y + \frac{h}{2}\right)k\right) \cdot \left(-\tanh\left(\left(y + \frac{h}{2}\right)k - kh\right)\right) \cdot u_\infty,$$

где h — высота рабочей части; u_∞ — скорость невозмущенного потока; k — безразмерный коэффициент, определяющий профиль скорости у стенок (рис. 4).

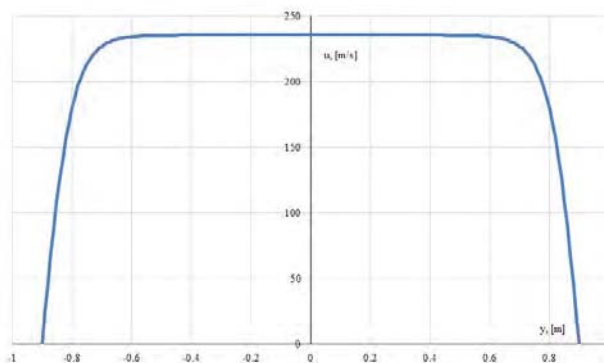


Рис. 4. Типичный профиль скорости, который задавался на входе в расчетную область для моделирования управляемого пограничного слоя

Проведен ряд расчетов с различными профилями скорости на входе в расчетную область. Наименьшее влияние индукции было получено при задании профиля скорости с

коэффициентом $k = 12$. Моделирование управляемого пограничного слоя посредством задания профиля скорости позволило существенно снизить влияние границ потока; эпюры давления значительно лучше согласуются с экспериментальными данными (рис. 3) даже несмотря на наличие сплошной стенки. Значения коэффициентов C_x и C_y также близки к значениям, характерным для условий безграничного обтекания [11], (табл. 1).

Т а б л и ц а 1

Сравнение экспериментальных данных с расчетами в различных границах и результатами других авторов. Профиль НАСА 0012. $M = 0.7$, $\alpha = 1.49^\circ$

	C_x	C_y
Эксперимент (Holst T.L., [7])	0.00830	0.2540
Расчет (Босняков и др., [8])	0.00836	0.2407
Данная работа («безграничное» обтекание)	0.00850	0.2366
Данная работа (сплошные стенки с управляемым пограничным слоем, $k = 12$)	0.00825	0.2581

Для этого расчета с управляемым пограничным слоем на расстоянии 1 хорды перед профилем (1000 мм) определены интегральные параметры пограничного слоя (рис. 5). Толщина вытеснения составила 2.65% полувысоты рабочей части.

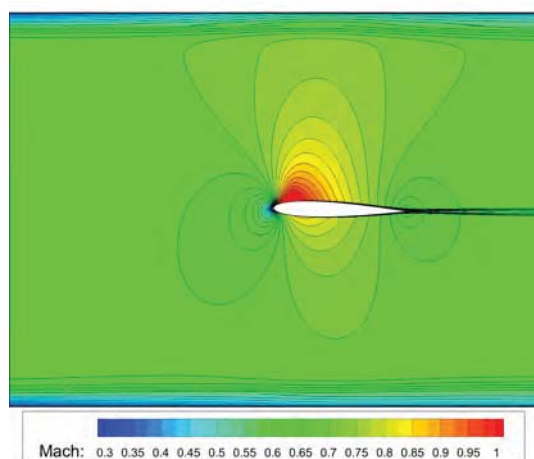


Рис. 5. Расчет обтекания профиля НАСА 0012 в рабочей части АДТ с управляемым пограничным слоем. $M = 0.7$, $\alpha = 1.49^\circ$

4. Крыло ONERA M6

Крыло ONERA M6 – общепризнанный стандартный тест по трансзвуковому обтеканию изолированного крыла. Экспериментальные данные по этому крылу вошли в отчет AGARD [13]. Вид модели крыла и ее геометрия показаны на рис. 6. Средняя аэродинамическая хорда крыла $CAX = 0.64607$ м, полуразмах крыла $L_w = 1.1963$ м.

Проведено численное исследование модели крыла при «безграничном» обтекании (рис. 7), с параметрами, взятыми из эксперимента [13]: $M = 0.8395$, $Re_{CAX} = 11.7 \cdot 10^6$, угол атаки $\alpha = 3.06^\circ$, $P_0 = 145541$ Па, $T_0 = 322.66$ К. Расчеты проведены на сетке мощностью более 5 млн ячеек, в том числе 128 ячеек вокруг профиля крыла (не считая 32 ячеек на затупленной задней кромке крыла) и 96 ячеек по размаху крыла (рис. 8). В пограничный слой помещено 48 ячеек; размер y_{+1} ячейки составляет не более 0.6.

На рис. 9 представлены полученные в ходе эксперимента распределения коэффициента давления в шести сечениях крыла (сечение № 7 не приводится т.к. в расчете законцовка крыла не моделировалась). Эти результаты сравниваются с расчетом безграничного обте-

кания крыла, выполненным в ходе данной работы с помощью пакета EWT-TsAGI, а также с результатами образцового расчета, выполненного с использованием промышленного солвера NASA – WIND, разработанного NPARC Alliance [14].

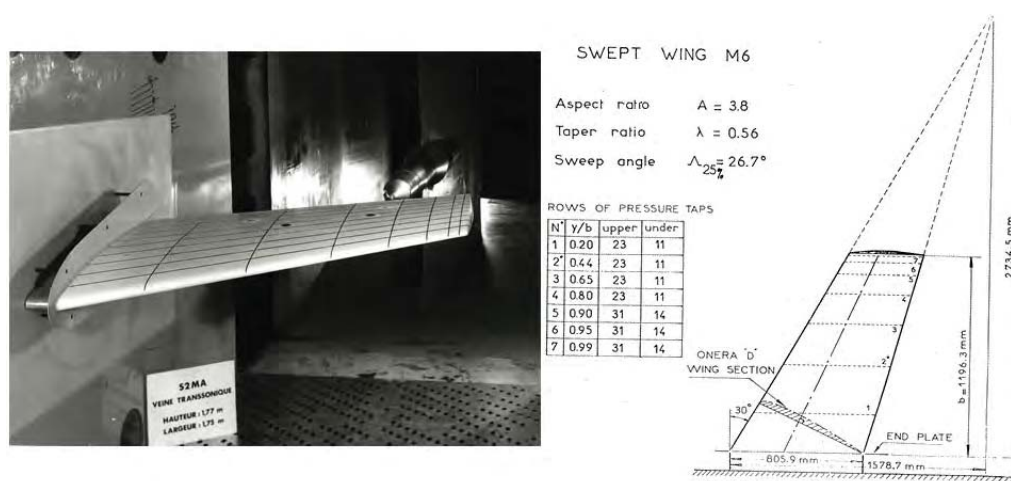


Рис. 6. Геометрия крыла ONERA M6

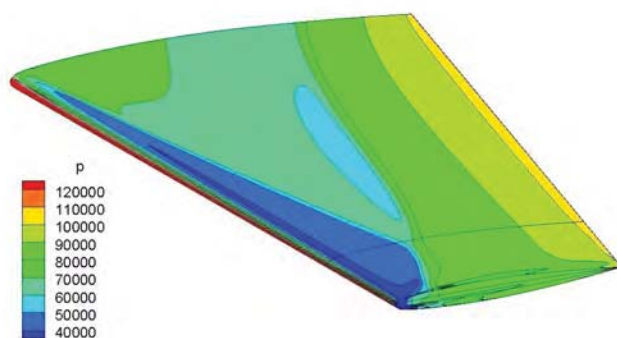


Рис. 7. Распределение давления по поверхности крыла ONERA M6. Расчет «безграничного» обтекания. $M = 0.8395$, $\alpha = 3.06^\circ$

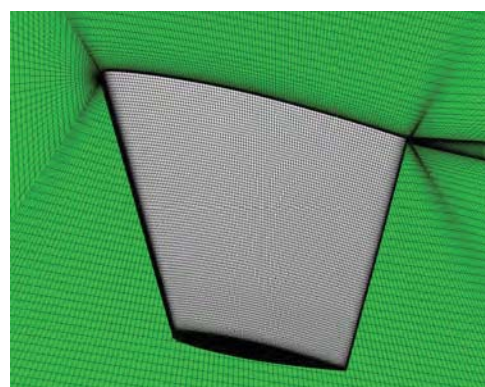


Рис. 8. Расчетная сетка. Крыло ONERA M6

В целом результаты, полученные в данной работе, удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными и образцовым расчетом WIND [15] (табл. 2, рис. 9) и позволяют проводить дальнейшее моделирование управляемого пограничного слоя на примере крыла ONERA M6. Точность расчетов с использованием обоих солверов падает ближе к концу крыла, где картина взаимодействия замыкающего скачка уплотнения с пограничным слоем отличается от экспериментальной. Это может быть связано с влиянием стенок трубы (которое не учитывалось при расчете безграничного обтекания), а также с неточностями моделирования законцовки крыла.

В ходе моделирования управляемого пограничного слоя посредством задания профиля скорости на примере крыла ONERA M6 также были получены достаточно обнадеживающие результаты (рис. 10). Сетка, построенная для данного тестового случая, подробно моделирует в том числе и пограничный слой на верхней и нижней стенке модели рабочей части длиной 10 метров с квадратным сечением 2.4×2.4 метра (мощность сетки более 7 миллионов ячеек).

Для сравнения результатов расчет был проведен сначала в сплошных стенках, а затем в сплошных стенках с моделированием управляемого пограничного слоя ($k = 23$). Результатом расчета в сплошных стенках, как и в предыдущих случаях, стало существенное

искажение обтекания профиля во всех сечениях, что привело к значительному изменению эпюры давления.

Т а б л и ц а 2

Сравнение расчетов в различных границах с результатами других авторов.
Крыло ONERA M6. $M = 0.8395$, $\alpha = 3.06^\circ$

	C_x	C_y
Расчет (солвер WIND, [11])	0.0166	0.2671
Расчет (Босняков и др., [8])	0.0173	0.2703
Данная работа («безграничное» обтекание)	0.0170	0.2639
Данная работа (сплошные стенки с управляемым пограничным слоем, $k = 23$)	0.0173	0.2811

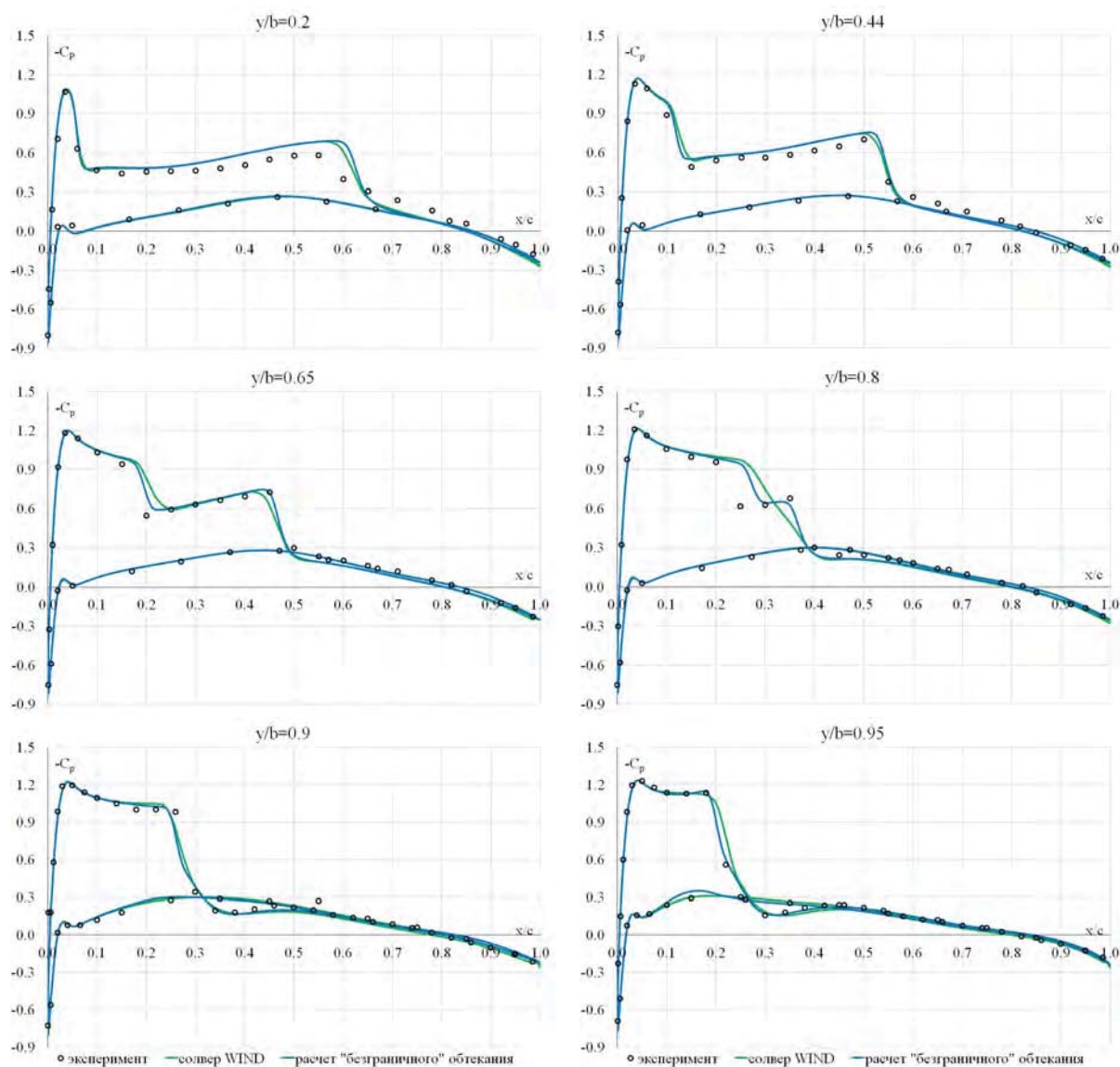


Рис. 9. Сравнение результатов «безграничного» обтекания с экспериментальными данными и результатами солвера NASA (WIND) в различных сечениях. $M = 0.8395$, $\alpha = 3.06^\circ$

Расчет с моделированием пограничного слоя показал существенное снижение влияния границ потока; эпюры давления значительно лучше согласуются с экспериментальными данными и с расчетом безграничного обтекания (рис. 11).

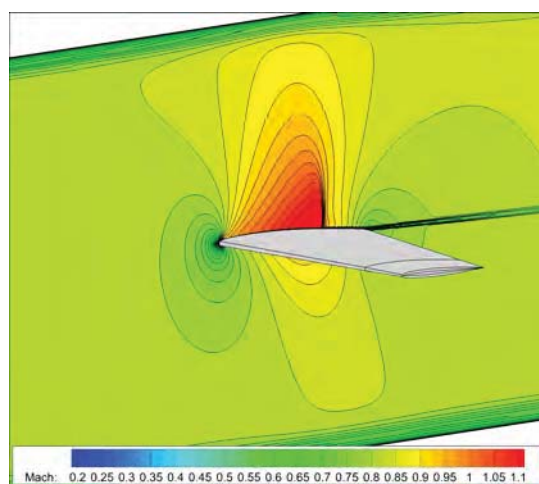


Рис. 10. Расчет обтекания крыла ONERA M6 в модели рабочей части АДТ с управляемым пограничным слоем. $M = 0.8395$, $\alpha = 3.06^\circ$

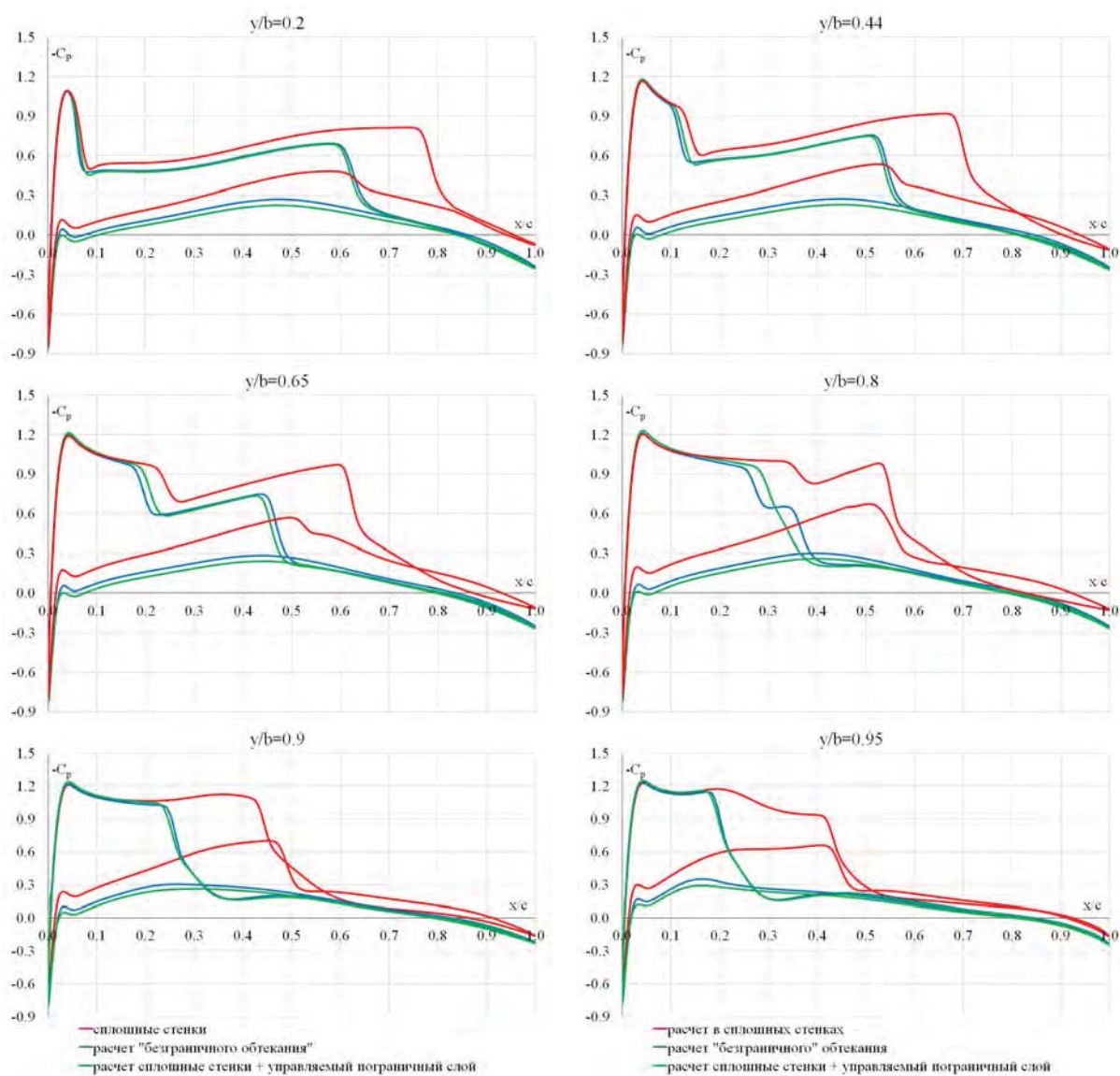


Рис. 11. Распределение коэффициента давления по поверхности крыла ONERA M6 в различных границах. $M = 0.8395$, $\alpha = 3.06^\circ$

Для расчета с управляемым пограничным слоем ($k = 23$) на расстоянии 1 САХ перед профилем (646.07 мм) определены интегральные параметры пограничного слоя (рис. 11). Толщина вытеснения составляет 1.77% полувысоты рабочей части.

5. Заключение

Анализ результатов данного численного исследования в очередной раз подчеркивает важность выбора граничных условий в трансзвуковой АДТ. Моделирование обтекания тестовых моделей в различных границах, в том числе и с управляемым пограничным слоем на жестких стенках, позволило получить близкие к оптимальным параметры пограничного слоя для эффективного уменьшения индукции границ потока.

Применение управляемого пограничного слоя в обоих тестовых случаях позволило существенно снизить влияние сплошных стенок рабочей части. Эти обнадеживающие результаты позволяют продолжать работу над развитием данной концепции: планируется продолжение численных исследований тестовых моделей (с различными несущими свойствами и при различных углах атаки), а также рассматривается возможность дополнения программного пакета EWT-TsAGI граничным условием, соответствующим струйной границе (линейная связь нормальной компоненты скорости и продольной производной скорости $v = \gamma \frac{du}{dx}$).

Автор выражает глубокую благодарность своему научному руководителю А.И. Иванову за полезные обсуждения и замечания и И.А. Курсакову за помощь в написании статьи.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант № 16-38-00624.

Литература

1. *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. V. 37, N 3. P. 263–298.
2. *Сычев В.В., Фонарев А.С.* Безындукционные аэродинамические трубы для трансзвуковых исследований // Ученые записки ЦАГИ. 1975. Т. 6, вып. 5.
3. *Ferry A., Baronti P.* A method for transonic wind tunnel corrections // AIAA Journal. 1973. V. 11, N 1.
4. *Sears W.R.* Self-correcting wind tunnels // Aeronautical Journal. 1974. V. 78, N 758–759. P. 80–89.
5. *Ivanov A.I., Streltsov E.V.* Controlled boundary layer on the solid walls of wind tunnels: New approach to the boundary interference problem // Proceedings of the 29th Congress of the «International Council of the Aeronautical Sciences» (ICAS). Saint Petersburg, 2014. P. 1–8.
6. *Arkhipov M.E., Ivanov A.I., Kursakov I.A., Streltsov E.V.* Optimization of the controlled boundary layer parameters at the test section entrance of transonic wind tunnels for the wall interference reduction // Proceedings of the 6th «European Conference for aeronautics and space science» (EUCASS). Krakow, 2015. P. 1–13.
7. *Bosnyakov S., Kursakov I., Lysenkov A., Matyash S., Mikhailov S., Vlasenko V., Quest J.* Computational tools for supporting the testing of civil aircraft configurations in wind tunnels // Progress in Aerospace Sciences. 2008. V. 44, N 2. P. 67–120.
8. *Neyland V.Ya., Bosniakov S.M., Glazkov S.A., Ivanov A.I., Matyash S.V., Mikhailov S.V., Vlasenko V.V.* Conception of electronic wind tunnel and first results of its implementation // Progress in Aerospace Sciences. 2001. V. 37, N 2. P. 121–145.

9. *Кажан Е.В.* Повышение устойчивости явной схемы Годунова–Колгана–Родионова локальным введением неявного сглаживателя // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. XLIII, вып. 6. С. 66–84.
10. *Menter F.R., Kuntz M., Langtry R.* Ten Years of Experience with the SST Turbulence Model // Turbulence, Heat and Mass Transfer 4 / Ed. By K. Hanjalic, Y. Nagano, M. Tummers. Begell House Inc. 2003. P. 625–632.
11. *Holst T.L.* Viscous Transonic Airfoil Workshop Compendium of Results // AIAA Paper 87, 1460. 1987. NASA Ames Research Center. Moffett Field, California.
12. *Босняков С.М., Власенко В.В., Енгулатова М.Ф., Кажан Е.В., Матяш С.В., Трошин А.И.* Промышленные солверы пакета EWT-ЦАГИ и их верификация на серии стандартных тестов // Труды ЦАГИ. 2014. № 2735. С. 3–91.
13. *Schmitt V., Charpin F.* Pressure Distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers, Experimental Data Base for Computer Program Assessment // Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04. 1979. AGARD AR 138.
14. *Bush R.H., Power G.D., Towne C.E.* WIND: The Production Flow Solver of the NPARC Alliance // AIAA Paper 98-0935. 1998. P. 1–14.
15. NPARC Alliance Validation Archive. ONERA M6 Wing: Study N 1.

References

1. *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. V. 37, N 3. P. 263–298.
2. *Sychev V.V., Fonarev A.S.* Interference-free wind tunnels for transonic studies. Scientific notes of TsAGI. 1975. V. 6, N 5.
3. *Ferry A., Baronti P.* A method for transonic wind tunnel corrections. AIAA Journal. 1973. V. 11, N 1.
4. *Sears W.R.* Self-correcting wind tunnels. Aeronautical Journal. 1974. V. 78, N 758–759. P. 80–89.
5. *Ivanov A.I., Streltsov E.V.* Controlled boundary layer on the solid walls of wind tunnels: New approach to the boundary interference problem. Proceedings of the 29th Congress of the «International Council of the Aeronautical Sciences» (ICAS). Saint Petersburg, 2014. P. 1–8.
6. *Arkhipov M.E., Ivanov A.I., Kursakov I.A., Streltsov E.V.* Optimization of the controlled boundary layer parameters at the test section entrance of transonic wind tunnels for the wall interference reduction. Proceedings of the 6th «European Conference for aeronautics and space science» (EUCASS). Krakow, 2015. P. 1–13.
7. *Bosnyakov S., Kursakov I., Lysenkov A., Matyash S., Mikhailov S., Vlasenko V., Quest J.* Computational tools for supporting the testing of civil aircraft configurations in wind tunnels. Progress in Aerospace Sciences. 2008. V. 44, N 2. P. 67–120.
8. *Neyland V.Ya., Bosniakov S.M., Glazkov S.A., Ivanov A.I., Matyash S.V., Mikhailov S.V., Vlasenko V.V.* Conception of electronic wind tunnel and first results of its implementation. Progress in Aerospace Sciences. 2001. V. 37, N 2. P. 121–145.
9. *Kazhan E.V.* Improving the stability of Godunov-Colgan-Rodionov explicit scheme by local introduction of the implicit smoother. TsAGI Science Journal. 2012. V. XLIII, N 6, P. 66–84.
10. *Menter F.R., Kuntz M., Langtry R.* Ten Years of Experience with the SST Turbulence Model. Turbulence, Heat and Mass Transfer 4. Ed. By K. Hanjalic, Y. Nagano, M. Tummers. Begell House Inc. 2003. P. 625–632.

11. *Holst T.L.* Viscous Transonic Airfoil Workshop Compendium of Results. AIAA Paper 87. 1460. 1987. NASA Ames Research Center. Moffett Field, California.
12. *Bosnyakov S.M., Vlasenko V.V., Engulatova M.F., Kazhan E.V., Matyash S.V., Troshin A.I.* Production solvers of EWT-TsAGI package and their verification on a set of standard tests. Proceedings of TsAGI. 2014. N 2735. P. 3–91.
13. *Schmitt V., Charpin F.* Pressure Distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers, Experimental Data Base for Computer Program Assessment. Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04. 1979. AGARD AR 138.
14. *Bush R.H., Power G.D., Towne C.E.* WIND: The Production Flow Solver of the NPARC Alliance. AIAA Paper 98-0935. 1998. P. 1–14.
15. NPARC Alliance Validation Archive. ONERA M6 Wing: Study N 1.

Поступила в редакцию 27.10.2016