

УДК 533.6.011.32

Моделирование силового нагружения модели при изменении её положения в рабочей части аэродинамической трубы

Буй В. Т.^{1,*}, Хлупнов А. И.¹

*vantien06@gmail.com

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Рассматривается обтекание аэродинамической модели профиля в открытой рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей Т-500 кафедры СМЗ МГТУ им. Н.Э. Баумана. Задача решается в двумерной постановке с использованием пакета ANSYS Fluent. Математическая модель течения содержит уравнения Рейнольдса, замкнутые моделью турбулентности SST. Расчётным и экспериментальными методами определено оптимальное положение модели в рабочей части аэродинамической трубы при проведении весового и дренажного экспериментов. Проведен сравнительный анализ возмущения скоростного напора и скоса потока вверх по течению при обтекании профиля и кругового цилиндра в рабочей части аэродинамической трубы.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, рабочая часть, профиль, математическое моделирование, аэродинамические коэффициенты

Введение

Выбор масштаба модели является важным этапом подготовки аэродинамического эксперимента, который должен обеспечить как максимально возможное геометрическое и динамическое подобие, так и обоснованную процедуру переноса результатов, проведенных в аэродинамической трубе, на условия натурального полета. Задача выбора масштаба модели возникла одновременно с созданием аэродинамической трубы (АТ), и в настоящее время рекомендации для такого выбора можно найти как в опубликованных работах [1-5], так и в инструкциях по эксплуатации конкретной АТ. Очевидно, что уменьшение масштаба модели снижает уровень возмущений в рабочей части и повышает степень близости трубных и натуральных значений аэродинамических коэффициентов. Но малые размеры не позволяют обеспечить геометрическое подобие модели и природы, а также приводят к увеличению различия экспериментальных и натуральных значений числа Рейнольдса.

На обтекание модели влияет и её положение относительно поддерживающего устройства (державки), которое индуцирует возмущение поля скоростей вверх по

течению. Поперечное сечение элементов державки имеет, как правило, симметричный профиль, и анализ затухания этих возмущений позволяет определить рациональное расстояние от державки до модели.

Несмотря на огромный мировой опыт исследований в аэродинамических трубах задача определения размеров модели, её позиционирования в рабочей части не утратила своей актуальности и её решение целесообразно с использованием методов математического моделирования. Применение этих методов при постановке аэродинамического эксперимента и анализе его результатов позволяет детально изучить интерференцию модели и поддерживающих устройств и определить значения аэродинамических коэффициентов летательного аппарата в условиях реального полёта [6-8].

Наряду с детальным моделированием конкретного эксперимента представляет интерес анализ обтекания типовых моделей (профиль крыла, круговой цилиндр и пр.) с целью определения допустимых значений коэффициента загромождения рабочей части АТ, допустимых размеров модели [9,10] и зоны её расположения, где значения аэродинамических характеристик модели в рабочей части и в свободном потоке наиболее близки друг к другу.

Следует отметить, что результаты расчета течений вязкого газа существенно зависят от используемой модели турбулентности, выбор которой определяется, как правило, их сопоставлением с экспериментальными значениями. Это обстоятельство определило целесообразность приведения дренажных испытаний профиля в АТ малых скоростей Т-500 МГТУ им. Н.Э. Баумана [11]. Вариации значений аэродинамических характеристик профиля за счёт изменения его положения в рабочей части АТ, а также уровень затухания возмущений поля скоростей перед профилем и круговым цилиндром рассматривается ниже.

1. Постановка задачи

Рассмотрим течение в плоскости симметрии открытой рабочей части АТ малых скоростей Т-500 МГТУ им. Н.Э. Баумана. Взаимное расположение сопла, рабочей части и диффузора, а также их размеры приведены на рис. 1, где $l = 0,5$ м – высота выходного сечения сопла, контур которого представляет собой контур сопла Витошинского [12]. Высота входного сечения диффузора равна 0,6 м, а угол его раскрытия равен 4° . Ниже используется правая декартова система координат xOy с центром в середине выходного сечения сопла, ось Ox которой совпадает с осью симметрии рабочей части и направлена по потоку.

Математическая модель плоского течения, используемая в расчётах, рассмотрена в работе [13] и основывается на уравнениях Рейнольдса, которые замыкаются SST-моделью турбулентности [14,15]. Решаемая задача включает расчёт течения в форкамере (после

выравнивающих сеток), в сопле, в рабочей части (как в присутствии модели так и без неё), в диффузоре, а также расчёт обтекания модели свободным потоком. Расчёты проводились с использованием пакета ANSYS Fluent.

При расчёте течения в рабочей части АТ расчётная область представляла собой прямоугольник (рис. 1): на левой границе в форкамере задаётся равномерный профиль скорости и её значение определяется путём итерационного процесса вычислений для установления заданной скорости потока на выходе из сопла; на правой границе расчётной области, где выход из диффузора (рис. 1), задаётся условие постоянного массового расхода; на остальных границах расчётной области задаётся атмосферное давление; на поверхностях форкамеры, сопла, диффузора и модели задаётся условие прилипания. При изображении расчётной области её размер в вертикальном направлении сокращён.

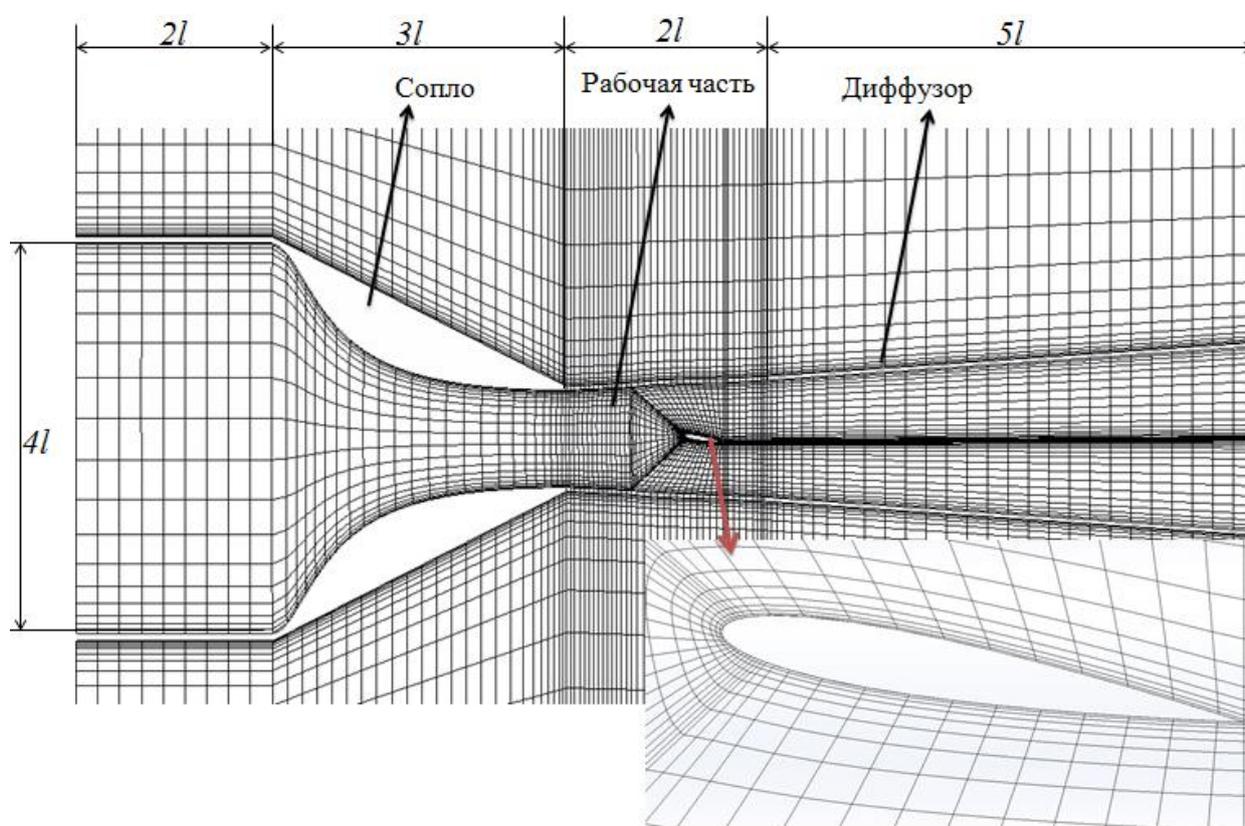


Рис. 1. Пример расчётной области и расчётной сетки.

При расчёте обтекания профиля свободным потоком расчётная область представляла собой сочетание прямоугольника и полуокружности, в центре которой располагалась модель профиля (рис. 2). В этом случае линейные размеры расчётной области составляют в продольном направлении 22,5 хорд профиля, а в поперечном направлении 15 хорд профиля. На левой, нижней и верхней границах задавалось значение скорости, равное скорости на выходе из сопла $V = 46$ м/с; на правой границе задавалось условие сохранения массового расхода.

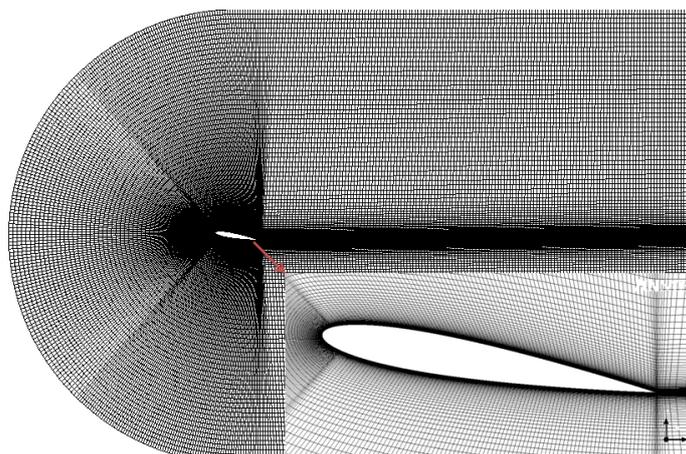


Рис. 2. Расчётная сетка при расчёте обтекания профиля свободным потоком.

2. Расчётная сетка

Построение структурированной расчётной сетки выполнено с помощью модуля ANSYS ICEM CFD, который генерирует высококачественные сетки на основе блочных топологий. Размер расчётных ячеек вблизи профиля выбирался так, чтобы поперёк пограничного слоя на середине профиля их было не менее десяти. Высота первой пристеночной ячейки составляла 10^{-6} м. Следующие ячейки увеличиваются в 1,1 раза по сравнению с предыдущей ячейкой. Согласно проведенным оценкам толщина пограничного слоя на середине профиля составляет $\delta \approx 5,8 \times 10^{-4}$ м при $Re_b = 6,3 \times 10^5$ и хорде $b = 200$ мм.

Примеры расчётной сетки представлены на рис. 1, 2. При этом отдельными фрагментами показаны расчётные сетки около профиля. Количество расчётных ячеек в присутствии модели составляло около 120000, а при отсутствии модели - 63000. Расчётная сетка при расчёте обтекания профиля свободным потоком состоит из 89000 элементов. Наряду с количеством ячеек качество расчётной сетки характеризуется значением безразмерного коэффициента высоты первой пристеночной ячейки Y^+ :

$$Y^+ = \frac{Re_x \Delta y}{x} \sqrt{\frac{C_f}{2}},$$

где Δy - высота первой пристеночной ячейки, C_f – коэффициент трения.

Для разных моделей турбулентности значения этого коэффициента различны и для SST-модели $Y^+ < 2$ [16-18]. Зависимости коэффициента высоты первой пристеночной ячейки Y^+ от безразмерной длины хорды профиля (\bar{x}) на его верхней и нижней поверхностях для SST-модели турбулентности приведены на рис. 3. Из графика видно, что значения Y^+ находятся в допустимых пределах.

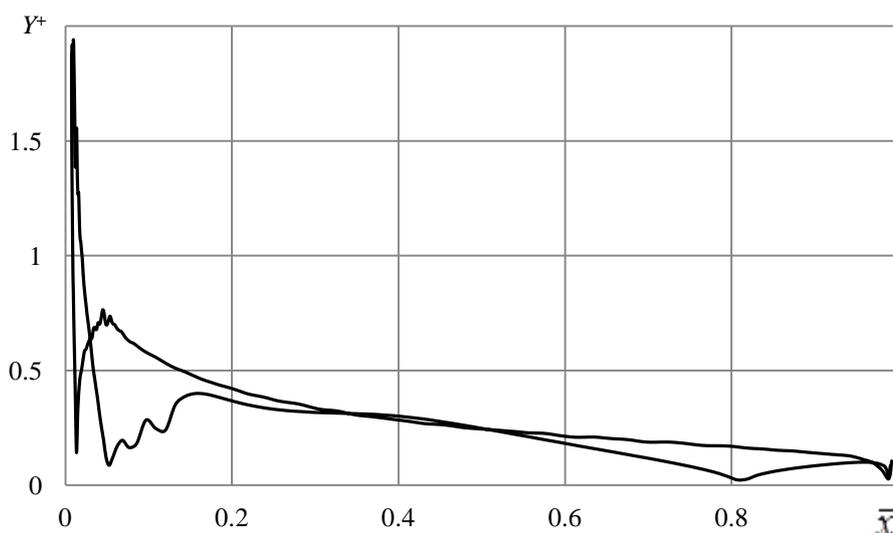


Рис. 3. Распределение значений коэффициента высоты первой пристеночной ячейки (Y^+) по поверхности профиля

Выбор модели турбулентности должен основываться на сравнении результатов расчетов с экспериментальными данными, в качестве которых используем результаты дренажных испытаний профиля в аэродинамической трубе Т-500 МГТУ им. Н.Э. Баумана.

3. Экспериментальные результаты

Экспериментальное определение распределения коэффициента давления проводилось с использованием стандартной лабораторной модели профиля близкого к профилю NASA0012, оснащенного 28 дренажными точками, координаты которых указаны в таблице 1.

Таблица 1. Координаты дренажных точек профиля.

Номер дренажных точек	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
x	0,005	0,01	0,015	0,02	0,03	0,04	0,06	0,08	0,1	0,12	0,14	0,16	0,18	0,19
y	0,0042	0,0062	0,0074	0,0084	0,01	0,011	0,012	0,0118	0,011	0,0096	0,0078	0,0056	0,0032	0,002
Номер дренажных точек	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28
x	0,005	0,01	0,015	0,02	0,03	0,04	0,06	0,08	0,1	0,12	0,14	0,16	0,18	0,19
$-y$	0,0042	0,0062	0,0074	0,0084	0,01	0,011	0,012	0,0118	0,011	0,0096	0,0078	0,0056	0,0032	0,002

Размер хорды профиля $b = 200$ мм, скорость потока у выхода из сопла $V = 31$ м/с. Схема расположения экспериментального оборудования и аэродинамической трубы приведены на рис. 4а, также как и фотография расположения модели в рабочей части АТ (рис. 4б). На фотографии можно видеть пучок дренажных трубок, подведенных к модели. Модель изготовлена в виде прямоугольного крыла с указанным выше профилем. В плоскости симметрии этого крыла выполнены дренажные отверстия. Для измерения давления использовался батарейный микроманометр с погрешностью измерения меньше 0,5%.

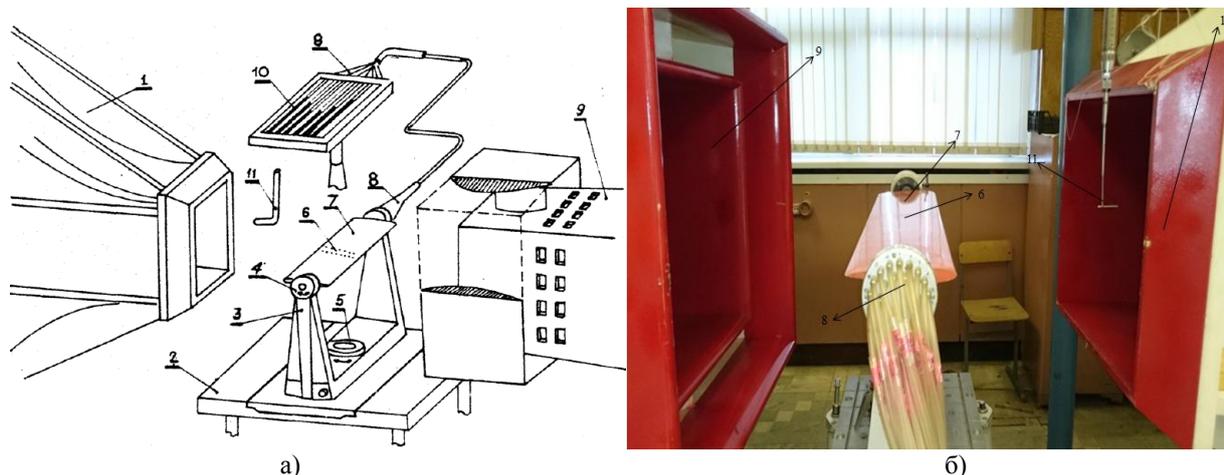


Рис. 4. Схема и фотография экспериментального оборудования. 1 - сопло аэродинамической трубы; 2 - аэродинамический стол; 3 - стойка; 4 - механизм изменения углов атаки; 5 - механизм изменения углов скольжения; 6 - дренажные отверстия; 7 - модель крыла; 8 - дренажные трубки; 9 - диффузор; 10 - батарейный микроманометр; 11 - трубка Пито.

Обозначим как X_o координату центра модели относительно среза сопла АТ вдоль её оси симметрии. Эпюры распределения коэффициента давления на профиле при значениях $X_o=300, 500$ и 700 мм приведены на рис. 5. Там же даны расчётные эпюры распределения коэффициента давления.

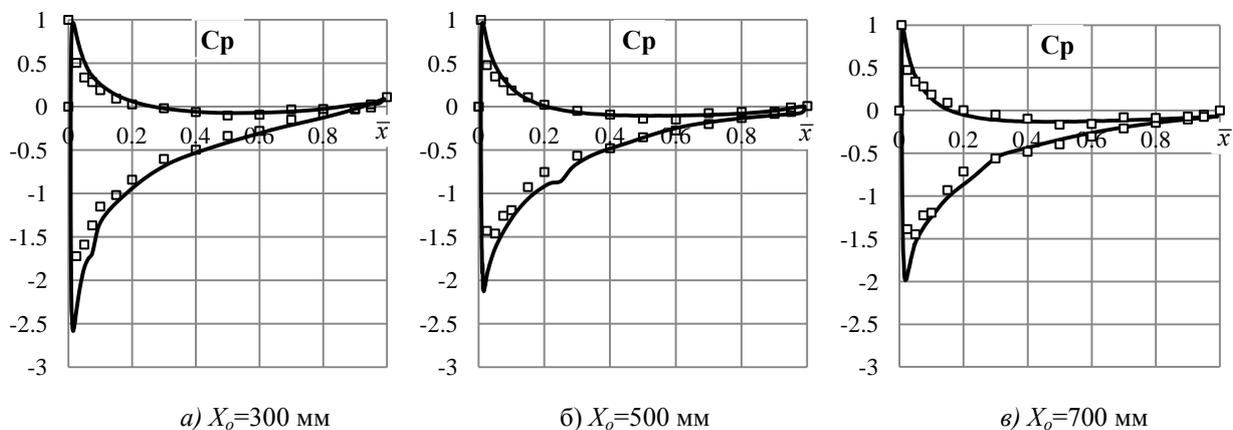


Рис. 5. Эпюры распределения коэффициента давления на профиле. $b=200$ мм, $\alpha=10^\circ$, $Re_b=4,3 \times 10^5$ — - расчётные данные; \square - экспериментальные данные.

Приведенные графики показывают хорошее согласование расчётных и экспериментальных данных, что позволяет использовать SST-модель турбулентности при анализе влияния на аэродинамические характеристики модели её положения в рабочей части.

4. Аэродинамические характеристики модели при различном её положении в рабочей части

Течение в рабочей части АТ рассчитывалось при задании на левой границе в форкамере равномерного профиля скорости, значение которой должно было обеспечить заданную скорость истечения $V = 46 \text{ м/с}$ на оси симметрии при выходе из сопла. Профили компоненты V_x вектора скорости при $x = 0$ (на выходе из сопла), $x = 250 \text{ мм}$ и $x = 500 \text{ мм}$ (середина рабочей части), приведенные на рис. 6а, б показывают, что в ядре потока при $-0,17 \leq y \leq 0,17$ степень неравномерности профиля скорости в середине рабочей части не превышает $\Delta V_x / V_o = 0,75\%$, где $\Delta V_x = V_x - V_o$, $V_o = 46 \text{ м/с}$, а скос потока в рабочей части $|V_y / V_x| < 0,003$, что соответствует рекомендациям монографии [19] и свидетельствует о хорошем качестве течения в рабочей части АТ. На выходе из сопла степень неравномерности профиля скорости выше и составляет $\Delta V_x / V_o = 1\%$.

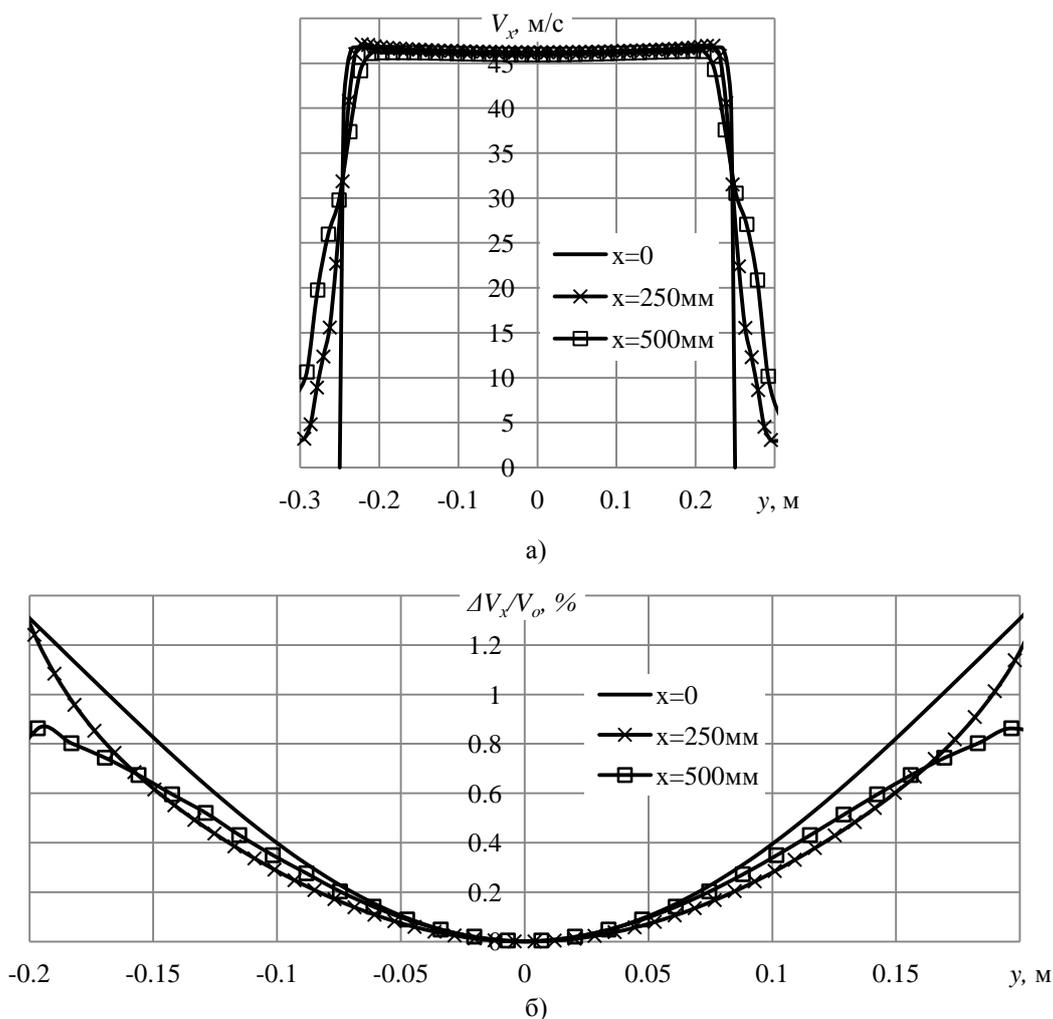


Рис. 6. Профили скорости в рабочей части при отсутствии модели. а) V_x , м/с; б) $\Delta V_x / V_o$, %

Хорошее качество потока в рабочей части АТ позволяет перейти к рассмотрению обтекания профиля. В соответствии с рекомендациями работы [9] ниже рассматривается обтекание профиля с хордой $b=100$ мм. Очевидно, что обтекание профиля свободным потоком является эталоном при анализе его обтекания в рабочей части аэродинамической трубы при постоянстве числа Рейнольдса. Поля скоростей около профиля при $\alpha=10^\circ$ в рабочей части АТ приведены на рис. 7 для значений $X_0=400$ мм, $X_0=500$ мм и $X_0=600$ мм, а также в свободном потоке (рис. 7а).

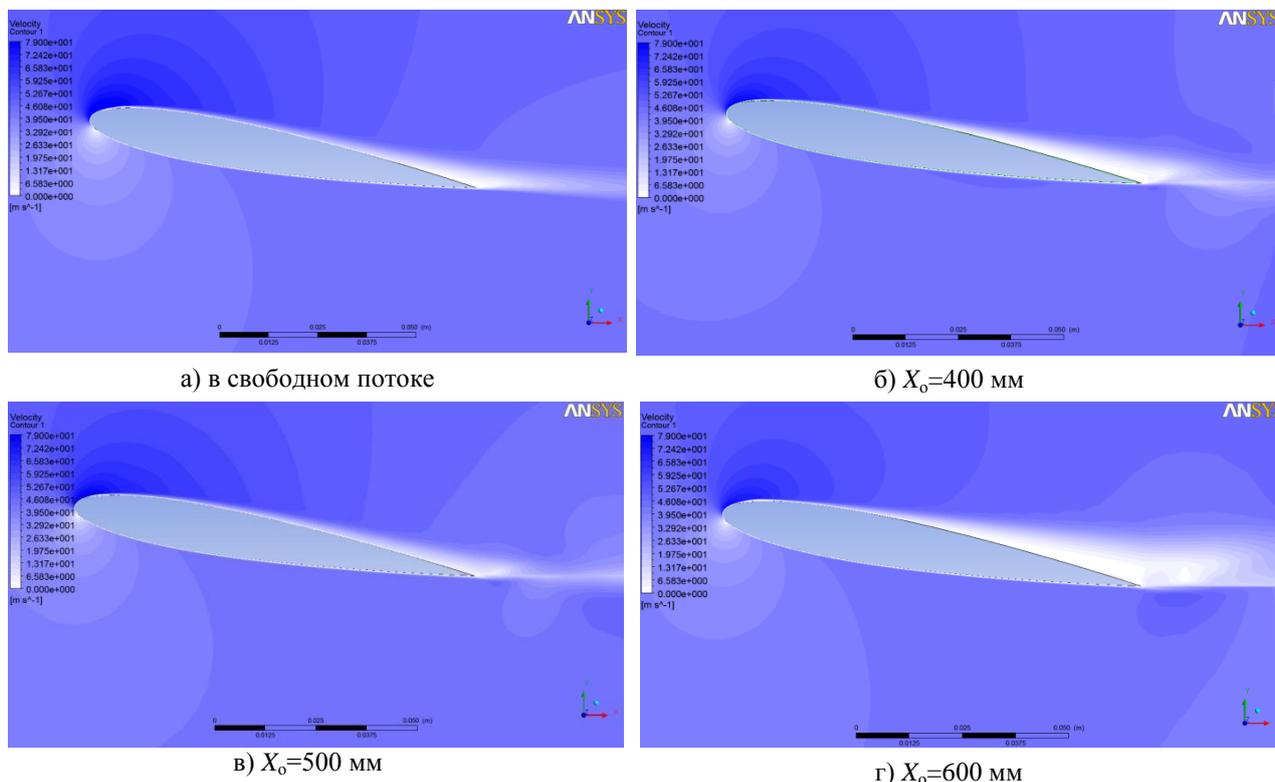


Рис. 7. Поля скоростей вокруг профиля NASA 0012 ($b=100$ мм, $\alpha=10^\circ$ и $Re_b=3,15 \times 10^5$) при различных положениях в рабочей части и в свободном потоке.

При расположении профиля в середине рабочей части ($X_0=500$ мм) распределения модуля скорости близки к соответствующим распределениям в свободном потоке (рис. 7а, 7в). В окрестности задней кромки профиля на его подветренной части наблюдается малая область повышения давления (белого цвета), которая увеличивается с ростом смещения профиля от положения $X_0=500$ мм как в сторону сопла, так и в сторону диффузора. Присутствие этой области следует и из анализа зависимостей $C_p(\bar{x})$ рис. 8, которые показывают повышение давления на всей подветренной стороне профиля при $X_0=300$ мм и $X_0=700$ мм. В окрестности середины рабочей части ($400 \text{ мм} \leq X_0 \leq 600 \text{ мм}$) зависимости $C_p(\bar{x})$ на профиле близки друг к другу. Распределение давления по наветренной поверхности профиля консервативно к изменению координаты X_0 .

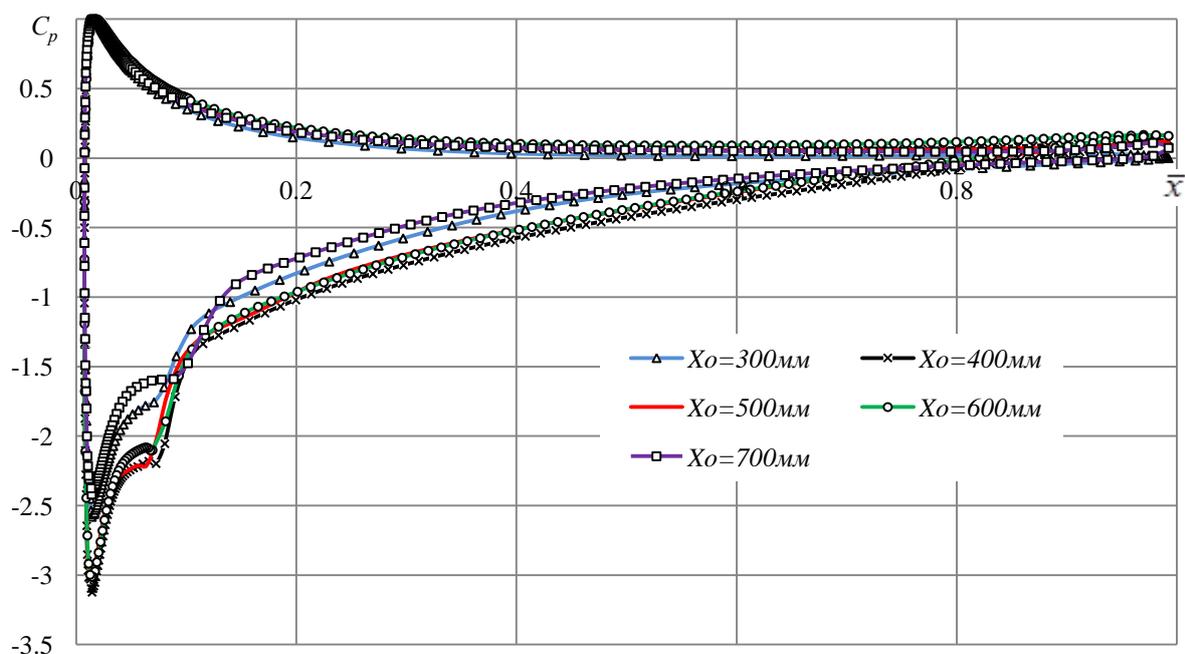


Рис. 8. Распределения коэффициента давления C_p по поверхности профиля NASA 0012 ($b=100$ мм, $\alpha=10^\circ$ и $Re_b=3,15 \times 10^5$) при различных положениях в рабочей части.

Различие в распределении коэффициента давления приводит к изменению аэродинамических характеристик модели при изменении X_0 . Аэродинамические коэффициенты в связанной с профилем системе координат при $\alpha=10^\circ$ и различных значениях X_0 приведены в табл. 2. Значения C_y , m_z профиля в свободном потоке и в рабочей части АТ близки друг к другу при всех рассмотренных значениях X_0 . Наиболее чувствительным к смещению профиля параметром является коэффициент продольной силы, значения которого даже меняют знак при $X_0=300$ мм и $X_0=700$ мм ввиду повышения давления на подветренной стороне профиля (рис. 8). При определении аэродинамических характеристик в качестве характерного размера принята длина хорды профиля, а ось ox направлена навстречу потоку.

Таблица 2. Значения аэродинамических коэффициентов профиля NASA 0012, $b=100$ мм, $\alpha=10^\circ$ и $Re_b=3,15 \times 10^5$.

АДХ	В свободном потоке	$X_0=300$ мм	$X_0=400$ мм	$X_0=500$ мм	$X_0=600$ мм	$X_0=700$ мм
C_x	-0,1377	0,0584	-0,1326	-0,1331	-0,1329	0,0414
C_y	0,8865	0,8554	0,8616	0,8640	0,8624	0,9232
m_z	-0,2283	-0,2314	-0,2245	-0,2257	-0,2250	-0,2306

Таким образом, расположение модели в середине рабочей части АТ является оптимальным при проведении весового и дренажного эксперимента и её масштаб, соответствующий $b=100$ мм (коэффициент загромождения $\xi \approx 3,5\%$) обеспечивает близость значений аэродинамических коэффициентов модели в рабочей части АТ и в свободном потоке.

5. Возмущение поля скоростей при обтекании профиля и цилиндра

Конструкции поддерживающих модель устройств имеют, как правило, в своём составе элементы, поперечное сечение которых выполнено в форме профиля или кругового цилиндра. Эти элементы вносят возмущения в поле скоростей в окрестности обтекаемой модели, что является одной из составляющих погрешности результатов аэродинамического эксперимента. Для минимизации этой погрешности следует располагать модель достаточно далеко от поддерживающего устройства.

Для анализа возмущений поля скоростей, вносимых элементами поддерживающих устройств, рассмотрим обтекание трёх профилей: профиля NASA0012 и двух профилей с относительной толщиной $\bar{c} = 6\%$ и $\bar{c} = 18\%$, полученных из профиля NASA путём изменения его координат в 0,5 и в 1,5 раза. Результаты расчётов для $Re_b = 3,15 \times 10^5$ приведены на рис. 9-10.

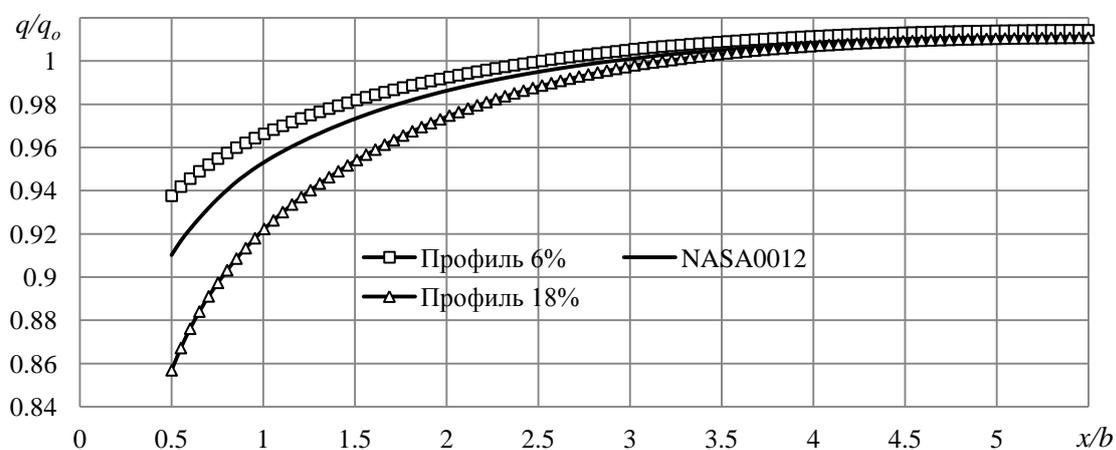


Рис. 9. Значения безразмерного скоростного напора (q/q_0) перед профилем с различной толщиной.

Помещенный в дозвуковой несжимаемый поток профиль изменяет поле скоростей и скоростной напор q вверх по потоку. Эти изменения приведены на рис. 9 в виде зависимостей q/q_0 от безразмерного значения x/b вверх по потоку вдоль оси симметрии. Передняя точка торможения на профиле соответствует $x=0$, $b=100$ мм - длина хорды профиля. Приведенные графики показывают, что на расстоянии большем $x \geq 3b$ вверх по потоку отличие q от q_0 не превышает 1%, что соответствует $\Delta V_x/V_0 = 0,5\%$. Углы скаса потока на расстоянии $x = 3b$ при $|y| \leq b$ не превышают $0,4^\circ$ для $\bar{c} = 18\%$ и $0,25^\circ$ для $\bar{c} = 6\%$ (рис. 10). В целом, уровень возмущения поля скоростей при симметричном обтекании профиля на расстоянии $x \geq 3b$ от его вершины мал, а угол скаса потока не превышает значений $\varepsilon = 0,2^\circ$ при $c \leq 0,12$.

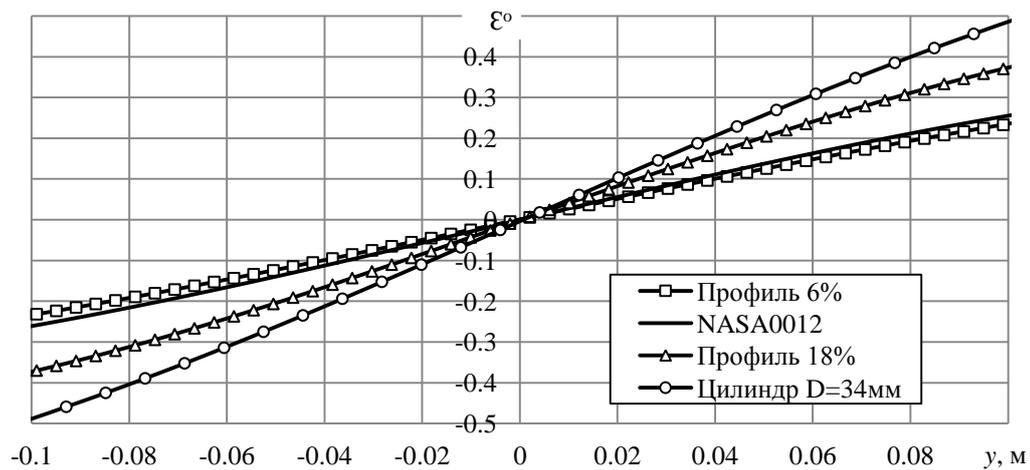


Рис. 10. Углы схода потока на расстоянии $x = 3b$ перед профилем и на $x = 13D$ перед цилиндром.

Для расчёта обтекания кругового цилиндра при $Re_D = 1,05 \times 10^5$ в рабочей части АТ использована расчётная сетка, приведенная на рис. 1, с количеством ячеек 75000. Проведенный расчёт показал, что при обтекании кругового цилиндра на расстоянии $x \geq 13D$ вверх по потоку, где $D=34$ мм – диаметр цилиндра, отличие q от q_0 не превышает 1% (рис. 11), а углы схода потока на расстоянии $13D$ перед цилиндром вверх по потоку в полосе $|y| \leq 3D$ меньше $0,5^\circ$ (рис. 10).

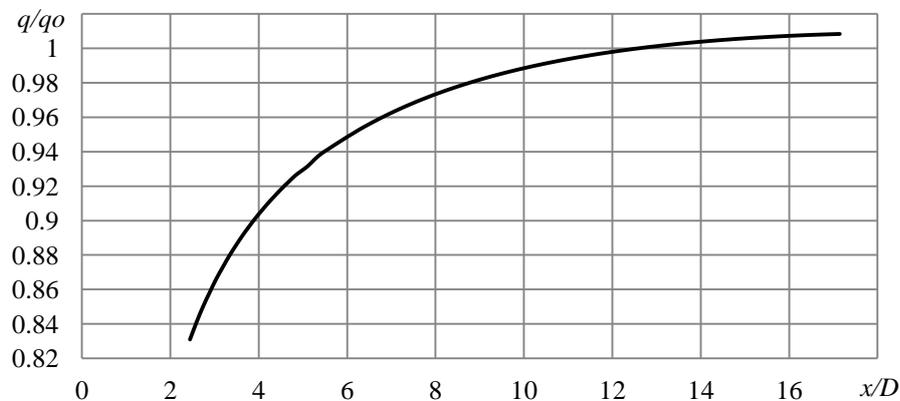


Рис. 11. Значения безразмерного скоростного напора (q/q_0) перед цилиндром.

Заметим, что течение вверх по потоку от передней точки торможения на теле слабо зависит от числа Рейнольдса и приведенные зависимости могут быть использованы для оценки уровня возмущения при обтекании профиля или кругового цилиндра потоком несжимаемого воздуха.

Заключение

Проведенные в рамках уравнений Рейнольдса с SST-моделью турбулентности и использованием пакета ANSYS Fluent расчёты обтекания профиля в открытой рабочей

части аэродинамической трубы малых скоростей показали, что расположение модели в середине открытой рабочей части является оптимальным при проведении весового и дренажного эксперимента и относительная длина её хорды, равная 20% высоты выходного сечения сопла (коэффициент загромождения $\xi \approx 3,5\%$), обеспечивает близость значений аэродинамических коэффициентов модели в рабочей части АТ и в свободном потоке при одинаковом числе Рейнольдса. Проведенные в АТ Т-500 МГТУ им. Н.Э. Баумана эксперименты хорошо коррелируют с расчётными данными.

Определены изменения скоростного напора и углы скола вверх по потоку при обтекании профиля и цилиндра в рабочей части АТ. Показано, что при $x \geq 3b$ (профиль) и $x \geq 13D$ (цилиндр) отличие скоростного напора возмущенного потока от невозмущенного не превышает 1%.

Авторы признательны доценту Лапыгину В.И. за внимание и помощь при выполнении работы.

Список литературы

1. Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэродинамические измерения. Методы и приборы. М.: Наука, 1964. 720 с.
2. Горлин С.М. Экспериментальная аэромеханика. М.: Высшая школа, 1970. 423 с.
3. Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Ivanov A.I., Semenov A.V., Vlasenko V.V., Quest J. Numerical and experimental investigations 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, Oregon, America). DOI: 10.2514/MAMT04
4. Barlow J.B., William H.R., Pope A. Low-Speed Wind Tunnel Testing. 3rd ed. John Wiley and Sons, 1999. 728 p.
5. Rasuo V. On status of wind tunnel wall correction // 25th International Congress of the Aeronautical Sciences (3 – 8 September 2006, Hamburg, Germany). Art. no. ICAS 2006-3.4.4.
6. Босняков С.М., Власенко В.В., Курсаков И.А., Михайлов С.В., Квест Ю. Задача интерференции оживального тела вращения с державкой аэродинамической трубы и особенности её решения с использованием ЭВМ // Учёные записки ЦАГИ. 2011. № 3. С. 25-40.
7. Курсаков И.А. Интерференция аэродинамической модели сложной формы с двумя типами поддерживающих устройств // Техника воздушного флота. 2010. № 3. С. 5-19.
8. Курсаков И.А. Численное моделирование обтекания моделей пассажирских самолетов в условиях ограниченного пространства и влияния элементов конструкции аэродинамической трубы: дис. ... канд. техн. наук. Жуковский, 2011. 136 с.
9. Буй В.Т, Лапыгин В.И. О влиянии размера модели на её аэродинамические характеристики в аэродинамической трубе малых скоростей // Математическое моделирование. 2015. Т. 27, № 5. С. 29-39.

10. Буй В.Т., Лапыгин В.И. Моделирование обтекания модели в закрытой рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей и в свободном потоке // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 3. (В печати).
11. Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Столярова Е.Г., Хлупнов А.И. Аэродинамические трубы дозвуковых и сверхзвуковых скоростей: метод. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 28 с.
12. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч. 1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки. Новосибирск: НГТУ, 2005. 220 с.
13. Буй В.Т. Анализ параметров обтекания профиля в рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей // Вестник МГТУ им. Баумана. Сер. Машиностроение. 2013. № 4. С. 109-119.
14. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // AIAA Journal. 1994. Vol. 32, no. 8. P. 1598-1605. DOI: [10.2514/3.12149](https://doi.org/10.2514/3.12149)
15. Wilcox D.C. Turbulence modeling for CFD. DCW Industries, Inc., 1998. 537 p.
16. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. М.: Физматлит, 2008. 364 с.
17. Launder B.E., Spalding D.B. The numerical computation of turbulent flows // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 1974. Vol. 3, no. 2. P. 269-289. DOI: [10.1016/0045-7825\(74\)90029-2](https://doi.org/10.1016/0045-7825(74)90029-2)
18. Белов И.А., Исаев С.А. Моделирование турбулентных течений: учеб. пособие. СПб.: Изд-во БГТУ, 2001. 108 с.
19. Steinle F., Stanewsky E. Wind Tunnel Flow Quality and Data Accuracy Requirements. AGARD Advisory Report No. 184. NATO, 1982. 35 p.
20. Голубев А.Г., Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Москаленко В.О., Столярова Е.Г., Хлупнов А.И., Чернуха П.Н. Аэродинамика: учеб. пособие для вузов / под ред. В.Т. Калугина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 687 с.

Simulation of Model Force-Loading with Changing Its Position in the Wind Tunnel Test Section

V.T. Bui^{1,*}, A.I. Khlupnov¹

[*vantien06@gmail.com](mailto:vantien06@gmail.com)

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: wind tunnel, test section, profile, mathematic modeling, aerodynamic coefficients

When planning and implementing an aerodynamic experiment, model sizes and its position in the test section of the wind tunnel (WT) play very important role. The paper focuses on the value variations of the aerodynamic characteristics of a model through changing its position in the WT test section and on the attenuation of the velocity field disturbance in front of the model. Flow around aerodynamic model profile in the open test section of the low-speed WT T-500 is simulated at BMSTU Department SM3. The problem is solved in a two-dimensional case using the ANSYS Fluent package. The mathematical model of flow is based on the Reynolds equations closed by the SST turbulence model. The paper also presents the results of the experiment. Experiments conducted in WT T-500 well correlate with the calculated data and show the optimal position in the middle of the test section when conducting the weighing and drainage experiments. Disturbance of tunnel dynamic pressure (velocity head) and flow upwash around the model profile and circular cylinder in the WT test section is analyzed. It was found that flow upstream from the front stagnation point on the body weakly depends on the Reynolds number and obtained results can be used to assess the level of disturbances in the flow around a model by incompressible airflow.

References

1. Gorlin S.M., Slezinger I.I. *Aerodinamicheskie izmereniya. Metody i pribory* [Aerodynamic measurements. Methods and tools]. Moscow, Nauka Publ., 1964. 720 p. (in Russian).
2. Gorlin S.M. *Eksperimental'naya aeromekhanika* [Experimental Aeromechanic]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1970. 423 p. (in Russian).
3. Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Ivanov A.I., Semenov A.V., Vlasenko V.V., Quest J. Numerical and experimental investigations 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, Oregon, America. DOI: [10.2514/MAMT04](https://doi.org/10.2514/MAMT04)

4. Barlow J.B., William H.R., Pope A. *Low-Speed Wind Tunnel Testing*. 3rd ed. John Wiley and Sons, 1999. 728 p.
5. Rasuo B. On status of wind tunnel wall correction. *25th International Congress of the Aeronautical Sciences*, 3 – 8 September, 2006, Hamburg, Germany. Art. no. ICAS 2006-3.4.4.
6. Bosnyakov S.M., Vlasenko V.V., Kursakov I.A., Mikhailov S.V., Kvest Yu. A problem of interference between ogival body of revolution and wind tunnel sting and peculiarities of its solution using computers. *Uchenye zapiski TsAGI = Scientific notes of Central Aerohydrodynamic Institute*, 2011, no. 3, pp. 25-40. (in Russian).
7. Kursakov I.A. Interference of aerodynamic model of complex shape with two types of supporting devices. *Tekhnika vozdushnogo flota = Aviation science and technology*, 2010, no. 3, pp. 5-19. (in Russian).
8. Kursakov I.A. *Chislennoe modelirovanie obtekaniya modeli passazhirskikh samoletov v usloviyakh ogranichennogo prostranstva i vliyaniya elementov konstruktssii aerodinamicheskoi truby*. *Kand. diss.* [Numerical simulation of flow of models of passenger aircraft where space is limited and there is impact of structural elements of wind tunnel. Cand. diss.]. Zhukovskii, 2011. 136 p. (in Russian).
9. Bui V.T, Lapygin V.I. Effect of size of model on its aerodynamic characteristics in low-speed wind tunnel. *Matematicheskoe modelirovanie*, 2015, vol. 27, no. 5, pp. 29-39. (in Russian).
10. Bui V.T, Lapygin V.I. Simulation of flow around the model in closed working part of low-speed wind tunnel and in free flow. *Teplofizika i aeromekhanika = Thermophysics and Aeromechanics*, 2015, vol. 22, no. 3. (in Russian, in print).
11. Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Stolyarova E.G., Khlupnov A.I. *Aerodinamicheskie truby dozvukovykh i sverkhzvukovykh skorostei* [Subsonic and supersonic wind tunnels]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2004. 28 p. (in Russian).
12. Kharitonov A.M. *Tekhnika i metody aerofizicheskogo eksperimenta. Ch. 1. Aerodinamicheskie truby i gazodinamicheskie ustanovki* [Techniques and methods of aerophysical experiment. Pt. 1. Wind tunnel and gas-dynamic installation]. Novosibirsk, NSTU Publ., 2005. 220 p. (in Russian).
13. Bui V.T. Analysis of Parameters of the Flow around an Airfoil in the Test Section of the Low-Speed Wind Tunnel. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie = Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Mechanical Engineering*, 2013, no. 4, pp. 109-119. (in Russian).
14. 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](https://doi.org/10.2514/3.12149)
15. Wilcox D.C. *Turbulence modeling for CFD*. DCW Industries, Inc., 1998. 537 p.
16. Volkov K.N., Emel'yanov V.N. *Modelirovanie krupnykh vikhrei v raschetakh turbulentnykh techenii* [Large-eddy simulation in turbulent flows calculation]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008. 364 p. (in Russian).

17. Launder B.E., Spalding D.B. The numerical computation of turbulent flows. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 1974, vol. 3, no. 2, pp. 269-289. DOI: [10.1016/0045-7825\(74\)90029-2](https://doi.org/10.1016/0045-7825(74)90029-2)
18. Belov I.A., Isaev S.A. *Modelirovanie turbulentnykh techenii* [Modeling of turbulent flows]. St. Petersburg, BSTU Publ., 2001. 108 p. (in Russian).
19. Steinle F., Stanewsky E. *Wind Tunnel Flow Quality and Data Accuracy Requirements*. AGARD Advisory Report No. 184. NATO, 1982. 35 p.
20. Golubev A.G., Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Moskalenko V.O., Stolyarova E.G., Khlupnov A.I., Chernukha P.N. *Aerodinamika* [Aerodynamics]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2010. 687 p. (in Russian).