

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-1-51-62

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВУМЕРНОГО ОБТЕКАНИЯ ПРОФИЛЕЙ В МАЛОСКОРОСТНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ С ОТКРЫТОЙ РАБОЧЕЙ ЧАСТЬЮ

Ю.С. МИХАЙЛОВ¹, Ю.Г. СТЕПАНОВ¹

¹ *Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия*

В настоящее время существует большой интерес к разработке новых профилей для ветротурбин и высококонсущих крыльев беспилотных летательных аппаратов. Требования к этим профилям отличаются от требований к классическим авиационным профилям из-за конструктивных причин и экстремальных условий работы. Разработка современных профилей выполняется с использованием численных методов, однако сложные условия обтекания, такие как отрыв потока на больших углах атаки, ламинарные «баблы» (пузыри) и переход ламинарного течения в турбулентное, не поддаются точному предсказанию. Поэтому испытания профилей в аэродинамических трубах (АДТ) в условиях плоского течения являются важным этапом их проектирования. В настоящей работе рассмотрена задача разработки и аттестации испытательного стенда для исследования одно- и многоэлементных профилей в аэродинамической трубе Т-102 в условиях двумерного течения. Т-102 – труба непрерывного действия, замкнутого типа с открытой рабочей частью и двумя обратными каналами. Рабочая часть с эллиптическим поперечным сечением $4 \times 2,33$ м имеет длину 4 м. Для моделирования двумерного течения в рабочей части изготовлены две большие плоские панели размера $L \times H = 3 \times 3,9$ м, установленные вертикально на раме весов параллельно набегающему потоку. Аэродинамические силы и момент тангажа, действующие на модель, измеряются штатными весами АДТ. Для учета ограниченности размеров струи в новой рабочей части трубы определены поправки на влияние границ потока. Значения поправок к углам атаки и сопротивлению установлены из испытаний трех геометрически подобных моделей, проведенных при одинаковых числах Рейнольдса. Введение поправок к результатам испытаний профиля НАСА 6712 в компоновке крыла с удлинением 3,2 обеспечило хорошее согласование с данными профиля, полученными в АДТ, за исключением значений коэффициентов подъемной силы и сопротивления при больших углах атаки.

Ключевые слова: малоскоростная аэродинамическая труба, открытая рабочая часть, экспериментальная установка, граничные условия, результаты испытаний.

ВВЕДЕНИЕ

Несмотря на значительный прогресс в развитии численных методов вычислительной аэродинамики, существуют такие режимы обтекания профилей, как отрыв потока на больших углах атаки, образование ламинарных «баблов» с разной протяженностью зоны отрыва потока, характеристики которых трудно точно предсказать. Особый интерес с точки зрения востребованности экспериментальных результатов представляют разработки современных профилей для беспилотных летательных аппаратов и ветровых турбин, конструктивно отличающихся от обычных авиационных профилей и работающих в широком диапазоне значений подъемной силы. Так, профили ветряной турбины часто работают в условиях полного отрыва потока, когда он используется для снижения нагрузок на турбину при высоких скоростях ветра. В то же время дизайн профилей для крыльев беспилотных летательных аппаратов ставит задачу обеспечения высоких значений подъемной силы при малых числах Рейнольдса.

Моделирование двумерного обтекания профилей, в том числе с отклоненной механизацией, проводится в основном в аэродинамических трубах (АДТ) с закрытой рабочей частью [1–2]. Наличие плоских стенок упрощает процесс моделирования двумерного обтекания, но при этом требует минимизации взаимодействия пограничных слоев на стенках АДТ и модели, а также

выполнения коррекции результатов испытаний на влияние граничных условий. Моделирование двумерного течения в АДТ с открытой рабочей частью выполняется крайне редко и связано прежде всего со сложностью применения специальных экспериментальных установок, ограничивающих перетекание воздуха по концам размаха испытываемых моделей.

Известные подходы к увеличению эффективного удлинения крыльев путем установки концевых шайб [3–5] несколько улучшают распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла. Однако никакая шайба разумного размера не предотвратит концевое перетекание воздуха и, следовательно, распределение нагрузки по размаху не будет соответствовать двумерному обтеканию.

ОБОРУДОВАНИЕ, МОДЕЛИ И МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТА

Условия обеспечения двумерного обтекания профилей в компоновке трех геометрически подобных моделей рассмотрены в малоскоростной аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ замкнутого типа с открытой рабочей частью эллиптического сечения с осями $4 \times 2,33$ м. Для моделирования двумерного течения спроектирована и изготовлена экспериментальная («плоская») установка, представляющая собой две плоские панели прямоугольной формы, установленные на раме весов АВ-102 параллельно набегающему потоку (рис. 1).

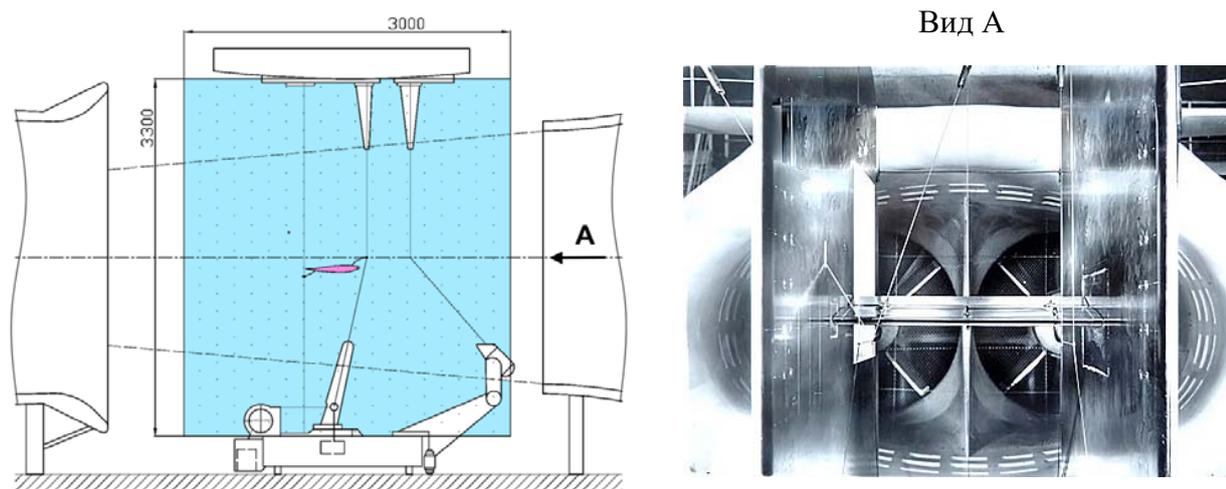


Рис. 1. Схема и фотография экспериментальной установки в рабочей части АДТ Т-102
Fig. 1. Schematic representation and photo of experimental setup in test section of T-102

Для снижения возмущений потока панели имеют гладкую поверхность с эллиптической формой передней и задней кромок. В передней части панелей выполнено четыре сквозных щели с «kozyрьком» на внешней стороне, предназначенные для естественного «слива» (удаления) пограничного слоя на внутренних стенках панелей перед испытываемыми моделями. Использование установки в рабочей части трубы Т-102 привело к образованию нового рабочего канала, заключенного между вертикальными панелями в присутствии пола и потолка, характеристики которого исследованы экспериментально и расчетным путем.

Геометрические параметры исследованных моделей (102, 103 и 104), включая отношение их площадей (S) к поперечному сечению рабочей части (F), приведены в табл. 1. Компоновка крыльев выполнена с использованием профиля НАСА 6712 ($\bar{c} = 12\%$) с повышенным значением максимальной вогнутости ($\bar{f}_{\max} = 6\%$) и «напряженным» диффузором (увеличенной кривизной поверхности).

Таблица 1
Table 1

Геометрические параметры моделей
Geometrical parameters of models

Модель	B, м	L, м	S, м ²	λ	S/F	V, м/с	Примечание
101	0,2	1,597	0,3194	7,99	0,087	75,0	Расчетная модель
102	0,3	1,597	0,4791	5,32	0,130	50,0	Экспериментальная модель
103	0,4	1,597	0,6388	3,99	0,174	37,5	Экспериментальная модель
104	0,5	1,597	0,7985	3,19	0,217	30,0	Экспериментальная модель

Минимизация размера зазора между внутренними стенками панелей и торцами крыльев в пределах 1,5 мм позволила снизить эффект концевое перетекания и одновременно обеспечить отсутствие контакта с панелями при изменении угла атаки моделей. С целью исключения масштабного эффекта экспериментальные исследования проведены при разных скоростях и одинаковых числах Рейнольдса ($Re = 1,03 \cdot 10^6$; $V = 30 \div 50$ м/с), вычисленных по хорде моделей. Измерение сил, действующих на модели, выполнено с использованием штатных весов АВ-102.

Характеристики поля течения в рабочей части экспериментальной установки исследованы с помощью специальной гребенки с размахом 1,57 м, включающей девять приемников полного давления (трубки Пито), размещенных равномерно по ее длине.

МЕТОДОЛОГИЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОПРАВОК

Непосредственный перенос результатов испытаний модели в АДТ на натурные условия полета требует как соблюдения равенства определенных безразмерных параметров, характеризующих течение (чисел Маха, Рейнольдса), так и учета отличий в обтекании модели в условиях трубы и в свободном неограниченном потоке. Основными факторами искажения течения в малоскоростных трубах являются: ограниченность площади поперечного сечения потока, его неоднородность, наличие стенок (границ) на малых расстояниях от испытываемых моделей, а также влияние поддерживающих устройств модели в трубе. Эти и другие связанные с ними явления обычно классифицируются как аэродинамическая интерференция в АДТ. Предсказание интерференции, вычисление поправок и, в некоторых случаях, их минимизация для конкретной модели и условий испытаний выполняются с учетом следующих факторов [6]:

- природы аэродинамических сил, создаваемых моделью,
- соотношения размеров модели и рабочей части АДТ,
- типа границ в рабочей части трубы.

Каждый фактор искажения течения в АДТ принято оценивать отдельно, а заключительная коррекция определяется в результате их суперпозиции [7].

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ПОПРАВОК

В соответствии с принятой методикой вычисления поправок к результатам испытаний моделей в АДТ Т-102 с открытой рабочей частью [8] определены аналогичные коррекции для испытаний моделей в экспериментальной установке, включающие влияние следующих факторов: блокинг-эффекта, косизны потока (отличия направления потока в АДТ от геометрической оси трубы) и горизонтальных границ потока.

Блокинг-эффект связан с загромождением поперечного сечения потока в трубе. Геометрическим параметром, определяющим загромождение трубы, является отношение фронтальной площади модели к площади поперечного сечения потока.

Поправка на блокинг-эффект $\Delta\mu_{cp}$ в рабочем канале плоской установки определена на основании результатов измерения величин скоростного напора с использованием специальной гребенки, описанной ранее. Измерения проведены в семи положениях по высоте рабочей части в присутствии и отсутствии испытуемых моделей. Средние арифметические значения потерь скоростного напора вычислены по приведенной ниже формуле для каждой из моделей:

$$\Delta\mu_{cp} = \left(\frac{q_{уст_cp}}{q_k} \right)_{c_мод.} - \left(\frac{q_{уст_cp}}{q_k} \right)_{без_мод.},$$

где $q_{уст_cp}$ – среднее арифметическое значение скоростного напора в рабочей части установки по результатам измерения гребенкой; q_k – контрольное значение скоростного напора в рабочей части трубы, определенное по перепаду давлений в форкамере и атмосфере.

В трубах с открытой рабочей частью осевая составляющая скорости в месте расположения модели несколько снижается из-за увеличения статического давления вблизи обтекаемого тела. Значения потери скоростного напора $\Delta\mu_{cp}$ для двух моделей (102 и 104) представлены на рис. 2, а. Из графиков видно, что величина поправки на блокинг-эффект мала ($|0,005| \leq \Delta\mu_{cp} \leq |0,01|$) и практически не зависит от размерности модели.

Направление потока в аэродинамических трубах по ряду причин не совпадает с геометрической осью трубы. Угол между средним направлением потока и осью трубы характеризует косизну потока, наличие которой приводит к изменению эффективных углов атаки и скольжения модели. В вертикальной плоскости косизна потока α_k может быть определена из сравнения поляр испытываемых моделей в «трубном» (тр) и «летном» (л) положениях. При наличии косизны потока поляры расходятся вследствие разных значений эффективных углов атаки при одинаковых их геометрических величинах (рис. 2, б).

Среднее арифметическое значение поправки на косизну потока, определенное по формуле $\Delta\alpha_{кос} = (Cx_l - Cx_{mp}) \cdot 57,3 / 2C_y$, приведенной в работе [8], составляет малую величину, равную $4 \div 7'$.

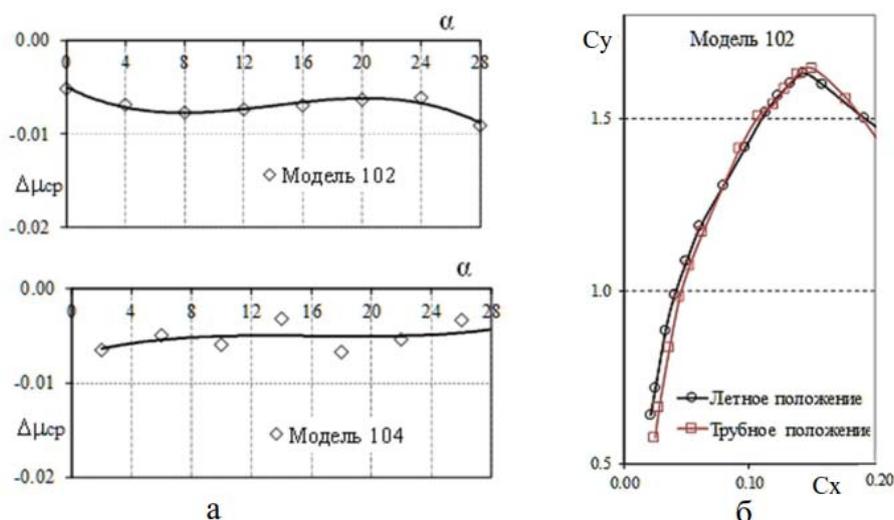


Рис. 2. Поправки на блокинг-эффект и косизну потока
Fig. 2. Corrections on blockage effect and streamline curvature

Использование вертикальных панелей с максимальной высотой $H = 3,3\text{ м}$ ($H/L = 2,07$) с малой величиной зазора между их стенками и торцами моделей позволило достичь значительного увеличения эффективного удлинения крыла, проявившегося как в приращении производной Cy^a и уменьшении «отвала» поляры модели крыла, так и в повышении значения Cy_{\max} .

Однако наличие горизонтальных границ (пола и потолка) не позволяет получить характеристики модели в плоской установке, соответствующие удлинению $\lambda \approx \infty$, без дополнительного учета ограниченности размеров струи в АДТ. Последнее проявляется в искривлении линий тока около модели в АДТ и дополнительном скосе потока.

Наличие дополнительных вертикальных скоростей приводит к изменению угла атаки модели на величину $\Delta\alpha_i$, равную

$$\Delta\alpha_i = \frac{W}{V_\infty} = \delta_\alpha \frac{S}{F} Cy, \quad (1)$$

и коэффициента сопротивления на величину ΔCx_i , равную

$$\Delta Cx_i = \delta_{Cx} \frac{S}{F} Cy^2, \quad (2)$$

где W – среднее значение индуцированных вертикальных скоростей; V_∞ – скорость набегающего потока; S – площадь крыла модели; F – площадь поперечного сечения потока в плоской установке; $\Delta\alpha_i$ и ΔCx_i – поправочные коэффициенты.

Значения поправок к углу атаки ($\Delta\alpha_i$) и сопротивлению (ΔCx_i) определены из испытаний трех геометрически подобных моделей, проведенных при одинаковых числах Рейнольдса ($Re = 1,03 \cdot 10^6$) и разных скоростях набегающего потока (см. табл. 1).

Вторичная обработка результатов испытаний моделей по углам атаки (рис. 3) включала:

- определение значений $\alpha_{Cy=const}$ для ряда фиксированных величин Cy ,
- построение графиков $\alpha_{Cy=const} = f(S/F)$ до пересечения с осью ординат $S/F = 0$ на основании определения коэффициентов линейной регрессии методом наименьших квадратов.

Полученные значения углов атаки α на оси ординат соответствуют их величинам в неограниченном потоке ($S/F = 0$) для рассматриваемых фиксированных значений Cy .

Угловые коэффициенты линейной регрессии $k_\alpha = \alpha/(S/F)$, построенные в функции от коэффициента Cy (рис. 3), определили значение поправочного коэффициента $\Delta\alpha_i = \frac{\alpha}{(S/F)Cy} = 0,196$ в приведенной выше формуле (1) для коррекции углов атаки на влияние границ потока.

Аналогичная обработка проведена для трех поляр (рис. 4) с построением графиков $Cx = f(S/F)$ для ряда фиксированных величин Cy и определения пересечения графиков с осью ординат $S/F = 0$ на основании вычисления коэффициентов линейной регрессии методом наименьших квадратов. Последующее определение угловых коэффициентов линейной регрессии $k_{Cx} = Cx/(S/F)$ в функции от Cy^2 соответствует значению поправочного коэффициента

$\delta Cx_i = \frac{Cx}{(S/F)Cy^2} = 0,254$ в приведенной выше формуле (2) для коррекции коэффициента сопротивления на влияние границ потока.

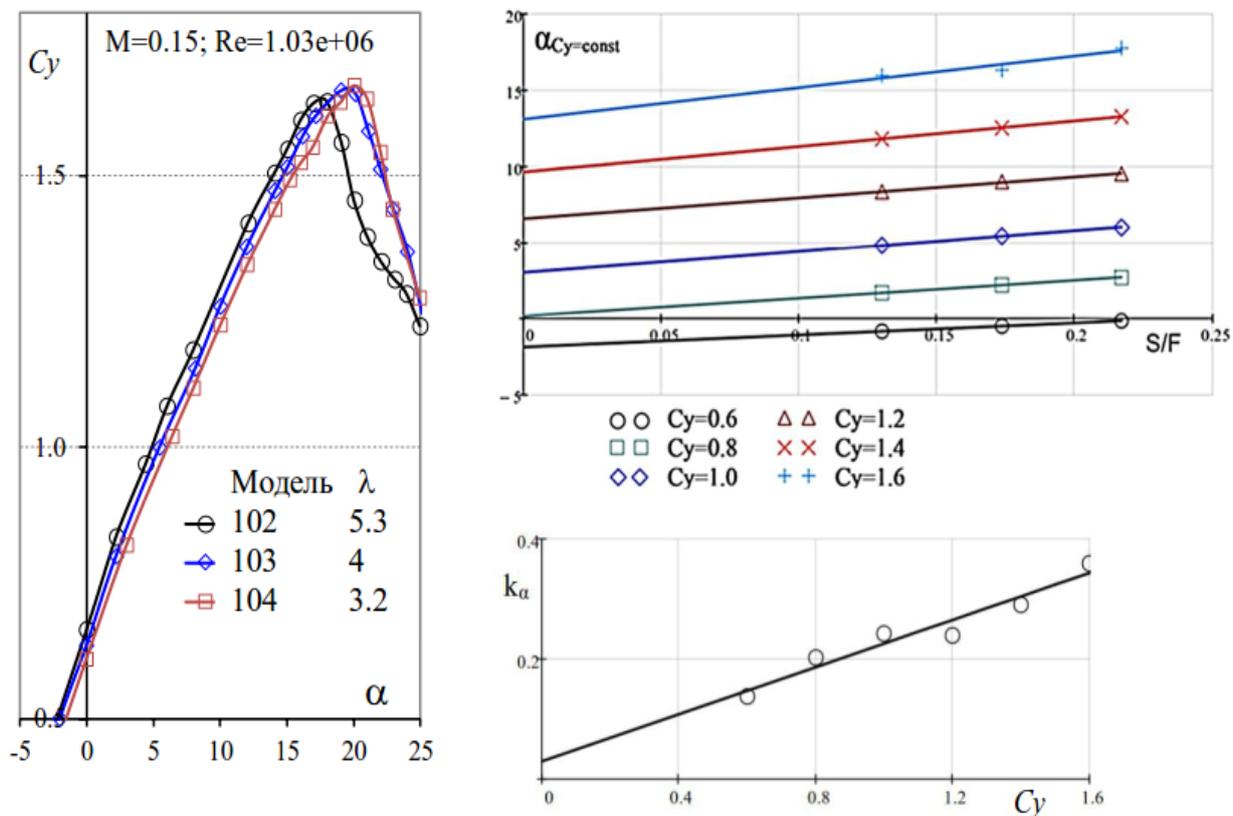


Рис. 3. Определение поправки к углу атаки
Fig. 3. Determination of the angle of attack correction

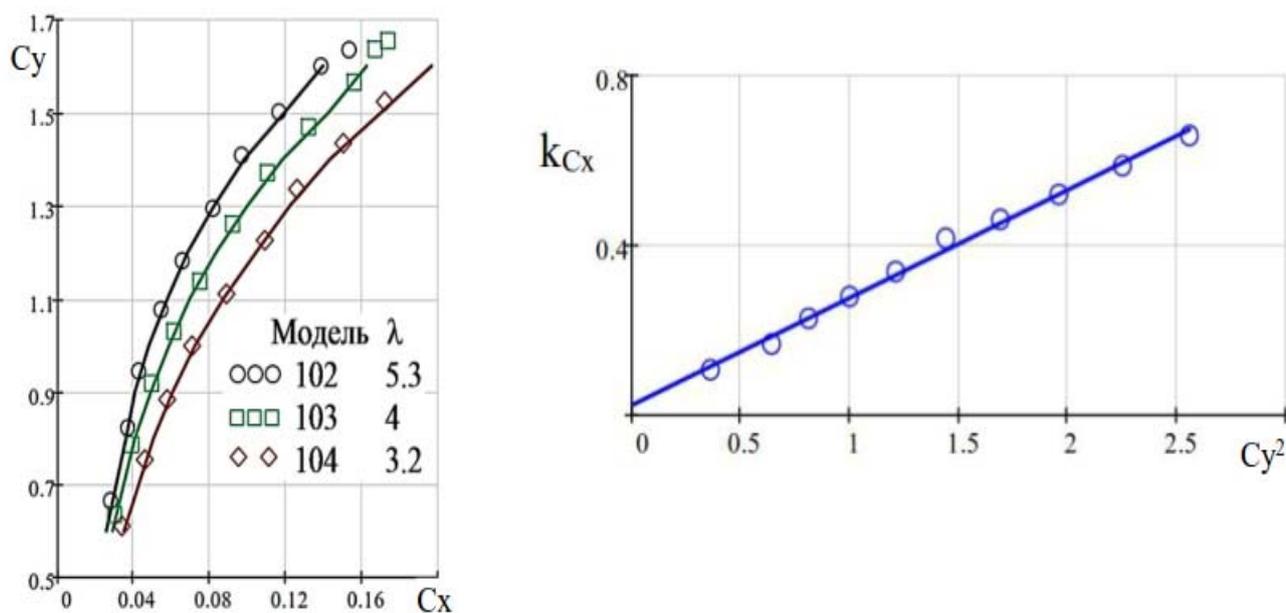


Рис. 4. Определение поправки к коэффициенту сопротивления
Fig. 4. Determination of the drag coefficient correction

РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА ПОПРАВОК НА ВЛИЯНИЕ ГРАНИЦ ПОТОКА

Классические методы определения поправок, игнорирующие пограничный слой на стенках АДТ и слой сдвига вдоль свободных границ открытой рабочей части, базируются на методах моделирования течения в рамках невязкой дозвуковой линейной аэродинамики. При теоретическом рассмотрении вопроса о влиянии границ потока крыло заменяется системой, состоящей из присоединенной вихревой линии и свободных вихрей, сбегających с их задней кромки, а на границах рабочей части трубы выполняются определенные условия. Для закрытой рабочей части нормальная составляющая скорости к поверхности стенок должна быть равной нулю, для открытой – давление на поверхности струи должно быть постоянным и равным давлению окружающей среды вне потока.

Для рассматриваемой установки, рабочая часть которой формируется жесткими боковыми границами и дополнительными ограничениями по высоте в виде пола и верхней рамы весов, граничные условия приближаются к условиям обтекания модели в закрытой рабочей части трубы. Поэтому поправки на интерференцию могут быть определены с помощью расчетных методов, используемых для моделирования обтекания моделей в закрытой рабочей части. К числу таких методов, позволяющих более точно, чем методы линейной аэродинамики, представить докритическое обтекание сложных конфигураций модели в присутствии ограничения течения стенками трубы, относятся панельные методы. В этих методах плоская форма стенок АДТ и испытываемая модель аппроксимируются распределением панелей с особенностями на их поверхностях в виде вихревых линий, источников и диполей [9].

Моделирование обтекания прямоугольных крыльев в условиях плоской установки выполнено с использованием метода дискретных вихрей [10], в котором геометрия элементов компоновки моделируется плоскими вихревыми панелями нулевой толщины, параллельными продольной оси летательного аппарата. Расчетная схема рабочей части плоской установки с установленной моделью крыла показана на рис 5.

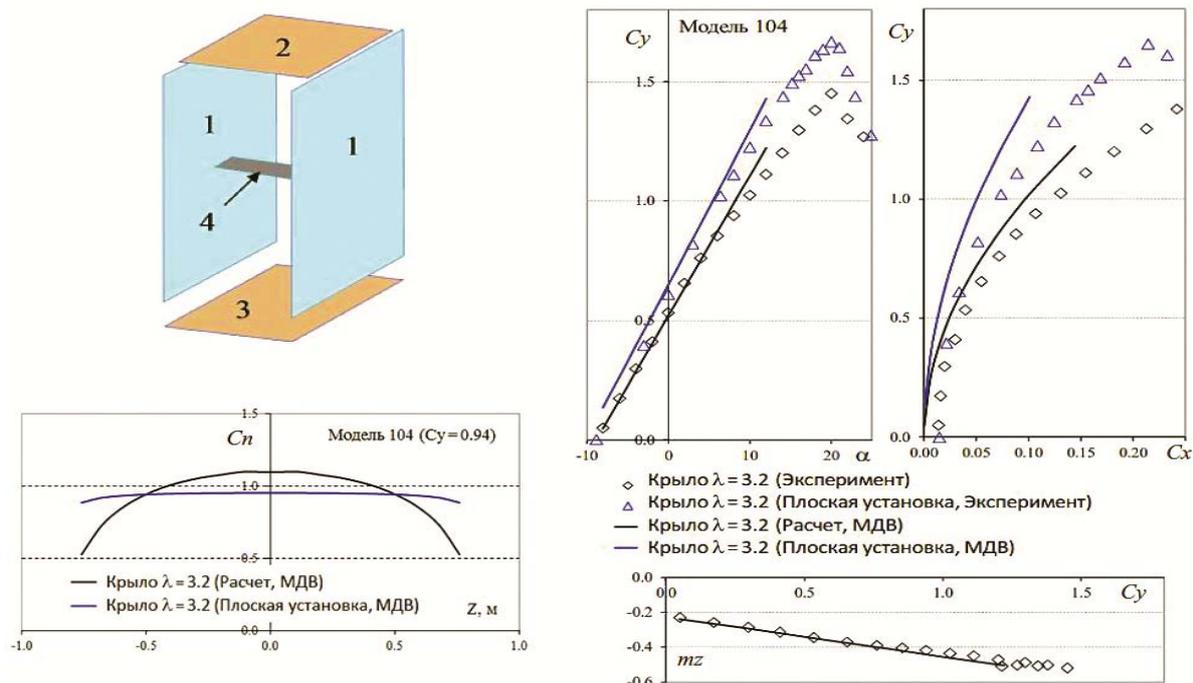


Рис. 5. Моделирование и результаты обтекания модели 104 в плоской установке

Fig. 5. Modeling and the 2D computed flow results for 104 model

Тестирование рассмотренной методики моделирования проведено путем сравнения результатов расчета суммарных аэродинамических характеристик модели крыла 104 с данными испытаний, полученными ранее в открытой рабочей части АДТ Т-102, а также в условиях плоской установки. Сравнение результатов расчета с экспериментальными данными показало, что метод дискретных вихрей, несмотря на свою простоту, обеспечивает в целом удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных зависимостей $C_y(\alpha)$, $mz(\alpha)$, а также отслеживает характер поведения полного сопротивления в линейном диапазоне изменения коэффициента C_y . Следует также отметить существенное изменение характера распределения коэффициента нормальной силы (C_n) по размаху крыла в условиях обтекания модели в плоской установке (рис. 5), обусловленное значительным снижением перетекания воздуха по концам крыла.

По аналогии с ранее рассмотренным экспериментальным подходом определены расчетные поправки на влияние границ потока к углу атаки и коэффициенту сопротивления на основании результатов расчета обтекания четырех моделей (см. табл. 1) в рамках линейной теории тонкой несущей поверхности [10]. Результаты вторичной обработки расчетных данных, построенные в виде графиков $k_\alpha = \frac{\alpha}{S/F} = f(C_y)$ и $k_{C_{x_i}} = \frac{C_{x_i}}{S/F} = f(C_y^2)$ (рис. 6), соответствуют расчетным значениям поправочных коэффициентов $\Delta\alpha_i = 0,224$ и $\delta C_{x_i} = 0,148$ на влияние границ потока в плоской установке.

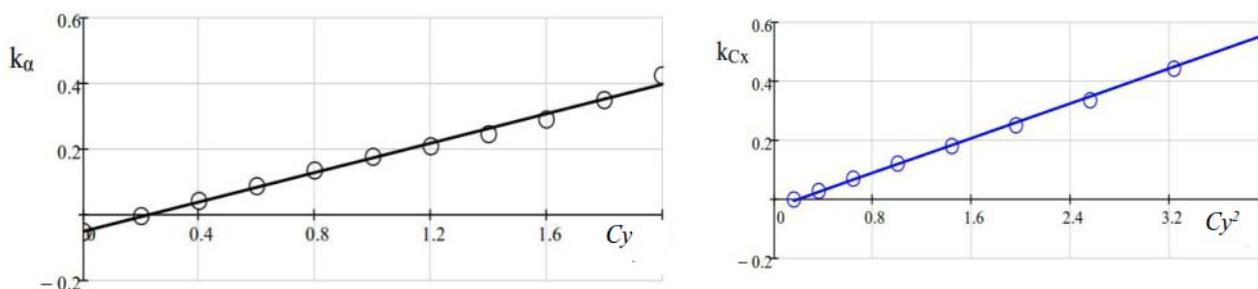


Рис. 6. Расчетные значения поправок на влияние границ потока
Fig. 6. Estimated values of boundary corrections

В связи с тем, что расчетная поправка к углу атаки ($\Delta\alpha_i = 0,224$) близка к экспериментальному значению ($\Delta\alpha_i = 0,196$), а поправка к индуктивному сопротивлению ($\delta C_{x_i} = 0,148$) составляет 64 % от экспериментальной величины для полного сопротивления ($\delta C_{x_i} = 0,23$), рассмотрен второй подход к ее определению из отклонения вектора сил, действующих на профиль, в результате изменения угла атаки

$$X_i = X_F - X_T \approx Y_T \cdot (\alpha_F - \alpha_T),$$

где X_F – сопротивление в неограниченном потоке; X_T и Y_T – измеренные значения сопротивления и подъемной силы в АДТ; $(\alpha_F - \alpha_T)$ – поправка к углу атаки на влияние границ потока.

С учетом определенной ранее поправки к углу атаки ($\Delta\alpha_i = 0,224$) выражение для вычисления коэффициента индуцированного сопротивления принимает следующий вид:

$$C_{x_i} = \Delta\alpha_i \cdot S / F \cdot C_y^2 = 0,224 \cdot S / F \cdot C_y^2.$$

КОРРЕКЦИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ НА ГРАНИЧНЫЕ УСЛОВИЯ

С использованием экспериментальных и расчетных поправок к углам атаки ($\Delta\alpha_i$) и сопротивлению (δCx_i) выполнена коррекция результатов испытаний трех моделей прямоугольных крыльев в плоской установке на влияние границ потока. В качестве примера на рис. 7 представлены результаты коррекции испытаний модели 104 с удлинением $\lambda = 3,2$ в виде зависимостей $Cy(\alpha)$ и $Cy(Cx)$, а также экспериментальные характеристики профиля НАСА 6712 [10], полученные при несколько большем значении числа Рейнольдса ($Re = 1,28 \cdot 10^6$), чем в испытаниях моделей в АДТ Т-102 ($Re = 1,03 \cdot 10^6$).

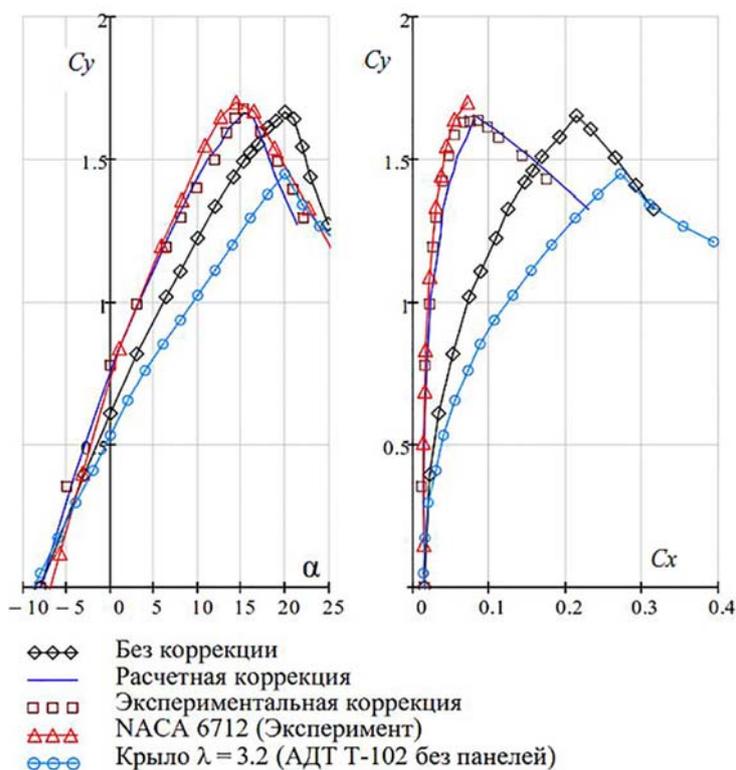


Рис. 7. Коррекция результатов испытаний модели 104 ($\lambda = 3,2$)
Fig. 7. Test results of 104 model ($\lambda = 3.2$) with boundary corrections

Учет влияния границ потока в плоской установке привел к увеличению наклона кривой $Cy(\alpha)$ и уменьшению индуктивного сопротивления. Существенное снижение перетекания воздуха по концам крыла в плоской установке привело также к выравниванию распределения коэффициента нормальной силы по размаху крыла (см. рис. 5) и приращению значения коэффициента Cy_{max} на $\Delta Cy_{max} \approx 0,22$ (или на 15%). В целом, получено удовлетворительное согласование результатов коррекции испытаний модели на граничные условия с экспериментальными данными профиля НАСА 6712, за исключением около- и закритических режимов обтекания.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ результатов моделирования двумерного обтекания профилей в экспериментальной установке, представляющей собой две плоские панели прямоугольной формы, установленные на раме весов в АДТ Т-102, показал:

- потеря скоростных напоров в рабочем канале плоской установки, вследствие его загромождения моделью и следом, является малой и практически не зависит от размеров испытанных моделей,
- косизна потока составляет малую величину, близкую к ранее полученным значениям в открытой рабочей части АДТ Т-102,
- коррекция результатов испытаний моделей на влияние границ потока обеспечила удовлетворительное согласование зависимостей $C_y(\alpha)$ и $C_y(C_x)$ с характеристиками профиля NACA 6712, установленного в их компоновке, за исключением около- и закрыточных режимов обтекания.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Пэнкхерст Р., Холдер Д.** Техника эксперимента в аэродинамических трубах / пер. с англ. под ред. С.Г. Попова. М.: Изд-во иностранной литературы, 1955. 667 с.
2. **Gomes C.D.** Correction of wind tunnel results for the airfoils of ITA's unmanned aerial vehicle / Cavalieri A.V., Girardi R.M., Arajo T.B. // 19th International Congress of Mechanical Engineering, November 5–9, 2007, Brasília, DF.
3. **Mangler W.** The lift distribution of wings with end plates // NACA Technical Memorandum. 1938. April, № 856. Pp. 18–19.
4. **Fuglsang P.** Validation of a wind tunnel testing facility for blade surface pressure measurements / I. Antonio, N. Sorensen, H. Madsen / Riso National Laboratory. Risø-R. 1998. № 981. 82 p.
5. **Румянцев А.Г., Силантьев В.А.** Расчетно-экспериментальное исследование обтекания механизированных профилей // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17, № 2. С. 291–306.
6. **Ewald B.** Classical corrections for open test sections // AGARD-AG-336. Wind Tunnel Wall Corrections. 1998. Pp. 2-54–2-61.
7. **Barlow J.B., Rae W.H.Jr., Pope J.A.** Low-speed wind tunnel testing. New York: John Wiley & Sons, Inc., 1984. 713 p.
8. **Руденко С.И.** Методика весового эксперимента в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ // Труды ЦАГИ. 1977. Вып. 1886. 62 с.
9. **Holst H.** German activities on wind tunnel corrections // AGARD Report. Wind tunnel Corrections for High Angle of Attack Model. 1980. № 692. Pp. 4-1–4-23.
10. **Белоцерковский С.М., Ништ М.И.** Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978. 351 с.
11. **Jacobs E.A., Sherman A.** Airfoil sections characteristics as affected by variations of the Reynolds number // NACA. Report № 586. 1939. Pp. 227–267.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Михайлов Юрий Степанович, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ЦАГИ, mikh47@yandex.ru.

Степанов Юрий Георгиевич, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ЦАГИ.

SIMULATION OF 2D FLOW AROUND OF AIRFOILS AT LOW-SPEED WIND TUNNEL WITH OPEN JET TEST-SECTION

Yuriy S. Mikhailov¹, Yuriy G. Stepanov¹

¹Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

ABSTRACT

At present, there is a great interest in the development of new airfoils for wind turbines and high-lift wings of unmanned aerial vehicles (UAV). The requirements for such airfoils differ from conventional aircraft airfoils, because of structural reasons and extreme operating conditions. So, wind turbine airfoils operate frequently under fully separated flow when stall is used for power regulation at high wind speeds. At the same time design of airfoils for wings UAV poses the problem of availability of high-lift at low Reynolds number. Modern airfoils are to a large extent developed from numerical methods. However, the complex flow conditions such as separation at high angles of attack, laminar separation bubbles and the transition from laminar to turbulent flow are difficult to predict accurately. Hence, testing of airfoils at a two-dimensional condition is an important phase in airfoil design. The development and validation of a 2D testing facility for investigation of single and multi-element airfoils in the wind tunnel T-102 with open test section are considered in this article. T-102 is a continuous-operation, closed-layout wind tunnel with two reverse channels. The test section has an elliptical cross-section of 4×2,33 m and a length of 4 m. Two big flat panels of the L×H=3×3,9 m size installed upright on balance frame aligned with the free stream are used for simulating two-dimensional flow in the tunnel test section. The airfoil section in the layout of a rectangular wing is mounted horizontally between flat panels with minimum gaps to ensure 2D flow conditions. The aerodynamic forces and pitch moment acting on the model were measured by wind tunnel balance. To determine boundary corrections for a new test section of wind tunnel, the experimental investigation of three geometrically similar models has been executed. The use of boundary corrections has provided good correlation of the test data of airfoil NACA 6712 with the results obtained from the wind tunnel except for lift and drag coefficient values at high angles of attack.

Key words: low-speed wind tunnel, open test section, experimental setup, boundary corrections, test results.

REFERENCES

1. Pankhurst, R.C. and Holder, D.W. (1955). *Tekhnika eksperimenta v aerodinamicheskikh trubakh* [Wind tunnel technique]. Transfer from English under S.G. Popov's edition. Moscow: Izdatelstvo inostrannoy literatury, 667 p. (in Russian)
2. Gomes, C.D., Cavalieri, A.V., Girardi, R.M. and Arajo, T.B. (2007). *Correction of wind tunnel results for the airfoils of ITA's unmanned aerial vehicle*. 19th International congress of mechanical engineering, November 5–9, 2007, Brasília, DF.
3. Mangler, W. (1938). *The lift distribution of wings with end plates*. NACA Technical Memorandum, no. 856, April, pp. 18–19.
4. Fuglsang, P., Antonio, I., Sorensen, N. and Madsen, H. (1998). *Validation of a wind tunnel testing facility for blade surface pressure measurements*. Riso National Laboratory. Riso-R, no. 981, 82 p.
5. Rumyantsev, A.G. and Silantev, V.A. (2010). *Numerical and experimental study of high-lift configurations*. Thermophysics and Aeromechanics, vol. 17, no. 2, pp. 269–284.
6. Ewald, B. (1998). *Classical corrections for open test sections*. AGARD-AG-336 Wind tunnel wall corrections, pp. 2-54–2-61.
7. Barlow, J.B., Rae, W.H.Jr. and Pope, J.A. (1984). *Low-speed wind tunnel testing*. New York: John Wiley & Sons, 713 p.
8. Rudenko, S.I. (1977). *Metodika vesovogo eksperimenta v aerodinamicheskoy trube T-102 CAGI* [Technique of balance measurements in TSAGI's T-102 wind tunnel]. *Trudy TSAGI* [Proceedings of TsAGI], no. 1886, 162 p. (in Russian)
9. Holst, H. (1980). *German activities on wind tunnel corrections*. AGARD Report. Wind tunnel corrections for high angle of attack model, no. 692, pp. 4-1–4-23.

10. Belocerkovskij, S.M. and Nisht, M.I. (1978). *Otryvnoye i bezotryvnoye obtekaniye tonkikh krylev idealnoy zhidkosti* [Detachable and attached flow of thin wings in condition of ideal liquid]. Moscow: Science, 351 p. (in Russian)

11. Jacobs, E.A. and Sherman, A. (1939). *Airfoil Sections Characteristics as Affected by Variations of the Reynolds Number*. NACA. Report no. 586, pp. 227–267.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Yuriy S. Mikhailov, Candidate of Technical Sciences, Leading Research Fellow of Central Aerohydrodynamic Institute, mikh47@yandex.ru.

Yuriy G. Stepanov Candidate of Technical Sciences, Leading Research Fellow of Central Aerohydrodynamic Institute.

Поступила в редакцию 14.10.2018
Принята в печать 17.01.2019

Received 14.10.2018
Accepted for publication 17.01.2019