

Искоркин В.А. Назаров Д.В.

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОПРАВОК НА ВЛИЯНИЯ ГРАНИЦ ПОТОКА
ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛЕЙ КРЫЛА
В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ**

Несмотря на высокий современный уровень компьютерного моделирования течений газа, определение аэродинамических характеристик моделей летательных аппаратов экспериментальными методами остается актуальным. Основным инструментом в таких исследованиях являются аэродинамические трубы. Данная работа посвящена определению поправок на влияние границ потока, которые необходимо вносить в результаты испытаний моделей с относительно большими площадями в аэродинамической трубе (АДТ) с открытой рабочей частью прямоугольного сечения. Возможность использования таких моделей повышает качество результатов, получаемых в аэродинамических трубах малых скоростей.

Актуальность темы работы объясняется постоянным повышением требований к точности результатов испытаний моделей в аэродинамических трубах.

Под относительной площадью модели крыла или самолетной компоновки понимается параметр $\frac{S}{F}$, где S – площадь крыла, а F – площадь сопла аэродинамической трубы. Как известно, в настоящее время существуют рекомендации [1-3] по выбору относительной площади крыла для дозвуковых АДТ малых скоростей, которые ограничивают площадь крыла величиной $\frac{S}{F} \leq 0,1$ при значениях коэффициента подъемной силы $C_{ya} < (1...1,3)$. Для этого диапазона параметров поправки на влияние границ потока (или поправки на интерференцию, связанную с подъемной силой) известны и зависят лишь от формы сопла АДТ.

Известны различные способы ослабления влияния границ потока. В работе [4] предлагается перфорировать стенки рабочей части АДТ. Данный метод снижения влияния границ потока основан на том, что величины этого влияния для труб открытого и закрытого типа равны по величине и противоположны по знаку. Также интерференцию, связанную

с подъемной силой, можно снизить, используя адаптивные стенки рабочей части АДТ, однако такое решение имеет высокую техническую сложность [1,5,6].

Наиболее простой способ учета влияния свободных границ потока состоит во вводе стандартных поправок на угол атаки:

$$\Delta\alpha_i = \delta_\alpha C_{ya} S/F, \quad (1)$$

где δ_α – коэффициент, зависящий от поперечного сечения трубы.

Тогда истинные значения углов атаки могут быть вычислены по формуле:

$$\Delta\alpha_{ист} = \alpha_{изм} - \Delta\alpha_i. \quad (2)$$

Однако, исследования [7] показывают, что ввод общепринятых поправок возможен только до величины $C_{ya} S/F \leq 0,13$. При значениях $C_{ya} S/F > 0,13$ необходимо вводить дополнительную поправку. Расхождение результатов, с точки зрения автора, объясняется воздействием внешнего атмосферного давления, которое окружает воздушную струю. Для определения этой дополнительной поправки автор использует модели, которые испытываются в двух трубах с открытыми рабочими частями круглого сечения разных диаметров.

В настоящей работе нахождение дополнительной поправки велось по той же методике, что и в работе [7], но был использован другой способ ее определения.

Для эксперимента были выбраны две геометрически подобных модели крыльев, имеющих профиль CLARK YH-12. Общий вид моделей представлен на рис. 1, а геометрические характеристики моделей приведены в таблице 1, где l – размах, b – хорда.



Рис.1. Общий вид моделей

Таблица 1–Геометрические размеры исследуемых моделей

Модель	$l, м$	$b, м$	$S, м^2$
Большое крыло	0,450	0,150	0,0675
Малое крыло	0,256	0,084	0,0215

Испытания проводились в аэродинамической трубе прямоугольного сечения с открытой рабочей частью АДТ Т-3 Самарского университета [8]. В эксперименте соблюдалось равенство по числу Рейнольдса Re , для чего исследования проводились с разными скоростями потока.

АДТ Т-3 Самарского университета – установка малых дозвуковых скоростей замкнутого типа. Для данного случая характерны три типа интерференций:

1. загромождение рабочей части моделью и спутной струей;
2. влияние подъемной силы;
3. блокинг-эффект.

В работе [6] показано, что при малых относительных размерах модели и малой скорости влияние загромождения минимально, но с увеличением скорости становится более значительным. В эксперименте велась работа при малых скоростях, кроме того площади сечений миделя обеих моделей не велики по отношению к площади сопла аэродинамической трубы, поэтому влиянием загромождения можно пренебречь.

Влияние блокинг-эффекта было учтено в виде коэффициента, который вводился на величину измеряемого скоростного напора. Данный коэффициент был определен производителем трубы и указан в технической документации АДТ Т3 Самарского университета.

Кроме того необходимо было учесть влияние державки на характеристики крыла. Для этого на первом этапе исследования проведена отдельная серия экспериментов для определения влияния державки на величину аэродинамических коэффициентов крыла. Для этого державка закреплялась на весах, а крыло крепилось дополнительной державкой с минимальным зазором от исследуемой державки. В этом случае веса измеряли силы и моменты, действующие на державку, обдуваемую в присутствии крыла. Такой эксперимент проводился для державки, как в присутствии малого, так и в присутствии большого крыла. Общий вид рабочего участка АДТ для этих экспериментов представлен на рис. 2, 3.



Рис. 2. Эксперимент с державкой вблизи
малого крыла

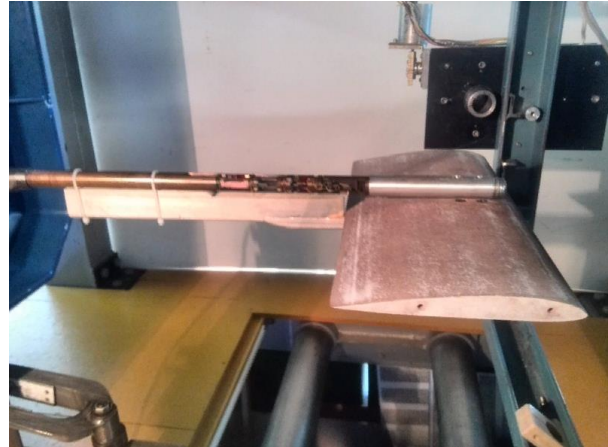


Рис. 3. Эксперимент с державкой вблизи
большого крыла

Далее проводились эксперименты по определению аэродинамических характеристик крыльев. Для этого каждое из крыльев с помощью исследованной державки крепилось на весах в рабочей части АДТ. Рабочий участок с закрепленными крыльями представлен на рис. 4, 5.



Рис. 4. Эксперимент с крылом
малого размаха



Рис. 5. Эксперимент с крылом
большого размаха

После учета влияния державки считалось, что разница в значениях коэффициента подъемной силы, получаемая в эксперименте для большого и малого крыла, определяется только интерференцией, связанной с эффектом подъемной силы.

На графиках рис. 6 представлены результаты исследования крыльев без введения каких-либо поправок на влияние границ потока. Как видно из графиков, значения аэродинамических характеристик для исследованных крыльев отличаются, и это отличие растет с увеличением угла атаки.

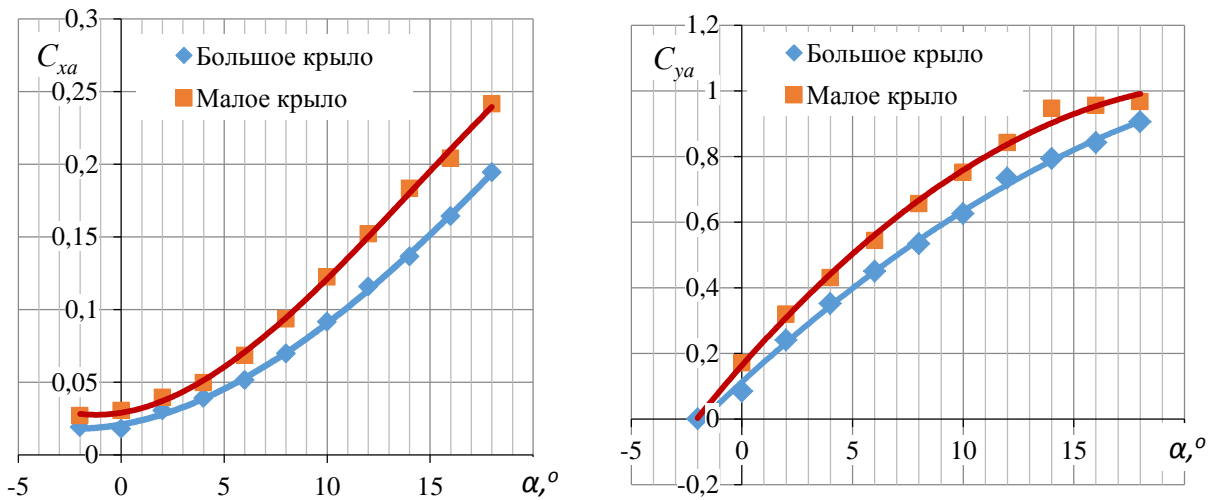


Рис. 6. Результаты исследований без введения поправок на влияние границ потока

Затем в результаты, полученные для обоих крыльев, были введены стандартные поправки по формулам (1) и (2). При этом коэффициент $\delta_\alpha = -0,196$ выбирался в соответствии с рекомендациями работы [2] для трубы с открытой рабочей частью прямоугольного сечения. По полученным значениям для линейных участков кривых была построена зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ с введенными стандартными поправками, представленная на рис. 7.

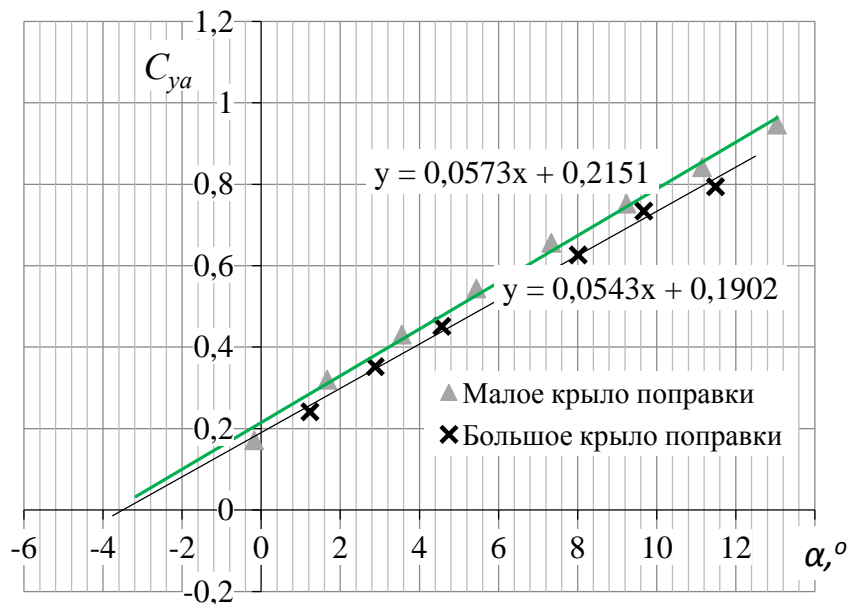


Рис. 7. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки с введёнными стандартными поправками

Поскольку для малого крыла выполнялось условие $C_{ya} S/F \leq 0,13$, то для него зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$, представленная на рис. 7, соответствует обтеканию крыла безграничным потоком.

Далее обе зависимости были аппроксимированы на линейных участках. Это было необходимо для отыскания значений подъемной силы, соответствующих стандартным углам атаки, которые были заданы в эксперименте.

Как видно из графика рис. 7, для зависимости, полученной при исследовании большого крыла, необходимо вводить дополнительные поправки для приведения результатов к истинным значениям. Для этого крыла значение критерия $C_{ya} S/F > 0,13$ и выходит за рамки применимости стандартных поправок.

Как и в работе [7], поправка на характеристики крыла с большой относительной площадью вводилась в виде коэффициента

$$K = \frac{C_{ya_{ист}}}{C_{ya}},$$

где $C_{ya_{ист}}$ – коэффициент подъемной силы в безграничном потоке;

C_{ya} – коэффициент подъемной силы, подсчитанный с учетом общепринятых поправок на влияние границ потока.

Тогда величина $C_{ya_{ист}}$ будет определяться следующим образом:

$$C_{ya_{ист}} = \begin{cases} C_{ya} & \text{при } C_{ya} S/F < 0,13, \\ KC_{ya} & \text{при } 0,13 \leq C_{ya} S/F \leq 0,35. \end{cases}$$

Как показали результаты исследования, значение коэффициента K в диапазоне $0,13 \leq C_{ya} S/F \leq 0,35$ для трубы прямоугольного сечения мало зависит от параметра $C_{ya} S/F$ и может быть принято постоянным, равным 1,074.

Истинные значения коэффициента подъемной силы, а также значения для большого крыла с введёнными дополнительными поправками приведены на рис. 8.

Из анализа данного графика следует, что при введении дополнительной поправки для большого крыла, значения практически совпадают с «истинными». Некоторые расхождения значений в области $C_{ya} S/F < 0,13$ объясняются погрешностью эксперимента.

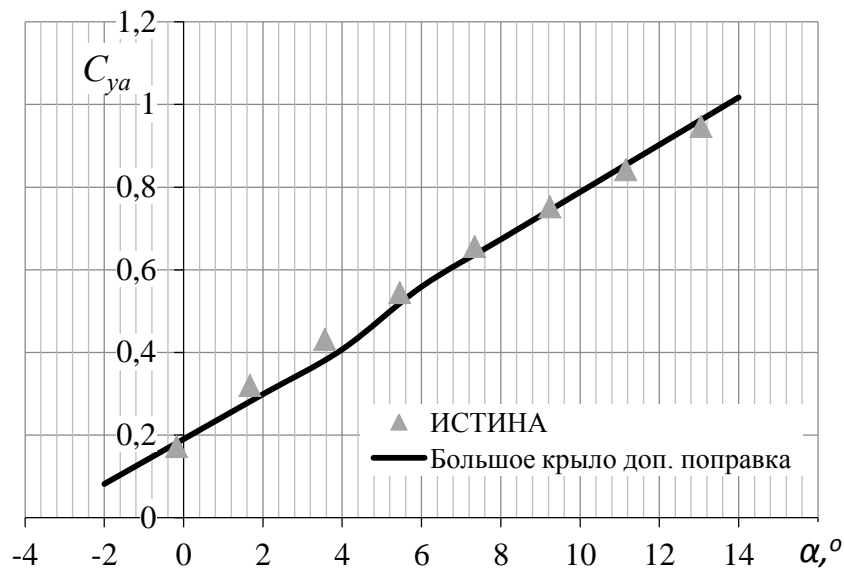


Рис. 8. Зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ с поправками, введёнными в измерения для обоих крыльев

Библиографический список

1. Бедржицкий, Е.Л., Дубов, Б.С., Радциг, А.Н. Теория и практика аэродинамического эксперимента [Текст]: учебник. – М.: Изд-во МАИ, 1990. – 216с.
2. Пенхерст, Р., Холдер, Д. Техника эксперимента в аэродинамических трубах. – М.:ИИЛ, 1955. – 654с.
3. Мартынов, А.К. Экспериментальная аэродинамика [Текст]: учебник для авиационных высших учебных заведений/ А.К. Мартынов. – Москва, 1950. – 476 с.
4. Kazuo Kondo. The wall interference of wind tunnels with boundaries of circular arcs / Tokyo: Tokyo Imperial University, 1935. 267 p. (Report of the Aeronautical Research Institute, Tokyo Imperial University; #126(Vol. X, 8)).
5. Попов, С.Г. Некоторые задачи и методы экспериментальной аэромеханики [Текст]: учебное пособие для высших учебных заведений / В.Л. Теуш, С.Н. Ахламов, А.С. Каган. – Москва, 1952. – 491 с.
6. Горлин, С.М. Экспериментальная аэромеханика [Текст]: учеб. пособие для вузов / С.М. Горлин. – М.: «Высшая школа», 1970. – 423с.
7. Жерехов, В.В., Ледянкина, О.А. Экспериментальное исследование влияния свободных границ потока на аэродинамические характеристики крупномасштабных моделей без механизации [Текст]: КНИТУ–КАИ, Казань, 2011.
8. Комаров В.А. Вузовская учебно-исследовательская аэродинамическая труба / В.А. Комаров., В.А Фролов., В.В. Тарасов, В.Г. Шахов // Общероссийский науч.-техн. журнал «Полёт», №10, 2006. С. 34-40.