

УДК 629.7.022

В.В. Бездельный, А.А. Мишкова, М.Н. Шелудько

Харьковский национальный университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОФИЛЬНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ТЕЛА В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

Представлен способ определения профильного сопротивления профиля крыла в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей Т-1 Харьковского национального университета Воздушных Сил. Проведен, основанный на теореме импульсов, расчет сопротивления профильного тела в потоке. Описан принцип действия интегрирующей гребенки и приведен результат ее экспериментального исследования в аэродинамической трубе.

Ключевые слова: профильное сопротивление, аэродинамическая труба, теорема импульсов, интегрирующая гребенка, экспериментальное исследование.

Введение

Как известно, способ определения профильного сопротивления бесконечно длинных цилиндров, обтекаемых плоскопараллельным потоком вязкой несжимаемой жидкости, основан на теореме импульсов. Он позволяет простыми средствами получить величину этого сопротивления по известному распределению скоростей на контрольной поверхности в потоке вне тела. Способ применим и для определения сопротивления в различных сечениях крыла; может быть распространен на осесимметричные течения и на дозвуковые течения. В силу этого он находит применение в лабораторных и натурных исследованиях [1–2].

Постановка проблемы. Натурный летный эксперимент остается до настоящего времени единственно надежным способом получения достоверной информации о реальных возможностях проектируемого ЛА, его динамических свойствах, управляемости и пилотажных качествах [3–6]. Объясняется это рядом причин, к числу которых относятся:

- невозможность определения точных величин аэродинамических коэффициентов реального ЛА на основании продувок его модели в аэродинамических трубах и последующих расчетов;

- невозможность точно рассчитать на этапе проектирования степень деформации в полете реального ЛА и учесть эффект, обусловливаемый упругими деформациями его конструкции (вследствие незнания действительного распределения аэродинамической нагрузки и жесткости элементов его конструкции);

- отсутствие точных данных о степени возможного ухудшения тяговых характеристик двигателя после установки его на проектируемый ЛА;

- невозможность адекватно воспроизвести на земле реальные условия работы авиационного комплекса [3; 6].

Целью работы является выбор метода исследования, проверка работоспособности выбранной методики, сравнения полученных результатов из известными данными.

Анализ последних исследований и публикаций. Теорема общей механики о количестве движения системы материальных точек состоит в том, что изменение количества движения ограниченной системы материальных точек равно импульсу сил, приложенных к системе, или изменение количества движения системы в единицу времени равно сумме внешних сил, действующих на эту систему [7–8]:

$$\frac{d}{dt} \sum m \vec{V} = \sum \vec{\Phi}. \quad (1)$$

Для определения профильного сопротивления было выведено следующее выражение [8]:

$$C_{xp}' = \frac{2}{b_a} \int A_2 B dy, \quad (2)$$

где b – хорда крыла;

a – ширина следа;

A_2 и B – переменные коэффициенты, зависящие от числа M в невозмущенном потоке M_∞ , безразмерных коэффициентов статического давления:

$$\bar{p}_i = \frac{p_i - p_\infty}{q_\infty} \quad (3)$$

и потерь полного давления в следе за крылом:

$$\bar{H}_i = \frac{H_\infty - H_i}{q_\infty}, \quad (4)$$

где H_i , p_i – полное и статическое давление в исследуемой точке следа;

H_∞ , q_∞ , p_∞ – скоростной напор, полное и статическое давления в невозмущенном потоке [8].

Пренебрегая зависимостью множителя B от потерь полного давления и изменением статического давления по ширине следа, а также используя ли-

нейность зависимости $A_2=A_2(\bar{H})$ при $M_\infty \geq 0,7$ выведем уравнение:

$$C'_{xp} = \frac{2}{b} K_H(M_\infty) V \int_a \bar{H} dy, \quad (5)$$

где $K_H(M_\infty) = \frac{A_2}{H}$ – среднее из значений, взятых в точках пересечения секущих, проходящих через начало координат, и точки на кривой $A_2=A_2(\bar{H})$ [8].

Основной материал исследования

Показано [8], что выражение (5) можно использовать для приближенного вычисления C'_{xp} и при $M_\infty \geq 0,7$, подставляя из него значения $K_H=K_H(M_\infty)$ для соответствующего интервала \bar{H} , на котором проводится осреднение отношений $\frac{A_2}{H}$, причем погрешность замены $A_2=A_2(\bar{H})$ на $A_2(\bar{H})=K_H(M_\infty)\bar{H}$ тем меньше, чем больше участков \bar{H} выбрано для определения.

Приближенно интеграл в (5) заменяется на сумму:

$$\begin{aligned} C'_{xp} &= \frac{2}{b} K_H(M_\infty) V \int_a \bar{H} dy = \\ &= \frac{2}{b} K_{\bar{H}}(M_\infty) V h \sum_{i=1}^n \frac{H_\infty - H_{корп}}{q_\infty} = \\ &= \frac{2h}{bq_\infty} K_{\bar{H}}(M_\infty) V \sum_{i=1}^n \Delta H_i, \end{aligned} \quad (6)$$

где h – расстояние между приемниками полного давления.

Выходя из этого, зная, $K_H(M_\infty)$, V и измеряя ΔH_i , можно получить приблизительное значение C'_{xp} с помощью отношения (6), суммируя все показания манометра для i приемников полного давления. Если воспользоваться интегрирующей гребенкой, то величину $\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta H_i$ можно получить непосредственно из одного измерительного прибора. Интегрирующая гребенка состоит из герметичного корпуса с присоединенными к нему приемниками полного давления в виде иголок. Давление, измеряемое интегрирующей гребенкой, помещенной в следе за исследуемой моделью, $\Delta H=(H_\infty-H_{корп})$ будет однозначно совпадать с $\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta H_i$, где $H_{корп}$ – полное давление внутри корпуса гребенки. Из-за неравномерности давления на входе в приемники будет иметь место процесс перетекания газа, и в случае установившегося течения Пуазейля на всем протяжении приемника давления внутри корпуса

гребенки будет характеризовать потери за моделью. Расход газа V_i пропорционален перепаду давлений на концах приемной трубки:

$$V_i = \frac{H_i - H_{корп}}{8\mu l} \pi R^4, \quad (7)$$

где l , R – длина и радиус приемной трубки полного давления, а μ – коэффициент вязкости газа [8].

При установившемся потоке воздуха давления в корпусе интегрирующей гребенки должно быть постоянно и равно $H_{корп}$, а суммарный расход воздуха через все приемники полного давления должен быть равен нулю $(\sum_{i=1}^n V_i = 0)$ и

$$\sum_{i=1}^n (H_i - H_{корп}) = 0 \quad (8)$$

преобразуется к виду:

$$\sum_{i=1}^n (H_i - H_{корп} + H_\infty - H_\infty) = 0,$$

тогда:

$$\sum_{i=1}^n (H_i - H_{корп}) = \sum_{i=1}^n (H_\infty - H_i) \quad (9)$$

конечный результат формулы:

$$n\Delta H = \sum_{i=1}^n (H_\infty - H_i) \text{ и } \Delta H = \frac{\sum_{i=1}^n \Delta H_i}{n}, \quad (10)$$

что и требовалось показать, с той лишь поправкой, что отсчитываемое по регистрирующему прибору значение ΔH меньше истинной $\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta H_i$ в n раз, где n равно числу открытых приемников полного давления [8].

Из формулы (10) можно увидеть, что $n\Delta H = \text{const}$ при $M_\infty = \text{const}$, причем n должно быть больше или равно m (m – число приемников, находящихся в следе).

При $n > m$ члены, в сумме соответствующие точкам, находящимся вне следа, обращаются в нуль, т.е. число открытых приемников $n \geq m$ не должно сказываться на конечном результате определения коэффициента профильного сопротивления C'_{xp} , который можно определить по показаниям интегрирующей гребенки из следующего соотношения [8]:

$$\begin{aligned} C'_{xp} &= \frac{2nh}{bq_\infty} K_{\bar{H}}(M_\infty) V \Delta H = \\ &= \frac{2nh}{b} K_{\bar{H}}(M_\infty) V \Delta \bar{H}. \end{aligned} \quad (11)$$

Результаты исследований

Для проверки работоспособности интегрирующей гребенки на базе Харьковского национального университета Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба было проведено экспериментальное исследование в

аэродинамической трубе Т-1 (табл. 1). С помощью интегрирующей гребенки (рис. 1) определяли коэффициент профильного сопротивления C'_{xp} , одного профиля в виде прямого крыла (рис. 2). Для изучения влияния различных факторов на получаемый коэффициент C'_{xp} , устанавливалась постоянная скорость воздушного потока в аэродинамической трубе, угол атаки крыла, расстояние x от задней кромки профилей до приемников полного давления, количество приемников полного давления в виде иголок.

Таблица 1
Основные технические данные трубы малых дозвуковых скоростей Т-1

Размеры рабочей части:	
Ширина	1,0 м
Высота	0,7 м
Длина	1,3 м
Степень поджатия сопла	5
Диаметр вентилятора	1,5 м
Число оборотов вентилятора /максимальное/	1000 об/мин
Мощность приводного электромотора	30 кВт
Скорость потока в рабочей части:	
Максимальная	50 м/с
Минимальная	1,5 м/с
Аэродинамическое качество	2,7

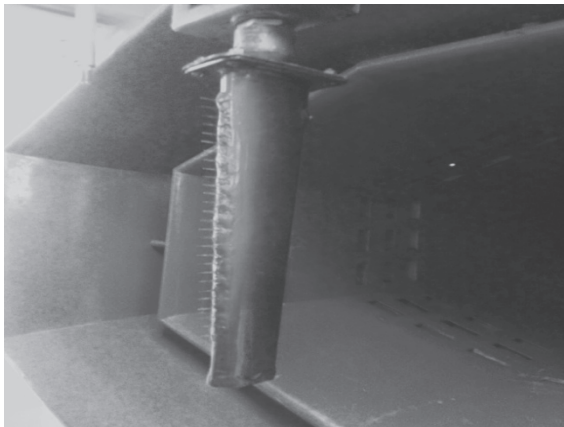


Рис. 1. Фотография интегрирующей гребенки в рабочей части аэродинамической трубы Т-1

Интегрирующая гребенка была выполнена в виде стойки с герметичным корпусом, с которым был соединен холодной сваркой 32 приемника полного давления. Геометрические параметры приемной трубки выбирались из условий $Re_d < 2000$, $l > 0,65 \times d \times Re_d$, где Re_d – число Рейнольдса, рассчитанное для внутреннего диаметра приемной трубки.

Интегрирующая гребенка с приемниками полного давления устанавливалась в 6 произвольных

сечениях, на произвольных расстояниях от задней кромки крыла. Снимались показания с интегрирующей гребенки с помощью микроманометра. Коэффициент профильного сопротивления C'_{xp} определялся по формуле (11).



Рис. 2. Фотография интегрирующей гребенки и испытуемого прямого крыла в рабочей части аэродинамической трубы Т-1

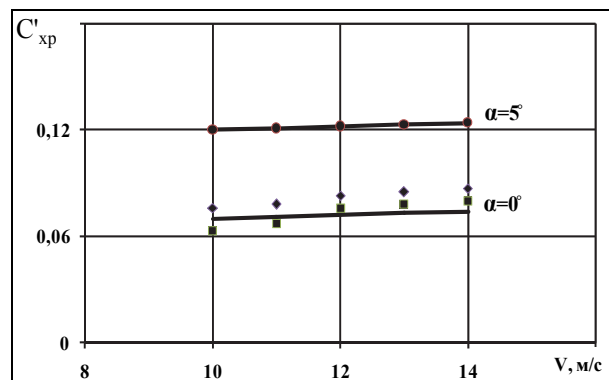


Рис. 3. Зависимость коэффициента профильного сопротивления крыла от угла атаки:
● – значения C'_{xp} , полученные интегрированием вихревого следа;
— — значения C'_{xp} , полученные весовым методом

Выводы

По результатам проведенных исследований можно сделать вывод, что метод определения профильного сопротивления при помощи интегрирующей гребенки имеет ряд преимуществ перед весовым методом. При этом принятые допущения удовлетворяют требованиям точности результатов исследований. Следует отметить простоту эксперимента и удовлетворительную точность получаемых результатов, что упрощает процесс обработки данных и сокращает время проведения эксперимента.

Список литературы

- Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя [Текст] / Г. Шлихтинг. – М.: Изд. Наука, 1974. – 712 с.
- Гринзбург И.П. «Прикладная гидрогазодинамика». [Текст] / И.П. Гринзбург. – Л.: Изд. ЛГУ, 1958. – 736 с.

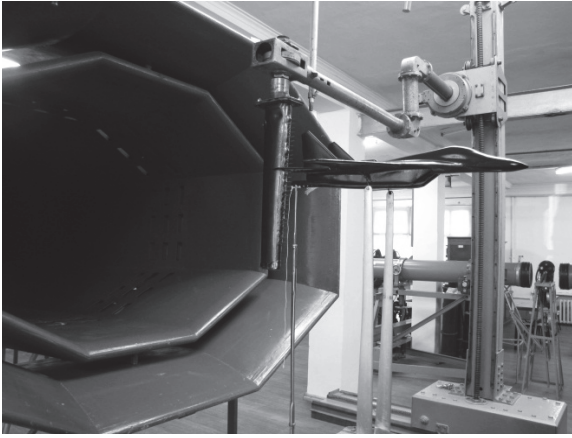


Рис. 4. Фотографія інтегруючої гребенки і испытуємої моделі самолёта-истребителя в робочій часті аеродинамічної труби Т-1

3. *Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов [Текст] / под ред. Г.С. Бюшгенса. – М.: Наука, Физматлит, 1998 – 816 с.*

4. *Методы аэрофизических исследований в полете [Текст] / [А.Д. Миронов, А.И. Замятин, А.А. Королев и др.]. – М.: Машиностроение, 1985 – 112 с.*

5. *Летные испытания самолетов [Текст] / [М.Г. Котик, А.В. Павлов, И.М. Паиковский, Н.Г. Щитаев]. – М.: Машиностроение, 1978. – 423 с.*

6. *Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента: учебн. / А.М. Харитонов. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2005. – Ч. 1: Аэродинамические трубы и газодинамические установки. – 220 с.*

7. *Тарг С.М. Динамика // Физическая энциклопедия : [в 5 т.] / Гл. ред. А. М. Прохоров. – М.: Советская энциклопедия, 1988. – Т. 1. – 707 с.*

8. *Божков В.М. Определение профильного сопротивления с помощью интегрирующей гребенки [Текст] / В.М. Божков, А.С. Мозольков // Ученые записки ЦАГИ. – 1972. – Т. 3, № 1. – С. 88-92.*

Поступила в редколлегию 12.05.2017

Рецензент: д-р техн. наук проф. Е.А. Українець, Харківський національний університет Воздушних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ВИЗНАЧЕННЯ ПРОФІЛЬНОГО ОПОРУ ТІЛА У АЕРОДИНАМІЧНІЙ ТРУБІ

В.В. Бездельний, А.О. Мішкова, М.М. Шелудько

Представлений спосіб визначення профільного опору профілю крила в аеродинамічній трубі Харківського університету Повітряних Сил. Проведено розрахунок опору профільного тіла в потоці, заснований на теоремі імпульсів. Описаний принцип дії інтегруючої гребінки та наведено результат її експериментального дослідження в аеродинамічній трубі Харківського університету Повітряних Сил при малих дозвукових швидкостях.

Ключові слова: профільний опір, аеродинамічна труба, теорема імпульсів, інтегруюча гребінка, експериментальне дослідження.

THE DEFINITION OF THE PROFILE OF THE RESISTANCE BODY IN THE PIPE AERODYNAMICLY

V. Bezdnelny, A. Mishkova, M. Sheludko

Presented method of determining the resistance profile the profile of the wing in the wind tunnel of the Kharkov University of Air Forces. The calculation of a profile of the resistance body in the flow, based on the theorem of impulses. Described the principle of operation of integrating of the comb and the results of its experimental study in wind tunnel Kharkiv Air Force University at low subsonic speeds.

Keywords: profile resistance, wind tunnel, theorem pulses, an integrating comb experimental research.