

Літальні апарати: аеродинаміка, силові установки, обладнання та озброєння

УДК 533.6.071.4

А.Б. Касьяненко, Н.А. Андрущенко, В.И. Кулешов, В.В. Чмовж

Национальный аэрокосмический университет имени Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ДОННОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ «Т-6» ХАИ

Показана актуальность задачи измерения величины донного давления при определении коэффициента лобового сопротивления тел вращения. Представлена методика расчета величины коэффициента донного сопротивления. Описана система измерения давлений и обработки информации. Выполнен анализ результатов измерения давлений и расчет коэффициента донного сопротивления при исследовании аэродинамических характеристик реальной модели при ее дозвуковом обтекании. Показан ощутимый вклад коэффициента донного сопротивления в общий коэффициент лобового сопротивления модели. Приведена зависимость коэффициента донного сопротивления от угла атаки модели при различных числах Маха.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, число Маха, угол атаки, донное давление, коэффициент донного сопротивления, коэффициент лобового сопротивления.

Введение

В случаях, когда тело вращения имеет срез (дно) в кормовой части, непосредственно за этим срезом образуется сильное разрежение (подсос), увеличивающее лобовое сопротивление тела. Возникающее таким образом добавочное сопротивление называется донным [1]. При исследовании аэродинамических характеристик тел вращения весовым методом в аэродинамических трубах, картина обтекания донной зоны менее однозначна. В эксперименте модель помещается в поток на хвостовой державке (рис. 1).



Рис. 1. Модель на хвостовой державке

Для исключения влияния обдува державки воздушным потоком на измеряемые параметры, она заключена в обтекатель. При этом между державкой и обтекателем образуется канал, соединяющий рабочую часть (РЧ) аэродинамической трубы с камерой давления (КД). Вследствие различия величин давлений в РЧ и КД, в этом канале формируется

«паразитный» поток, который, в зависимости от скоростного режима в РЧ и габаритных размеров модели, может изменять свое направление (рис. 2).

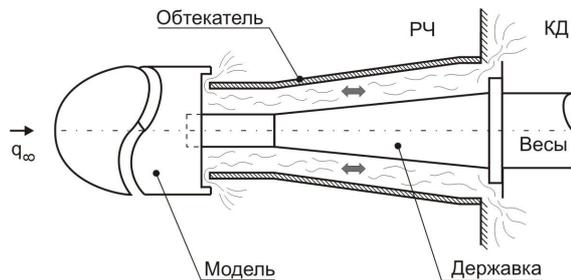


Рис. 2. Державка под обтекателем

Таким образом, формируемая за счет «паразитного» потока составляющая донного сопротивления $c_{x \text{ дон}}$ может изменять свой знак и вносить ощутимую аддитивную погрешность при определении истинного значения коэффициента лобового сопротивления тела $c_{x \text{ а}}$. Для исключения такого типа погрешности, необходимо иметь методику расчета величины $c_{x \text{ дон}}$ с тем, чтобы затем вычесть ее из результата измерений $c_{x \text{ а изм}}$.

Основной раздел

Методика определения истинного значения коэффициента донного сопротивления в аэродинамической трубе «Т-6»

В общем случае коэффициент продольной силы c_x есть величина, определяемая как

$$c_x = Q / (q_\infty S_M),$$

где Q – аэродинамическая сила; q_∞ – скоростной напор невозмущенного потока; S_M – характерная площадь (площадь миделя).

В свою очередь, аэродинамическая сила определяется как

$$Q = (p - p_\infty) \cdot S,$$

где p_∞ – статическое давление невозмущенного потока; p – статическое давление в исследуемой зоне; S – площадь воздействия давления p .

Тогда общее выражение для коэффициента c_x можно записать как:

$$c_x = \frac{p - p_\infty}{q_\infty S_M} \cdot S = c_p \frac{S}{S_M}, \quad (1)$$

где c_p – коэффициент местного давления.

В нашем случае результирующая аэродинамическая сила определяется суммой сил, созданных давлениями $p_{дон}$ и $p_{хв}$, действующих на соответствующие площади (рис. 3), поэтому для расчета $c_{x\text{дон}}$ по формуле (1), необходимо знать величины коэффициентов давлений $c_{p\text{дон}}^*$ и $c_{p\text{хв}}^*$:

$$c_{p\text{дон}}^* = \frac{\Delta p_{дон}}{q_k}; \quad c_{p\text{хв}}^* = \frac{\Delta p_{хв}}{q_k}, \quad (2)$$

где $\Delta p_{дон}$, $\Delta p_{хв}$ – измеренные значения избыточных давлений, относительно КД, в донной и хвостовой зонах; q_k – расчетный скоростной напор.

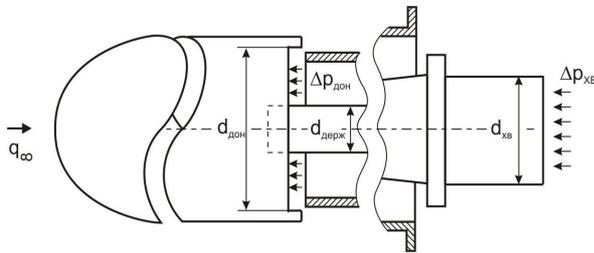


Рис. 3. К определению аэродинамической силы

Для получения истинных значений коэффициентов местных давлений, необходимо иметь в виду методические поправки, связанные со спецификой проведения измерений избыточных давлений $\Delta p_{дон}$, $\Delta p_{хв}$ и скоростного напора q_k , в аэродинамической трубе. Вследствие того, что при дозвуковом обтекании, возмущения распространяются навстречу потоку и могут оказывать влияние на приемники статического давления, установленные в РЧ, измерять величины избыточных давлений относительно давления в РЧ p_p , недопустимо. Поэтому избыточные давления измеряют относительно КД p_k , а разница в давлениях между РЧ и КД Δp_{p-k} измерена для всех скоростных режимов в отдельном эксперименте при отсутствии модели (рис. 4).

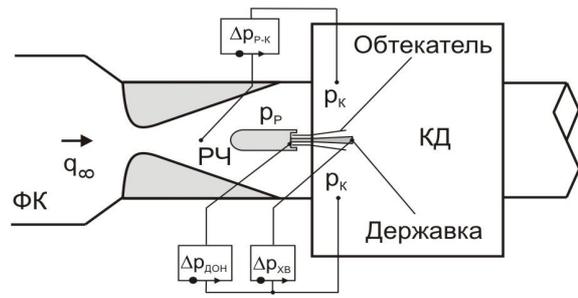


Рис. 4. Измерение избыточных давлений в аэродинамической трубе

По значениям Δp_{p-k} рассчитывается величина аддитивной поправки $c_{p\text{p-k}}^* = \Delta p_{p-k} / q_k$, которая в дальнейшем вычитается из коэффициентов давлений $c_{p\text{дон}}^*$ и $c_{p\text{хв}}^*$.

Из этих же соображений, при определении скоростного напора q_k по расчетному значению числа Маха M_k также используется величина p_k :

$$q_k = 0.7 M_k^2 p_k.$$

Поэтому при расчете истинного значения скоростного напора q_∞ используют поправку:

$$q_\infty = q_k (1 + \mu_q), \quad (3)$$

где μ_q – поправка на скоростной напор.

Таким образом, учитывая (2) и (3), истинные значения коэффициентов местных давлений $c_{p\text{дон}}$ и $c_{p\text{хв}}$ (относительно статического давления в РЧ) рассчитываются как:

$$c_{p\text{дон}} = \left(\frac{\Delta p_{дон}}{q_\infty} - \frac{\Delta p_{p-k}}{q_\infty} \right) = \frac{c_{p\text{дон}}^* - c_{p\text{p-k}}^*}{1 + \mu_q};$$

$$c_{p\text{хв}} = \left(\frac{\Delta p_{хв}}{q_\infty} - \frac{\Delta p_{p-k}}{q_\infty} \right) = \frac{c_{p\text{хв}}^* - c_{p\text{p-k}}^*}{1 + \mu_q}.$$

Учитывая установку модели под углом атаки α , согласно (1), можно записать выражение истинного значения коэффициента донного сопротивления:

$$c_{x\text{дон}} = \left[c_{p\text{дон}} \frac{S_k}{S_M} + c_{p\text{хв}} \frac{S_{хв}}{S_M} \right] \cdot \cos \alpha,$$

где S_k – площадь кольца $S_k = \frac{\pi}{4} (d_{дон}^2 - d_{держ}^2)$; $S_{хв}$ – площадь хвостовой части державки.

В дальнейшем эта величина используется как поправка при расчете истинного значения $c_{ха}$:

$$c_{ха} = c_{ха\text{изм}} - c_{x\text{дон}},$$

где $c_{ха\text{изм}}$ – величина коэффициента лобового сопротивления, рассчитанная по данным весовых измерений.

Модернизация штатной системы измерения давлений

Из опыта работы на объекте было обнаружено, что величины донного и хвостового давлений имеют довольно малый диапазон изменения, поэтому для

их измерения необходимы весьма чувствительные первичные преобразователи. Основой штатной системы измерения давлений в аэродинамической трубе «Т-6» являлись механические групповые регистрирующие манометры (ГРМ), обладающие рядом недостатков, а именно:

- большая величина времени измерения в силу природы выполнения измерения как процесса уравнивания;
- грубый диапазон, верхний предел измерений (ВПИ) в самом чувствительном режиме ± 50 кПа;
- существенная погрешность измерения, составляющая до 5% от ВПИ;
- большая трудоемкость проведения исследований за счет отсутствия вывода результатов измерений в цифровом виде.

Поэтому, при исследовании донного и хвостового давлений с использованием штатной измерительной системы, можно было говорить скорее о качественных, чем о количественных показателях. Для получения более точной оценки коэффициента донного сопротивления была разработана и внедрена специализированная подсистема измерения донных давлений, работающая в составе автоматизированной измерительно-управляющей системы трубы Т-6 «АИСТ-6». Основные характеристики подсистемы:

- количество аналоговых каналов: 8;
- частота опроса каналов – не менее 5 Гц/канал;
- измерение абсолютного давления: 1 канал, ВПИ: 250 кПа, с возможностью изменения путем установки более чувствительного сенсора;
- измерение дифференциального давления: 7 каналов, ВПИ: ± 25 кПа с возможностью изменения путем установки более чувствительных сенсоров;
- погрешность измерения давлений $\leq 1\%$ от ВПИ при индивидуальной калибровке датчиков;
- интерфейс RS485 для вывода результатов измерений в цифровом виде;
- интеграция в SCADA TRACE MODE для работы в комплексе системы «АИСТ-6» с возможностью сбора, обработки, и отображения данных.

В основе подсистемы находится 8-ми каналный измерительный модуль, выполняющий задачи по аналого-цифровому преобразованию сигналов с датчиков, цифровой фильтрации данных и выдаче результатов на магистраль, по протоколу M-Link 5.0 для сопряжения со SCADA.

Пневматическая схема подсистемы приведена на рис. 5. Она состоит из датчиков дифференциального давления В1..В7, датчика абсолютного давления В8 и общего коллектора. Датчик абсолютного давления В8 используется для измерения опорного давления p_k , которое так же подается на отрицательный порт давления каждого из дифференциальных датчиков через общий коллектор. Положитель-

ный порт каждого датчика используется для измерения относительного давления в исследуемой точке (в частности, $\Delta p_{\text{дон}}$ и $\Delta p_{\text{хв}}$).

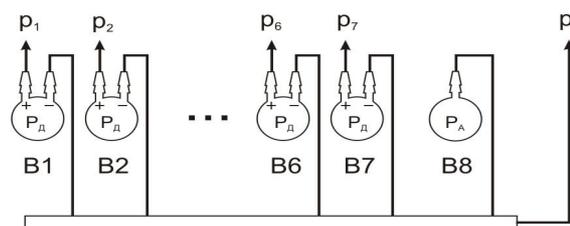


Рис. 5. Пневматическая схема подсистемы

В качестве датчиков использованы интегральные пьезорезистивные термокомпенсированные преобразователи МРХ4250А (абсолютного давления) и МРХV7025G (дифференциального давления). Подключение датчиков к измерительному модулю выполнено разъемным соединением, что позволяет, при необходимости, подключать датчики на другой диапазон. Конструктивно подсистема размещена в металлическом корпусе, внутри которого расположены: измерительный модуль, датчики, коллектор и пневмотрассы. На крышку выведены штуцеры для подключения пневмотрасс (рис. 6).



Рис. 6. Внешний вид измерительной подсистемы

Программное обеспечение (ПО) для сбора и отображения информации создано в SCADA-системе TRACE MODE. ПО производит опрос подсистемы с периодом 0,2 сек и позволяет просматривать данные по всем каналам в режиме реального времени в виде численных значений и графиков, при этом необходимые параметры заносятся в архив с возможностью дальнейшего просмотра (рис. 7).

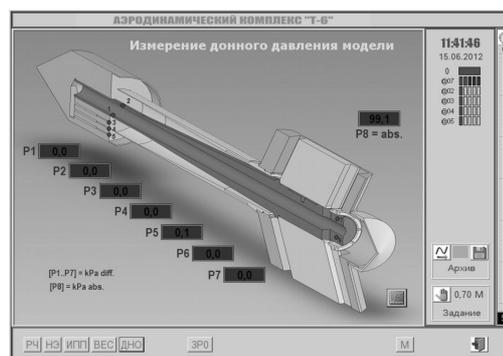


Рис. 7. Отображение данных в TRACE MODE

Все данные доступны по интерфейсу DDE в приложении MS Excel, где выполняется построение графиков отчетов. Заложена возможность индивидуальной калибровки датчиков для уменьшения их погрешности.

Результаты измерений

При проведении аэродинамических исследований в аэродинамической трубе «Т-6» ХАИ, были проведены измерения донного и хвостового давлений при нескольких скоростных режимах. Во всем диапазоне углов атаки оба давления имели отрицательный знак, то есть в канале наблюдалось разрежение. При этом происходило подсосывание потока из КД, которое уменьшало измеряемое значение силы лобового сопротивления модели.

На рис. 8 приведен график изменения донного давления $\Delta p_{\text{дон}}$ при различных числах Маха в диапазоне углов атаки от -4 до 16° . Как видно из графика, величина давления $\Delta p_{\text{хв}}$ очень мала и практически не зависит от угла атаки, поэтому основной вклад в $c_{x \text{ дон}}$ вносит давление $\Delta p_{\text{дон}}$.

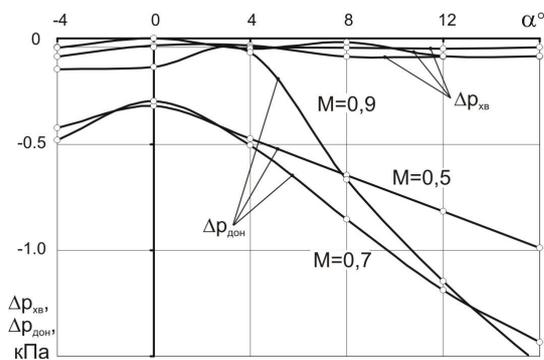


Рис. 8. Зависимость $\Delta p_{\text{дон}}$ и $\Delta p_{\text{хв}}$ от угла атаки α при различных числах Маха

По приведенной методике выполнен расчет величины $c_{x \text{ дон}}$, показавший схожее поведение зависимостей в диапазоне углов атаки при различных числах Маха. Семейство аппроксимирующих кривых было описано аналитически в виде единого полинома 3-й степени с дополнительным членом, учитывающим влияние скоростного режима. Результаты приведены на рис. 9, где в виде маркеров показаны экспериментальные данные, а в виде линий – кривые аппроксимирующего полинома. Максимальная погрешность аппроксимации не превышает 0,3% от величины коэффициента лобового сопротивления модели.

Степень влияния вносимой поправки можно оценить по графику зависимости коэффициента лобового сопротивления исследованной модели, представленному на рис. 10. Пунктирной линией здесь показана зависимость измеренного значения $c_{x \text{ а изм}}$, сплошной – истинного значения $c_{x \text{ а}}$. Из приведенных графиков видно, что в некоторых точках влияние поправки $c_{x \text{ дон}}$ достигает значения более 7%.

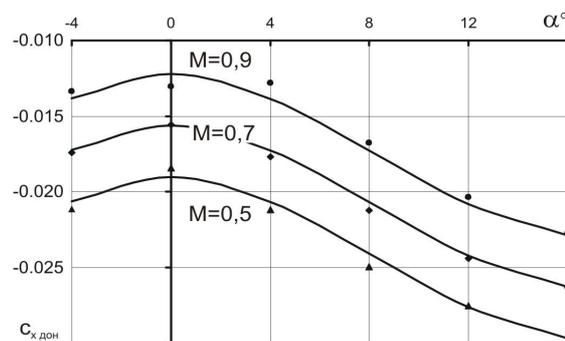


Рис. 9. Зависимость $c_{x \text{ дон}}$ от угла атаки α при различных числах М

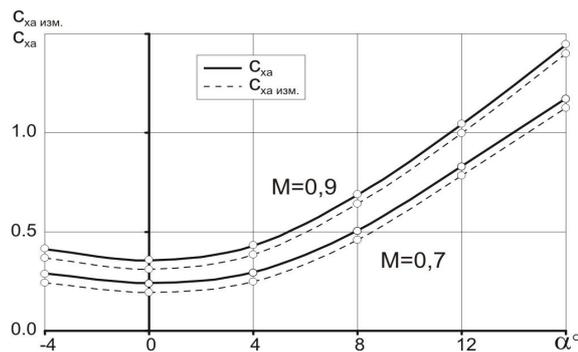


Рис. 10. Зависимость коэффициента $c_{x \text{ а}}$ от угла атаки α при различных числах М

Заключение

1. Предложена методика расчета поправки $c_{x \text{ дон}}$ для вычисления истинного значения величины лобового сопротивления $c_{x \text{ а}}$.
2. Увеличена точность получения параметров за счет модернизации системы измерения давлений.
3. По предложенной методике получены зависимости коэффициента донного сопротивления $c_{x \text{ дон}}$ в диапазоне углов атаки α от -4 до 16° при нескольких числах М.
4. Получена аналитическая зависимость $c_{x \text{ дон}} = f(\alpha, M)$, позволяющая рассчитывать величину донного сопротивления в промежуточных точках.
5. Сопоставляя величины поправок с диапазоном изменения самого коэффициента лобового сопротивления исследованной модели, можно видеть, что для некоторых углов атаки поправка составляет до 7% от измеряемой величины, которая может быть и более существенной, в зависимости от конфигурации новой модели.

Список литературы

1. Мельников А.П. Аэродинамика больших скоростей [Текст] / Мельников А.П. – М.: Воениздат, – 1961. – 424 с.

Поступила в редакцию 25.07.2014

Рецензент: канд. техн. наук, проф. Ю.И. Миргород, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

**МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ КОЕФІЦІЄНТА ДОННОГО ОПОРУ
ПРИ ВИКОНАННІ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ В АЕРОДИНАМІЧНІЙ ТРУБІ «Т-6» ХАІ**

О.Б. Касьяненко, Н.О. Андрущенко, В.І. Кулешов, В.В. Чмовж

Показана актуальність задачі вимірювання величини донного тиску при визначенні коефіцієнта лобового опору тіл обертання. Наведена методика розрахунку величини коефіцієнта донного опору. Описано систему виміру тиску та обробки інформації. Виконан аналіз результатів вимірювання тисків і розрахунок коефіцієнта донного опору при дослідженні аеродинамічних характеристик реальної моделі при її дозвуковому обтіканні. Показана відчутний вклад коефіцієнта донного опору в загальний коефіцієнт лобового опору моделі. Наведено залежності коефіцієнта донного опору від кута атаки моделі при різних числах M .

Ключові слова: аеродинамічна труба, число Маха, кут атаки, донний тиск, коефіцієнт донного опору, коефіцієнт лобового опору.

**THE TECHNIQUE OF DETERMINATION OF BASE DRAG COEFFICIENT
IN AERODYNAMIC EXPERIMENTAL RESEARCHES IN AERODYNAMIC TUNNEL «T-6» KHAI**

O.B. Kasianenko, N.O. Andryuschenko, V.I. Kuleshov, V.V. Chmovzh

The urgency of the problem of measuring the model base pressure in the determination of drag coefficient of bodies of revolution is shown. The technique of calculating the value of the coefficient of model base resistance is presented. A system for pressure measuring and information processing is described. The results of measurements of model base pressure are analyzed and calculations of base drag coefficient obtained in the study of aerodynamic characteristics of the real model in its subsonic flow. A significant contribution factor of the base drag coefficient to the overall body resistance is shown. The dependence of the base resistance coefficient on the angle of attack of the model for different Mach number values is given.

Keywords: aerodynamic tunnel, Mach number, angle of attack, base pressure, the coefficient of base drag, aerodynamic drag coefficient.