

ВЛИЯНИЕ НАЧАЛЬНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПОТОКА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ ПЛОХО ОБТЕКАЕМЫХ ТЕЛ С ОСТРЫМИ КРОМКАМИ

С. М. ГОРЛИН, Г. Е. ХУДЯКОВ

(Москва)

Описывается экспериментальное определение коэффициентов сопротивления C_x призматических тел, обтекаемых потоком малой скорости при различной начальной интенсивности турбулентности ε .

Исследование аэродинамического сопротивления плохообтекаемых тел призматической формы проводилось в аэродинамической трубе А-6 Научно-исследовательского института механики Московского университета. Эта установка представляет собой одноканальную аэродинамическую трубу замкнутого типа с открытой рабочей частью эллиптического сечения. Длина рабочей части трубы 4 м. С целью уменьшения продольной составляющей начальной турбулентности потока (в обычных экспериментах этого всегда добиваются) в форкамере непосредственно перед хонейкомбом и за ним установлены специальные сетчатые детурбулизаторы. При этом критическое число Рейнольдса по шару диаметром 150 мм равнялось примерно 375 000, что соответствует начальной степени продольной составляющей турбулентности потока в рабочей части $\varepsilon \approx 0,2\%$.

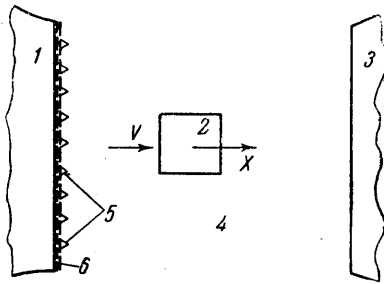
Для получения других величин начальной турбулентности на срезе сопла трубы устанавливались турбулизаторы, представлявшие собой комбинации из сеток и уголков. Установка турбулизаторов позволила в ядре потока размером 1200×900 мм получить величины начальной турбулентности потока $\varepsilon = 0,5, 0,82, 5,6$ и 10% . Величина $\varepsilon = 0,5\%$ была получена при установке на обресе сопла сетки с размером ячеек 13×13 мм при толщине проволоки 1,9 мм. Значение $\varepsilon = 0,82\%$ было получено при установке внахлест двух сеток с размерами ячеек 20×20 мм при толщине проволоки 2 мм. Величина $\varepsilon = 5,6\%$ получалась, если на сетках с ячейкой 20×20 мм размещались уголки (12×12 мм) на расстоянии 180 мм один от другого. Значение $\varepsilon = 10\%$ получено при наложении на сетку с ячейкой 13×13 мм восемнадцати штук уголков (12×12 мм и 20×20 мм). Указанные значения интенсивности начальной турбулентности потока в рабочей части трубы А-6 являются средними значениями по двукратным измерениям при значениях скорости потока, равной 10, 20 и 30 м/сек. Особенностью указанного способа изменения начальной турбулентности, как показали измерения во всей области рабочей части, является сохранение скорости, сходов потока и интенсивности турбулентности потока вдоль рабочей части. Это позволяет поместить исследуемую модель в поток с практически постоянными значениями основных параметров. Измерение скорости потока производилось трубкой Пито — Прандтля, установленной за турбулизирующими устройствами на срезе сопла на расстоянии 1500 мм от него. Определение степени турбулентности потока производилось термоанемометром DISA с помощью зонда, установленного также на расстоянии 1500 мм от обреза сопла.

Схема установки моделей призматических тел в рабочей части аэродинамической трубы дана на фиг. 1. Здесь 1 — сопло трубы, 2 — модель призматического тела, 3 — диффузор аэродинамической трубы, 4 — рабочая часть, 5 — уголки, 6 — сетки, V — скорость, X — сила сопротивления. Определение аэродинамических характеристик моделей производилось шестикомпонентными весами АВМ-2 с ленточной подвеской модели. Коэффициент лобового сопротивления моделей определялся по формуле

$$C_x = \frac{X - X'}{qS}$$

Здесь X — сила сопротивления модели плохо обтекаемого тела с подвеской, X' — сила сопротивления подвески, q — скоростной напор, S — площадь миделевого сечения тела. Число Рейнольдса R подсчитывалось по обычной формуле

$$R = Va / \nu$$

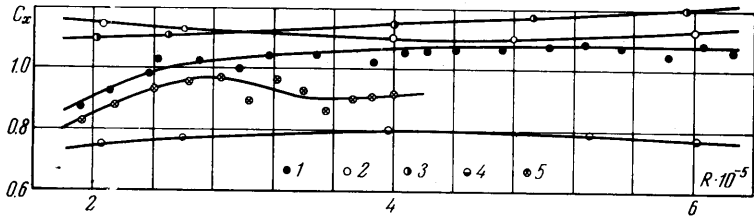


Фиг. 1

где V — скорость потока в рабочей части, ν — коэффициент кинематической вязкости воздуха, a — характерный линейный размер. Числа R менялись в пределах от $\sim 0.8 \cdot 10^5$ до $6.0 \cdot 10^5$ за счет изменения скорости при каждом значении степени турбулентности потока.

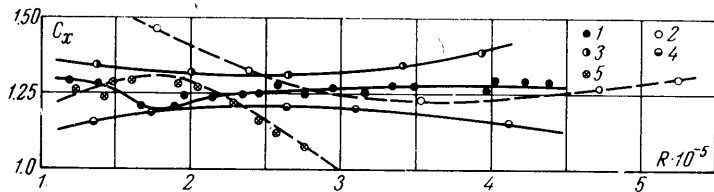
Точность опытов, как показали многократные измерения, можно оценить значением средне-квадратичной погрешности единичного измерения, равным $\pm 3\%$.

В экспериментах определение коэффициента лобового сопротивления C_x проводилось для двух призматических тел квадратного сечения, со стороны основания 300 мм (кубическое тело) и 200 мм (параллелепипед с удлинением $\lambda = 5.0$). Расположение тел в потоке соответствовало нулевому углу атаки, при котором одна из боковых граней тела перпендикулярна вектору скорости потока в рабочей части аэродинамической трубы.



Фиг. 2

На фиг. 2 представлена зависимость коэффициента лобового сопротивления C_x для тела кубической формы в зависимости от числа Рейнольдса R и интенсивности турбулентности ϵ потока в рабочей части (точки 1, 2, 3, 4 и 5 соответствуют значениям $\epsilon = 0.20, 0.5, 0.82, 5.6$ и 10%). Как видно из представленных графиков зависимости коэффициента сопротивления $C_x = f(R, \epsilon)$, при $\epsilon = 0.2\%$ (поток в рабочей части специально не турбулизирован) коэффициент сопротивления принимает для тела кубической формы примерно постоянное значение с числа Рейнольдса $R \approx 4 \cdot 10^5$. В диапазоне чисел $R = (1.8 \div 3.0) \cdot 10^5$ зависимость носит весьма сложный характер. Однако в области чисел Рейнольдса $R > 2.8 \cdot 10^5$ наблюдается монотонное возрастание величины коэффициента сопротивления. Как и следовало ожидать, для моделей тел с острой кромкой кризис обтекания по числу Рейнольдса R практи-



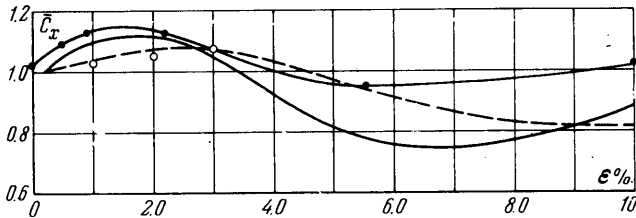
Фиг. 3

чески отсутствует. С увеличением интенсивности турбулентности ϵ набегающего потока коэффициент сопротивления кубического тела сначала (до $\epsilon \approx 0.8\%$) несколько возрастает, а затем падает. Так, при числе $R = 4 \cdot 10^5$ коэффициент сопротивления при $\epsilon = 0.82\%$ примерно на 10% больше, чем при $\epsilon = 0.2\%$. При $\epsilon = 5.6\%$ для того же числа Рейнольдса коэффициент сопротивления меньше на 20% . При степени турбулентности $\epsilon = 10\%$ соответствующее падение коэффициента сопротивления составляет примерно 13% .

На фиг. 3 показана зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления C_x для призматического тела квадратного сечения с удлинением $\lambda = 5.0$ от числа Рейнольдса для указанных выше значений интенсивности турбулентности ϵ (обозначения на фиг. 3 соответствуют обозначениям на фиг. 2). Можно заметить, что как в малотурбулентном, так и в сильно турбулентном потоках величина коэффициента сопротивления весьма мало зависит от числа Рейнольдса R . В то же время коэффициент сопротивления призматического тела существенно зависит от степени турбулентности потока ϵ . С возрастанием степени турбулентности набегающего потока от $\epsilon = 0.2\%$ до $\epsilon \approx 0.8\%$ коэффициент сопротивления призматической балки в исследованном диапазоне чисел R несколько увеличивается, но при дальнейшем возрастании ϵ коэффициент сопротивления C_x уменьшается. Относительное уменьшение коэффициента сопротивления C_x при числе $R = 3 \cdot 10^5$ составляет при $\epsilon = 5.6$ и 10% соответственно 18% и 10% . В проведенных исследованиях наибольшее относительное различие в коэффициентах сопротивления при числах $R \geq 3 \cdot 10^5$ наблюдается для $\epsilon = 0.82\%$ и $\epsilon = 5.6\%$, достигая величины порядка 40% .

График на фиг. 4 иллюстрирует зависимость относительного сопротивления \bar{C}_x (отношение коэффициента сопротивления $C_{x\epsilon}$ к значению C_x при $\epsilon = 0.2\%$) исследованных тел от интенсивности турбулентности ϵ набегающего потока. Здесь сплошная линия — кубическое тело (число Рейнольдса $R = 4 \cdot 10^5$) — штриховая — призматическое тело квадратного сечения с удлинением $\lambda = 5$ (число Рейнольдса $R = 3 \cdot 10^5$), «пустые» точки — установленная нормально к потоку, плоская пластинка (по данным работы [2]), сплошные точки — плоская пластинка, установленная нормально к потоку — по данным работы [4].

Можно заметить, что для кубического и призматических тел и также для плоской пластинки по опытам работы [4] эти зависимости качественно одинаковы и носят кризисный характер по числу ϵ . Данные работы [2] не обнаруживают такого кризиса, что возможно объясняется малым диапазоном значений ϵ в опытах (до



Фиг. 4

3%) и изменением параметров потока вдоль оси трубы. Наличие кризиса аэродинамических характеристик по числу ϵ , обнаруженного в работе [4] связано с изменением характера обтекания и имеет место для всех тел. Как показали эти исследования для хорошо обтекаемых тел (крыло, модель самолета и т. п.) под углом атаки при некотором возрастании интенсивности турбулентности подъемная сила увеличивается. Это происходит из-за того, что несмотря на перемещение точки перехода пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние к носовой части тела, точка отрыва потока на крыле благодаря передаче энергии из набегающего потока, перемещается назад и обтекание восстанавливается на большей части крыла. С дальнейшим ростом интенсивности турбулентности набегающего потока (сверх 2—3%) точка отрыва потока из-за срывов в носовой части быстро перемещается вперед и подъемная сила резко падает. Для модели самолета с треугольным крылом при $\alpha = 20^\circ$ это падение при $\epsilon = 10\%$ составляет одну треть от подъемной силы, соответствующей $\epsilon = 0.2\%$. Для плохообтекаемых тел при небольшом увеличении интенсивности турбулентности набегающего потока, зона срыва за телом расширяется, что вызывает увеличение сопротивления. С дальнейшим ростом интенсивности турбулентности срывная зона стабилизируется или даже за счет передачи в нее энергии несколько сужается, что приводит к постоянству или уменьшению лобового сопротивления по сравнению с сопротивлением при малотурбулентном набегающем потоке.

Таким образом проведенные исследования показали, что начальная турбулентность потока в диапазоне $\epsilon \leq 10\%$ существенным образом влияет на сопротивление тел с острыми кромками. Изменение сопротивления за-за начальной турбулентности может превосходить изменение C_x от числа R .

Эти факты следует учитывать как при оценке сил сопротивления действующих на плохообтекаемые тела в турбулизированном потоке, так и при сопоставлении результатов опытов в аэродинамических трубах с различной начальной турбулентностью набегающего потока.

Поступило 14 VII 1968

ЛИТЕРАТУРА

1. Горлин С. М. Влияние начальной турбулентности на обтекание различных тел. Третий Всесоюзный съезд по теоретической и прикладной механике. М., 1968 г. Аннотации докладов.
2. Закс Н. А. Основы экспериментальной аэродинамики. М., Оборонгиз, 1953 г.