

ВЛИЯНИЕ СВОБОДНЫХ ГРАНИЦ ПОТОКА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛОХООБТЕКАЕМЫХ ТЕЛ

Оценка влияния свободных границ потока на аэродинамические характеристики плохообтекаемых тел является актуальной задачей экспериментальной аэродинамики. В особенности это касается аэродинамических труб малых скоростей с открытой рабочей частью, получивших в нашей стране распространение из-за ряда эксплуатационных преимуществ [1-6]. Еще Б.Н. Юрьев в своей работе [1] говорил, что, например, при испытании моделей винтов в аэродинамических трубах с открытой рабочей частью их относительная ометаемая площадь может быть больше, чем в трубах с закрытой рабочей частью.

Если характерную площадь модели плохообтекаемого тела обозначить через S , а площадь выходного сечения сопла через F , то влияние границ потока в трубе с открытой рабочей частью (свободных границ) характеризуется отношением S/F . Чем меньше это отношение, тем в меньшей степени сказывается влияние границ потока.

В виду сложности расчета аэродинамических характеристик плохообтекаемых тел влияние границ потока можно исследовать экспериментально путем варьирования отношением S/F .

Поскольку отношения: $S/F \rightarrow 0$ достичь трудно, то целесообразно применять либо геометрически подобные модели плохообтекаемых тел, либо аэродинамические трубы с разной площадью выходного сечения сопла F , но с одинаковой его формой, а для определения поправок использовать экстраполяцию: $S/F \rightarrow 0$.

Наиболее удобными для исследования плохообтекаемых тел являются пластины, установленные поперек потока. Пластины имеют одну компоненту полной аэродинамической силы – лобовое сопротивление. Физическая картина обтекания такой пластины достаточно сложна.

Для экспериментальных исследований использовались четыре модели квадратных пластин с площадями от $0,01 \text{ м}^2$ до $0,16 \text{ м}^2$. Указанные модели пластин испытывались в двух аэродинамических трубах Т-ЗК (с диаметром сопла $D = 0,7 \text{ м}$) и Т-1К (с диаметром сопла $D = 2,25 \text{ м}$), которые имели круглые формы выходного сечения сопла, но разные площади (трубы внесены в реестр Госстандарта России).

Это позволило в достаточно широких пределах варьировать отношение S/F за счет изменения относительных площадей пластин.

Максимальная относительная площадь пластин в большой трубе не превышала 5%, а в малой достигала 40%.

Испытания в трубах проводились при разных скоростях потока, что позволяло в процессе эксперимента изменять числа Re для указанных моделей.

Наряду с весовыми испытаниями пластин и исследованием распределения давления по ним, в аэродинамической трубе Т-3К с помощью трубки ЦАГИ, установленной на координатнике, определялась деформация струи. За условную границу деформированной струи принималась область, где наблюдалось уменьшение динамического давления при входе трубки ЦАГИ в зону внешнего пограничного слоя. На рисунке 1 представлены значения доверительных интервалов, полученных на указанных моделях пластин при их многократных весовых испытаниях.

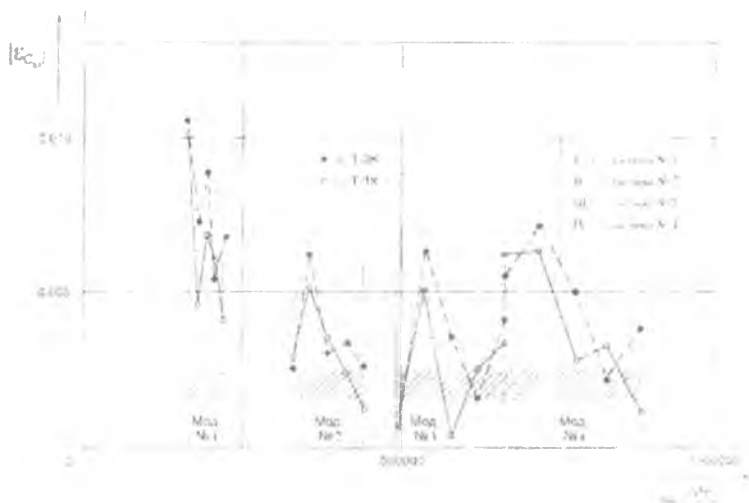


Рис. 1

Значения доверительных интервалов, полученные для коэффициентов лобового сопротивления $|\epsilon C_{Va}|$ в аэродинамических трубах Т-3К и Т-1К, также практически не отличаются. Характер зависимостей $C_{Va} = f(Re)$ одинаков в обеих трубах. Рисунок 2 иллюстрирует зависимости коэффициентов лобового сопротивления от числа Re . Коэффициенты лобового сопротивления в трубах Т-1К и Т-3К совпадают только лишь для малой пластины (мод. №1), а для остальных в трубе Т-1К имеют большие значения по сравнению с трубой Т-3К.

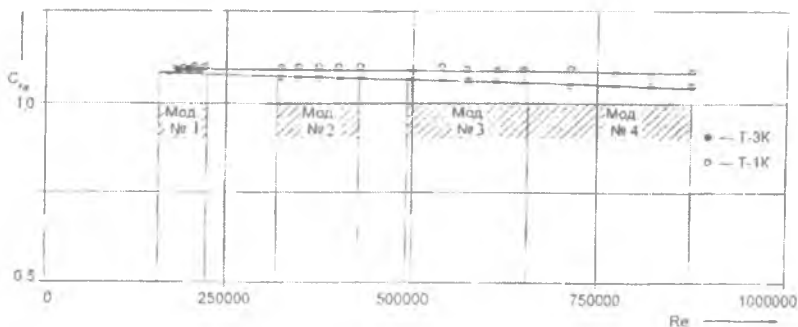


Рис. 2

Разница в коэффициентах сопротивления пластин должна определяться распределением давления по их поверхности. Сравнение коэффициентов давления на пластинах, полученных в большой и малой аэродинамических трубах, показано на рисунке 3. Из него видно, что разрежение на задней стороне пластин в малой трубе меньше, чем в большей трубе, а давление на передней стороне за исключением критических точек, где $C_x = 1,0$, несколько больше.

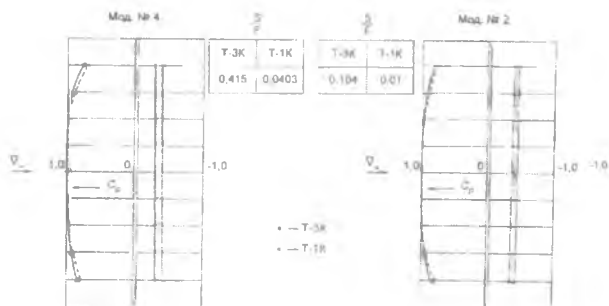


Рис. 3

Таким образом, эпюры распределения давления на пластинах в трубе Т-1К оказываются полнее, чем в трубе Т-3К, что приводит и к большим значениям коэффициентов лобового сопротивления.

Интересно отметить, что даже при очень больших значениях относительной площади пластины ($S/F = 0,415$) величина ее коэффициентов сопротивления лишь на несколько процентов меньше, чем в безграничном потоке (рисунок 2).

Для учета влияния свободных границ на значения коэффициентов лобового сопротивления пластин, установленных поперек потока, предлагается простое соотношение, полученное путем обработки экспериментальных данных (рисунок 2):

$$C_{x_{\text{в.м}}} = C_{x_v} (1 + 0,12S/F),$$

где $C_{x_{\text{в.м}}}$ – истинное значение коэффициента лобового сопротивления пластины в безграничном потоке, C_{x_v} – величина, измеренная с помощью весов.

Деформация струи в рабочей части аэродинамической трубы зависит от относительных размеров моделей пластин. Чем больше относительные размеры, тем существеннее деформация свободной струи (рисунок 4).

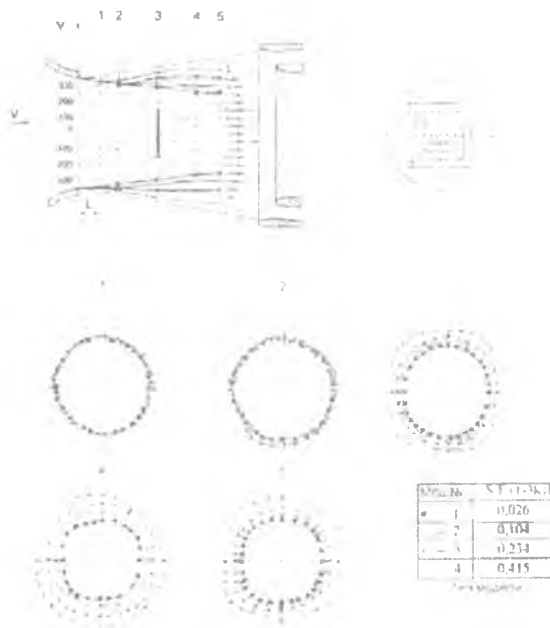


Рис. 4

Форма границ при наличии модели принимает сложную пространственную конфигурацию, зависящую от масштаба модели и отличается от формы струи при ее отсутствии. Струя перед моделью начинает расширяться, а за ней перед входом в диффузор сужается. На рисунке 4 представлены результаты, полученные при фиксированном положении геометрически подобных моделей в сечении 3, принятом для моделей при типовых испытаниях. Исследования деформации струи при нахождении моделей пластин в других сечениях показали, что широкая часть струи перемещается вместе с моделью в сторону ее смещения.

ВЫВОДЫ

1. Проведен анализ результатов экспериментальных исследований взаимодействий физически одних и тех же моделей (пластин) различных относительных размеров с ограниченным по размерам потоком в открытой рабочей части аэродинамической трубы. Моделирование изменения относительных размеров моделей осуществлялось путем варьирования их характерной площади и площади выходного сечения сопла. Для этого использовались две сертифицированные аэродинамические трубы малых скоростей с открытой рабочей частью и диаметрами сопла: $D = 0,7$ м и $D = 2,25$ м. Исследования проводились с геометрически подобными моделями плохобтекаемых тел (пластинами). Дана оценка величины случайных ошибок измерений в указанных трубах и показано, что точности определения аэродинамических характеристик вполне достаточно для исследования влияния границ потока.

2. В результате экспериментальных исследований с моделями пластин, имеющих фиксированную зону отрыва, установлено, что коэффициенты сопротивления пластины с очень большой относительной площадью ($S/F = 0,415$) лишь на 3...4% меньше коэффициентов сопротивления в безграничном потоке, когда $S/F = 0$. Разница в указанных коэффициентах обусловлена влиянием внешнего атмосферного давления, окружающего свободную струю. Исследованиями распределения давления на передней и задней сторонах пластин установлено, что близость свободных границ приводит к увеличению давления в спутном следе по сравнению с безграничным потоком. Это обусловлено тем, что при отсутствии границ давление асимптотически стремится к статическому давлению невозмущенного потока, а в ограниченном потоке становится равным атмосферному на самой границе, расположенной достаточно близко от обтекаемого тела. При обтекании моделей пластин наблюдается существенная осесимметричная деформация свободной струи, которая возрастает с увеличением относительной площади моделей. За счет увеличения площади поперечного сечения потока в области расположения модели свободные границы отдаляются от нее, и влияние внешнего давления становится менее ощутимым по сравнению с недеформированной струей. С этой точки зрения деформация свободной струи оказывает благоприятное влияние на аэродинамические характеристики.

Для учета влияния свободных границ на значения коэффициентов лобового сопротивления пластин, установленных поперек потока, предлагается соотношение, полученное путем обработки экспериментальных данных:

$$C_{x_{\text{св}}} = C_{x_e} (1 + 0,12S/F).$$

Библиографический список

1. Юрьев Б.Н. Воздушные винты. М.-Л: ОНТИ НКТБ СССР. ГОСМАШИТЕИЗДАТ, 1933.
2. Пенкхерст Р., Холдер Д. Техника эксперимента в аэродинамических трубах. М.: ИЛ, 1955.
3. Горлин С.М., Слезингер И.Н. Аэродинамические измерения. М.: Наука, 1964.
4. Горлин СМ. Экспериментальная аэромеханика. М.: Высшая школа, 1970.
5. Дубов Б.С. Многокомпонентные механические весы // Трубы ЦАГИ. Вып. 1270-52. 1971.
6. Бедржидский Е.Л., Дубов Б.С, Радциг А.К. Теория и практика аэродинамического эксперимента. М.: МАИ, 1990.