

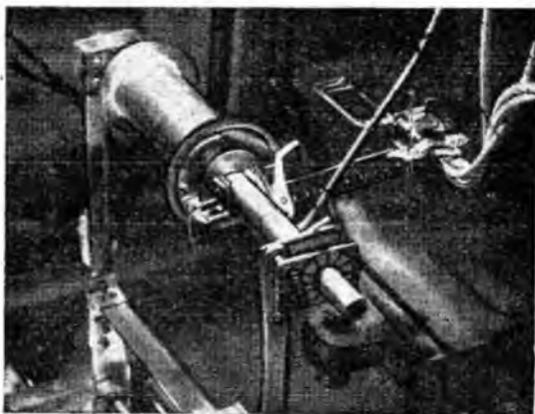
А. А. ПАВЛЕНКОВ

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ТОЧЕК ОТРЫВА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

Влияние теплообмена на положение точек отрыва пограничного слоя при обтекании криволинейной поверхности тела определялось при поперечном обтекании круглого цилиндра в аэродинамической трубе.

Круглый цилиндр — классическое неудобообтекаемое тело, кроме того, экспериментальная установка в конструктивном отношении проста и, следовательно, результаты эксперимента более надежны.

Установка (см. фиг. 1) состоит из круглого цилиндра с внутренним электрообогревателем; термопары, заделанной на поверхности цилиндра и трубки статического давления, расположенной на одной образующей с термопарой; координатника с термопарой и насадком для измерения величины и направления скорости в данной точке плоского потока; системы

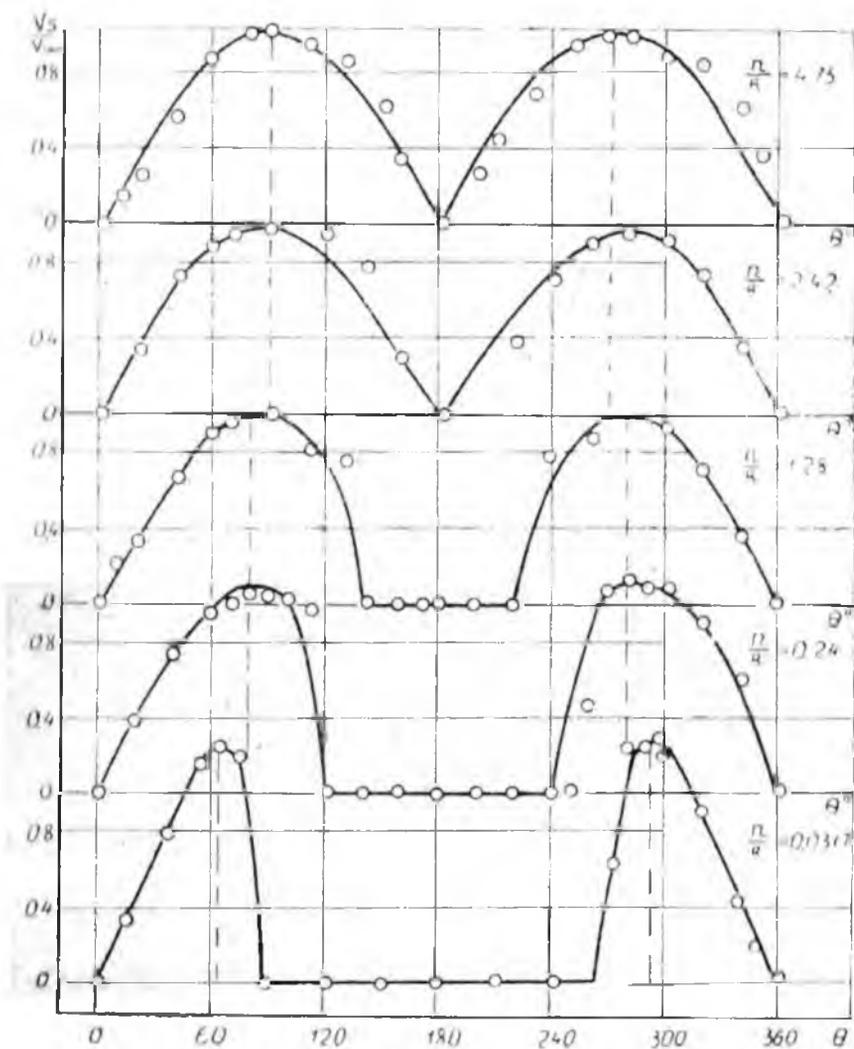


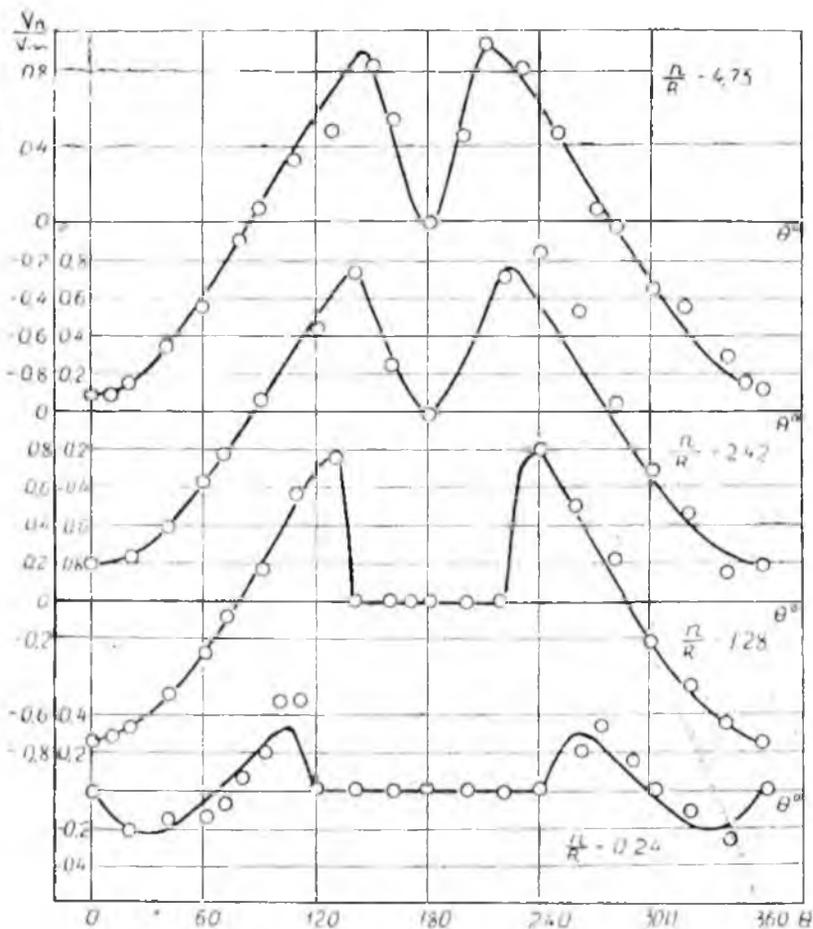
Фиг. 1

державок для подвески установки на аэродинамических весах, а также для закрепления на жестком основании [1], [2], [3], [4], [5], [6].

Целью эксперимента являлось установление влияния теллобности на положение точек отрыва пограничного слоя, а следовательно, на величину подъемной силы и лобового сопротивления; проверка правильности тех физических предположений, которые были приняты в работе [1], а также правильности результатов теоретического исследования, изложенного в ней.

Эксперимент проводился на четырех режимах аэродинамической трубы, соответствующих скорости набегающего потока.





Фиг. 26.

$$v_{\infty} = 10,7 \text{ м/сек}, \quad v_{\infty} = 13,5 \text{ м/сек},$$

$$v_{\infty} = 24,6 \text{ м/сек}, \quad v_{\infty} = 29 \text{ м/сек}.$$

и при диаметре цилиндра $D = 63 \text{ мм}$ соответствующих чисел Рейнольдса $Re_{\infty} = 46\,600, 58\,500, 108\,000, 127\,000$. Часть результатов приведена на фиг. 2—7.

На основании эксперимента авторы и работы [6] (см. фиг. 2—3) видно, что случаи обтекания цилиндра $v_s(\delta) = 2v_{\infty} \sin \theta$, $v_x(\delta) = 1,5 v_{\infty} \sin \theta$, $v_z(\delta) \approx 1,33 v_{\infty} \sin \theta$ подтверждаются.

На фиг. 3. приведены графики изменения скоростей на границе пограничного слоя $v_s(\delta)$ по углу θ , полученные на основании продувок круглого цилиндра на распределение давления и для

сравнения $v_s(\delta)$ определенное по формулам $v_s(\delta) = 2v_\infty \sin \theta$; $v(\delta) \approx 1,5 v_\infty \sin \theta$, $v_s(\delta) \approx 1,33 v_\infty \sin \theta$.

На фиг. 4,6 для режима $Re_\infty = 58500$ приведены графики изменения безразмерного коэффициента давления P при нагревании цилиндра, из которых

следует, что давление увеличивается в области разрежения и повышенного давления. Это приводит к уменьшению скоростей $v(\delta)$, что можно объяснить увеличением толщины гидродинамического пограничного слоя при нагревании цилиндра. Уменьшение скорости и увеличение давления в области пограничного слоя подтверждается также экспериментом, который проводился при измерении скорости и давления насадком на расстоянии

$1 \text{ мм } \frac{n}{R} \approx 0,0317$ от поверхности цилиндра (см. фиг. 5).

Аналогичные результаты были получены и на других режимах.

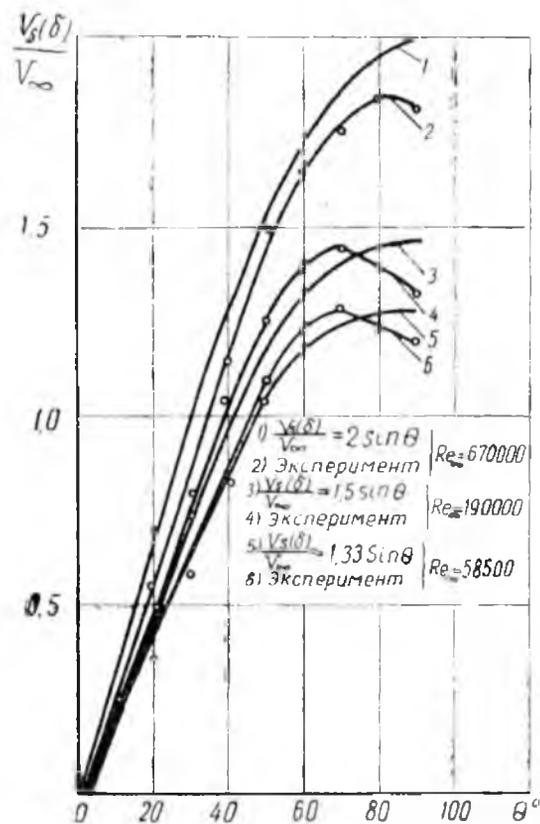
На фиг. 4 приведены графики безразмерного коэффициента давления P для случая обтекания

цилиндра изотермическим и неизотермическим потоком.

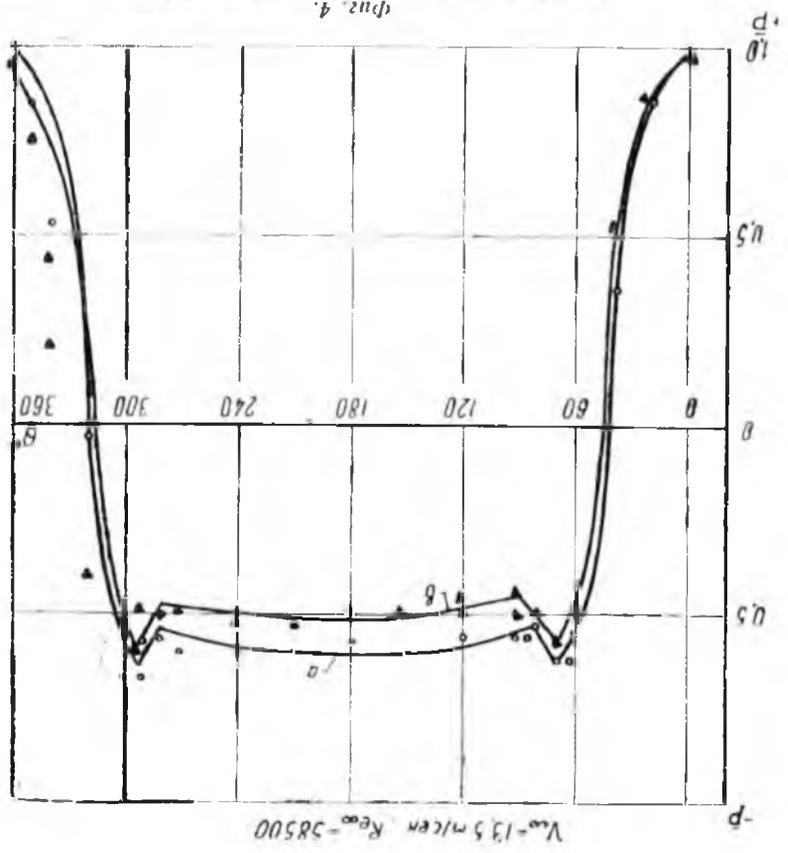
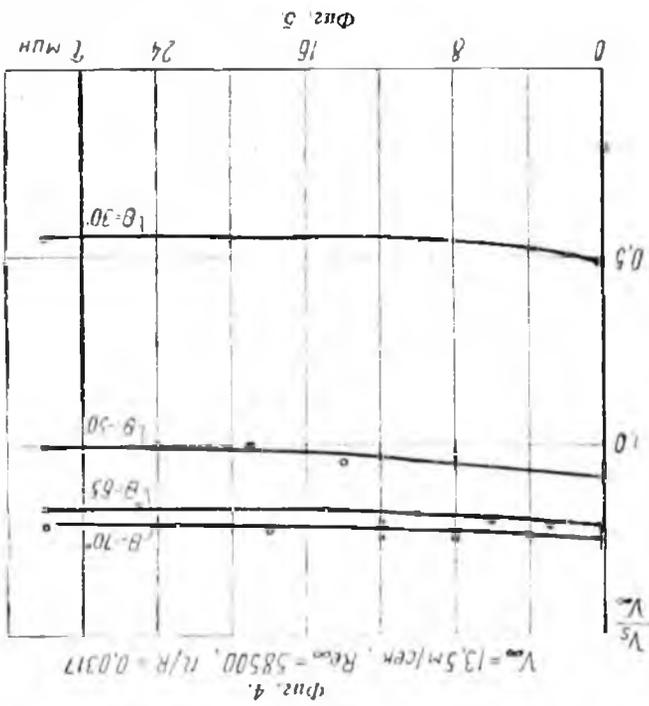
Аналогичные результаты были получены и на других режимах.

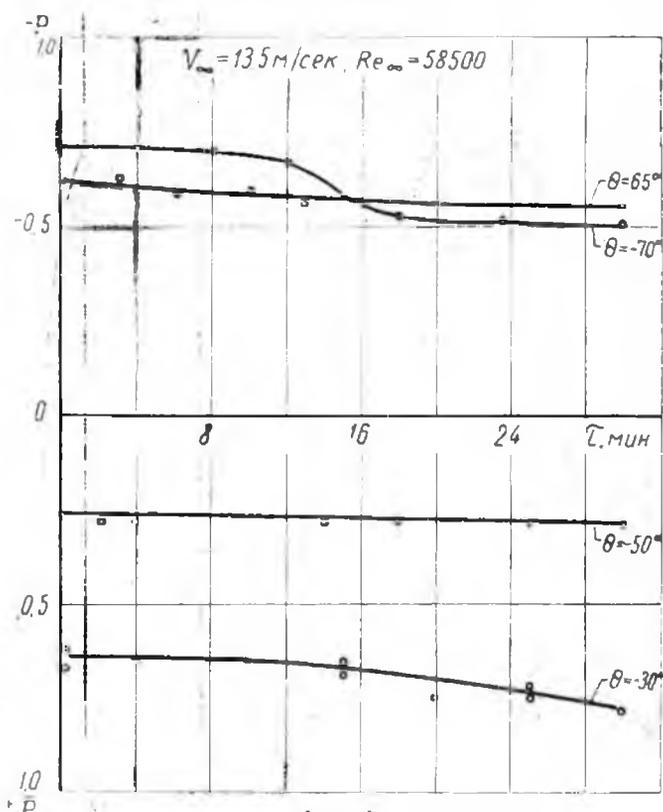
На фиг. 4 приведены графики безразмерного коэффициента давления P для случая обтекания цилиндра изотермическим и неизотермическим потоком.

На основании эпюры распределения давления на поверхности нагретого цилиндра видим, что в силу почти симметричного относительно оси x распределения давления, можно считать подъемную силу равной нулю, и справедливое предположение, что архимедовой силой при определении скоростей в области пограничного слоя при нагревании цилиндра можно пренебречь, а сила лобового сопротивления при этом уменьшается на 15%.



Фиг. 3.

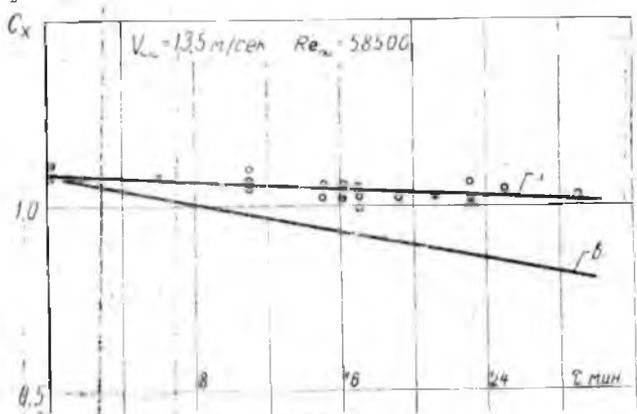




Фиг. 6.

Это обстоятельство подтверждается взвешиванием цилиндра на аэродинамических весах.

Подъемная сила при этом равна нулю, а сила лобового сопротивления уменьшилась на 20% (см. фиг. 7).



Фиг. 7.

Аналогичные результаты были получены и на других режимах, причем на некоторых из них сила лобового сопротивления при нагревании цилиндра почти не изменялась.

ВЫВОДЫ

1. Результаты теоретических исследований по обтеканию цилиндра непотенциальным внешним потоком хорошо подтверждаются экспериментом.

2. Подъемная сила при обтекании цилиндра неизотермическим потоком практически равна нулю.

3. Сила лобового сопротивления при обтекании цилиндра неизотермическим потоком на некоторых режимах (например

$$Re_{\infty} = 58500, \frac{T_0}{T_{\infty}} = 2; Re_{\infty} = 108000, \frac{T_0}{T_{\infty}} = 1,66)$$

уменьшалась до 15÷20% от силы лобового сопротивления цилиндра при обтекании изотермическим пограничным слоем.

4. При одних и тех же числах Re давление на поверхности цилиндра и в области пограничного слоя для неизотермического пограничного слоя больше чем для изотермического, а скорости в области и на границе неизотермического пограничного гидродинамического слоя меньше, чем для изотермического, что дает возможность на основании теоретических исследований сделать вывод о том, что толщина неизотермического пограничного гидродинамического слоя больше, чем изотермического пограничного слоя.

5. Положение точек отрыва почти неизменно.

6. В целом теоретические исследования хорошо подтверждаются экспериментом.

ЛИТЕРАТУРА

1. А. К. Мартынов. Экспериментальная аэродинамика М., 1950.
2. С. Г. Попов. Измерение воздушных потоков. М., 1947.
3. С. Г. Попов. Некоторые задачи и методы экспериментальной аэромеханики. М., 1952.
4. М. А. Михеев. Основы теплопередачи. М., 1956.
5. В. П. Преображенский. Теплотехнические измерения и приборы. М., 1946, 1963.
6. Современное состояние гидроаэродинамики вязкой жидкости, под ред. С. Гольдштейна. Перевод с английского под ред. Н. Я. Фабриканта, ч. 1 и 2, М., 1948.