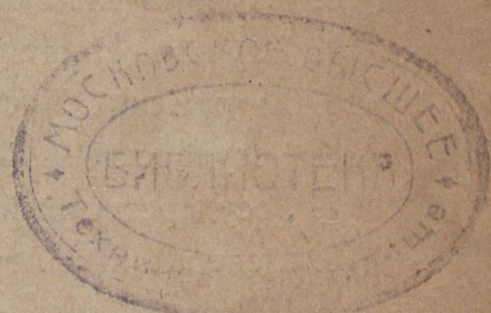


Труды Центрального Аэро-Гидродинамического
Института. Выпуск 5.

К. А. УШАКОВ.



НОВЫЙ МЕТОД ИЗМЕРЕНИЯ СИЛ
ПРИ
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЯХ.
ЭТАЛОННЫЕ ВЕСЫ.

211998

МОСКВА — 1924.

4466

Научно-Технический Отдел В. С. Н. Х. имеет в своем составе
нижеследующие исследовательские научно-технические институты
и учреждения, работу которых он объединяет:

1. Институт Прикладной Химии.
2. Институт Чистых Химических Реактивов.
3. Научный Химико-Фармацевтический Институт.
4. Научный Институт по Удобрениям.
5. Химический Институт имени Л. Я. Карпова.
6. Государственный Экспериментальный Институт Силикатов.
7. Государственный Экспериментальный Электротехнический Институт.
8. Центральный Аэро-Гидродинамический Институт.
9. Научный Автомоторный Институт.
10. Институт Прикладной Минералогии и Петрографии (Lithogaea).
11. Северная Научно-Промысловая Экспедиция.

Научно-Технический Отдел издает труды перечисленных институ-
тов в виде отдельных выпусков, из которых каждый содержит труды
только одного института.

Каждый выпуск имеет два номера: верхний—общий порядковый,
нижний—по институту.

2.11998

НТБ МГТУ им. Н.Э. Баумана



2.11998

Ушаков К.А. Новый метод изг

МЕНЕРТ. Москва, Советская (Б. Полянка), 9.

Тираж 1000 экз.

Труды Центрального Аэро-Гидродинамического
Института. Выпуск 5.



К. А. УШАКОВ.

НОВЫЙ МЕТОД ИЗМЕРЕНИЯ СИЛ
ПРИ
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЯХ.
ЭТАЛОННЫЕ ВЕСЫ.

Ц 466

Презерв 1935

211998



ПРОВЕРЕНО
1952

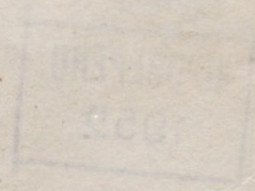
Труды Центрального Аппарата-Технического
Института В.С.Н.Х.

К. А. УШАКОВ

НОВЫЙ МЕТОД ИЗМЕРЕНИЙ СИЛ
ПРИ
АВТОДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЯХ
СТАЛОННЫЕ ВЕСЫ



В.С.Н.Х.



Настоящая работа по разработке теории эталонного метода измерений аэродинамических сил послужила основой для проектирования эталонных весов, выстроенных в виде опытной модели в 1921 г.

Целью применения эталонного метода является упрощение аэродинамического эксперимента, механизация отсчетов и вычислительных операций.

При испытании серий крыльев, заключающих большее количество различных профилей, этот метод дает весьма большую экономию во времени.

В настоящее время выполняется новая опытная модель таких же весов уже в соединении с пишущим прибором, могущих давать непосредственно диаграммы аэродинамических испытаний и позволяющих получать непрерывную характеристику данного профиля со всеми ее критическими точками и т. д. Эта последняя модель должна облегчить серийные и сравнительные опыты во много раз и сделать их надежными даже при неопытных экспериментаторах.

О силах, возникающих при аэродинамических испытаниях и их измерении.

Целью большинства испытаний в аэродинамических лабораториях является, как известно, получение характеристик различных деталей летательных аппаратов, как то—крыльев, рулей, фюзеляжей и пр. Характеристики эти дают нам обычно соотношение между силами реакции воздуха на движущуюся в нем деталь, с одной стороны, и скоростью и направлением этого движения относительно некоторой, находящейся на детали прямой, с другой стороны. Обычно аргументом является одна из двух последних величин, другая же представляет из себя параметр.

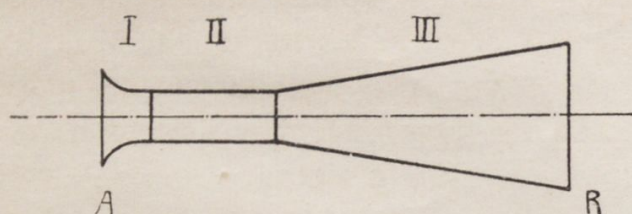
Примером более сложных зависимостей является определение влияния на упомянутые силы реакции положения других деталей, находящихся вблизи испытываемой, и вызывающих изменение характера обтекания ее воздухом. Различные относительно испытываемой положения этих деталей являются обычно параметрами, меняющимися от одной серии испытаний к другой.

В виду того, что почти все вопросы летания связаны с преобразованием при помощи крыла силы тяги, действующей на него в направлении полета или близком к нему, в подъемную силу, то выгодность крыла в значительной мере измеряется его качеством, т.-е. числом, выражающим отношение второй из названных сил к первой. Это число указывает нам, сколько единиц веса может поднять данное крыло, если сила, заставляющая его двигаться в воздухе, равна одной единице.

Наиболее распространенным и удобным способом получения характеристик крыльев самолетов является их испытание в аэродинамических трубах, дающее возможность подвергать укрепленную на измерительном приборе того или иного вида модель действию потока воздуха, вызываемого вентилятором и набегающего на нее с определенной скоростью. Чтобы не отдаляться от темы, которой посвящается настоящая статья, т.-е. от описания принципа и действия эталонных весов, мы ограничимся кратким описанием одной из труб Аэродинамической Лаборатории Высшего Технического Училища, а именно плоской, на которой эти весы и установлены.

Подобно большинству установок, плоская труба состоит из трех основных частей, непосредственно связанных между собою. Передний

отсек I (фиг. 1) или всасывающий насадок, длиной около метра, имеет своей целью дать струям воздуха засасываемого из окружающего



Фиг. 1.

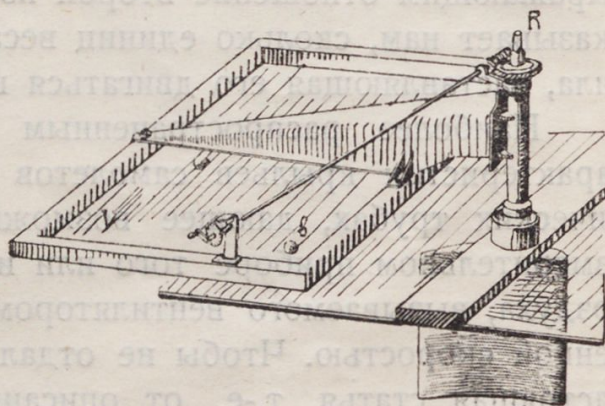
трубу пространства направление параллельное оси трубы, а также уравнивать скорости по поперечному ее сечению. Средняя или рабочая часть трубы (II) длиной около 1,5 метра имеет сечение 1,5 на 0,3 и осуществляет плоско

параллельный поток, в котором и помещается испытуемая модель. Боковые стенки и верх этой части стеклянные, нижняя же стенка деревянная. Непосредственно за рабочей частью следует диффузор (III). Назначением его является, во первых, осуществление перехода с прямоугольного сечения на круглое диаметром в 1,5 метра, а также преобразование большого скоростного напора в части (II) в давление, что позволяет сильно повысить рабочую скорость, не увеличивая чрезмерно мощности мотора. В выходном сечении трубы помещается 8-ми лопастный вентилятор типа „НЕЖ“, дающий при полной нагрузке мотора в 23 силы скорость в рабочей части в 42—45 метров/сек. Для испытания в этой трубе все модели делаются обычно одного и того же нормального размера 300 на 295 мм и укрепляются в вертикальном положении так, что боковые грани, представляющие как раз профили сечения крыла, почти вплотную подходят к верхней и нижней стенкам; остающийся зазор в 2 мм необходим для обеспечения свободного перемещения модели, в горизонтальной плоскости.

Не входя в подробности теоретических рассуждений, а также и описания поставленных с целью их проверки опытов, считаем необходимым указать, что как влияние зазора, так и ограниченность потока в горизонтальном направлении (0,75 метра в каждую сторону) имеют своим следствием то, что результаты испытаний нормальных моделей в этой трубе соответствуют крылу с отношением размаха к глубине около 5,5.

Перейдем теперь к описанию приспособлений, удерживающих модель и осуществляющих ее подвижность в горизонтальной плоскости.

Звеном, соединяющим находящуюся внутри трубы модель с прибором для измерения сил, является стержень R (фиг. 2), оканчивающийся трехзубой вилкой, врезанной в тело модели. Этот стержень проходит через отверстие верхней стенки трубы и закрепляется в угломерном приборе, дающем возможность отсчитывать углы атаки модели по отношению к потоку.



Фиг. 2.

Кронштейн угломерного прибора покоится на массивной раме со вставленным в ней зеркальным стеклом.

Как было уже сказано, верхняя стенка трубы является также стеклянной, по ней и перекачивается стекло V на трех стальных шарах. При отсутствии пыли на стеклах и хорошем качестве шаров эта система движения модели достаточно чувствительна; силы в 2—3 грамма уже достаточно, чтобы сдвинуть раму с места.

Следующим интересующим нас вопросом является способ разложения равнодействующей силы сопротивления воздуха на подъемную силу и лобовое сопротивление. У описываемой трубы это достигается следующим образом: для измерения подъемной силы рама F (фиг. 3)

соединяется шарнирно с корпусом трубы при помощи двух стержней H_1 равной длины и параллельных направлению потока, а к горизонтальной нити T, идущей от кронштейна угломерного прибора перпендикулярно оси трубы и перекинутой через блок, подвешена чашка для гирь.

При такой схеме стержни H_1 воспринимают силу лобового сопротивления, подъемная же

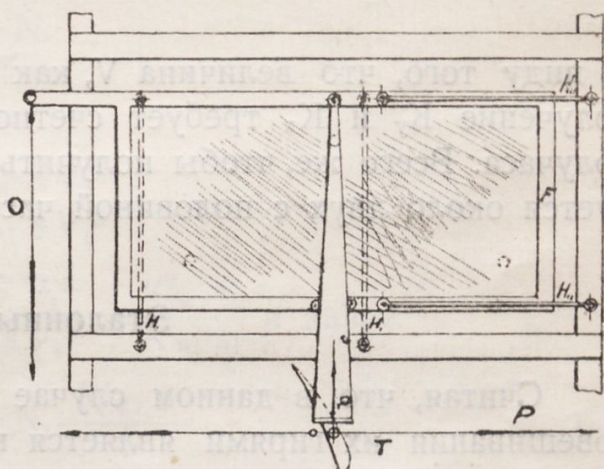
сила может быть измерена грузами на чашке; для определения лобового сопротивления употребляются стержни H_2 и нить O.

При помощи описанных выше приспособлений мы получаем силы P и Q (подъемную и лобовое сопротивление) при некоторой скорости потока V. Теоретически эта скорость зависит только от числа оборотов вентилятора и, при его постоянстве, по времени меняться не должна. На деле же из-за непостоянства вольтажа в сети, а главным образом вихрей в окружающем трубу помещении, скорость эта колеблется на 5—7%, при чем колебания эти аperiодичны. В некоторых случаях скорость остается неизменной в течение 3—5 секунд, в других же она успевает за это время сделать несколько колебаний.

Следствием этого является особый способ работы, заключающийся в том, что на чашке ставится нагрузка, отвечающая некоторому среднему значению скорости и это значение определяется путем повторного наблюдения положения равновесия одним из экспериментаторов и сигнализирования им другому наблюдающему за изменением скорости.

Этим путем при работе двух опытных экспериментаторов в течение 45—50 мин. можно получить достаточно точно величину для сил P и Q на 12—15 различных углах атаки.

Как известно, для удобства применения их при расчетах, эти величины нуждаются в дальнейшей обработке, а именно в приведении сил к единице площади крыла и единице скорости.



Фиг. 3.

Основные формулы аэродинамики

$$P = K_y S V^2$$

$$Q = K_x S V^2$$

дают нам зависимость интересующих нас коэффициентов K_x и K_y от полученных нами величин P и Q и площади модели S

$$K_y = \frac{P}{S V^2}$$

$$K_x = \frac{Q}{S V^2}$$

В виду того, что величина V , как было указано, все время меняется, получение K_y и K_x требует счетной работы одного лица в течение получаса. Всего же, чтобы получить эти коэффициенты для модели, требуется около двух с половиной часов достаточно напряженного труда.

Эталонный метод.

Считая, что в данном случае способ измерения сил путем уравновешивания их гирями является не вполне отвечающим требованиям удобства работы и экономии времени, автор этой статьи разработал иной метод определения величины сил, базируясь на принципе, указанном еще в 1916 году сотрудником лаборатории И. А. Рубинским, повидимому, не получившим применения в аэродинамических лабораториях за границей¹⁾. Автором же была разработана и конструкция прибора, так называемых эталонных весов, которые позволяют с удобством применять этот новый способ измерения. В настоящее время опытная модель этих весов построена мастерской Аэродинамической Лаборатории В. Т. У. и установлена на описанной уже плоской трубе. Результаты ее испытания мы дадим далее, а пока перейдем к схеме этих весов и некоторым теоретическим соображениям, положенным в основу их работы.

Основной чертой схемы является то, что сила давления потока на находящийся в нем профиль измеряется не при помощи гирь или пружины, а путем сравнения ее с силой давления того же потока на некоторую пластинку, эталон, сопротивление которой точно известно.

Ясно, что если при определенной скорости потока между указанными силами существует некоторое соотношение, то оно сохраняется или, вернее, изменяется неощутительно и при некоторых относительно небольших изменениях этой скорости, изменениях, наблюдающихся обычно в аэродинамических трубах.

¹⁾ Когда эта статья была готова к печати, в американской литературе появилось описание весов (трубы Mc Cook Field), принцип действия которых сходен с здесь описанным. Примечание автора.

Если же мы будем изменять скорость в более значительных пределах, то это отношение может и изменяться, так как характер обтекания некоторых контуров находится в зависимости от скорости, и величина силы сопротивления воздуха не вполне точно следует закону квадратов.

Рассмотрим, какова будет величина этого изменения.

Обозначим соответственно для модели и эталона:

P и p сила сопротивления

S и s площади

K_m и $K_{эт}$ коэффициенты сопротивления

$$\frac{P}{p} = N.$$

Тогда для скорости V_1 :

$$P_1 = K'_m S V_1^2$$

$$p_1 = K'_{эт} s V_1^2$$

$$N_1 = \frac{P_1}{p_1} = \frac{K'_m S V_1^2}{K'_{эт} s V_1^2} = \frac{K'_m S}{K'_{эт} s} \text{ и далее:}$$

$$K'_m = \frac{N_1 K'_{эт} s}{S} = N_1 \frac{K'_{эт} s}{S} \dots \dots \dots (a)$$

Для скорости V_2 можем написать:

$$K''_m = N_{II} \cdot \frac{K''_{эт} s}{S} \dots \dots \dots (b)$$

Если $K_{эт}$ остается постоянным в пределах взятых скоростей, или если изменение его известно и может быть компенсировано механизмом прибора, то второй множитель в выражениях (a) и (b) оказывается постоянным, и величина N как раз и дает изменение K_m со скоростью. Если мы применим указанное рассуждение к пульсациям скорости в трубах, то их величина настолько не велика, что, как показывает опыт, изменением $K_{эт}$ при этих пульсациях можно пренебречь, ибо величина его редко доходит до 0,5—0,8%.

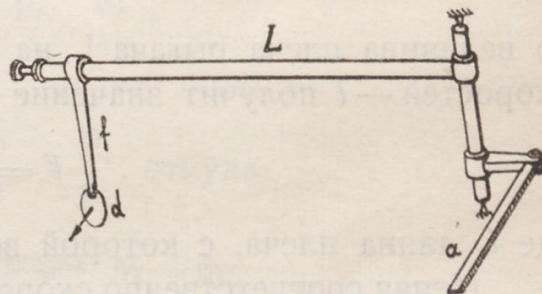
Из всего сказанного можно заключить следующее: эталонный метод измерения сил дает возможность устранить неудобства, связанные с наличием неравномерности потока по времени, и допускает возможность определения коэффициента сопротивления со скоростью, а при неизменной величине площади модели позволяет разградуировать шкалу так, что отсчет дает величину коэффициента сопротивления непосредственно, и таким образом отпадает счетная работа.

Схема эталонных весов.

Убедившись в принципиальной пригодности указанного метода, разберем схему прибора для его применения.

Выражение A принимается нами за постоянное из тех соображений, что площадь s эталона неизменна, площадь S модели для описанной плоской трубы также постоянна, а изменения коэффициента сопротивления эталона $K_{\text{эт}}$ со скоростью могут быть компенсированы механизмом прибора, схема которого крайне проста.

Вокруг вертикальной оси вращается неравноплечий рычаг L (фиг 5). На большем его плече укреплен стержень, несущий на своем конце эталон в виде диска d . Стержень этот может двигаться вдоль рычага L , меняя таким образом плечо приложения силы сопротивления эталона. К другому, меньшему плечу рычага L прикрепляется шарнирно стержень a в схеме эквибратора, связывающий этот последний с эталоном.



Фиг. 5.

Чтобы не возвращаться еще раз к этому вопросу, скажем несколько слов о том, каким образом выбирается величина площади эталона и определяется положение его по длине рычага L . Исходя из максимальной величины, которую имеет коэффициент подъемной силы K_y , и равной 0,1, а также из соображения точности отсчетов величин $\text{tg } \alpha$, быстро увеличивающихся по мере возрастания углов α , мы принимаем, что при $K_y = 0,1 \text{ tg } \alpha$ не должен быть более 2,5. Остановившись на этой величине, из пропорциональности между K_y и $\text{tg } \alpha$ пишем:

$$\text{при } K_y = 0,1 \text{ — } \text{tg } \alpha = 2,5$$

$$\text{при } \text{tg } \alpha = 1 \text{ — } K_y = 0,04$$

$$K_y = \text{tg } \alpha \frac{K_{\text{эт}} s \cdot n}{S}$$

$$0,04 = 1 \frac{K_{\text{эт}} s \cdot n}{S},$$

где n отношение плеч рычага, несущего эталон, равно 20, а $S = 0,0885 \text{ м}^2$ для плоской трубы. $K_{\text{эт}}$, как коэффициент сопротивления плоской пластинки, принимаем равным 0,08; отсюда

$$s = \frac{0,04 \cdot S}{K_{\text{эт}} \cdot n} = \frac{0,04 \cdot 0,0885}{0,08 \cdot 20} = 0,00221 \text{ м}^2.$$

Весьма возможно, что коэффициент 0,08 окажется не вполне правильным для такой небольшой площади и что помимо этого он может изменяться со скоростью; тогда, чтобы не изменять площади для различных скоростей, мы пойдем следующим путем. Тарировку эталона будем производить, измеряя силы не на стержне f , а в конце малого плеча, в точке прикрепления стержня a эквибратора. На основании предыдущего можем написать:

$$K_y S = \text{tg } \alpha K_{\text{эт}} s \cdot n = \text{tg } \alpha \frac{P}{V^2},$$

где P сила по стержню a при скорости V .

При $\operatorname{tg} \alpha = 1$ выгодно взять $K = 0,04$, откуда потребная сила по а, отнесенная к единице скорости

$$\frac{P}{V^2} = 0,04 S.$$

Если из тарифовки окажется, что при различных скоростях величина $\frac{P}{V^2}$ будет изменяться и последовательно принимать значения $f^1_T, f^2_T \dots$, то величина плеча рычага L , на которую надо ставить эталон для этих скоростей — l получит значение

$$l = \frac{0,04 \cdot S \cdot L_T}{f^i_T},$$

где L_T длина плеча, с которой велась тарифовка.

Меняя соответственно скорости этих плечей, мы добьемся того, что при любом изменении $K_{\text{эт}}$ мы все же будем иметь $P/V^2 = \text{const}$ или же силу p , в точности следующей закону квадратов, т.-е. как раз то, что требовалось для возможности применения эталонного метода.

Некоторые теоретические соображения относительно устойчивости и чувствительности весов.

Покончив со схемой прибора, рассмотрим некоторые его свойства, касающиеся устойчивости, колебаний и степени чувствительности.

Вопрос об устойчивости при внезапных изменениях скорости является чрезвычайно важным. Разберем его подробнее. Пусть при некоторой величине скорости V_1 прибор находится в равновесии и пусть скорость эта изменяется до величины V_2 .

В этом случае как модель, так и эталон придут в ускоренное движение с ускорениями, зависящими от масс связанных с ними частей прибора. Попробуем определить, какова должна быть величина этих масс, чтобы вся система осталась в покое. Понятно, что при этом ось шарнира O должна остаться в прежнем положении, а так как она получает ускорение как от тяги a , так и от b , то для этого требуется, чтобы равнодействующее этих ускорений было направлено по звену C (фиг. 4) При отсутствии этого, несмотря на сохранение отношения сил по a и b звено C отклонится, и возникнут колебания всей системы.

Из предыдущего мы имеем:

$$\frac{P_1}{p_1} = \operatorname{tg} \alpha_1;$$

считая, что при небольших изменениях скорости коэффициенты K_m и $K_{\text{эт}}$ остаются неизменными, имеем приращения сил P_1 и p_1 равными ΔP и Δp и пропорциональными этим силам

$$\frac{\Delta P}{\Delta p} = \frac{P_1}{p_1}.$$

С другой стороны, эти приращения и вызывают ускорения концов тяг а и б. Приняв приведенную массу на тяге а = m и на тяге б = M, можем написать:

$$j_a = \frac{\Delta P}{m}; j_b = \frac{\Delta P}{M}.$$

$$\frac{j_b}{j_a} = \frac{\Delta P}{\Delta p} \cdot \frac{m}{M} = \frac{P_1}{p_1} \cdot \frac{m}{M}.$$

Для равновесия требуется, чтобы

$$\frac{j_b}{j_a} = \operatorname{tg} \alpha; \frac{j_b}{j_a} = \frac{P_1}{p_1}, \text{ откуда}$$

$$\frac{P_1}{p_1} = \frac{P_1}{p_1} \cdot \frac{m}{M} \text{ или } \frac{m}{M} = 1, M = m,$$

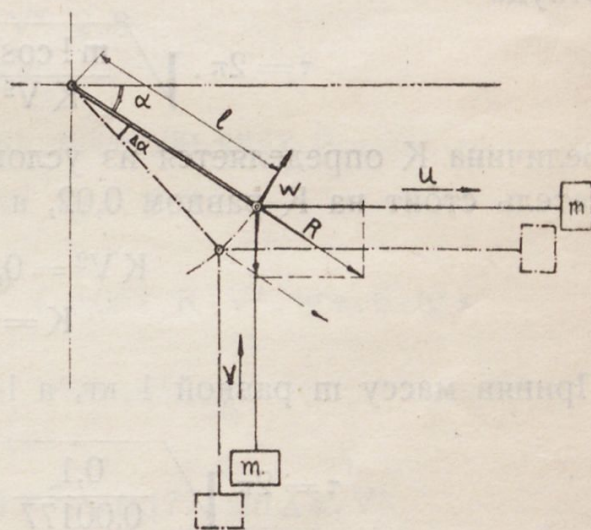
т.е. приведенные массы на тягах а и б должны быть равны между собою, чтобы обеспечить звену С постоянство устойчивого положения при переменах скорости.

Однако, достигнув такого соотношения упомянутых приведенных масс, мы все же не можем быть уверены, что звено С будет совершенно неподвижно. Дело в том, что, кроме общего изменения скоростей всего потока, имеют место местные изменения их, и может легко случиться, что они произойдут только либо в области эталона, либо в области модели. Понятно, что в этих случаях не только динамическое, но и статическое равновесия будут нарушены. По миновании причины, вызвавшей это нарушение, звено С, стремясь занять свое прежнее положение, неизбежно вызовет колебание масс во всей системе. Определением величины периода этих колебаний мы сейчас и займемся.

Предположим, что прибор, находящийся в положении равновесия, под действием силы по звену С, равной R, был выведен из него и занял положение, обозначенное пунктиром; затем причина передвижения его была устранена и под действием силы R звено С возвращается обратно. Восстанавливающий момент этой силы будет:

$$M = Rl \sin \Delta \alpha; \frac{dM}{d\alpha} = Rl.$$

Далее определяем величину момента инерции звена С относительно его оси вращения. Считая этот момент следствием лишь масс m и пренебрегая массами тяг и самого звена, пишем:



Фиг. 6.

$J = \mu l^2$, где μ приведенная масса звена в точке А. Связь между μ и m получаем из уравнения равенства живых сил

$$\frac{m \cdot u^2}{2} + \frac{m v^2}{2} = \frac{\mu w^2}{2};$$

$$u = w \sin \alpha; \quad v = w \cos \alpha;$$

откуда

$$w^2 (\cos^2 \alpha m + \sin^2 \alpha m) = w^2 m \cdot 1 = \mu w^2$$

$$\text{или } \mu = m,$$

т.-е. при равенстве масс m приведенная масса μ равна одной из них, и момент инерции

$$J = m l^2.$$

Далее, период колебания прибора

$$\tau = 2\pi \sqrt{\frac{J}{\frac{d_m}{d\alpha}}} = 2\pi \sqrt{\frac{J}{Rl}} = 2\pi \sqrt{\frac{ml}{R}}.$$

Постараемся получить связь величины τ со скоростью потока V и углом α положения звена С. Сила P ввиду постоянства положения эталона зависит лишь от скорости.

$$P = K V^2; \quad R = \frac{P}{\cos \alpha} = \frac{K V^2}{\cos \alpha},$$

откуда

$$\tau = 2\pi \cdot \sqrt{\frac{m l \cos \alpha}{K V^2}} = \frac{2\pi}{V} \sqrt{\frac{m l \cos \alpha}{K}}.$$

Величина K определяется из условия, что при $\alpha = 45^\circ$ т.-е. $P = Q$ указатель стоит на K равном 0,02, а площадь модели $= 0,0885 \text{ м}^2$

$$K V^2 = 0,02 \cdot 0,0885 V^2;$$

$$K = 0,00177.$$

Приняв массу m равной 1 кг, а $l = 0,1$ метр., получаем

$$\tau = 2\pi \sqrt{\frac{0,1}{0,00177}} \cdot \frac{\sqrt{\cos \alpha}}{V} = 47,2 \frac{\sqrt{\cos \alpha}}{V};$$

при обычной для работ скорости $V = 30$ мет./сек. период колебаний прибора изменяется от 0,75 до 1,5 сек. в зависимости от величины K_y .

Определение степени чувствительности всего прибора достаточно просто, но ввиду большого количества шарниров в системе состоит из повторения одних и тех же рассуждений по отношению к различным его деталям. Ограничимся определением ошибки, зависящей от сил трения в центральном шарнире а эквilibратора и во внешнем шарнире звена С. Эта ошибка представляет собой величину угла смещения звена С от положения равновесия, при котором восстанавливающий момент

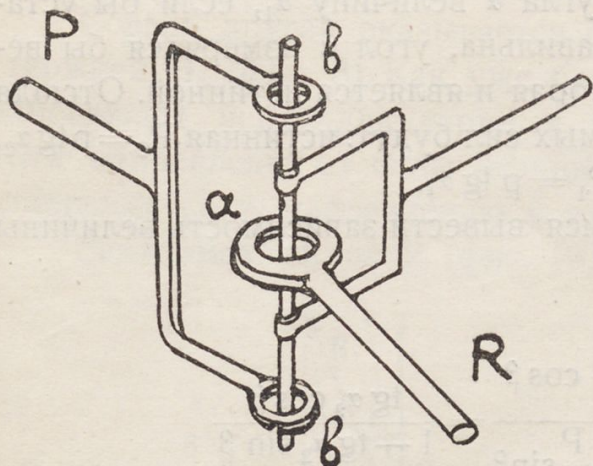
от сил, действующих на него, становится равным моменту трения шарнира. Восстанавливающий момент от силы R при отклонении на $\Delta \alpha$ будет:

$$M_s = \sin R \Delta \alpha \cdot l = \frac{K V^2 \sin \Delta \alpha r}{\cos \alpha},$$

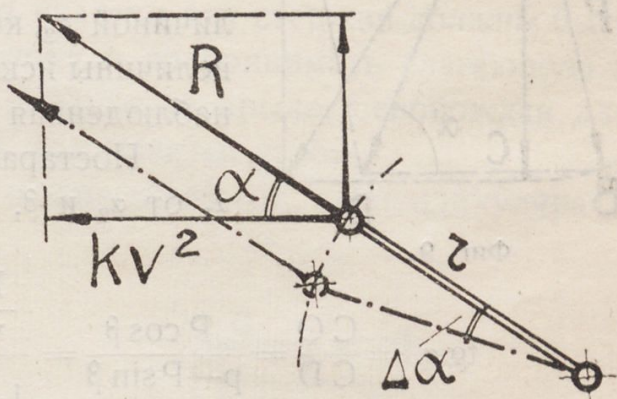
момент трения в подшипнике

$$M_t = \Sigma m = \Sigma p \cdot r \cdot 2.$$

Полагая подшипники шариковыми, на диам. 6 мм распределенными



Фиг. 7.



Фиг. 8.

по схеме фиг. 7 и с коэффициентом μ , равным 0,002, получим: для двух подшипников а звена С (фиг. 8)

$$m_1 = \frac{0,002 \cdot K V^2 \cdot 2 \cdot 3}{\cos \alpha}.$$

Для подшипников б, воспринимающих искомую силу p ,

$$m_2 = 0,002 \cdot K V^2 \cdot \operatorname{tg} \alpha \cdot 2 \cdot 3$$

$$\text{или } M_f = \frac{0,002 \cdot V^2 \cdot K \cdot 2 \cdot 3}{\cos \alpha} + 0,002 \cdot K \cdot V^2 \cdot \operatorname{tg} \alpha \cdot 6 \cdot \operatorname{tg} \alpha$$

$$M_f = \frac{0,000021 \cdot V^2 (1 + \sin \alpha)}{\cos \alpha};$$

$$M_s = \frac{0,00177 \sin \Delta \alpha \cdot 100 V^2}{\cos \alpha} = \frac{0,177 \cdot \sin \Delta \alpha \cdot V^2}{\cos \alpha};$$

$$M_f = M_s$$

$$0,000021 V^2 (1 + \sin \alpha) = 0,177 \cdot \sin \Delta \alpha \cdot V^2$$

$$\text{или } \sin \Delta \alpha = \Delta \alpha = \frac{0,000021 (1 + \sin \alpha)}{0,177} = 0,000113 (1 + \sin \alpha).$$

Или $\Delta \alpha = 1'$, т.-е. величина, для целей практики неощутительная.

Другим источником ошибок при измерении является неточность в направлении осей тяг и стержней прибора. Остановимся на двух слу-

заставляет определять направление оси потока в трубе с большой тщательностью. Для этого мы воспользуемся тем обстоятельством, что при обращении крыла выпуклой поверхностью в другую сторону величина Q_γ выразится:

$$Q^1_\gamma = R m (\beta + \gamma).$$

Ясно, что, изменяя длину тяги L (фиг. 10) или иначе говоря направление стержней H_2 , мы можем привести величину γ к нулю, о чем мы можем судить по тому, что величины Q_γ и Q^1_γ при испытании дужки прямой и обращенной станут равными для равных углов атаки. При этом, однако, не надо упускать из виду того, что углы атаки должны считаться от истинной оси потока, а не от геометрической, как приходится это делать нам, не зная первой. Указанное обстоятельство заставляет нас прибегать к испытанию крыла при нескольких углах атаки и построению кривой K_x для прямого и обратного положения модели. Истинной длиной тяги будет L , та, при которой указанные кривые вполне налагаются друг на друга при могущих не совпасть, но непременно параллельных осях u .

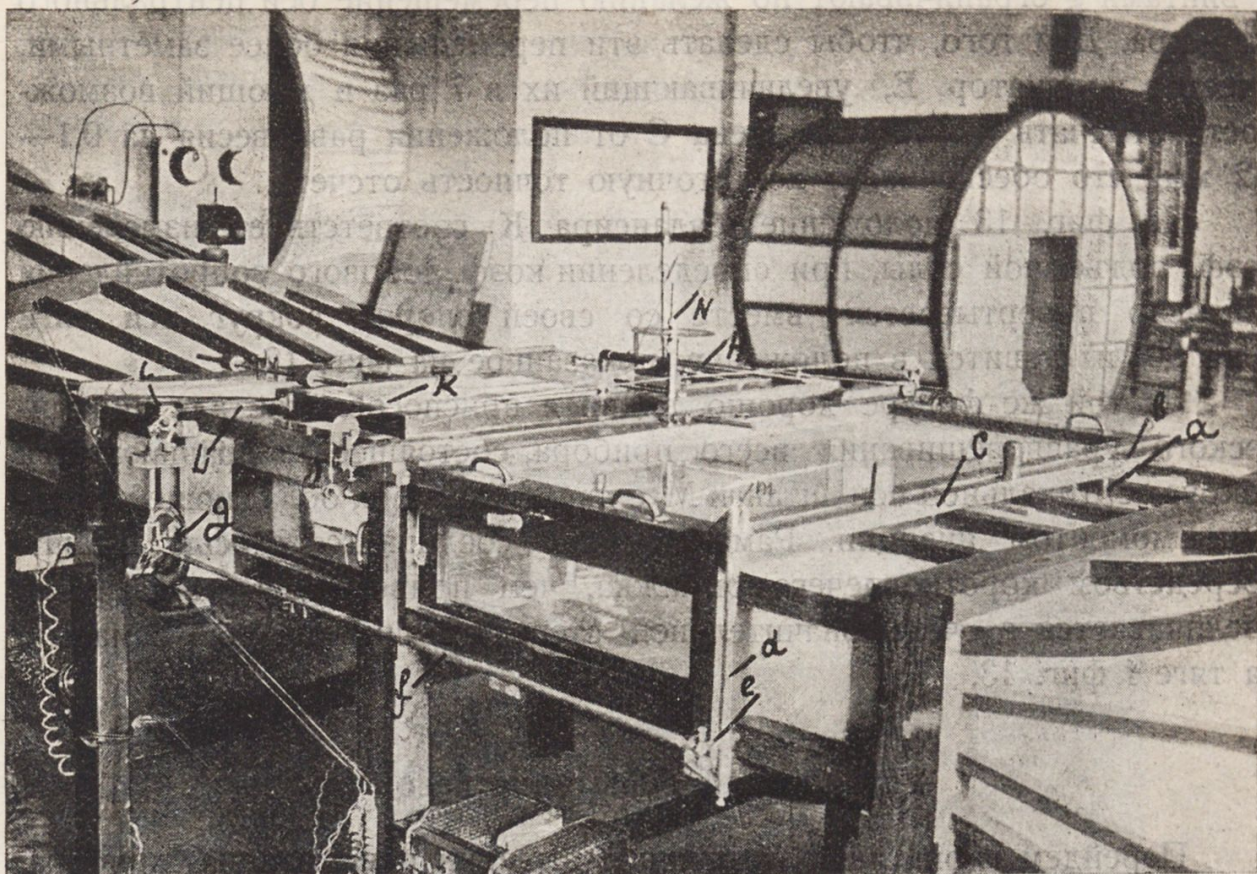
Выполненная конструкция эталонных весов.

На основании вышеприведенных расчетов и соображений в мастерской точных приборов при аэродинамической лаборатории В. Т. У. и Ц. А. Г. И. были выполнены по проекту автора эталонные весы и установлены в начале 1921 г. на плоской трубе названной лабораторией.

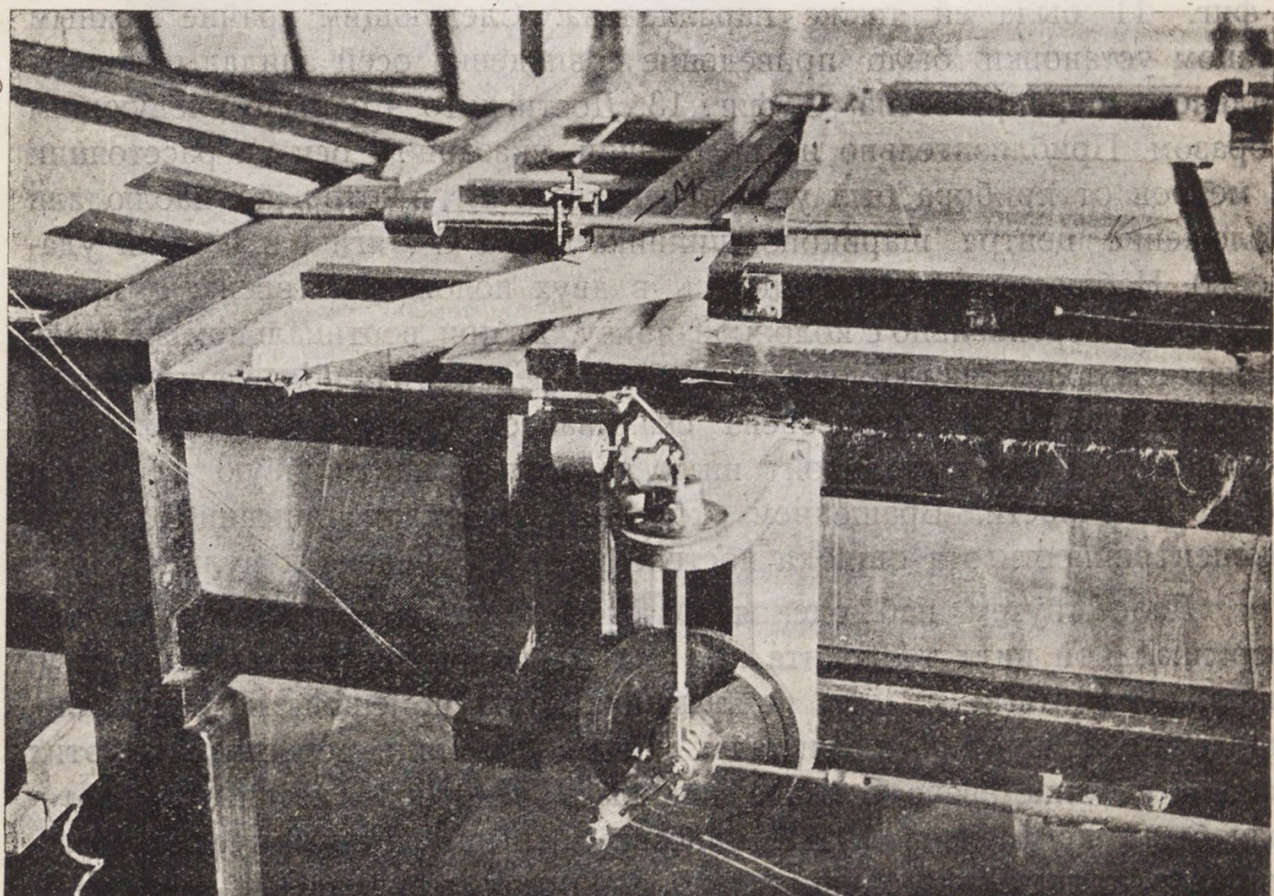
Общий вид всей установки представлен на фиг. 11. Здесь a — стержень, проходящий сквозь стенку трубы и несущий эталон в виде круглой пластинки. Стержень a скреплен с муфтой,двигающейся по трубе C при помощи винта b . Труба C вместе с колонкой d и рычажком e составляет неравноплечий рычаг, качающийся на остриях m вокруг оси колонки d . Увеличенная при помощи этого рычага сила от эталона передается тягой f на эквilibратор g .

Передача силы от модели идет следующим образом: стержень модели N закреплен в рукаве угломерного прибора, покоящегося на раме K . При помощи стержней H рама двигается в направлении, перпендикулярном потоку. Подъемная сила модели, посредством тяги L , могущей менять свою длину, и балансира i передается на эквilibратор. Этот последний в более крупном масштабе дает нам фиг. 13. Здесь A — диск, в центре которого помещается ось вращения алидады B . На одном из концов последней находится колонка i служащая осью вращения звена C , к другому концу которого прикреплены шарнирно тяги f и h .

Так как ось вращения звена C несколько снесена относительно оси колонки, то, вращая последнюю, мы можем установить центральный шарнир как раз на оси вращения алидады. Упорные кронштейны



Фиг. 11.



Фиг. 12.

с винтами g ограничивают по желанию перемещение оси центрального шарнира. Для того, чтобы сделать эти перемещения более заметными, имеется индикатор E , увеличивающий их в 7 раз и дающий возможность отмечать отклонения звена C от положения равновесия на $0,1—0,2$ мм, что обеспечивает достаточную точность отсчета.

На фиг. 13 положение балансира K соответствует измерению коэф. подъемной силы, при определении коэф. лобового сопротивления балансир поворачивается вместе со своей опорой вокруг оси тяги h на 90° и ставится в положение, показанное на фиг. 12.

На той же фигуре хорошо видно и приспособление для динамического уравнивания всего прибора, состоящее из вращающейся вокруг вертикальной оси штанги M с двумя грузами, обладающей большим моментом инерции. Рама прибора соединяется с осью штанги посредством короткоплечего рычажка, чем приведенная масса рамы увеличивается в очень значительной степени и сравнивается с массой на тяге f фиг. 13.

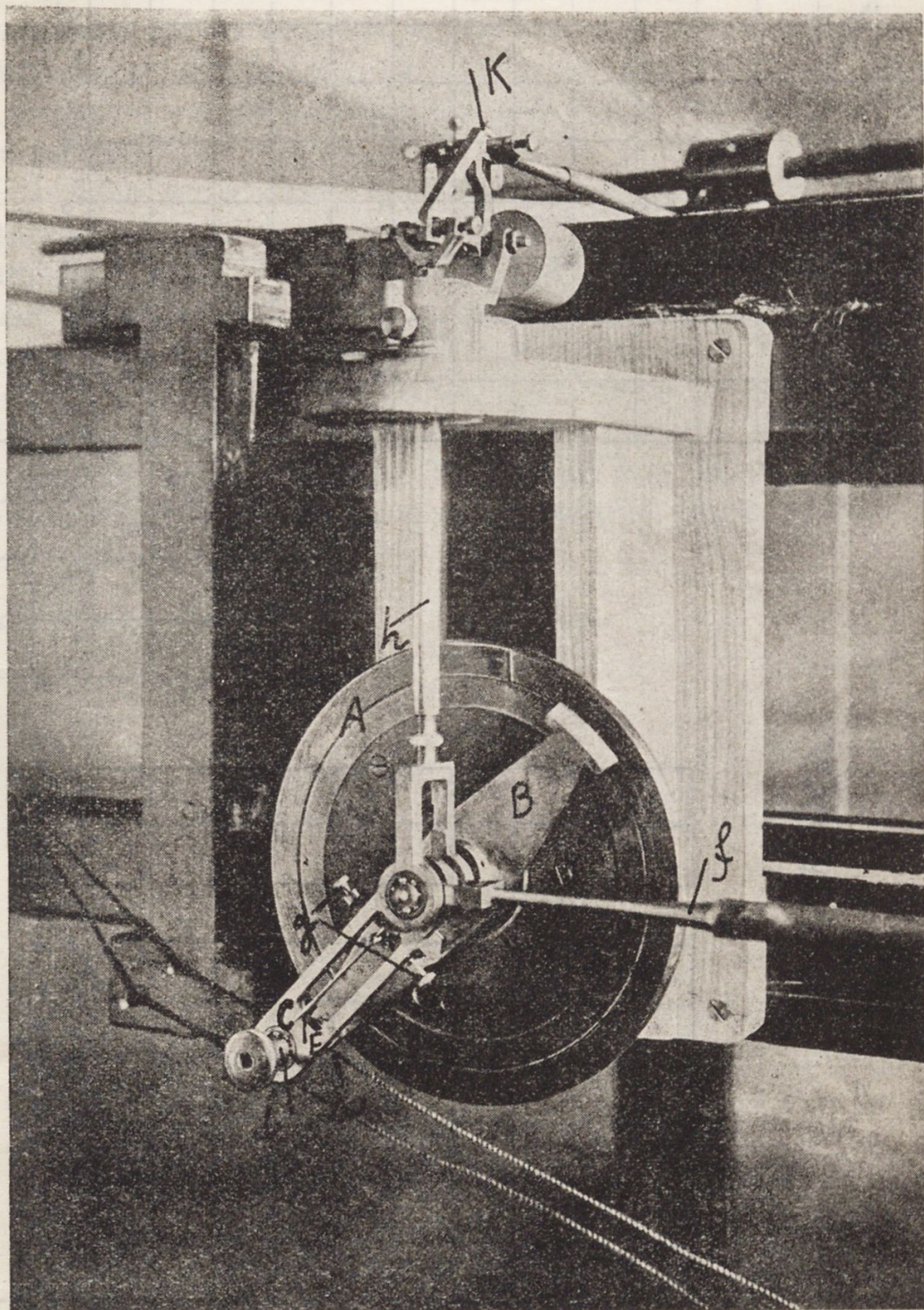
Установка и испытание весов.

Перейдем к описанию установки, выверки и испытания прибора, как они были произведены в аэродинамической лаборатории В. Т. У.

Лимб эквилибратора был установлен в вертикальной плоскости, параллельной оси трубы и на таком от нее расстоянии, чтобы тяга f фиг. 11 была ей также параллельна. Следующим крайне важным этапом установки было приведение совпадения осей алидады и центрального шарнира звена C фиг. 13. Достигнуто это было следующим образом. Приблизительно на положении указанной оси на расстоянии 3 метров от прибора был установлен теодолит, в который и наблюдали положение центра шарикоподшипника звена C (тяги f и h были удалены). Наблюдения производились в двух положениях звена: 1) когда оно было вертикально с колонкой внизу, 2) при вертикальном же звене и верхнем положении колонки. При перемене этих положений всякая неправильность в длине звена сказывалась смещением центра подшипника с горизонтальной нити теодолита на двойную величину этой неточности. Вращением колонки благодаря описанной выше эксцентricности эта ошибка постепенно была сведена к нулю.

Далее, путем наблюдения положения подшипника относительно вертикальной нити теодолита при тех же положениях алидады и регулировки винтами g , ось подшипника была помещена на вертикали, проходящей через ось алидады. Ясно, что при перестановке этих винтов в длине звена C снова появилась некоторая неточность, которая была исправлена путем, описанным выше. Дополнительная регулировка винтов дала окончательно, для практических целей, совпадение осей. Это обстоятельство дало возможность произвести две другие установки: во первых отрегулировать положение опоры стрелки инди-

катора, во вторых, нанести на алидаде нулевой индекс против нуля разградуированного заранее лимба. Для этой цели ось звена С была сделана горизонтальной, в такое же положение была приведена и тяга f передвижением по колонке фиг. 11 плеча е.

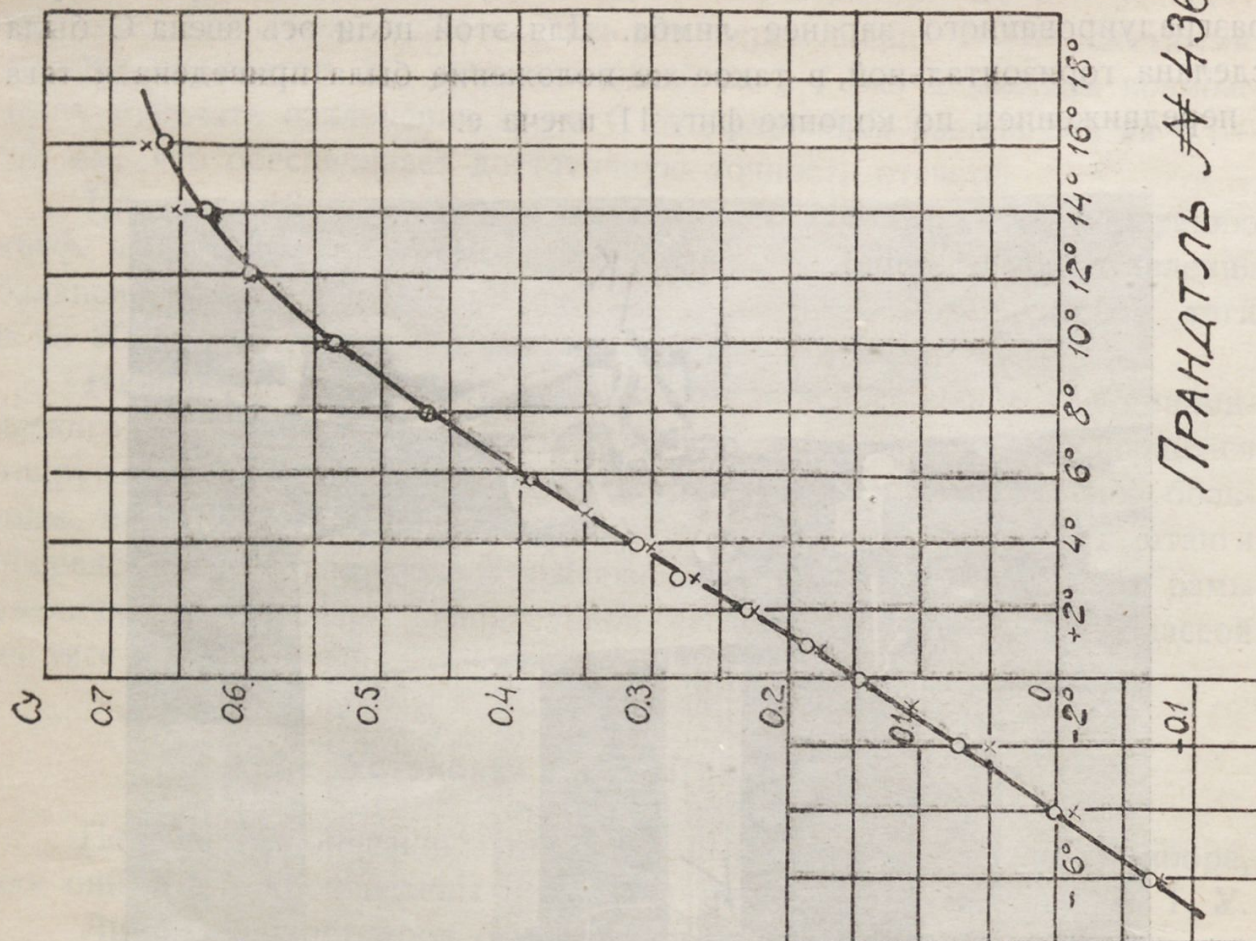


Фиг. 13.

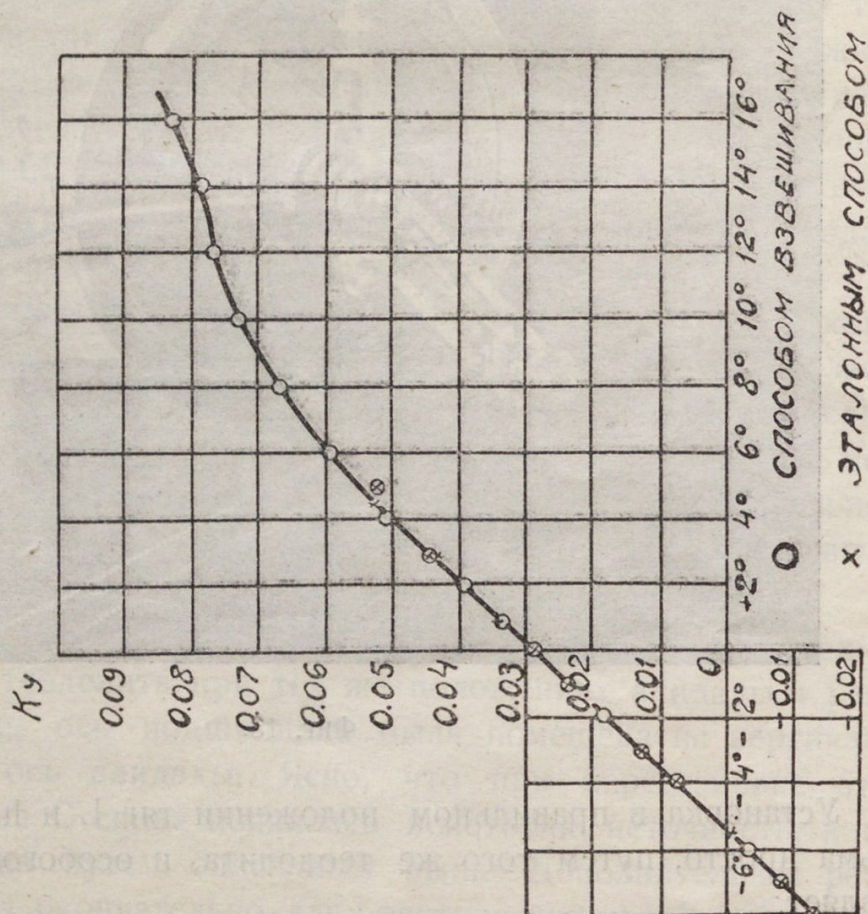
Установка в правильном положении тяг L и h была произведена весьма просто, путем того же теодолита, и особого интереса не представляет.

По окончательной установке прибора была начата тарировка эталонов, имевших форму дисков разных диаметров толщиной в 1 мм.

ПРАНДТЛЬ №436



ЭЙФЕЛЬ №37



СПОСОБОМ ВЗВЕШИВАНИЯ

О ЭТАЛОННЫМ СПОСОБОМ

Фиг. 14.

При вертикальном положении алидады сила бралась непосредственно в конце тяги f и уравнивалась чашкой с грузом и нитью, представлявшей продолжение тяги, перекинутой через блок, укрепленный на бруске Р фиг. 11.

С протарированными таким путем эталонами были произведены испытания нескольких моделей, испытанных прежде обычным способом. Сравнительные диаграммы для двух из них мы здесь приводим. Надо добавить, что приспособления для динамического уравнивания еще не имелось.

Сравнение результатов испытания двумя способами на основании этих диаграмм показывает, что метод эталонный дает точность вполне удовлетворительную, если же принять, что испытание по этому методу занимает времени вчетверо меньше, можно отдать ему и предпочтение, тем более, что он освобождает от вычислений хотя и простых, но все же требующих времени. Заканчивая настоящую статью, мы выражаем надежду, что описанный способ измерения получит применение в других лабораториях и найдутся желающие его улучшить и построить новые приборы, более точные и совершенные, чем описанная опытная модель.

Aerodynamical balance of the „etalon“ type.

Present paper deals with a rather unusual method of measuring aerodynamical forces. It consists in comparing said forces with a force produced on a body with known drift coefficient by the same air flow which acts on the model tested. It will be shown that in spite of speed fluctuations, occurring in air-channels we can obtain by this method a steady balance reading, giving us the lift, drift and any other coefficient directly, without any calculations.

The change of these coefficients with the air speed is also easily found.

The readings are obtained on an apparatus, that we call „equilibrator“ containing three rods connected together in the point O_1 (fig. 4).

The rod b receives the force on the model and the rod a the force on the standard body (etalon), the third rod c has its fulcrum attached to the rule which rotates about the point O .

It is evident that the rod c tends to take the direction of the resultant of the said two forces. By moving the fulcrum along the circumference we find the point of equilibrium, that is the position of the rule when its axis and the axis of the rod c coincide. The pointer shows us the tangent of the angle, or the ratio of two forces. The drift coefficient of the „etalon“ being known, it is quite easy to find the coefficient for the model. This method of measuring forces was tested in 1921 in Aerodynamical Laboratory of the High Technical School of Moscow and proved to be quite successfull.

Transactions of the Central Aero-Hydrodynamical
Institute. № 5.

K. A. USHAKOFF.

AERODYNAMICAL BALANCE
OF THE „ETALON“ TYPE.

ТРУДЫ

ЦЕНТРАЛЬНОГО АЭРО-ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ИНСТИТУТА.

МОСКВА, Вознесенская, 21.

1. *Н. Е. Жуковский.* — О скачке воды в открытом канале и о движении газа в трубке. М. 1923.
 2. *Н. В. Красовский и Г. Х. Сабинин.* — Проблема использования энергии ветра. *Н. В. Красовский.* — Русское ветряное хозяйство, его современное состояние и перспективы. *Его же.* — О быстроходных ветряных двигателях (ст. 1-я и 2-я). *Его же.* — Метод расчета ветряных силовых станций. *Его же.* — О работе ветряных двигателей при различных средних скоростях ветра. *Г. Сабинин.* — Основные величины, характеризующие свойства ветряных двигателей. *Его же.* — Ветряной двигатель с самоустанавливающимися лопастями. М. 1923.
 3. *В. П. Ветчинкин и Н. Г. Ченцов.* — Плоский маятник о двух степенях свободы и определение при помощи его высоты центра тяжести и момента инерции твердого тела. М. 1923.
 4. *Н. В. Красовский.* — Новое крыло для русской ветряной мельницы. *В. В. Уткин-Егоров.* — Инструкция для сборки крыльев. М. 1923.
 5. *К. А. Ушаков.* — Новый метод измерения сил при аэродинамических испытаниях. Эталонные весы. М. 1924.
-