

С. С. С. Р.

№ 221 НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ВСНХ № 221

Труды Центрального Аэро-Гидродинамического Института

Выпуск 33



Б. Н. ЮРЬЕВ и Н. П. ЛЕСНИКОВА

# АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ОТДЕЛ

ЛАБОРАТОРИЯ ИМЕНИ ПРОФ. Н. Е. ЖУКОВСКОГО

$\frac{233}{30}$  (1)

Проверено 1988

48 П.



ИЗДАНИЕ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ В. С. Н. Х.  
МОСКВА—1928

ПРОСЕРЕНО 34 г.

## Предисловие.

В настоящее время, как известно, весь аэродинамический расчет самолета основывается на опытных коэффициентах, получаемых в аэродинамических лабораториях. Более того, выработка во время проектирования аэродинамических форм самолета производится обычно на ряде его моделей, испытываемых в аэродинамических трубах. Согласно существующих теперь во всех странах правил, ни один самолет новой конструкции не должен выпускаться в полет без исследования его модели в аэродинамической лаборатории на устойчивость.

Важностью таких исследований и объясняется большое количество опубликованных за границей работ по экспериментальному изучению моделей самолетов в аэродинамических трубах.

Несмотря на то, что ЦАГИ удалось за последние годы довольно широко развернуть исследовательскую работу по аэромеханике, опубликование этих исследований, вследствие крайней загруженности работников Института, произвести до самого последнего времени не удалось<sup>1)</sup>. Нашим конструкторам и теоретикам приходилось поэтому пользоваться в своих расчетах почти исключительно иностранными материалами.

Однако, хотя сейчас и опубликовано за границей много аэродинамических исследований, все же они не могут удовлетворить наших конструкторов, так как они не всегда соответствуют нашим требованиям и нашим методам расчета и, главное, многие исследования ЦАГИ опережают заграничные исследования.

Необходимость срочного напечатания этих исследований неоднократно отмечалась на Конференциях НТУ с промышленностью, Научным Комитетом Управления Военн. Возд. Сил, Авиатрестом и на технических совещаниях Института.

Этой первой книгою ЦАГИ и открывает серию работ по Экспериментальной Аэродинамике. Она содержит в себе описание работ, произведенных в Лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского (МВТУ) преимущественно в 1924—25 году, при чем авторы ограничились в ней лишь изложением наиболее интересных и важных исследований, имеющих применение в самолетостроении. Целый ряд работ, как, например, по винтам, по течению воздуха по каналам, по аэродинамическим

<sup>1)</sup> Было опубликовано лишь несколько отдельных работ, не имеющих отношения к авиации.

трубам, по изучению распределения давления ветра по крышам зданий, сюда не вошел.

Помимо большого количества экспериментальных исследований, эта книга содержит описание применявшихся в Лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского методов аэродинамических исследований и описывает их эволюцию за последние десять лет.

В дальнейшем Экспериментально-Аэродинамический Отдел ЦАГИ предполагает издавать свои работы в виде отдельных выпусков, посвященных отдельным работам.

Общим недостатком излагаемых здесь исследований, как и большинства заграничных исследований по аэродинамике, является малость применявшихся в них чисел Рейнольдса; однако, до самого последнего времени большинство лабораторий все же вынуждено пользоваться такими сравнительно малыми числами Рейнольдса, так как они не располагают трубами достаточных размеров.

И лишь теперь, с окончанием постройки в ЦАГИ новой Аэродинамической Лаборатории имени проф. С. А. Чаплыгина, имеющей величайшую в мире аэродинамическую трубу с рабочими сечениями в 3 метра и 6 метров, можно будет получить при опытах весьма большие числа Рейнольдса и тем пролить свет на многие еще темные вопросы аэромеханики.

Распределение работ при составлении настоящего труда было следующее: общее редактирование и написание глав I, II, III, IV, V, VIII, X и XIII лежало на Б. Н. Юрьеве; подготовка материалов, общая сверстка работы и написание глав VI, VII, IX, XI, XII были произведены Н. П. Лесниковой.

Следует еще особо отметить трудную работу, произведенную Н. П. Терентьевой и Н. Х. Кононовым, по составлению чертежей для этой книги.

Общее руководство описанными здесь исследованиями лежало на Б. Н. Юрьеве, а руководство опытами — на Н. П. Лесниковой. В соответствующих местах текста отмечено также участие отдельных сотрудников в тех или иных работах.

*Коллегия ЦАГИ.*

## ГЛАВА I.

### История Аэродинамической Лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского.

#### Возникновение Аэродинамической Лаборатории.

Аэродинамическая Лаборатория Московского Высшего Технического Училища возникла очень своеобразно. Она создавалась не по приказу начальства „сверху“, а стихийно, „снизу“, силою самих студентов, собравшихся около незабвенного Николая Егоровича Жуковского.

После первых его лекций по „Воздухоплаванию“ в 1908 году в Московском Высшем Техническом Училище возник „Воздухоплавательный кружок“, возглавляемый почетным председателем Н. Е. Жуковским. Кружок очень быстро организовался и перешел к практической работе. В 1909 году Кружок уже имел планеры, и его члены делали на них полеты. Одновременно многие работники Кружка занимались постройкой различных летающих моделей и аппаратов и разрабатывали теоретические вопросы.

Кружок с самого основания возбудил живейший интерес среди широких студенческих масс. Интерес к этому Кружку был и вне стен Училища, и многие общественные деятели того времени оказывали ему как моральную, так и материальную поддержку.

Работа Кружка все время шла в двух ясно различаемых направлениях: в теоретическом и практическом. Это отразилось и на структуре Кружка. Две основные, выбранные Кружком комиссии — теоретическая и практическая — выделили из своей среды ряд подкомиссий, как-то: библиотечную, научно-рефератную, переводную, лабораторную, строительную, из которых каждая вела работу в порученной ей области с широким привлечением рядовых членов Кружка.

Работы этих комиссий выразились в целом ряде рефератов по различным научным вопросам, прочитанных членами Кружка, а также и в постройке целого ряда различных лабораторных и демонстрационных приборов и планеров. Эти первые практические работы Кружка демонстрировались на воздухоплавательной выставке, устроенной в Московском Университете на XII Съезде естествоиспытателей и врачей. Кружок принял самое деятельное участие в организации „Воздухо-



плавательной подсекции секции физических наук“, собравшей из всех секций Съезда наибольшее число членов.

На Съезде членам Кружка удалось познакомиться с работами старых русских аэродинамических лабораторий — Кучинской, основанной Д. П. Рябушинским еще в 1904 году и выпустившей первые научные труды в 1905 году, и Университетской, устроенной Н. Е. Жуковским при Механическом Кабинете. Это ознакомление указало на назревшую необходимость создания новой, более совершенной лаборатории.

Надо заметить, что эти лаборатории были одними из первых аэродинамических лабораторий на земном шаре. До этого по аэродинамике производились лишь эпизодические исследования в различных физических лабораториях.

Из многих прочитанных на Съезде докладов по теории крыльев стало вполне ясным, что в области аэродинамики нельзя идти вперед без хорошо поставленных и точных экспериментальных исследований.

В это время и за границей пришли к сознанию необходимости постройки специальных аэродинамических лабораторий. Наиболее известные аэродинамические лаборатории Прандтля в Гёттингене, Эйфеля в Париже и Английская Национальная Физическая Лаборатория были начаты постройкой в 1909 году и заработали в 1910 году.

Воздухоплавательный Кружок вследствие этого и решил создать такую лабораторию при МВТУ. Правление Училища пошло, как это оно делало всегда и в дальнейшем, навстречу студентам и разрешило им пользоваться мастерскими Училища и отвело для установки приборов половину „чертежной пятого курса“. В этом помещении и решено было установить две аэродинамические трубы — одну круглую с диаметром в 1 метр и другую, по идее Н. Е. Жуковского и П. П. Соколова, прямоугольную с размерами сечения рабочей части  $1,5 \times 0,3$  метра. Проектирование и наблюдение за постройкой этих труб было возложено на студента А. Н. Туполева, вполне успешно выполнившего эту работу.

Одновременно с трубами была построена собственноручно В. И. Слесаревым деревянная ротативная машина для исследования моделей винтов, приводившаяся в действие с помощью подающих грузов.

Постройка труб истощила небольшие средства Кружка, между тем перед ним уже стояла новая задача, а именно — постройка собственного аэроплана, на что требовались опять-таки деньги и не малые, для студенческой организации.

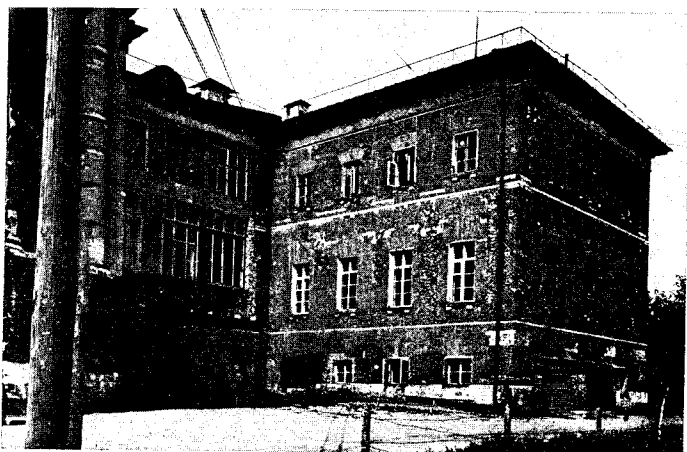
Кружок с честью вышел и из этих затруднений, устроив в МВТУ выставку воздухоплавания, где демонстрировались всевозможные приборы, как вновь построенные Кружком, так и доставленные из Университета и Кучинского Института. Выставка вполне удалась и на полученные средства Кружок смог докончить и постройку труб, и начать постройку аэроплана типа, близкого к Блерио XI.

Недостаток средств вскоре (в 1910 г.) заставил Воздухоплавательный Кружок продать построенные им трубы Московскому Высшему Техническому Училищу, которое и продолжило дальнейшую организацию лаборатории на средства, полученные от общества имени Леденцова.

С этого момента и началась собственно работа Аэродинамической Лаборатории МВТУ.

Однако, работы Кружка и Лаборатории МВТУ за все время их существования переплетались весьма тесно. Последовательно в Лаборатории собирались и строились различные планеры, аэроплан Кружка, вертолет Юрьева и проч.

Лаборатория постепенно разрасталась, и Училище прирезывало ей помещение за помещением, пока она, наконец, в 1916 г. не легла в естественные границы здания, не дающие ей теперь возможности развиваться дальше (см. фиг. 1).



Фиг. 1. Общий вид Аэродинамической Лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского. Лаборатория помещается в третьем этаже здания МВТУ.

Историю Лаборатории можно разбить на три характерных периода: 1) довоенная, „героическая“ история, 2) военная работа Лаборатории и 3) работа при советской власти.

### Довоенная работа Лаборатории.

Этот период может быть вполне по праву назван героическим. Работники Кружка отдавали все свои силы на работу в Лаборатории или в мастерских Училища, строя различные приборы и аппараты. Работа велась с огромным энтузиазмом, совершенно бескорыстно; многие проводили чуть не круглые сутки в Лаборатории.

Понятно, что лишь при таких условиях можно было вести научные исследования на те жалкие средства, какие отпускались тогда Лаборатории.

Одною из первых работ Лаборатории было исследование теоретических крыльев. Проверялась теорема С. А. Чаплыгина о подъемной силе тонкого крыла в виде цилиндрической поверхности,— по этой теореме подъемная сила при нулевом угле атаки пропорциональна не площади крыла, а стрелке его вогнутости. Эта теорема довольно хорошо подтвердилась на опытах, произведенных в плоской трубе. Далее шли опыты с теоретическими крыльями Н. Е. Жуковского и С. А. Чаплыгина типа инверсий параболы. Ассистент Н. Е. Жуковского Г. И. Лукьянов вел в плоской трубе исследования крыльев всех аэропланов того времени. Эти работы докладывались на первом и втором Всероссийских Воздухоплавательных съездах и частично были напечатаны на русском и немецком языках.

Большие исследования были произведены Г. И. Лукьяновым по проверке теории обтекания жидкостью цилиндра и шара. Эти работы были начаты им еще в бытность студентом Московского Университета и продолжались в МВТУ вплоть до войны. Эти работы частью вошли в „Теоретические Основы Воздухоплавания“ Н. Е. Жуковского и частью были напечатаны в изданиях Леденцовского Общества. Ссылки на эти работы приходилось встречать в иностранной литературе даже в 1923 году.

В этот же период Лаборатория провела много исследований с вентиляторами типа „Нория“, над которыми тогда работал Н. Е. Жуковский. Опыты велись как над малыми моделями, так и над большою опытною установкою, устроенною в коридоре Лаборатории.

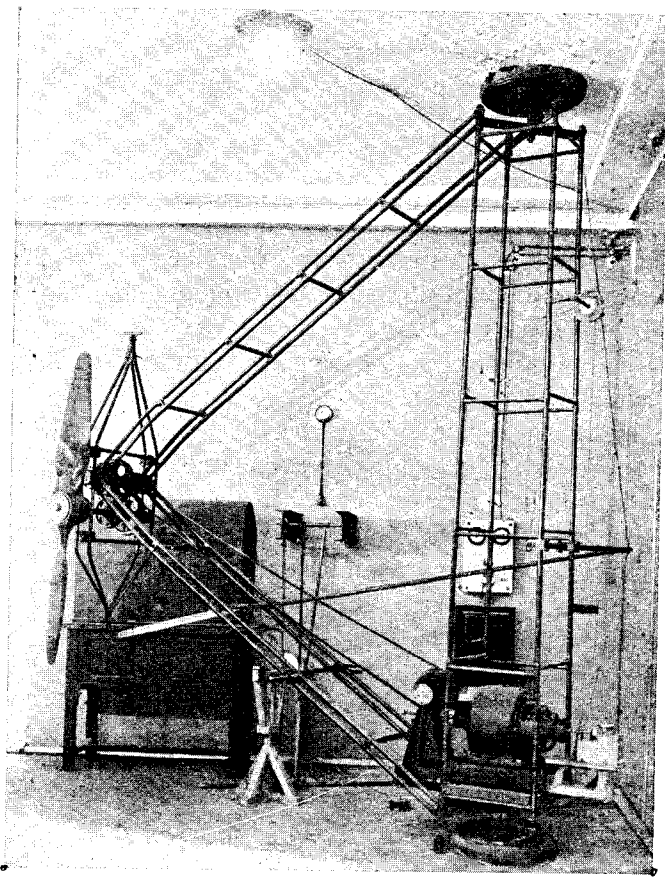
К этому же времени относятся первые исследования по гребным винтам, производившиеся Г. Х. Сабининым, Б. Н. Юрьевым и В. П. Ветчинкиным. Опыты велись на построенном по идее Николая Егоровича в 1911 г. Н. Р. Лобановым крановом станке для исследования винтов работою на месте (см. фиг. 2). Опыты эти принесли большую пользу для развития в России теории гребных винтов,— первые исследования уже обнаружили сжатие струи за пропеллером, наличие вихрей и т. д.

Г. В. Сорокоумовский производил интересные исследования над трением воздуха о твердые тела и изучал явления авторотации гребных винтов. Им же и Г. И. Лукьяновым велись опыты по исследованию колебаний моделей аэропланов в аэродинамических трубах. Эти работы были доложены на 2-ом Воздухоплавательном Съезде в Москве в 1912 году. Опыты эти следует признать за одни из самых ранних исследований по динамической устойчивости самолетов.

Следует заметить, что весьма трудно выделить отдельные работы того времени, ибо производилось их вообще очень много и при той бурной деятельности Лаборатории, какая имела место в те героические годы, многое совершенно не было зафиксировано. Работы делались, результаты их докладывались на заседаниях Кружка или Московского Общества Воздухоплавания, иногда печатались, после

чего протоколы Лаборатории или оставались на руках авторов, или же просто уничтожались.

Помимо собственно научной работы, в лаборатории постоянно велись, как мы уже на это указывали, различные постройки. Так, в Лаборатории был построен несколько видоизмененный аэроплан типа Блерио XI, на котором члены Клуба обучались впоследствии полетам.



Фиг. 2. Станок для испытания винтов работою „на месте“, построен по идее Н. Е. Жуковского студентом Н. Р. Лобановым.

Эта машина была, повидимому, вторым аэропланом, построенным в России и из русских материалов. Следующею большою постройкою, также осуществленною в Лаборатории, была модель в натуру геликоптера Б. Н. Юрьева, построенная Клубом опять-таки почти исключительно силами своих членов<sup>1)</sup>. Одновременно с этими большими постройками велись различные мелкие работы как по осуществлению разных изобретений, так и по изготовлению различных научных приборов.

<sup>1)</sup> С какими трудностями сопряжены были эти работы в то время, теперешние работники авиации не могут себе даже представить. Приходилось самим изготовлять болтики, гайки, тендеры и проч., что теперь стало уже стандартным материалом.

Работа на аэродинамических трубах показала, что они являются незаменимыми аппаратами для аэродинамических исследований. Однако, применявшиеся тогда размеры труб оказались слишком малыми для многих исследований, и у работников Лаборатории возникла мысль о необходимости создания труб значительно больших размеров.

У таких труб наиболее дорогою частью является моторная установка, и вопросы экономичности трубы начинают играть большую роль. Вследствие этого в Лаборатории начались под руководством Н. Е. Жуковского исследования как уже имевшихся труб, так и опыты над моделями труб, которые предполагалось когда-нибудь в дальнейшем осуществить.

Эти опыты вел М. Ф. Адамчик. Им было получено много интересных результатов; из них отметим выяснение влияния экрана, поставленного перед коллектором трубы, и доказательство возможности получения „качества труб“ значительно большего единицы.

Непосредственное руководство работой Лаборатории лежало на ученике Н. Е. Жуковского Г. И. Лукьянове, энергии и энтузиазму которого следует в значительной степени приписать успешность работ Лаборатории этого периода.

Душою же всех этих работ был Н. Е. Жуковский с его поразительным умением сочетать исследование самых сложных вопросов теории с применением их результатов для целей практики.

Следует еще заметить, что в то время весь официальный научный персонал Лаборатории состоял из заведующего в лице Н. Е. Жуковского и его ассистента Г. И. Лукьянова, вся же работа велась бесплатно добровольцами из членов Воздухоплавательного Кружка. Нередко этим добровольцам приходилось самим же добывать необходимые для научных работ средства, для чего приходилось прибегать к устройству платных лекций и выставок, организовывать платные полеты на аэродроме, собирать пожертвования и т. п.

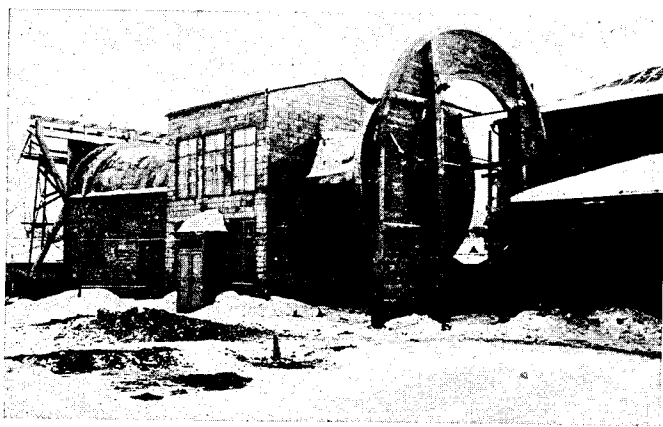
Все это послужило к более тесной взаимной спайке работников Кружка и выработало в них, помимо умения коллективно работать, еще веру в собственные силы и упорство в достижении раз поставленной цели. Наличие этих работников и дало возможность создать впоследствии такие крупные научно-исследовательские учреждения, как Центральный Аэро-Гидродинамический Институт НТУ ВСНХ, Академия Красного Военного Воздушного Флота и аэромеханическая специализация при Московском Высшем Техническом Училище.

### Военная работа Лаборатории.

С началом Европейской войны на Лабораторию выпали две задачи,—первая заключалась в обслуживании научными советами Управления Военных Воздушных Сил, а вторая состояла в первоначальном теоретическом обучении будущих летчиков.

Для решения первой задачи при МВТУ было организовано Расчетно-Испытательное Бюро. Это Бюро занималось, главным образом, проверочными расчетами различных закупаемых за границей и строящихся внутри страны самолетов, а также оно вело в Аэродинамической Лаборатории МВТУ все необходимые для Воздухофлота аэродинамические исследования, как-то: испытания моделей крыльев и фюзеляжей самолетов, исследования авиационных бомб и стрел и т. п.

Работа Расчетно-Испытательного Бюро была направлена почти исключительно на развитие методов расчета самолета и его частей, в области же экспериментальной хотя и было произведено много опытных исследований, однако почти все они велись по старым методам, выработанным еще до войны. Господствовала в то время почти исключительно плоская труба. Пытались некоторые опыты производить и в старой круглой трубе с  $D=1$  м, однако она оказалась неудачною, и поток в ней был сильно закручен.



Фиг. 3. Большая бетонная труба с диаметром рабочей части в 3 метра; находится во дворе МВТУ.

В 1915—16 годах продолжались исследования над аэродинамическими трубами, начатые еще до войны. Недостатки имевшихся аэродинамических труб заставили заняться вплотную вопросом о постройке новых, более совершенных аппаратов этого рода.

Таким образом, возникла новая круглая труба с полутораметровым диаметром. Она помещена между каменными стенками коридора Лаборатории и сохранилась и работает до сего дня. Проект этой трубы был разработан М. Ф. Адамчиком.

Вторая труба, с очень большим по тому времени 3-х метровым диаметром, была начата постройкою во дворе МВТУ. Труба эта была спроектирована М. Ф. Адамчиком и построена из железо-бетона фирмою „Бр. Виноградовы“. Она теперь почти закончена (см. фиг. 3). В настоящее время она уже устарела, так как вследствие установки ее на открытом воздухе в ней не обеспечена равномерность потока, требующаяся для современных точных наблюдений.

Кроме постройки этих труб, были произведены капитальные переделки старых аппаратов Лаборатории, выработаны новые типы вставных устройств и построено несколько новых мелких аппаратов. Руководство постройкою труб и проектированием новых приборов лежало с 1916 до 1918 г. на А. Н. Туполеве.

А. Н. Туполев вел в эти годы большие исследования по аэродинамическим трубам и выработал оригинальную форму замкнутой трубы. Эту трубу предполагалось построить в очень больших по тому времени размерах для Центральной Научно-Технической Лаборатории военного ведомства в Петрограде (потом ГОНТИ).

Для наблюдения за этой работой был выделен из работников Расчетно-Испытательного Бюро Г. М. Мусинянц. Части трубы изготовлялись на аэротехническом заводе в Москве.

Работа эта не была окончена вследствие пожара на заводе, во время которого погибли все заготовки для этой трубы.

Большим ущербом для Лаборатории было отвлечение от нее на военную службу многих ее старых работников. Почти вся экспериментальная работа этого периода лежала на А. В. Раковском, Г. М. Мусинянце и К. А. Ушакове.

Работы Расчетно-Испытательного Бюро издавались в виде выпусков его „Трудов“. Всего вышло 7 литографированных выпусков „Трудов“ и несколько десятков литографированных проверочных расчетов различных аэропланов. В издании этих трудов особо деятельное участие принимали сам Н. Е. Жуковский и В. П. Ветчинкин, поместившие в них ряд своих ценных теоретических исследований. На В. П. Ветчинкине лежало руководство почти всеми проверочными расчетами, производившимися в Бюро. Однако, среди всех статей, помещенных в „Трудах“ Бюро, имеется всего лишь две, посвященных экспериментальным исследованиям Аэродинамической Лаборатории. Большая часть этих исследований не печаталась, а передавалась заинтересованным учреждениям в виде протоколов испытаний и светокопий с диаграмм.

Что касается учебной деятельности Лаборатории, то она выразилась в создании „Теоретических Курсов по Авиации“ для подготовки будущих летчиков. Во главе этих курсов стоял Н. Е. Жуковский. Первые выпуски летчиков состояли почти исключительно из членов Воздухоплавательного Кружка. Полученная ими солидная научная подготовка, а также и практическая работа на фронтах в качестве летчиков весьма пригодились впоследствии после войны, при организации ЦАГИ. Институт благодаря этому обстоятельству смог получить достаточное количество научно и практически подготовленных по авиации лиц для работы в отделах Института. Это же обстоятельство продолжает и теперь приносить большую пользу Лаборатории, поддерживая живую ее связь с „местами“. Многие авиа-работники, питомцы „Теоретических Курсов“ или МВТУ, считают своим долгом, приезжая из далекой провинции, где они служат, посетить „свою“

Лабораторию и узнать, что есть „нового по авиации“, навести справки о своих друзьях или поделиться полученными ими опытом на практической работе.

### Новая история Лаборатории (после Революции).

После Революции Расчетно-Испытательное Бюро было переведено в Экспериментальный Институт Путей Сообщения в виде его отдела. Однако, такое положение не удовлетворяло работников Бюро, так как не позволяло развернуть работы в достаточно широком масштабе. Были сделаны попытки создать более мощное научное учреждение, — Центральный Институт Аэро- и Гидродинамики. Благодаря усилиям Г. И. Лукьянова, А. Н. Туполева и И. А. Рубинского это вскоре удалось осуществить. Бюро с несколько расширенными штатами вошло в Научно-Технический Отдел ВСНХ под названием Центрального Аэро-Гидродинамического Института (ЦАГИ).

Мы не будем останавливаться здесь на деятельности этого Института, как целого, и лишь ограничимся кратким описанием деятельности одной его составной части — Аэродинамической Лаборатории МВТУ. Первые годы жизни Института были направлены на организационные вопросы; кроме того, холод, голод и общая разруха не позволяли развернуть научную работу в сколько-нибудь значительном размере. Первое время пришлось ограничиваться уже налаженными приборами, перешедшими от Расчетно-Испытательного Бюро, и вести на них лишь самую неотложную текущую работу. Самый характер первых работ был чисто утилитарный. Лаборатория вела помимо экспериментальной работы еще различные проектирования и расчеты для Воздушного Флота и авиазаводов. Так, проектирование двухмоторного триплана КОМТА (Комиссии по Тяжелой Авиации) было проведено почти исключительно работниками Лаборатории и прикомандированными к ней инженерами из 6. Дивизиона Воздушных Кораблей. Проектировались также в Лаборатории многочисленные пропеллеры, лыжи и т. д. как для аэропланов, так и для аэросаней.

Вообще же, несмотря на весьма тяжелые материальные условия и необходимость для сотрудников заниматься побочными работами для поддержания своего существования, жизнь в Лаборатории шла все время, не прерываясь. Приходилось работать на аэродинамических трубах на искусственном ветре при температуре в помещении Лаборатории в минус  $9^{\circ}$  и затем дома, в „тепле“, т.-е. при  $-3^{\circ}$  до  $+5^{\circ}$  заниматься ремонтом пишущих машинок, часов или шитьем сапог.

Первоначально в Лаборатории работы велись так называемую экспериментальную группу, состоящую из откомандированных из разных отделов ЦАГИ сотрудников, ничем собственно не связанных между собою. Это весьма неблагоприятно отражалось на продуктивности и плане работ. Вследствие этого в 1920 году Аэродинамическая Лаборатория была развернута в Экспериментально-Аэродинамический Отдел ЦАГИ. После этого работа хотя и стала более организованной, но все



же общие условия были слишком неблагоприятны для развертывания широкой научной работы, и лишь в 1922 году удалось поставить лабораторные исследования на должную высоту.

Первый период усиленной научной работы Лаборатории можно назвать критическим периодом, так как он был посвящен главным образом критике и исследованию самих методов аэродинамических испытаний.

Первым прибором, попавшим под удары этой критики, была плоская труба, работавшая в Лаборатории без перерывов 12 лет. Подозрение пало сперва на точность установленных на ней весов, представляющих собою просто зеркальную стенку трубы, по которой катались шарики, поддерживающие раму, несущую модель. Мы здесь не будем описывать эту трубу в ее старом виде, так как она подробно описана в „Теоретических Основах Воздухоплавания“ проф. Н. Е. Жуковского. Отметим здесь лишь обнаруженное на опытах явление прогиба стеклянных стенок трубы и большое влияние неизбежного в этой трубе зазора на получаемые аэродинамические характеристики испытываемых в ней крыльев. Большим недостатком ее была схема весов, построенных для работы по способу трех моментов; их рабочие формулы были крайне неудобны для вычисления. Вскоре поэтому на этой трубе были установлены новые параллельные весы, — очень простое приспособление для параллельного направления перемещений платформы весов. Идея таких весов была высказана впервые Г. М. Мусинянцем, а осуществлены они были им совместно с К. А. Ушаковым. Прогиб стекла, несущего платформу, был изучен и были выработаны приемы для исправления опытов на его влияние. Кроме того, изменилась и сама методика исследований; отсчеты ранее велись по средним показаниям приборов за некоторый промежуток времени, теперь же все измерения делались исключительно по методу мгновенных отсчетов, т.-е. в моменты остановок платформы в равновесии. Этот метод получил на лабораторном жаргоне название способа „гоп-гоп“, по характерному выкрикиваемому экспериментаторами сигналу, хорошо покрывающему гул работающих труб.

Всеми указанными приемами была значительно повышена точность самих измерений; однако, возникли большие сомнения относительно законности переноса результатов испытания модели почти квадратного крыла с размерами  $300 \times 295$  мм, заключающегося между двумя стенками с зазором в 2,5 мм, на аэропланное крыло с относительным удлинением, равным 6 (или даже 10), какое употребляется на аэропланах (см. фиг. 4).

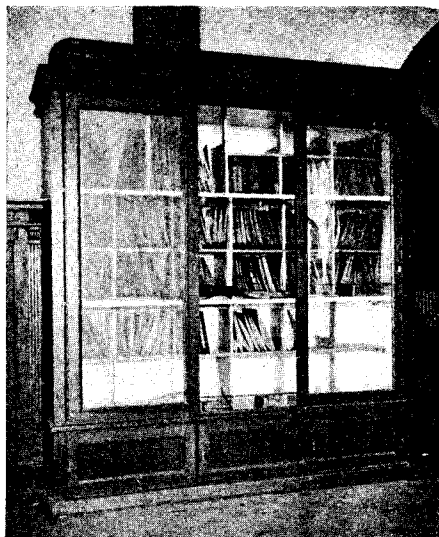
Были предприняты специальные опыты по изучению влияния зазора на аэродинамические свойства крыльев. Опыты указали на весьма большое его влияние, и пришлось позаботиться о точной и однообразной установке моделей крыльев, обеспечивающей постоянство зазоров.

К этому времени (1922 г.) к нам начала поступать после многолетнего перерыва заграничная литература; в частности, мы ознакомились с работами проф. Л. Прандтля и его учеников по теории индуктивного сопротивления крыльев аэроплана. Из этой теории вытекал основной вопрос о закономерности работы на плоской трубе, а именно: действительно ли условия испытания в ней крыльев соответствуют крылу бесконечного размаха, как думали у нас в то время. Подробное изучение опытов, произведенных в этой трубе, показало, что в ней получаются условия, отнюдь не соответствующие бесконечному крылу, а скорее крылу с относительным размахом около 4,5 или 5. Однако, для разных крыльев, например для тонких и толстых, получались разные результаты, и общего правила перехода от испытаний в плоской трубе к крыльям нормального размаха вывести не удалось. Обработка опытов, произведенных в плоской трубе, была сделана Н. П. Лесниковой и напечатана в № 3 и № 4 „Вестника Воздушного Флота“ за 1923 год.

Вследствие указанной причины плоская труба в дальнейшем все более и более отступает на второй план и работа переносится на круглую 1,5-метровую трубу № 2.

Долгое время и в этой трубе производились различные переделки — вставлялась спрямляющая решетка, переделывались весы и т. д. В конце концов удалось наладить в ней испытания крыльев и моделей самолетов с вполне достаточною степенью точности. Большое внимание было уделено при испытаниях крыльев в круглой трубе обнаруженному в ней явлению „косизны потока“; поток в ней течет не строго по оси ее аэродинамических весов, а образует с этим направлением некоторый угол. Так как угол косизны потока в нашей Лаборатории при постоянно производившихся в ней переделках и постройке приборов оказался величиною переменною, меняющеюся изо дня в день, то пришлось заняться методами исключения влияния на опыты с крыльями косизны потока. Теория таких поправок была разработана Г. М. Мусинянцем. Для исправления опыта приходится каждое крыло испытывать два раза с поворотом его на  $180^\circ$  около продольной оси трубы; этот метод применяется с некоторым изменением и по сей день.

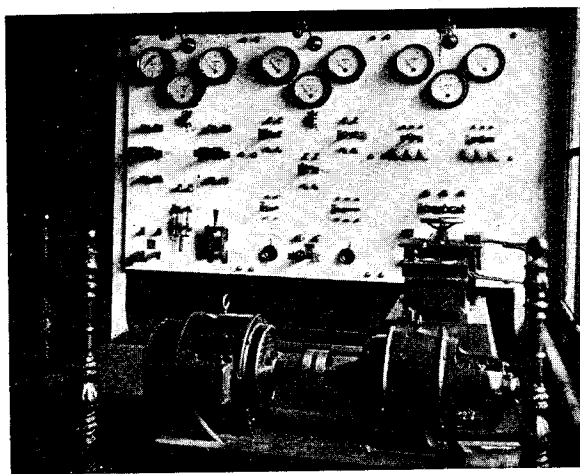
Не останавливаясь на целом ряде более мелких работ, переходим к более позднему, последнему периоду жизни Лаборатории.



Фиг. 4. Один из шкапов с моделями крыльев, испытанных в плоской трубе.

Этот период ознаменовался тремя крупными событиями в жизни Лаборатории, именно устройством своей электрической подстанции, постройкою новой аэродинамической трубы и новой организацией самой работы Лаборатории.

Необходимость своей подстанции ощущалась в Лаборатории уже давно. Электрическая станция Технического Училища обслуживала постоянным током целый ряд различных учреждений и не могла удовлетворить в достаточном размере потребностям Аэродинамической Лаборатории. Кроме того, вследствие изношенности оборудования станции МВТУ постоянно происходили перебои в снабжении Лаборатории током, что весьма неблагоприятно отражалось на ее работе. Выходу из этого



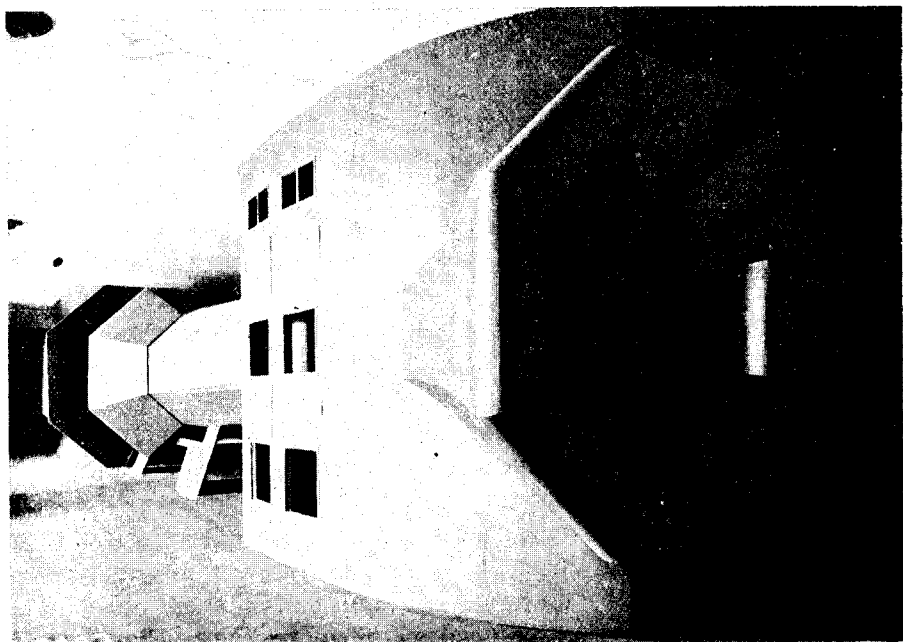
Фиг. 5. Общий вид на электрическую подстанцию Лаборатории.

тяжелого положения помогло Главное Управление Военной Промышленности (ГУВП), пожертвовавшее 15.000 рублей на устройство подстанции при Лаборатории. Вскоре на эти средства была оборудована под наблюдением Г. М. Мусинянца подстанция мощностью в 60 киловатт с напряжением 120 вольт (см. фиг. 5). Она будет далее описана более подробно, и мы здесь останавливаться на ней больше не будем.

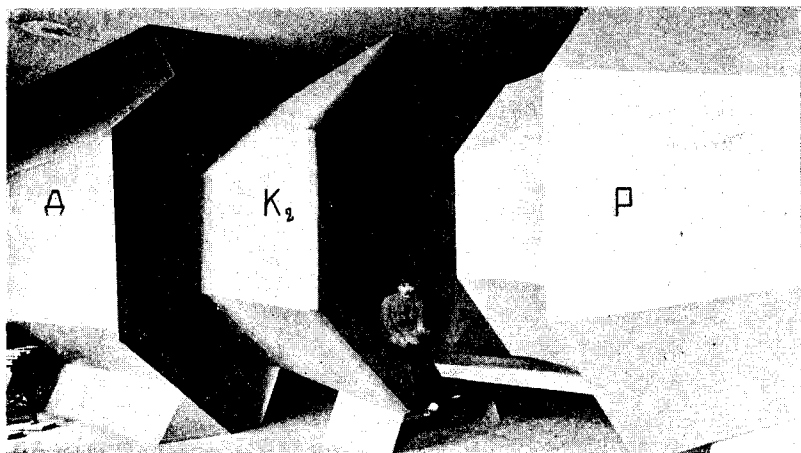
Вторым большим приобретением Лаборатории была постройка новой „временной“ трубы (см. фиг. 6 и 7). К этому моменту (1923/24 г.) ЦАГИ начал постройку новых больших лабораторий, долженствующих заменить те старые, учебного типа, лаборатории МВТУ, в которых до последнего времени велись все работы Института.

В Аэродинамической Лаборатории начались в связи с этим обширные исследования аэродинамических труб и выработка рационального типа этих аппаратов для новой Аэродинамической Лаборатории. Часть этих обширных исследований была уже напечатана в „Трудах“ ЦАГИ (см. № 7, „Экспериментальное исследование аэродинамических труб, К. К. Баулин). Эти исследования дали возможность выработать новый тип трубы с двумя рабочими сечениями, что является весьма важным для аэродинамических лабораторий, так как такое устройство позволяет пользоваться трубами весьма большого диаметра при ограниченных размерах помещения. В новой лаборатории второе сечение имеет диаметр в 6 метров, что позволяет производить целый

ряд весьма важных исследований, например испытывать пропеллеры в натуру, изучать с большою точностью распределение давления ветра на здания и испытывать в натуру фюзеляжи небольших самолетов.



Фиг. 6. Труба № 3 с двумя рабочими сечениями. Построена при поддержке Научного Комитета Упр. Воен. Возд. Сил. Вид со стороны коллектора первой рабочей части.



Фиг. 7. Труба № 3. Вид на вторую рабочую часть со стороны ее коллектора  $K_2$ . Подвижная часть Р отодвинута в рабочее положение. Д — кожух обратного диффузора.

Однако, постройка новых лабораторий должна была протянуться не менее двух лет, а требования нашего молодого опытного авиационно-Аэродинамические исследования.

ного строительства все возрастали и возрастали. Старое оборудование уже было недостаточно, и Лаборатория возбудила перед Научным Комитетом Управления Военных Воздушных Сил ходатайство о помощи в переоборудовании Аэродинамической Лаборатории. Просимая помощь была оказана, и Лаборатория смогла построить так называемую „временную“ трубу, долженствующую обслуживать нашу промышленность и НК вплоть до окончания постройки новых лабораторий ЦАГИ. Эта труба была построена по типу Большой новой трубы т.е. она имеет два сечения, вследствие чего является как бы моделью этой гигантской трубы.

Размер второй части временной трубы (№ 3) был выбран равным 2,25 метра, что позволяло уже вести с достаточною точностью опыты по устойчивости самолетов.

Для установки этой трубы пришлось снять и выбросить несколько устаревших аппаратов, в том числе круглую трубу с диаметром в 1 метр и ротативную машину В. Слесарева.

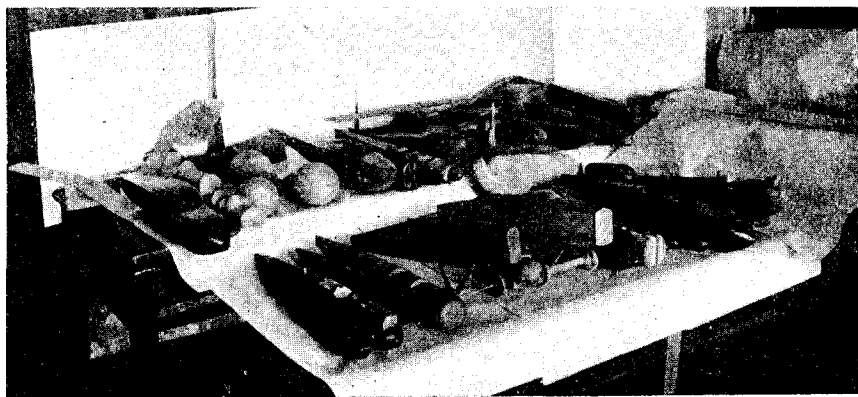
Параллельно с этим переоборудованием Лаборатории шли работы по проектированию и постройке различных весовых приборов и приспособлений. Делались опыты по постройке самопишущих аэродинамических весов Г. М. Мусинянцем и К. А. Ушаковым (см. Труды ЦАГИ, вып. 5, „Эталонные весы“, К. А. Ушаков). Однако, практически удобных аппаратов пока еще выработать не удалось; тем не менее работы эти продолжаются, так как в случае удачи подобные аппараты могут значительно увеличить пропускную способность Лаборатории.

Следующим, весьма важным фактором успешности работ Лаборатории была новая организация всей экспериментальной работы. Ранее работа велась более или менее по-любительски, — разрабатывались темы, интересующие отдельных работников, иногда темы брались непосильные для имеющегося оборудования Лаборатории, очень редко составлялись разработанные планы и программы исследования, работы совершенно не увязывались с финансовыми возможностями Лаборатории и почти никогда не учитывались потребности нашей авиапромышленности. Уже с первых шагов совместной работы Лаборатории с промышленностью было заметно некоторое взаимное непонимание и недоверие. Представители промышленности сомневались в точности и практической пригодности ведущихся в Лаборатории исследований, часто они не знали даже, что вообще можно получить от совместной работы с Лабораторией, и, главное, по горькому старому опыту они очень хорошо знали, что почти никогда не удастся получить в назначенный срок результатов нужных им исследований.

Необходимо было, во-первых, реорганизовать всю жизнь Лаборатории на основах строгого плана и твердой трудовой дисциплины, обеспечивающих точное соблюдение сроков выполнения работ и, во-вторых, нужно было разработать целый ряд методов исследования именно по тем вопросам, какие интересовали нашу авиапромышленность.

Эту задачу Лаборатории удалось выполнить настолько удовлетворительно и полученные результаты были столь убедительны, что в настоящее время не допускается к полету в пределах СССР ни один самолет собственной постройки нового типа без подробных аэродинамических исследований его модели в Лаборатории ЦАГИ (см. фиг. 8).

Главная заслуга в этой реформе принадлежит Н. П. Лесниковой, фактически руководившей работой Лаборатории в 1924 — 25 годах. Ею был организован точный учет всех научных работ, ведущихся в Лаборатории, составлены планы и программы исследований, вполне согласованные с авиапромышленностью, и были разработаны новые методы исследований, главным образом по совершенно новому у нас вопросу устойчивости самолетов.



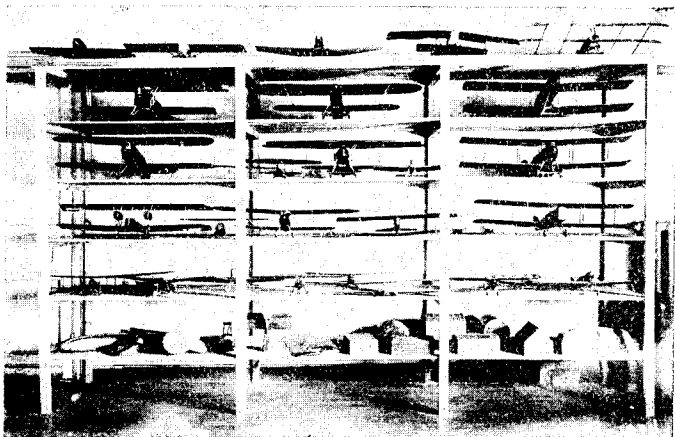
Фиг. 8. Модели фюзеляжей и аэростатов, испытанные в Лаборатории МВТУ.

За этот последний период экспериментальная работа Лаборатории увеличилась более чем в четыре раза по сравнению с предыдущими годами. Исследования устойчивости самолетов распространились на изучение всех трех моментов, действующих на модель при различных положениях органов управления (см. фиг. 9). Были налажены исследования „шарнирных моментов“, действующих на органы управления при их отклонениях. Подробно изучались различные крылья с точным определением центра давления. Исследовались вопросы влияния стенок трубы на испытываемую в ней модель крыла и т. д.

Было бы очень длинно перечислять здесь все отдельные методы исследований, разработанные за последний период жизни Лаборатории, и мы ограничимся теперь лишь изложенным.

Следует еще отметить, что в Аэродинамической Лаборатории ЦАГИ в настоящее время ведется одновременно обычно от 40 до 60 отдельных работ, требующих своевременной постройки моделей и аппаратов и выработки соответствующих методов исследования. Это обстоятельство требует очень внимательного согласования работы мастерских Лаборатории (слесарно-механической, модельной и преparatorской), экспериментального зала и вычислительного бюро.

Несмотря на столь большую загрузку чисто экспериментальной работой, в Лаборатории не прекращались и теоретические изыскания. Так, за 1924 и 1925 годы Лаборатория провела много работ по теории винтов, — эти работы были выпущены Лабораторией в виде синих светокопий и они имеются теперь на всех наших заводах и у отдельных конструкторов. Производились исследования по теории крыльев и были выработаны различные вспомогательные методы для обработки опытов, например, способы определения осей инерции крылообразных контуров, способы вычерчивания теоретических профилей и т. п. В результате этих исследований явился прибор Б. В. Коростелева, механически вычерчивающий крылообразные контуры.



Фиг. 9. Полные модели самолетов, испытанные в Лаборатории МВТУ. Внизу видны модели зданий, исследованные на распределение давления ветра.

Загруженность Лаборатории текущею исследовательскою работою, ее срочность и ответственный характер неблагоприятно отражались до сих пор на подготовке к печати трудов Лаборатории. Настоящим первым выпуском открывается серия печатных работ Лаборатории, в которых будут в дальнейшем излагаться отдельные текущие исследования Лаборатории; первый же выпуск содержит описание Лаборатории, изложение общих методов исследования, применяемых в ней, и, наконец, в нем изложены результаты некоторых наиболее интересных опытных исследований последнего времени, главным образом 1924 — 1925 года.

---

## ГЛАВА II.

### Описание Аэродинамической Лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского.

Помещения, занимаемые Лабораторией.

В настоящее время Аэродинамическая Лаборатория занимает среднюю часть третьего этажа северного крыла здания Московского Высшего Технического Училища (см. фиг. 1). На прилагаемом плане изображено современное расположение приборов Лаборатории (см. фиг. 10).

Отмеченные цифрами помещения используются в настоящее время таким образом.

I. Большой зал Лаборатории. В нем помещается „временная“ аэродинамическая труба НК № 3 с двумя рабочими сечениями с диаметрами 1,5 м и 2,25 м. В этом же зале за кожухом трубы находятся приборы для съемки чертежей с винтов.

II. Малый зал Лаборатории. В нем находятся: плоская труба № 1, приборы для исследования диффузоров и каналов, балансирующий станок для исследования моделей аэродинамических труб или промышленных вентиляторов и станок № 4 для испытания винтов работой на месте. В этом же зале помещается прибор Стакина № 5, представляющий собою ротативную машину с горизонтальным валом.

III. Второй малый зал. В нем находятся распределительный щит S, масляный реостат R и малый генератор станции Лаборатории а; в нем же помещается светокопирный аппарат, аппарат системы В. П. Ветчинкина для определения момента инерции твердых тел, например, пропеллеров, и хранятся в шкафах многочисленные мелкие приборы Лаборатории.

IV. Препараторская мастерская. В ней всевозможные модели и аппараты готовятся к опытам, вывешиваются, тарируются и т. п. В мастерской находятся маленькие токарные станки, верстаки и проч. Сверх того, в ней же помещается фотографическая темная комната и расположены некоторые приборы, например, прибор К для вычерчивания профилей крыльев сист. Б. В. Коростелева.

V. Помещение старой полутораметровой трубы № 2. Труба помещена в коридоре между его стенами. Под коллектором трубы помещается мотор-генератор Лаборатории в.



VI. Модельно-деревообделочная мастерская Лаборатории. Имеет токарный станок, ленточную пилу и два верстака.

VII. Слесарная мастерская Лаборатории. Имеет три слесарных верстака, сверлилку и проч.

VIII. Механическая мастерская Лаборатории. Имеет станки: универсальный фрезерный с делительной головкой, универсальный шлифовальный, 3 самоточки, шепинг, точильный станок, горно. Над потолком мастерской находится склад материалов.

IX и XI. Помещения для вычислителей и чертежников.

X. Канцелярия. В ней помещается регистрация научных работ Лаборатории, хозяйственная часть и бюро переписки.

XII. Кабинет заведующего. В нем хранятся вполне законченные работы Лаборатории и в нем же находятся планы и программы ведущихся в Лаборатории работ. Это же помещение служит в качестве зала заседаний для научных сотрудников Лаборатории.

XIII. Склад материалов и моделей большого размера.

Кроме того, Лаборатория имеет во дворе Училища особое здание „Большую Бетонную Трубу“ (см. фиг. 3). Этот аппарат используется в настоящее время как складочное помещение.

В перечисление аппаратов, находящихся в залах Лаборатории, не вошли весьма многие мелкие аппараты, которые будут частично описаны при основных аппаратах, для которых они являются как бы принадлежностями, и частично они войдут в описание тех опытов, при которых они употребляются. Вообще же в Аэродинамической Лаборатории МВТУ имеется много мелкой аппаратуры, имеющей вспомогательное значение. Это объясняется тем обстоятельством, что почти всякий новый аэродинамический опыт требует постройки новых аппаратов и моделей или приспособления к нему уже имеющихся основных приборов Лаборатории. В последнее время вследствие повышенного темпа экспериментальной работы мастерские Лаборатории не успевали выполнять все необходимые работы, и приходилось многое заказывать на стороне, что в наших условиях обходилось очень дорого. Мастерские же Лаборатории занимались, главным образом, постройкою новых приборов и приспособлений, а испытываемые модели в значительной части строились на наших авиазаводах.

### Персонал, работавший в Лаборатории.

Личный состав Лаборатории достигал к концу 1925 года 37 человек. Из них 13 человек работали по постройке и проектированию новых приборов для только что отстроенных новых лабораторий ЦАГИ; они уже более двух лет не принимают почти никакого участия в работах старой Лаборатории.

Оставшийся и фактически работавший за отчетный период в Лаборатории персонал был таков:

Заведующий	1	проф. Б. Н. Юрьев
И. д. пом. завед.	1	Н. П. Лесникова
Старшие инженеры	2	К. К. Баулин и Б. В. Коростелев.
Инженеры и лаборанты	8	А. Н. Ведерников, В. П. Горский, П. Н. Попова, А. В. Раковский, А. Л. Леймер, П. Ф. Усачева, П. М. Ширманов, А. М. Шатерников.
Лаборанты-препараты	2	А. А. Енгибарян, С. Т. Астабатьян.
Мастера и техники	7	А. Е. Голубев, П. Н. Цветков, В. А. Уткин, А. А. Иванов, Ф. И. Сидницын, С. И. Корсаков, А. П. Цветков.
Канцелярия	3	Л. И. Орлова, В. В. Раковский и А. М. Мусатов.

Всего, таким образом, 24 сотрудника, из них 14 научных сотрудников, 7 технических и 3 канцелярских.

Свою работу Лаборатория определяет особою единицею — эквивалентом, дающим полную затрату сил Лаборатории на простое испытание монопланного крыла, включая полную обработку протоколов испытания. Все другие работы условно оцениваются в этих единицах. По статистике Лаборатории число эквивалентов за последнее время весьма сильно возросло. Так,

за апрель, май, июнь 1924 г. их было	81
„ июль, август, сентябрь 1924 г. было	89
„ октябрь, ноябрь, декабрь 1924 г. было	148
„ январь, февраль, март 1925 г. было	319

При этом следует еще отметить то обстоятельство, что в 1924 — 25 г. Лаборатория поставила целый ряд совершенно новых у нас опытов, на что было затрачено очень много труда как на проектирование и постройку, так и на наладку приборов.

Кроме исследовательской работы, персоналу Аэродинамической Лаборатории приходилось вести, согласно договора с МВТУ, также и учебные занятия со студентами Училища. Это обстоятельство выводило из строя аэродинамические трубы Лаборатории на два дня в неделю.

### Описание отдельных приборов и аппаратов Аэродинамической Лаборатории имени Н. Е. Жуковского.

#### Плоская труба № 1.

(См. план, комната II).

Мы здесь не будем рассказывать о многочисленных переделках, которым подвергалась эта труба, и лишь опишем ее в теперешнем состоянии.

Рабочее сечение трубы имеет в настоящее время размеры  $1,492 \times 0,305$  метра. Мотор ее марки АЕГ имеет мощность 23 ЛС при 1250 оборотах в минуту; он вращает деревянный восьмилопастный вентилятор типа Н. Е. Жуковского (НЕЖ). При полном числе оборотов получается в трубе скорость потока около 45 м/сек. (см. фиг. 11).

Труба № 1 имеет несколько весовых приспособлений. Мы здесь опишем лишь ее основные весы (см. фиг. 12); остальные же приборы будут описаны вместе с произведенными на них исследованиями в соответствующих местах текста. Основной прибор — параллельные весы — устроен таким образом, что платформа А, несущая хобот Н с патроном Р для державки D, поддерживающей модель М в трубе, может качаться на центрах  $C_1$   $C_2$   $C_3$  на подвесках  $B_1$   $B_2$   $B_3$ . Эти подвесные штанги сделаны из стальных труб и снабжены в верхних концах контргрузами  $G_1$   $G_2$   $G_3$ , уменьшающими маятниковый эффект платформы. В точках  $C'_1$ ,  $C'_2$ ,  $C'_3$ , на неподвижной раме R находятся стальные острия, на которых и висит вся система. Крыло, по старому способу, устанавливается в трубе таким образом, что стенки трубы отстоят всего на  $2\frac{1}{2}$  мм с каждой стороны от торца крыла. Державка крыла входит в патрон Р, снабженный червячною передачею, позволяющею производить точный отсчет углов поворота крыла около вертикальной оси патрона. Для удобства работы вращение державки производится при помощи валика  $v$ , снабженного рукою  $г$  и счетчиком оборотов  $n$ .

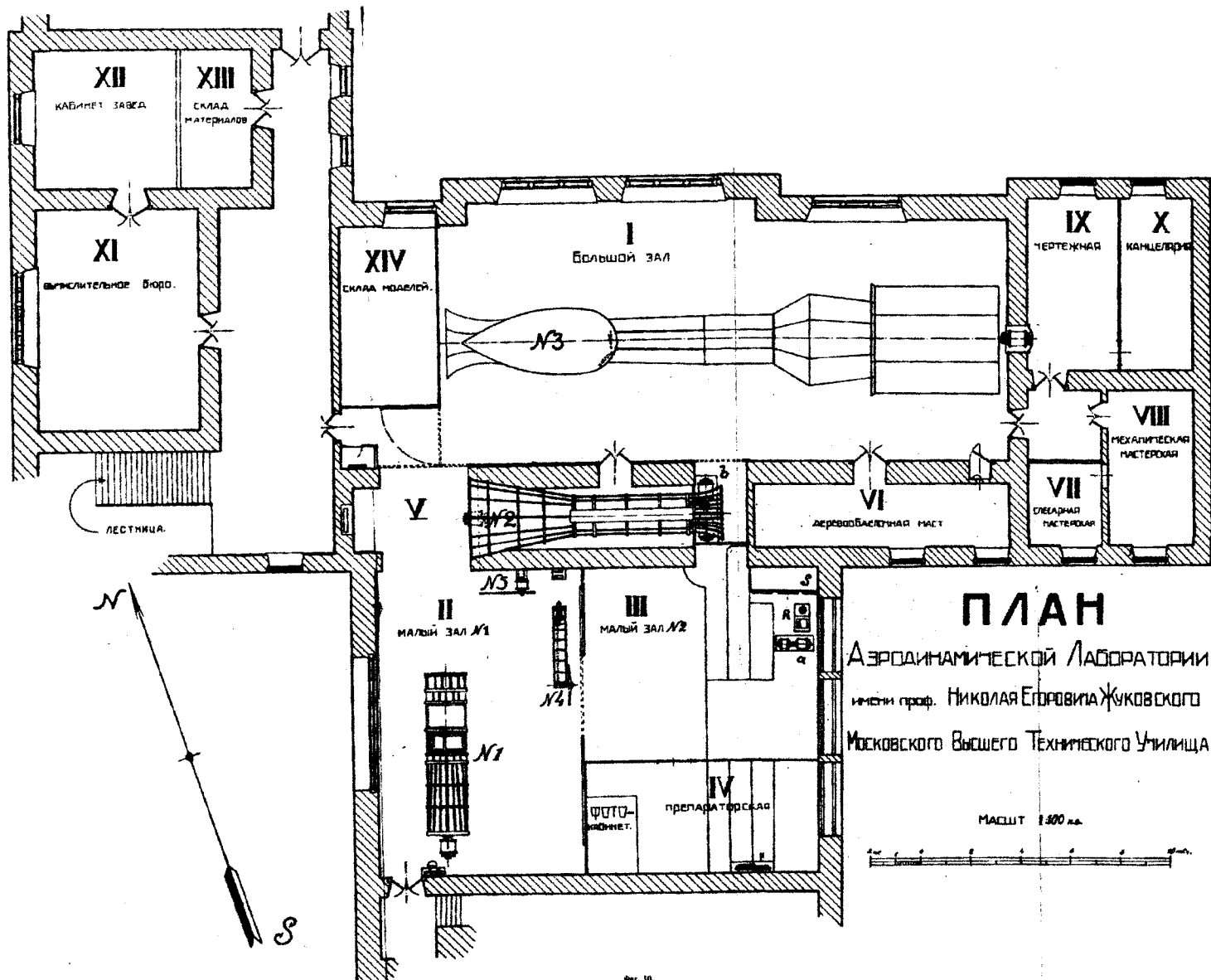
Для устранения подсосывания воздуха державка проходит в аэродинамическую трубу через ртутный затвор  $z$ .

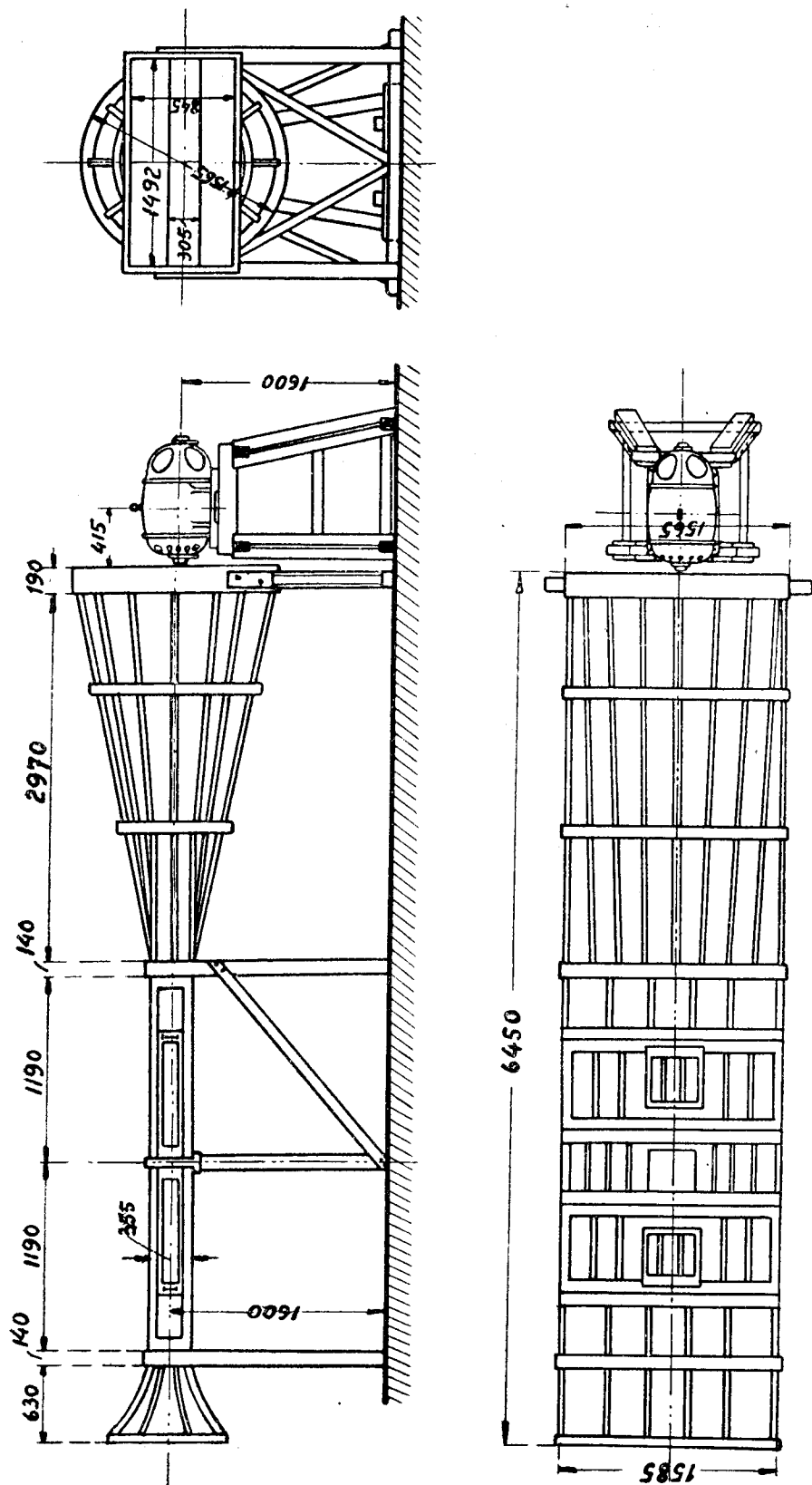
Параллельное движение весов достигается при помощи штанг  $KK_1$ , могущих переключаться со штифтов  $SS$  на штифты  $S'S'$  в положение  $K'K'_1$ , чем достигается движение платформы соответственно параллельно и перпендикулярно потоку воздуха в трубе.

Силы измеряются накладыванием гирь на чашки весов  $c_1$ ,  $c_2$  и  $c_3$  и благодаря параллельному движению платформы вес этих гирь прямо дает подъемную силу и лобовое сопротивление модели.

Для определения аэродинамического момента державка может при помощи особых приспособлений освобождаться от закрепления в патроне и тогда вся система модель-державки может вращаться около оси патрона. Одевая на эту державку шкивок, можно мерить, при помощи накинутах на него нитей и пары блоков, действующий на модель момент.

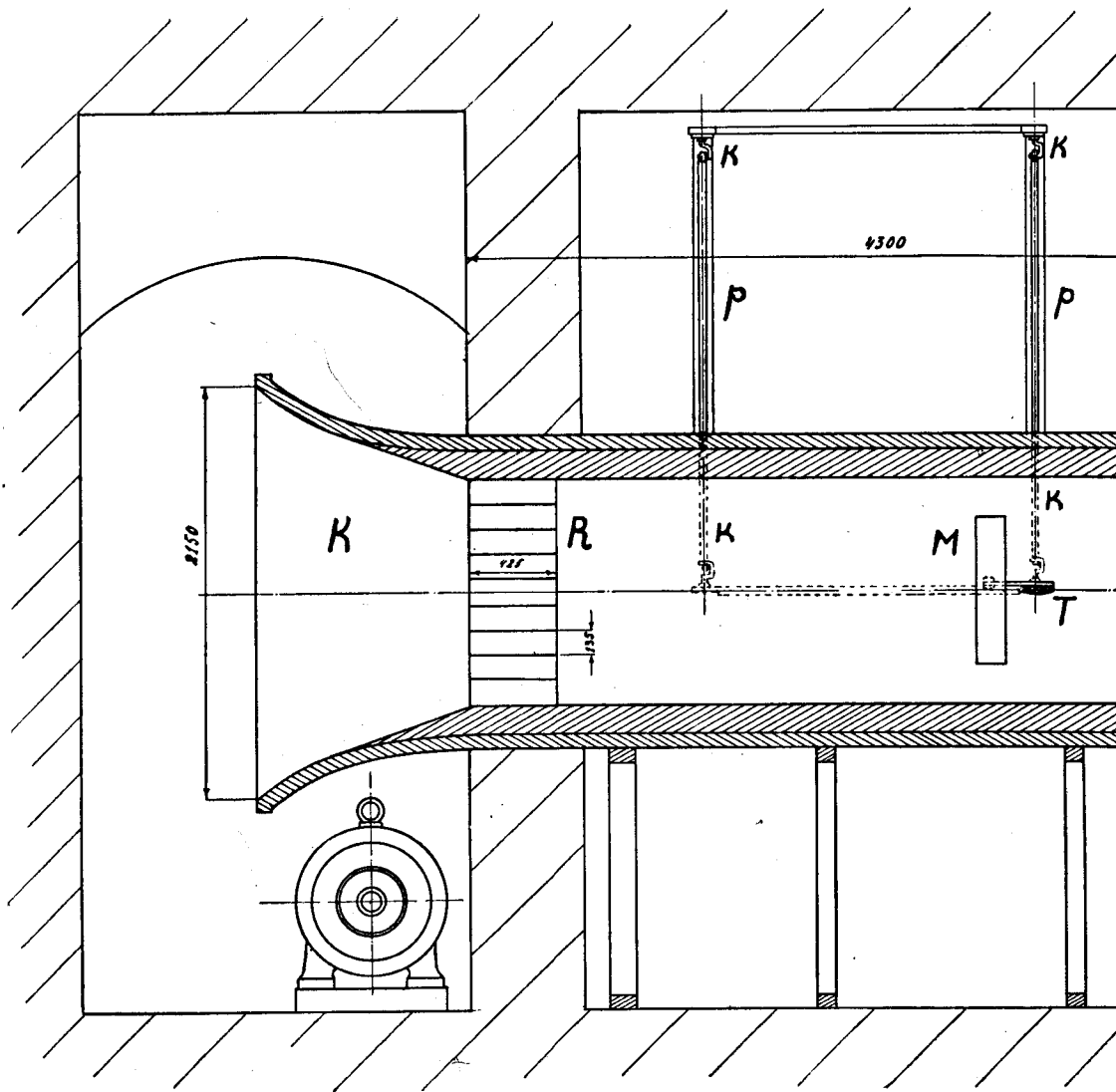
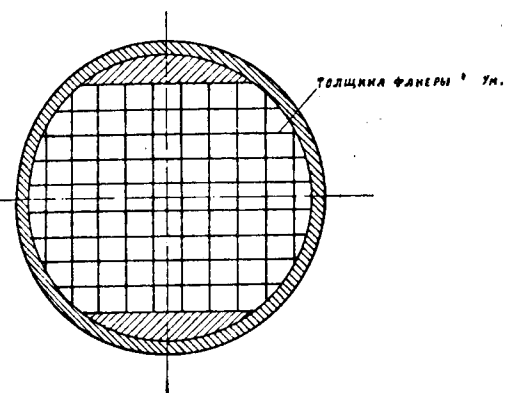
Однако, в большинстве случаев предпочиталось делать специальные весы для моментов, так как чувствительность, получающаяся на этом постоянном приборе, оказывалась слишком малою.



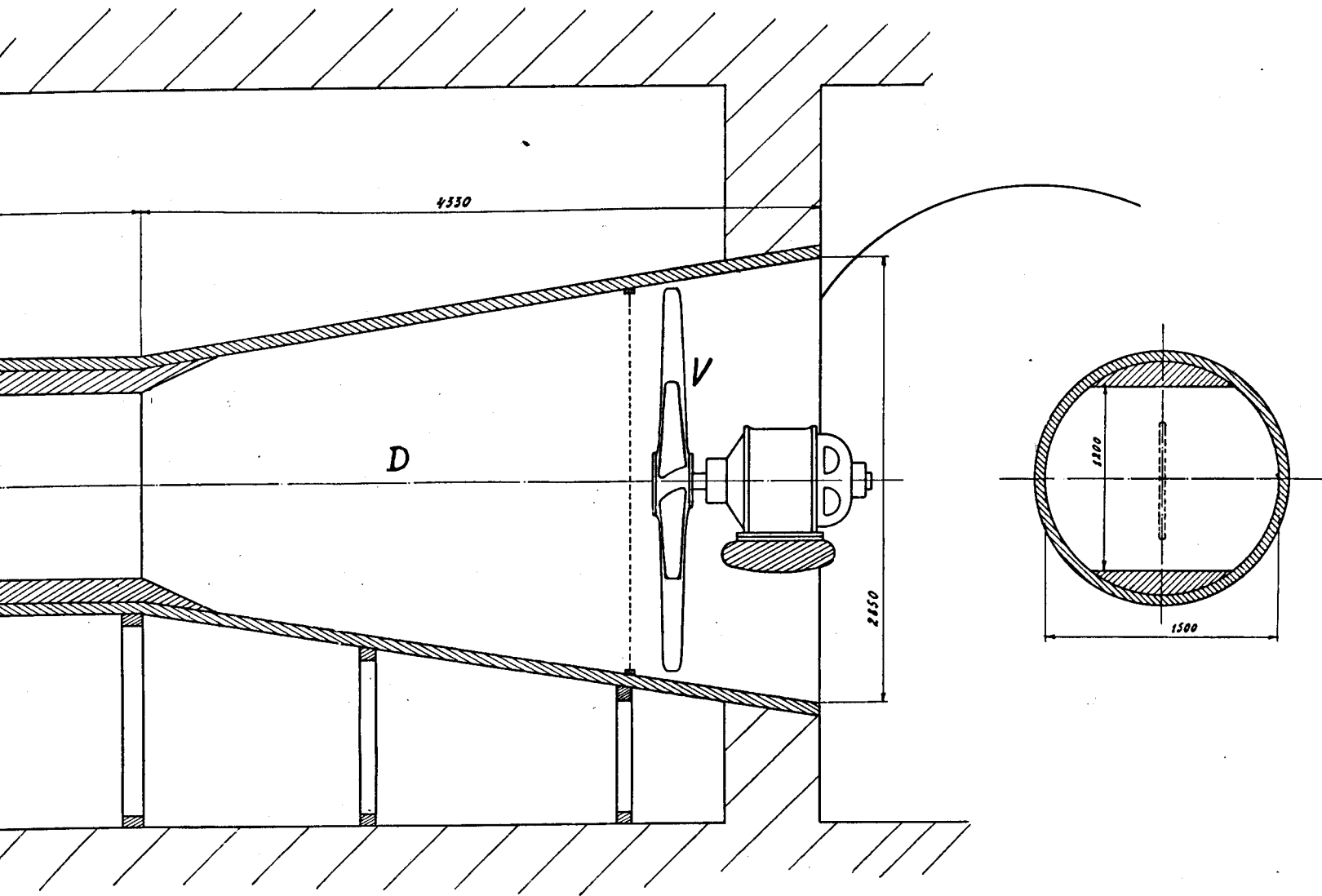


Фиг. 11. Плоская труба № 1.





Фиг. 13. Разрез т





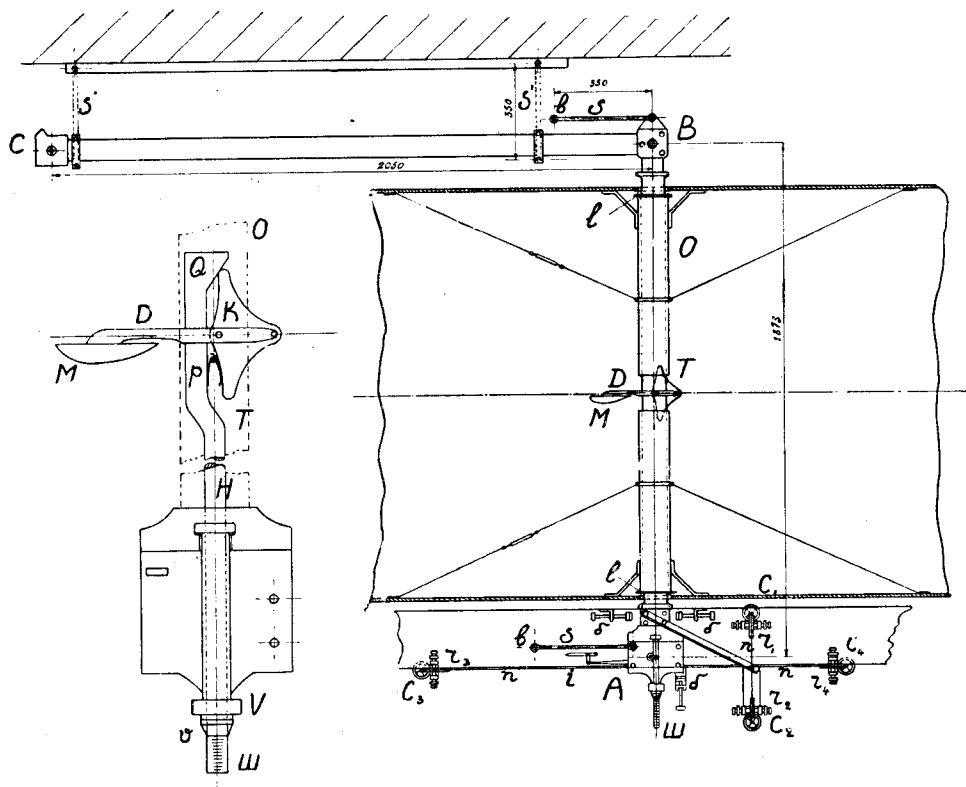
## Труба № 2.

(См. план, комната V).

Эта труба была основным прибором Лаборатории в последние два года. Ее чертеж дан на фиг. 13. Она имеет не вполне круглое сечение. Сверху и снизу у нее сделаны плоские грани, облегчающие установку в ней приборов и моделей. Ее диаметр 1,5 метра.

Непосредственно за коллектором К этой трубы установлена спрямляющая поток решетка R, сделанная из 4-х миллиметровой фанеры.

Диффузор D этой трубы сделан слишком крутым, что обуславливает в нем большие аэродинамические потери.



Фиг. 14. Весы Г трубы № 2 в плане.

Вентилятор V в этой трубе соединен непосредственно с валом электромотора. Он имеет 6 лопастей и рассчитан по вихревой теории проф. Н. Е. Жуковского. Мотор у него имеет мощность 47 ЛС при 740 оборотах.

При полной мощности мотора скорость потока достигает в этой трубе 36 метров в секунду. Поток в ней вообще довольно равномерен и обычные колебания скорости лежат в пределах  $\pm 2\%$  —  $3\%$ , но иногда в трубу влетают „воздушные кирпичи“ (вихри), вызывающие в ней резкие колебания скорости и производящие удары по модели и приборам.

Однако, при работе по методу мгновенных отсчетов точность измерения получается довольно хорошая, и повторные опыты над одной и той же моделью дают у разных экспериментаторов практически совпадающие результаты.

Весы этой трубы подвергались многочисленным переделкам. Они устроены в виде особой рамы, сделанной в виде буквы Г из стальных чечевицеобразных труб, соединенных очень жестко в точке В (см. фиг. 14). Труба ВА „траверса“ проходит внутрь аэродинамической трубы и имеет внутри себя механизм, изображенный на той же фигуре отдельно в увеличенном виде. Этот механизм позволяет прилаживать рычагу К и соединенной с ним при помощи державки D модели М различные углы атаки при помощи вращения головки гайки V. Эта гайка навернута на навинтованный конец штанги Н, идущей внутри траверсы Т и заканчивающейся клином Q. При движении штанги взад и вперед рычаг К вращается под действием клина Q. Замыкание этой кинематической пары производится пружинкою р.

Таким образом, в этом приборе можно менять углы атаки модели снаружи аэродинамической трубы.

Градусные деления Ш нанесены на этом приборе на выступающей из гайки V части штанги Н. При установке модели сперва ее правильно ориентируют при помощи угольника по отношению к траверсе АВ, затем устанавливают гайку V и контргайку v так, чтобы на штанге Ш получилось определенное деление шкалы, которое и принимают за „нуль“ углов атаки.

Первоначально (до 1922 года) под концами этой Г-образной рамы были привинчены шлифованные зеркальные пластинки и вся система клалась на три стальных дюймовых шарика, положенных на неподвижные зеркальные же платформочки. Этим путем предполагалось достигнуть строго горизонтального перемещения всей платформы.

Однако, опыт показал, что практически невозможно установить горизонтально и на одинаковой высоте все три опорные площадки. Кроме того, малейшая негоризонтальность пластинок, укрепленных на самой раме, заставляла прибор катиться в сторону. Во время работы трубы рама прибора подвергалась деформациям, которые тотчас же вызывали боковые силы, и вся система беспорядочно колебалась из стороны в сторону.

Сами измерения действующих сил производились по способу трех моментов, для чего платформа поочередно укреплялась в точках А, Б и С на особых штифтах, допускающих лишь вращение платформы около них и не дающих ей двигаться поступательно. Определяя при помощи изображенных на чертеже весовых чашек с роликами действующие на всю систему моменты, можно было вычислить и действующие на нее силы и центр их давления.

Однако, этот способ был довольно хлопотлив и не вполне точен, так как для измерения сил приходилось давать возможность платформе,

а с нею и модели, поворачиваться на некоторый угол, что понижало точность эксперимента.

Большим недостатком этого прибора являлось значительное аэродинамическое сопротивление траверсы АВ, в некоторых случаях превосходившее измеряемые силы.

Все эти недостатки были столь существенны, что на этих весах в их первоначальной форме вообще было невозможно работать. Поэтому было решено их совершенно переконструировать. Вместо опорных шариков была сделана подвеска платформы при помощи длинных и легких трубчатых штанг  $p$  с крючками  $k$  к сводчатому потолку помещения, в котором находилась эта труба (см. фиг. 13).

Для уменьшения сопротивления траверсы ее поместили внутри обтекателя О, при чем для устранения возможности течения воздуха внутри этого обтекателя были применены особые лабиринты  $l$  в местах ввода траверсы в трубу (см. фиг. 14). Кроме того, был изменен самый принцип работы этих весов. Вместо определения трех моментов был применен способ непосредственного измерения сил, для чего был приспособлен к платформе параллельно-направляющий прибор, состоящий из двух штанг  $SS$ , могущих переключаться в гнездах таким образом, что они позволяли по произволу измерять или сопротивление модели, как это изображено сплошными линиями, или ее подъемную силу, если они поставлены в положение  $S'S'$ , изображенное пунктиром.

Сами силы измеряются путем накладывания гирь на чашки  $C_1$ ,  $C_2$ ,  $C_3$  и  $C_4$ , соединенные с платформою нитями  $n$ , перекинутыми через ролики  $r_1$ ,  $r_2$ ,  $r_3$  и  $r_4$ .

Для ограничения движения рамы служат особые установительные винты  $b$  и  $b_1$  с резиновыми наконечниками.

Наконец, для увеличения точности отсчета и для более легкого улавливания колебаний платформы к ней был присоединен рычажный индикатор  $i$ , увеличивающий ее колебания в 4 раза.

Таким образом, от первоначального прибора остались лишь только рама „Г“ и поворотный механизм.

В новом виде прибор заработал вполне удовлетворительно, и почти все опыты с крыльями, описанные в настоящей книге, были произведены на нем. На нем же испытывались многие модели самолетов, главным образом при определении аэродинамических сил, т.е. при получении поляры Лилиенталя; изучение же самолетов на устойчивость велось почти исключительно в трубе № 3.

Аэродинамическая труба № 3, построенная при поддержке Научного Комитета Главного Управления Военно-Воздушных Сил.

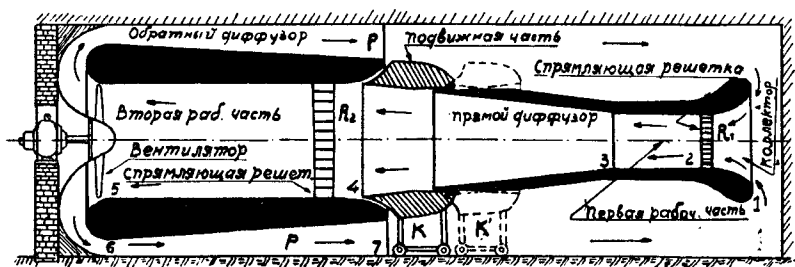
(См. план, зал № 1).

В историческом очерке мы уже указывали, чем была вызвана постройка этой трубы.

Она была построена с учетом всех исследований, ведшихся в Лаборатории в течение длинного ряда лет.

В основном эта труба является аэродинамической трубой с двумя рабочими сечениями и с весьма развитым и экономичным диффузором.

Этот диффузор при работе в малом рабочем сечении разбивается на две части: прямой диффузор — участок 3—4 (см. фиг. 15), на котором происходит значительное расширение потока (с диаметра 1,5 м до 2,25 м) и второй обратный диффузор — участок 6—7, представляющий собой кольцевой канал, охватывающий трубу. На возможность постройки обратных диффузоров указал в России впервые в 1916 г. А. Н. Туполев <sup>1)</sup>. Смысл такого устройства заключается в возможности получить сравнительно короткую трубу, что важно для уменьшения размеров здания.



Фиг. 15. Схема новых труб ЦАГИ.

В нашей трубе, имеющей два рабочих сечения, обратный диффузор (6—7) применен с целью увеличения экономичности работы в большом рабочем сечении (4—5). Для той же цели, при работе в большом сечении, вся более узкая часть трубы отсоединяется при помощи подвижной части К (на фиг. 15 она заштрихована).

Таким образом, наша труба при работе в первом сечении является трубой с весьма длинным диффузором, разбитым как бы успокоительным резервуаром на две части. Это обстоятельство делает ее чрезвычайно экономичною.

При работе во второй части, т.-е. при отодвинутой подвижной части К, ее качество (см. дальше), естественно, значительно уменьшится. Все же оно близко к единице, что дает возможность получить достаточно большую скорость и при работе в большом сечении.

В обратном диффузоре поставлены радиальные перегородки  $p$ , уничтожающие вызванное вентилятором вращение потока, выходящего из обратного диффузора в сечении 7. Несмотря на малость этого вращения, оно оказалось очень вредным, так как при подсасывании потока коллектором (1—2) малое первоначальное вращение по известной теореме механики „о площадях“ весьма сильно увеличивается при устремлении потока к оси трубы.

<sup>1)</sup> Еще раньше подобные трубы испытывались в Англии, см. Technical Report of the Advisory Committee for Aeronautics for the year 1909.

Несмотря на подробные расчеты, произведенные на основе длинного ряда опытов как с полными моделями аэродинамических труб, так и с их отдельными элементами<sup>1)</sup>, первые же опыты показали, что наши расчеты дали слишком скромные цифры. Для оценки экономичности аэродинамических труб у нас пользуются введенным в науку проф. Н. Е. Жуковским понятием качества трубы. Под этим термином понимается отношение секундной живой силы потока в рабочем сечении к мощности, подводимой к вентилятору. Обозначая скорость потока в рабочем сечении через  $V$ , площадь этого сечения через  $F$  и удельный вес воздуха через  $\gamma$ , получим при затрате на вентилятор  $N$  лошадиных сил качество трубы  $\chi$  в виде:

$$\chi = \frac{\frac{1}{2} m V^2}{75 N} = \frac{\gamma}{g} \cdot \frac{F V^3}{150 N}.$$

Здесь  $g$  — ускорение силы тяжести и  $m$  — масса протекающего в секунду через рабочее сечение трубы воздуха. Обычно величина  $\frac{\gamma}{g}$  близка к  $\frac{1}{8}$ . Вводя в предыдущую формулу эту величину, найдем:

$$\chi = \frac{F V^3}{1200 N}.$$

В Лаборатории Эйфеля эта величина была равна приблизительно 1,8, в Лаборатории Прандтля она близка к 1,47. В новейших трубах за границей доходили до  $\chi = 2,5 - 3$ .

У нас получилось качество трубы, равное 3,65 без спрямляющих решеток и 2,4 с решетками. Подробные же расчеты, основанные на опытах с малыми моделями труб, позволяли надеяться лишь на качество, близкое к 2,7 без спрямляющих решеток.

Таким образом, эта труба по своей экономичности далеко превзошла все возлагавшиеся на нее ожидания.

Хорошие качества этого выработанного нами типа аэродинамических труб позволяло надеяться, что и большая труба новых лабораторий точно также окажется весьма экономичною.

Расчеты, произведенные с учетом опыта, полученного на описанной трубе НК № 3, давали для скорости потока в 3-метровом сечении наибольшую величину скорости в 65 метров в секунду. Опыты, произведенные в самое последнее время с этой величайшей в мире трубой, показали, что и здесь расчеты были слишком скромными и труба дала значительно большую экономность, чем ожидалось. Качество новой трубы (правда без спрямляющих решеток) достигло величины 8,5 и наибольшая скорость потока была получена в 104 метра в сек. Эту величину качества следует признать рекордною. Точно также и полученная скорость при диаметре в три метра еще нигде не достигалась.

<sup>1)</sup> См. К. К. Баулин. „Экспериментальное исследование аэродинамических труб“. Труды ЦАГИ. Вып. 7.

Установка весьма частой спрямляющей решетки снизила качество этой трубы до 3,6<sup>1)</sup>.

Подробное изложение опытов как с трубой № 3, так и с большой трубой новых лабораторий будет опубликовано в ближайших трудах Отдела, которые уже подготовлены к печати.

Поэтому мы здесь не будем останавливаться на подробностях всех этих исследований и лишь отметим, что труба № 3 (см. фиг. 6, 7 и 16) оказалась весьма совершенною как по равномерности потока по времени, так и по однородности скоростного поля.

Последние факторы для аэродинамических труб более важны, чем их экономность, так как от них зависит совершенство трубы, как научного прибора.

В этой трубе после ряда специальных опытов был выработан тип спрямляющей решетки  $R_1$  сотового типа (см. фиг. 15.), давшей ничтожное искажение потока, какое задолго до подхода к модели совершенно исчезает.

Колебания скорости по времени в этой трубе крайне ничтожны и не превосходят 1%.

Таким образом, эта труба является весьма совершенным аппаратом. Для более удобной установки приборов и для меньшего искажения потока экспериментаторы и весы заключены в герметическую камеру W, сделанную в виде гигантской аэропланной стойки (см. фиг. 6 и 16).

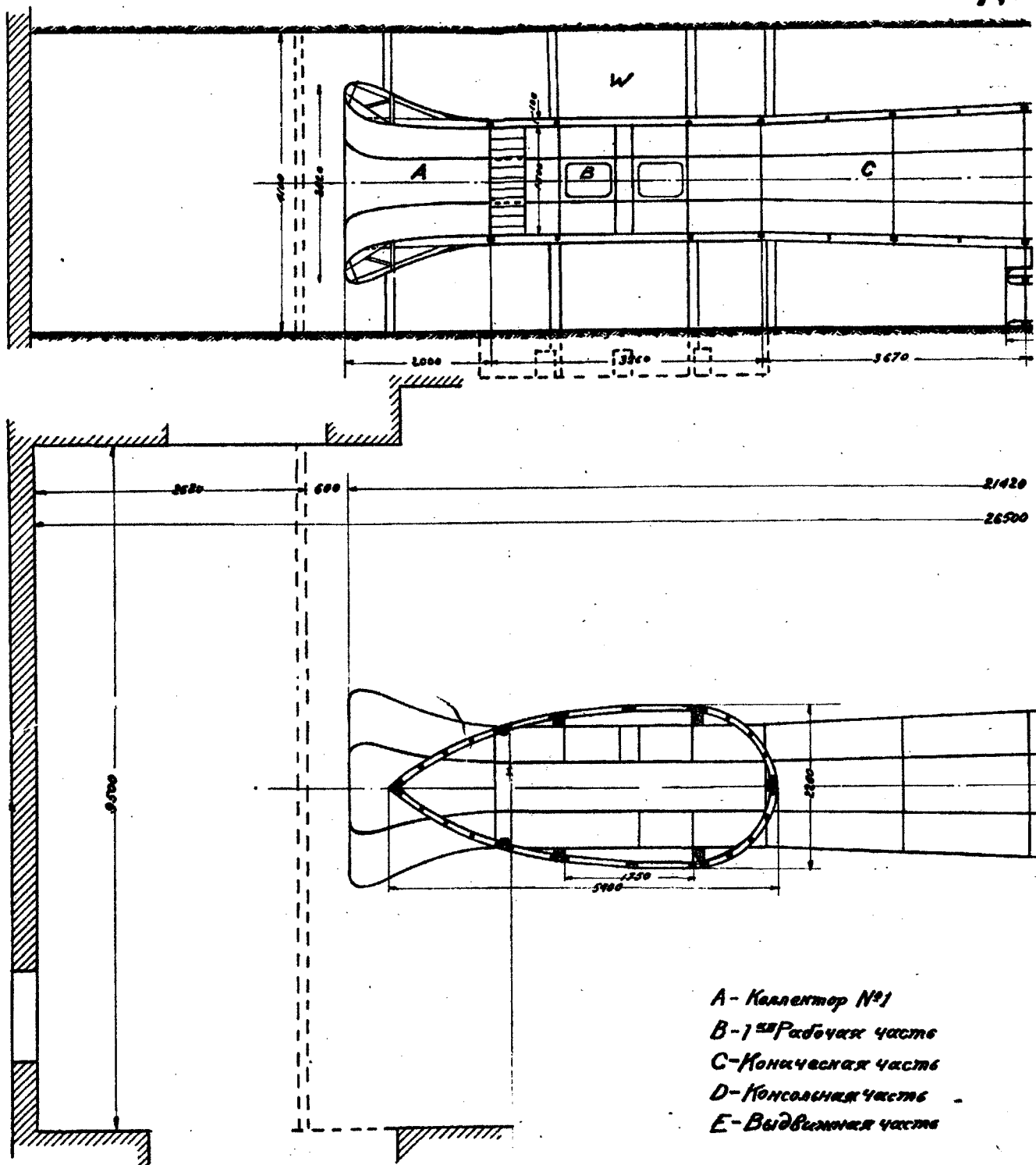
Мы здесь не будем описывать весов, установленных в этой трубе, так как в настоящей работе мы излагаем лишь опыты, произведенные до конца 1924/25 года, когда труба эта не имела еще весов. Лишь несколько более поздних опытов, произведенных в этой трубе и необходимых для определения степени точности старой трубы № 2, будут приведены в этой книге.

Описанная труба № 3 при отодвигании установленной на колесах части E влево обращается в трубу с диаметром в 2,25 м. Для сглаживания ее потока в нее вставлена вторая спрямляющая решетка. Эта труба дает качество, равное 0,75, что является вполне приемлемым.

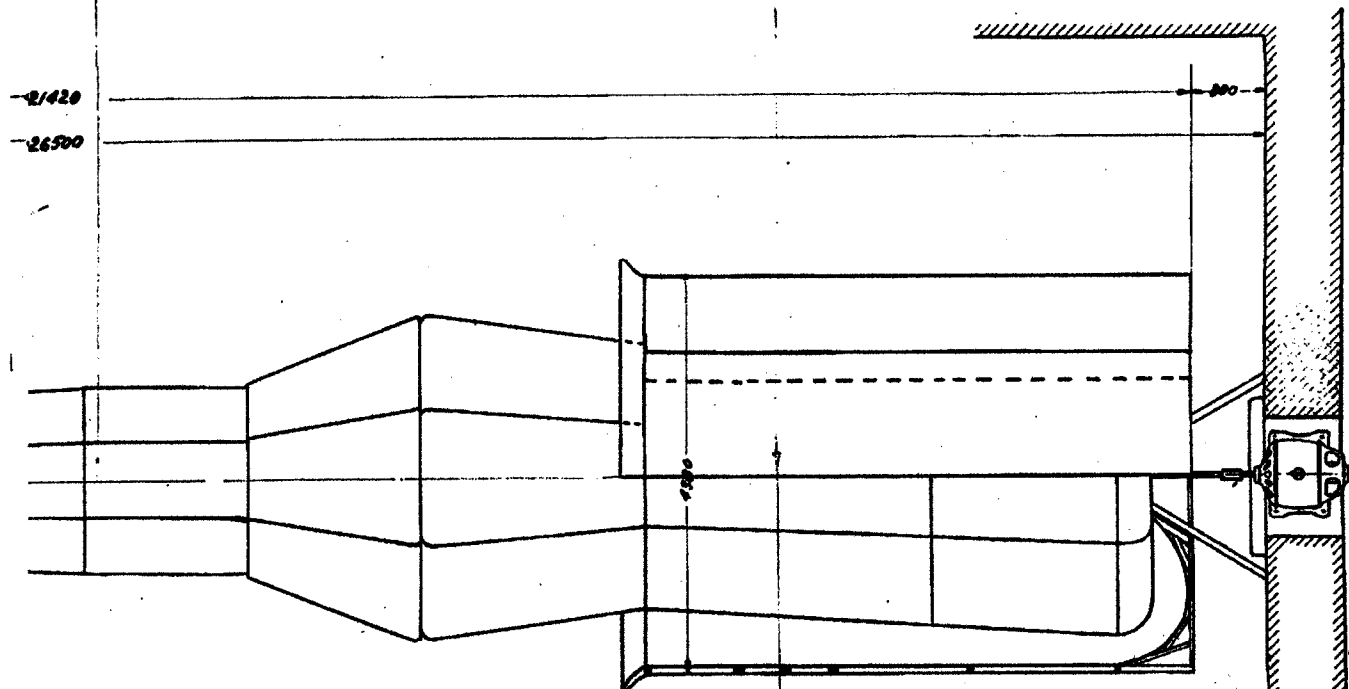
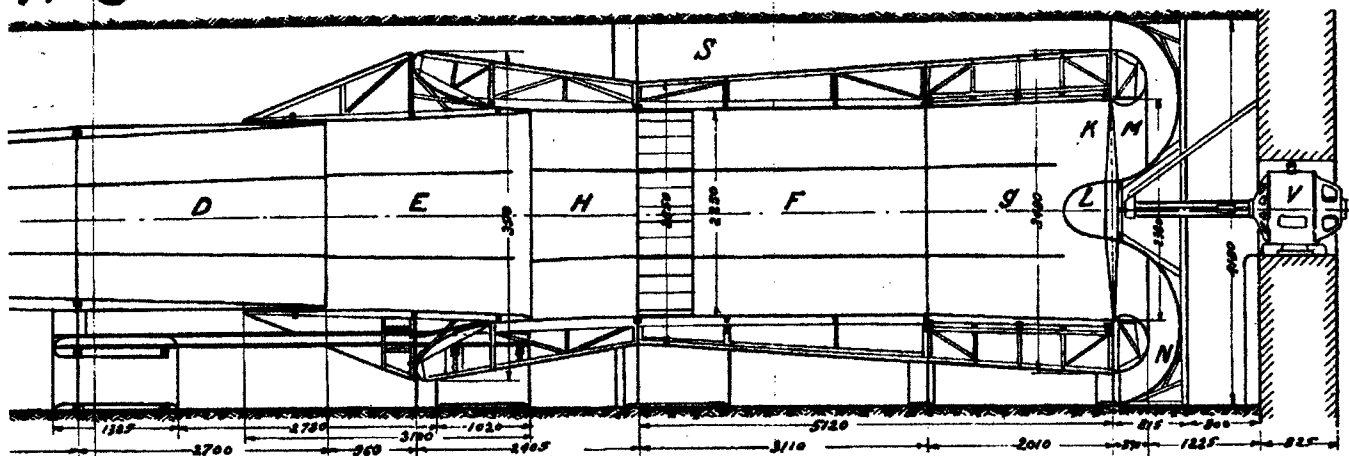
Поток в ней получился вполне удовлетворительный, с хорошей равномерностью поля и спокойный по времени (без больших пульсаций). Благодаря большому диаметру второго сечения Лаборатория получила возможность вести исследования над большими моделями самолетов, что было крайне важно при исследовании вопросов устойчивости, так как на малых моделях было очень затруднительным измерять малые аэродинамические моменты, действующие на них. Подробнее об этом смотри в главе XI об испытаниях самолетов. Там же описаны простые весовые приспособления, на которых велись эти исследования.

1) Решетка в этой трубе сделана вынимающейся, так как и без нее поток в трубе получается достаточно равномерный.

# Общий вид бреденной №



ой аэрод. трубы М.В.Т.У. и Ц.А.Г.И.  
№3



H - Коллектор №2

F - 2<sup>я</sup> Рабочая часть

G - Диффузор

M - Внутренняя часть направ. аппарата

N - Внешняя часть направ. аппарата

S - Кошук

L - Насадок

K - Вентилятор

W - Эксперимент. кабина

V - Электромотор В.К.З. тип НУ 400 45HP  
 740<sup>0</sup> Гнч 110V 356A



Отметим еще, что труба эта строилась на основании опытных исследований над моделями, произведенных К. К. Баулиным и К. А. Ушаковым. Конструктивный ее проект был разработан К. А. Бункиным, который руководил также и ее постройкою.

В заключение этой главы даем таблицу действующих в ЦАГИ и МВТУ аэродинамических труб с главнейшими их характеристиками.

Действующие в Экспериментально-Аэродинамическом Отделе  
ЦАГИ аэродинамические трубы.

	Обозначение <sup>1)</sup> .	Мотор N л. с.	Размер м	Сечение м <sup>2</sup>	Скорость потока V м/с.	Качество. %	Число оборотов вентилят. п	Построена в году
Старая Лаборатория имени проф. Н. Е. Жуковского МВТУ.	№ 1	23	0,3x1,5	0,45	45	1,48	1250	1910
	№ 2	47	1,5x1,2	1,59	36	1,32	740	1916
	№ 3 <sub>1</sub>	36	1,5	1,87	38	2,4	1050	1925
	то же без решетки	36	1,5	1,87	43	3,65	1050	1925
	№ 3 <sub>2</sub>	36	2,25	4,2	20	0,75	1030	1925
Новая Лаборатория имени проф. С. А. Чаплыгина ЦАГИ.	Т I	820	3	7,5	104	8,5	400	1926
	то же с решеткою	820	3	7,5	78	3,6	400	1926
	Т II	820	6	30	30	0,81	400	1926
	Т III	387	1,5	1,87	93	3,22	975	1926
	то же без решетки	350	1,5	1,87	100	4,43	934	1926
	то же со свободною струею	387	1,5	1,87	82	2,21	975	1926
	то же со свободною струею и без решетки	350	1,5	1,87	87	2,91	934	1926

<sup>1)</sup> Труба № 3 при работе в первом сечении обозначается № 3<sub>1</sub>, а при работе во втором — через № 3<sub>2</sub>. Большая труба обозначается у нас при работе в первом сечении через Т I и во втором — через Т II. Труба Т III может работать со свободною струею и с обычною, закрытою рабочею частью. Все новые трубы имеют восьмигранную форму сечения.

### ГЛАВА III.

## Основные методы, применяющиеся в Аэродинамической Лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского.

Коэффициенты аэродинамических сил.

Наша Аэродинамическая Лаборатория с 1922 года пользуется исключительно абсолютными коэффициентами сопротивления воздуха; в более ранних работах применялись также и Эйфелевские коэффициенты  $K_x$  и  $K_y$ .

Абсолютные коэффициенты определяются, как известно, равенствами:

$$C_x = \frac{Q}{\rho S V^2} \text{ — коэффициент лобового сопротивления} \quad (1)$$

$$C_y = \frac{P}{\rho S V^2} \text{ — коэффициент подъемной силы.} \quad (2)$$

Здесь  $Q$  — сопротивление модели,  $P$  — ее подъемная сила,  $S$  — площадь, к которой условно относится сопротивление модели,  $V$  — скорость потока и  $\rho$  — массовая плотность воздуха, равная весовой плотности  $\gamma$ , разделенной на ускорение силы тяжести  $g$ , т.е.  $\rho = \frac{\gamma}{g}$ .

Эти коэффициенты весьма удобны при производстве аэродинамических расчетов как самолетов, так и пропеллеров.

Они связаны простыми соотношениями с Эйфелевскими и Германскими коэффициентами сопротивления. Так, по Эйфелю:

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

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

следовательно:

$$\frac{K_x}{\rho} = C_x; \quad \frac{K_y}{\rho} = C_y.$$

Эйфелевские коэффициенты относятся к нормальным атмосферным условиям, за коковые принимают обычно температуру в  $15^\circ \text{C}$  и давление в 760 мм ртутного столба и метрическим мерам (кг, м, сек.).

При этих условиях воздух средней влажности имеет массовую плотность  $\rho = 1/8$ . Таким образом, переходные формулы будут иметь вид:

$$C_y = 8 K_y \text{ и } C_x = 8 K_x. \quad (5)$$

Германские коэффициенты определяются соотношениями:

$$c_w = \frac{Q}{qS} \text{ и } c_a = \frac{P}{qS} \quad (6)$$

Здесь  $q$  — скоростной напор воздуха. Он как известно, представляет собою то наибольшее возможное давление в движущейся с некоторою скоростью жидкой или газообразной среде, какое может получиться в ней в тех ее точках, где скорость обращается в нуль.

Это давление связано со скоростью известным соотношением

$$q = \frac{\gamma}{2g} V^2 = \frac{\rho}{2} V^2. \quad (7)$$

Подставляя величину  $q$  в предыдущие формулы, получим

$$c_w = 2 \frac{Q}{\rho S V^2} \text{ и } c_a = 2 \frac{P}{\rho S V^2}.$$

Следовательно, из сравнения с формулами (1) и (2), заключаем, что переходные формулы имеют вид:

$$c_w = 2 C_x \text{ и } c_a = 2 C_y. \quad (8)$$

При сравнении наших опытов с германскими следует еще помнить, что немцы иногда умножают свои коэффициенты на 100 с целью избавиться от десятичных знаков. Такие коэффициенты они обозначают большими буквами. Таким образом, получается следующая связь между всеми современными коэффициентами:

$$C_x = \frac{c_w}{2} = \frac{C_w}{200} = 8 K_x. \quad (9)$$

Совершенно аналогичные соотношения получаются и для других силовых коэффициентов.

Помимо сил аэродинамическим лабораториям приходится изучать и моменты, действующие на модели.

У нас установились следующие общие обозначения абсолютных коэффициентов моментов.

$$C_m = \frac{M}{\rho S V^2 L}. \quad (10)$$

Здесь  $M$  — действующий на модель момент в килограммо-метрах и  $L$  — условная длина.

Иногда, когда приходится иметь дело с несколькими моментами, в обозначения коэффициентов вводят еще индексы, указывающие оси, относительно которых эти моменты или силы берутся. Таким образом, в наиболее общем случае получаются три силовых коэффициента:

$$C_x = \frac{Q}{\rho S V^2} \text{ — коэфф. лобового сопротивления } Q,$$

$$C_y = \frac{P}{\rho S V^2} \text{ — коэфф. подъемной силы } P,$$

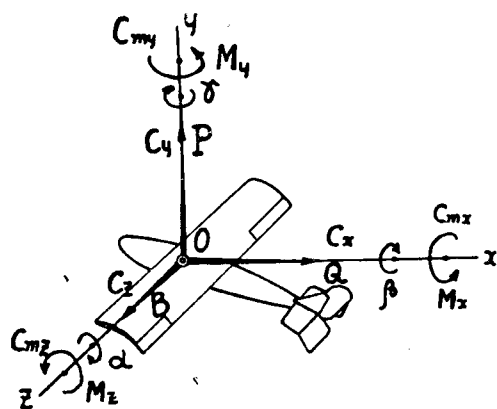
$$C_z = \frac{B}{\rho S V^2} \text{ — коэфф. боковой силы } B,$$

и три моментных коэффициента:

$$C_{mx} = \frac{M_x}{\rho S V^2 L} \text{ — коэфф. момента поперечной устойчивости } M_x,$$

$$C_{my} = \frac{M}{\rho S V^2 L} \text{ — коэфф. момента устойчивости пути } M_y,$$

$$C_{mz} = \frac{M_z}{\rho S V^2 L} \text{ — коэфф. момента продольной устойчивости } M_z.$$



Фиг. 17. Правило знаков для сил и моментов, применяемое в Лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского.

Знаки для сил берутся положительные, если они направлены по осям координат, изображенным на фиг. 17; моменты считаются положительными в случае, если они стремятся вращать модель в сторону, противоположную вращению часовой стрелки, если смотреть из положительного конца соответственной оси по направлению к началу координат.

Заметим еще, что названия моментов  $M_x$ ,  $M_y$  и  $M_z$  у нас в СССР еще не установились и разные авторы применяют различные названия.

Мы здесь привели те, не совсем удачные названия, какие употребляются в нашей Лаборатории.

Что касается ориентирования модели относительно трубы, то до настоящего времени в Лаборатории применялись для этой цели следующие углы:

1) угол продольной установки или угол атаки  $\alpha$  — он определяется как угол, образуемый хордой верхних крыльев самолета при симметричном положении модели по отношению направления потока; положительный угол совпадает по направлению отсчета с положительным направлением подъемной силы; другими словами — знак  $+$  соответствует повороту

по часовой стрелке около оси  $Z$ ; 2) угол поперечной установки (крена)  $\beta$ , представляющий собою простой поворот модели около направления потока; в некоторых специальных исследованиях поворот производится около главной продольной оси инерции самолета, и 3) угол поворота модели („угол пути“)  $\gamma$  — поворот около оси  $Y$ ; за положительное направление во всех случаях считается то, которое совпадает с вращением по часовой стрелке при наблюдении из конца соответствующей оси.

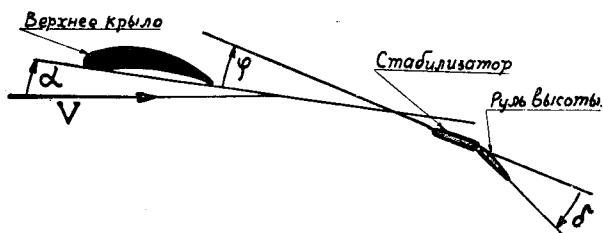
При установке модели в трубе ей сперва придавался заданный угол атаки, при чем она ставилась плоскостью симметрии в плоскость потока, и затем ей давался поворот  $\beta$  или  $\gamma$ .

На всех диаграммах всегда надписывался этот первоначальный угол атаки<sup>1)</sup>.

Укажем здесь также и остальные обозначения, употреблявшиеся в нашей Лаборатории при опытах с самолетами.

Угол установки стабилизатора  $\varphi$  брался как угол между хордою верхнего крыла и хордою стабилизатора, при чем  $+$  считался вверх от хорды крыла (см. фиг. 18).

Угол отклонения руля высоты  $\delta$  брался как угол между хордою стабилизатора и хордою руля высоты. При  $\delta = 0$  обе хорды совпадают; знак  $+$  берется при отклонении руля вниз.



Фиг. 18. Углы, определяющие установку руля высоты и стабилизатора.

Угол отклонения элеронов брался как угол между хордою крыла и хордою элерона. При  $\theta = 0$  обе хорды совпадают; знак  $+$  берется при отклонении элерона вниз.

Угол установки киля  $\xi$  определялся как угол, образуемый хордою киля с плоскостью симметрии самолета. Он положителен при повороте по часовой стрелке, смотря на него сверху.

Угол отклонения руля направления  $\beta_1$  брался, как угол между хордою киля и хордою руля направления. Знак  $+$  брался для поворота по часовой стрелке, если смотреть на модель сверху.

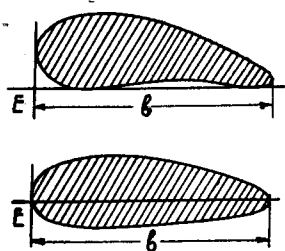
Во всех этих определениях фигурируют „хорды“, под которыми понимаются некоторые условные линии. Для устранения ошибок на всех диаграммах моментов нанесены эскизы, показывающие и эти хорды, и направления углов и моментов.

В качестве площади  $S$  у крыльев принимается условно величина площади, ограниченной на плоскости, проходящей через центральную хорду крыла контуром его проекции. Для прямоугольных крыльев это будет просто произведение размаха  $l$  на ширину крыла  $b$ . Хорда  $b$  берется так, как указано на чертеже фиг. 19. Таким образом:

$$S = bl.$$

<sup>1)</sup> Некоторые исследователи определяют угол атаки, как угол между направлением потока и плоскостью крыльев.

У моделей аэропланов все силы относились к площади крыльев, и площадь оперения в величину  $S$  не входила.



Фиг. 19. Хорды крыльев.

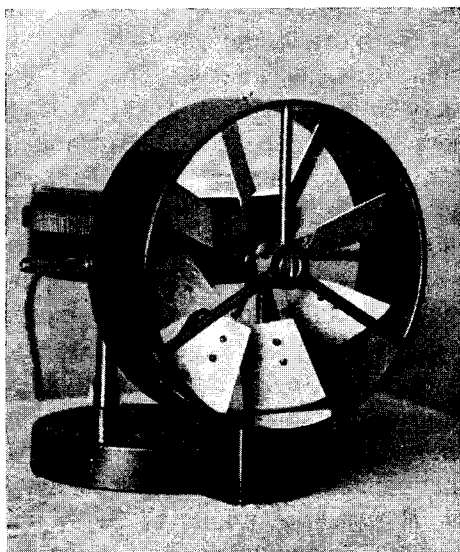
У моделей дирижаблей за площадь  $S$  принималась площадь миделя, т.е. площадь наибольшего сечения корпуса. У моделей фюзеляжей площадь миделя бралась условно по сечению, проходящему через козырек летчика; на всех чертежах фюзеляжей отмечено точное положение этого сечения. В некоторых случаях брались и другие условные площади, например, опорная поверхность у аэроплановых лыж и т. п.; во всех таких случаях в соответственных местах

будут сделаны оговорки.

В качестве длины  $L$ , входящей в формулы моментов, у крыльев бралась ширина крыла  $b$  (или у конических—длина центральной хорды), а у моделей самолетов бралось или расстояние от центра тяжести (центра вращения) до точки, лежащей на первой трети центральной хорды оперения, или же просто расстояние от точки, лежащей на заднем конце передней  $1/3$  хорды верхнего крыла до такой же точки центральной хорды оперения. На диаграммах моментов имеются эскизы, на которых указано, как бралась величина  $L$ .

### Измерение скорости потока.

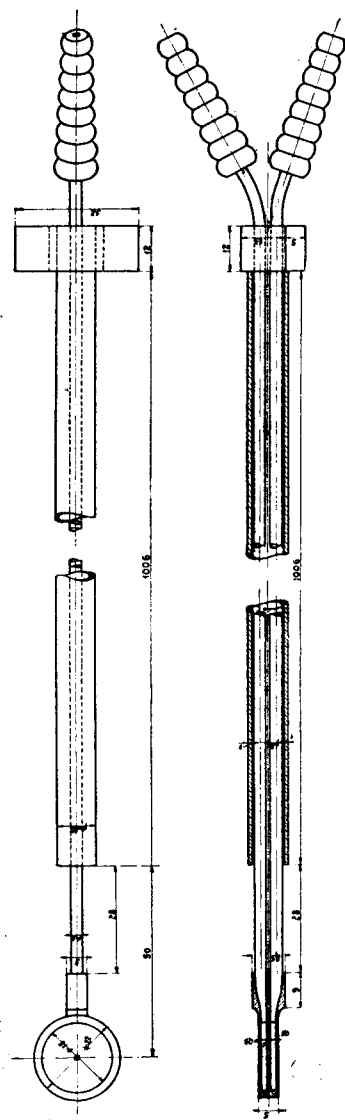
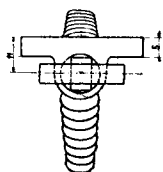
Переходим теперь к описанию применяющихся в Лаборатории методов измерения скорости потока. Эти методы не представляют ничего особенного и применяются во всех аэродинамических лабораториях. Первые годы Лаборатория пользовалась измерителями скорости с крылатками типа Казелла (Kazella), Ришара (Richard) и друг. (см. фиг. 20). Эти приборы подвергались весьма тщательным проверочным испытаниям на ротативной машине Лаборатории. Однако, вследствие трудности учета при таких опытах, действующих на анемометры центробежных и жирокопических сил, и неточности такой тарировки от этого метода впоследствии совершенно отказались и перешли к пневматическим измерителям скорости потока.



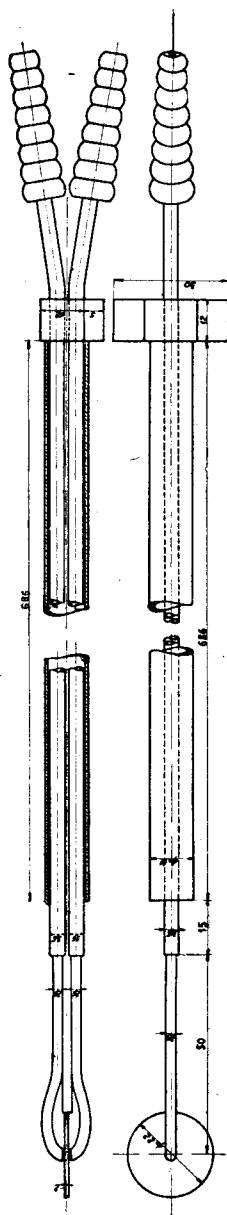
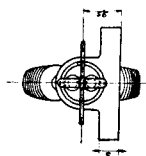
Фиг. 20. Крылатка Ришара; применяется для измерения малых скоростей воздуха.

Фиг. 20. Крылатка Ришара; применяется для измерения малых скоростей воздуха.

Мы здесь не будем подробно описывать принципы действия этих приборов, так как они довольно подробно описаны в нашей литературе. Отметим лишь, что все они основаны на том, что на головке



Фиг. 21. Насадок Рекнателя для измерения скорости потока.



Фиг. 22. Насадок Л. Прандтля для измерения скорости потока.

пневмометра имеются два отверстия, у одного при набегающем потоке получается повышение давления, равное скоростному напору  $\frac{\gamma V^2}{2g}$ , а в другом измеряется или статическое давление, или некоторое разрежение, пропорциональное скоростному напору, т.е. величина  $-\xi_1 \frac{\gamma V^2}{2g}$ , где  $\xi_1$ —коэффициент разрежения.

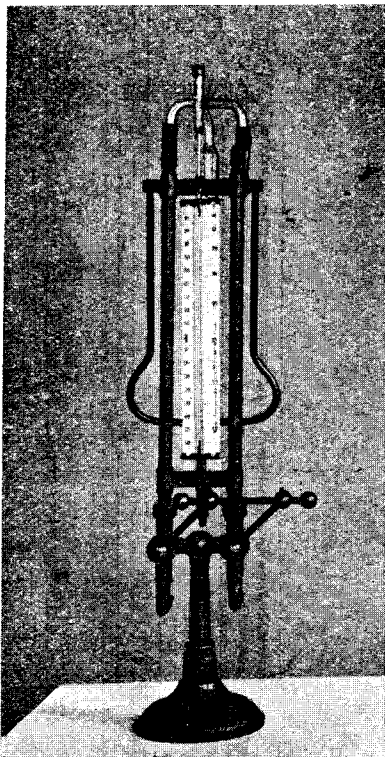
Эти давления подводятся с помощью трубок к манометру дифференциальным способом, т.е. так, что манометр показывает сразу их алгебраическую разность. Называя измеренное так давление через  $h$  кг/м<sup>2</sup>, получим:

$$h = \frac{\gamma V^2}{2g} - \left( -\xi_1 \frac{\gamma V^2}{2g} \right) = \left( 1 + \xi_1 \right) \frac{\gamma V^2}{2g} = \xi \cdot \frac{\gamma V^2}{2g} \quad \text{А)}$$

Величина  $\xi = 1 + \xi_1$  называется коэффициентом насадка и зависит от его формы.

Манометры, предназначенные для работы с пневматическими измерителями скорости, нередко снабжаются двумя шкалами; одна из них дает прямо давления  $h$  в кг/м<sup>2</sup> равное миллиметрам водяного столба, а другая дает величину скорости потока  $V_0$  для воздуха нормальной плотности, т.е. для  $\frac{\gamma}{g} = \rho = \frac{1}{8}$ . Шкалы скоростей построены обычно для коэффициента насадка  $\xi = 1,37$ .

Мы пользовались, главным образом, насадками Рекнагеля и Прандтля (фиг. 21 и 22) с манометрами и микроманометрами Крелля (см. фиг. 23), Шульца (см. фиг. 24) и Фусса (см. фиг. 25). И эти насадки подвергались в нашей Лаборатории проверке на ротативной машине, снабженной приспособлением, позволяющим передавать давления от прибора к неподвижному манометру. Однако, в последнее

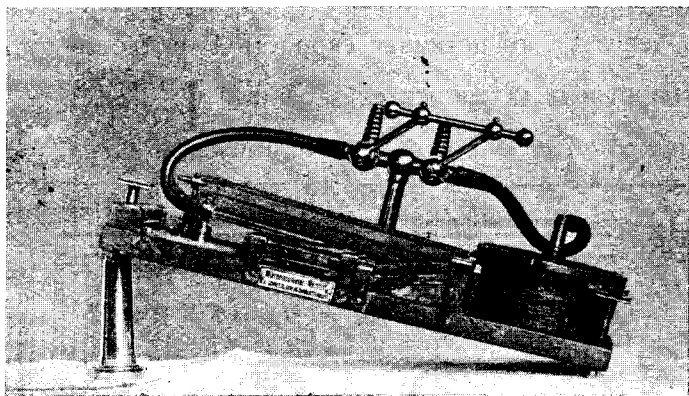


Фиг. 23. Спиртовой манометр системы Крелля.

время возникли большие сомнения в точности старых тарировок этих приборов, произведенных как у нас, так и за границей. Повидимому, коэффициент  $\xi$  для насадков этого типа несколько больше ставшего классическим числа  $\xi = 1,37$ .



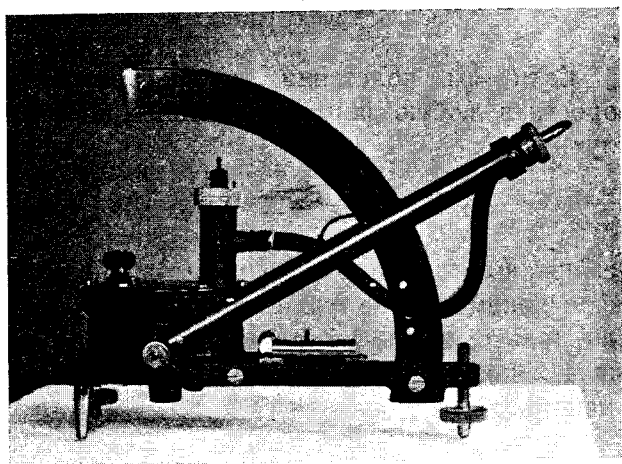
В последнее же время для измерения скоростей Лаборатория пользуется почти исключительно трубками Пито типа Прандтля или Национальной Физической Лаборатории Англии (N. P. L. См. фиг. 26). Однако, описываемые здесь исследования почти все были проделаны с насадками Рекнагеля.



Фиг. 24. Спиртовой микроманометр системы Шульце.

Применение пневмометров в качестве измерителей скорости представляет в Лабораторной практике то удобство, что не приходится делать при опытах поправок на состояние атмосферы.

Действительно, пневмометры дают правильную скорость  $V_0$  лишь при такой массовой плотности воздуха  $\rho_0$ , при которой протарирован по скоростям соответствующий ему манометр. При других значениях  $\rho$  скорость может быть вычислена, как известно, по формуле (А)



Фиг. 25. Спиртовой микроманометр системы Фусса.

$$V = \sqrt{\frac{2h}{\rho\xi}},$$

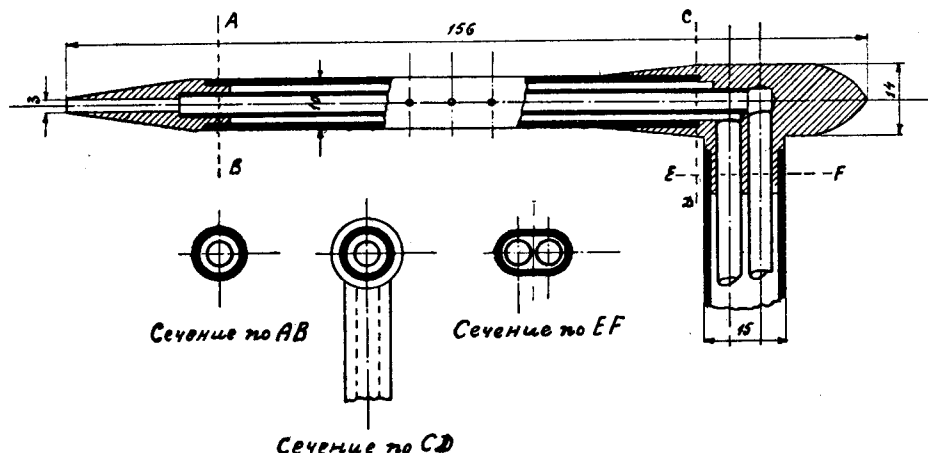
где  $h$  — показание манометра в  $\text{кг/м}^2$ , или в миллиметрах водяного столба, и  $\xi$  — коэффициент, зависящий от конструкции насадка; для насадков Рекнагеля и Прандтля, как мы уже упоминали, он близок к 1,37,<sup>1)</sup> а для трубок Пито он почти равен единице.

1) Исследования самого последнего времени дают для этой величины значения до 1,47.

Если мы умножим и разделим выражение, стоящее под знаком корня, на  $\rho_0$ , то получим:

$$V = \sqrt{\frac{2h}{\rho_0 \xi}} \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} = V_0 \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}},$$

т.е., если мы сделаем на манометре отсчет по шкале скорости—обозначим его через  $V_0$ , то истинная скорость  $V$  найдется путем умножения  $V_0$  на поправочный множитель, равный  $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$ .



Фиг. 26. Трубка Пито Аэродинамической Лаборатории.

Если мы подставим теперь полученное выражение истинной скорости в любую формулу, дающую коэффициент сопротивления, то получим:

$$C_x = \frac{Q}{\rho S V^2} = \frac{Q}{\rho_0 S V_0^2},$$

т.е. при вычислении коэффициентов можно брать скорости прямо по шкале манометра, не вводя поправок на плотность воздуха,—для этого надо только знать ту плотность  $\rho_0$ , при которой проградуирована шкала манометра. Обычно берут  $\rho = 1/8$ . Тогда рабочие формулы принимают вид:

$$C_x = \frac{8Q}{S V_0^2}.$$

Можно поступать еще проще, если на шкале прибора имеются деления, дающие прямо скоростной напор  $q$ , ибо тогда

$$C_x = \frac{Q}{2Sq},$$

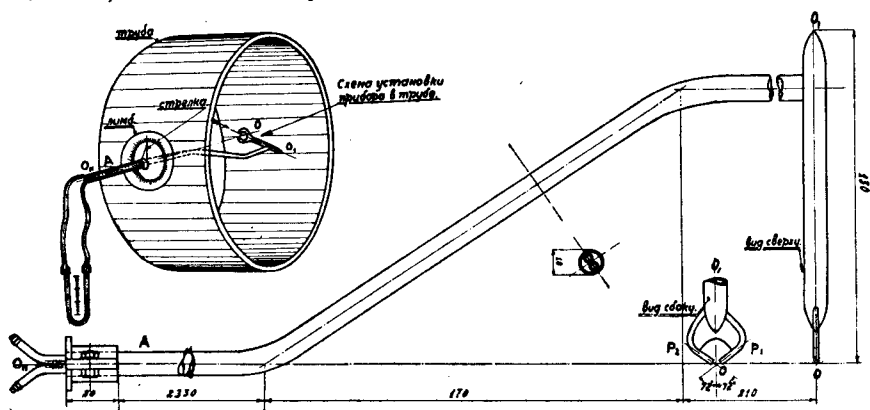
$$C_y = \frac{P}{2Sq} \text{ и т. д.}$$

Как видим, получаются очень простые рабочие формулы. Поправку на плотность воздуха приходится вводить лишь при пользовании во время опыта аппаратами, непосредственно дающими скорость, что встречается, например, при изучении винтов, когда окружная скорость определяется непосредственно по числу оборотов, измеряемому тахометром.

Насадки для определения направления потока.

Кроме описанных насадков, служащих для измерения скорости потока по величине, наша Лаборатория пользуется еще насадками, служащими для определения направления потока.

Один из таких насадков был описан в работе К. К. Баулина — „Экспериментальное исследование аэродинамических труб“ (Труды ЦАГИ, № 7) и мы поэтому его здесь описывать не будем.



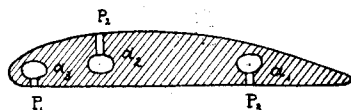
Фиг. 27. Насадок английского типа для определения направления потока.

Кроме этого насадка, у нас применялся английский насадок, несколько нами видоизмененный (см. фиг. 27). Он представляет собою сочетание двух маленьких трубок Пито  $p_1$  и  $p_2$ , сходящихся почти в точку и наклоненных к оси насадка  $OO_1$  под углом в  $72^\circ$ . При таком наклоне к потоку трубки Пито, дают очень большую чувствительность к его направлению, и малейшему повороту их соответствует большое изменение давления. В этом приборе обе трубки соединены с коленами U-образного манометра. Штанга прибора устроена таким образом, что при повороте всего прибора около оси  $OO_1$ , точка О остается неподвижною и насадок  $OO_1$  лишь встает под разными углами к потоку. Наблюдая показания U-образного манометра, легко установить прибор в потоке так, что жидкость в манометре в обоих его коленях будет стоять на одной высоте. Это и служит признаком правильной установки прибора; при этом ось насадка  $OO_1$  должна совпадать с направлением потока. Конец А прибора проходит через стенку аэродинамической трубы, где укреплен лимб, позволяющий отсчитывать углы поворота оси  $OO_1$  относительно горизонта.

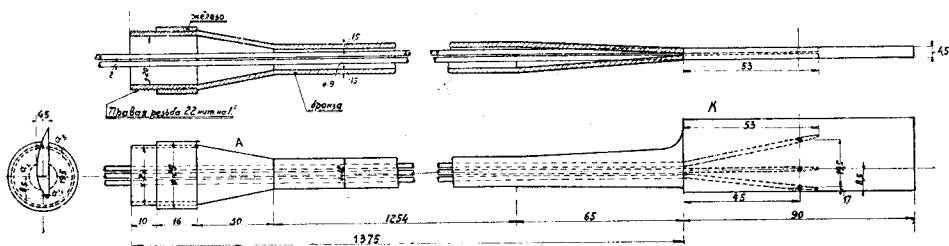
В нашем приборе введено по сравнению с английским его прообразом небольшое усовершенствование, а именно — трубки Пито, образующие головку прибора, могут поворачиваться около оси ОО, на  $180^\circ$ ; тогда трубки меняются своими местами. Это приспособление позволяет проверить аппарат, так как если он изготовлен не совсем правильно, то нулевое показание получается только в том случае, если ось ОО, образует некоторый угол с направлением потока. В этих случаях у нас говорят о несовпадении геометрической оси прибора с его аэродинамической осью. Поворачивая головку прибора на  $180^\circ$  и делая два наблюдения по лимбу, легко исключить это несовпадение осей, взяв полусумму отсчетов. Точность этого прибора довольно велика, — он хорошо чувствует повороты в  $0,1^\circ$  —  $0,2^\circ$ .

Этим прибором в нашей Лаборатории пользуются при изучении скоса потока, получающегося за крылом или самолетом, а также и в других аналогичных случаях, когда поток не меняет быстро своего направления.

При изучении же меняющегося потока очень трудно пользоваться насадками английского типа, так как их необходимо устанавливать по потоку. В этом отношении оказался гораздо удобнее насадок, предложенный Б. Н. Юрьевым. Он представляет собою маленькое медное крылышко, в трех точках которого сделаны отверстия  $a_1$ ,  $a_2$  и  $a_3$ , соединенные трубками с тремя манометрами (см. фиг. 28 и 29). Если измерить давления  $p_1$ ,  $p_2$  и  $p_3$  у этих отверстий и составить выражение



Фиг. 28. Крылообразный насадок для определения направления потока. Принцип действия.



Фиг. 29. Крылообразный насадок сист. Б. Н. Юрьева.

$$\epsilon = \frac{p_1 - p_2}{p_3 - p_2},$$

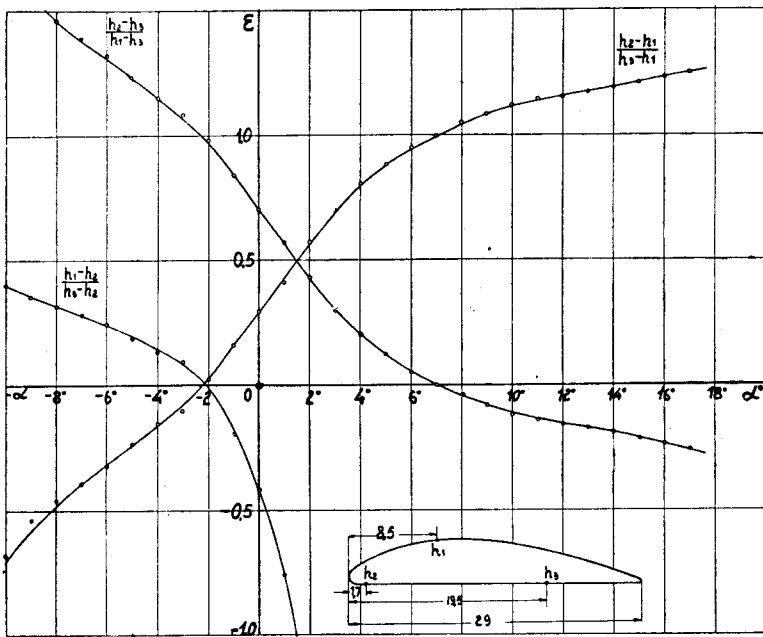
то оно будет функцией только угла атаки  $\alpha$  крылышка и не будет вовсе зависеть от плотности или общего избыточного над атмосферным давления  $p_0$  в текущей среде<sup>1)</sup>. Действительно, давление в точках  $a_1$ ,  $a_2$  и  $a_3$  можно представить так:

<sup>1)</sup> Это давление может получиться от влияния других, соседних тел в потоке или, например, от разрежения воздуха в аэродинамической трубе.

$$\begin{aligned} p_1 &= \bar{p}_1 \cdot q + p_0 \\ p_2 &= \bar{p}_2 \cdot q + p_0 \\ p_3 &= \bar{p}_3 \cdot q + p_0, \end{aligned}$$

т.е. их можно считать состоящими из постоянного давления  $p_0$  и давления пропорционального скоростному напору  $q = \frac{\gamma \cdot V^2}{2g}$ . Буквами с чертой мы обозначим здесь отвлеченные коэффициенты, зависящие лишь от ориентировки и формы крылышка. Подставляя эти величины в предыдущую формулу, получим:

$$\varepsilon = \frac{p_1 - p_3}{p_3 - p_2} = \frac{\bar{p}_1 - \bar{p}_3}{\bar{p}_3 - \bar{p}_2} = f(\alpha).$$



Фиг. 30. Тарировка крылообразного насадка.

В этой формуле давление можно измерять в любых единицах, например, брать прямо в спиртовом столбе. Поэтому предыдущую формулу можно писать в виде:

$$\varepsilon = \frac{h_1 - h_2}{h_3 - h_2} = f(\alpha),$$

где  $h_1$ ,  $h_2$  и  $h_3$  — давления в любых единицах.

С целью получения удобной характеристики  $\varepsilon = f(\alpha)$ , мы произвели ряд предварительных опытов с деревянными моделями крыльев и выбрали такое расположение отверстий на модели, при котором  $\alpha$  и  $\varepsilon$  могут быть связаны почти линейною зависимостью (см. фиг. 30). При работе в широких пределах углов  $\alpha$  выгодно брать разные комби-

нации величин  $h_1$ ,  $h_2$  и  $h_3$ . Всего получается таким образом три основных комбинации:

$$\frac{h_2 - h_3}{h_1 - h_3}; \quad \frac{h_1 - h_2}{h_3 - h_2} \quad \text{и} \quad \frac{h_3 - h_1}{h_3 - h_1}.$$

Соответствующие им три тарировочные кривые даны на фиг. 30. Что касается профиля крылышка, то весьма удобным оказался для этой цели профиль, построение которого дано на фиг. 45,—это так называемое Лабораторное крыло, составленное из дуг круга.

Работа с этим насадком чрезвычайно проста; установив его определенным образом в трубе, делают мгновенные отсчеты сразу по трем манометрам. Вычислив величину  $\varepsilon$ , находят по графику величину  $\alpha$ . В тех случаях, когда величина измеряемых углов приблизительно известна, можно заранее выбрать наиболее подходящую комбинацию отверстий крылышка и пользоваться только двумя манометрами, соединив каждый из них дифференциально с соответствующими двумя дырочками. Тогда один из них будет давать, например, сразу величину  $p_2 - p_1$ , а другой  $p_3 - p_1$ .

Чувствительность этого прибора не уступает чувствительности английского насадка.

При помощи этого насадка в нашей Лаборатории было изучено закручивание воздуха в аэродинамических трубах. В настоящее время Лаборатория делает попытку построить прибор, автоматически определяющий величину  $\varepsilon$ , т.-е. прибор, дающий прямо и непосредственно показания углов атаки.

Такой прибор может найти применение и вне лабораторной обстановки, например, он может применяться на аэропланах в виде аэронавигационного прибора, дающего непосредственно угол атаки самолета. Такие приборы могут иметь большое значение при ночных полетах, при тумане и пр., и отсутствие их на самолетах объясняется лишь несовершенством применявшихся до сих пор для этой цели флюгерных приборов.

Крылообразный насадок может применяться на самолете в двух видах. Он может быть устроен в виде маленького крылышка, вынесенного на штанге впереди крыла, или же его можно заменить непосредственно крылом аэроплана, сделав в одной из нервюр три отверстия для измерения давления. Тогда весь самолет обратится в измерительный прибор. Предварительная тарировка прибора должна быть сделана в аэродинамической трубе путем испытания модели самолета на распределение давления.

### Измерение сил.

Измерение сил, действующих на модель, производится в настоящее время, как уже упоминалось во введении, по способу мгновенных отсчетов. Для этого экспериментаторы, стоящие на тех или иных аэродинамических весах, накладывают на чашки весов гири до тех пор,

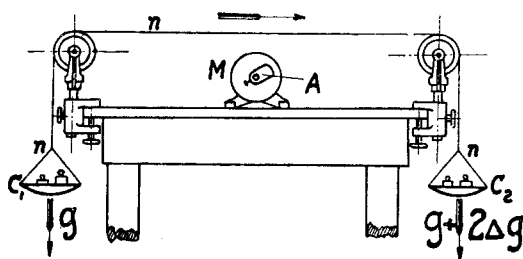


цапфами, дающими очень небольшое трение. На ролик кладется хлопчатобумажная крученая нить, один конец которой соединен с моделью или весами, а к другому подвешивается чашка, на которую накладываются гири.

Это простое устройство оказалось очень удобным и нашло самое широкое применение при различных опытах.

Точность этого простого приспособления оказывается вполне достаточной для большинства аэродинамических исследований.

Опыты, сделанные А. Л. Леймером, показали, что в нормальных условиях ошибка не превосходит  $1\%$  —  $1,5\%$ . При этих исследованиях применялся следующий метод: два ролика устанавливались друг против друга, как это изображено на фиг. 32. Через них перекидывалась нить  $n$ , к концам которой прикреплялись весовые чашки  $C_1$  и  $C_2$ . На чашки накладывались равные грузы  $G$  и затем определялся добавочный груз  $2 \cdot \Delta G$ , вызывавший движение нити. Этот груз, очевидно, дает возможную погрешность при определении сил роликами.

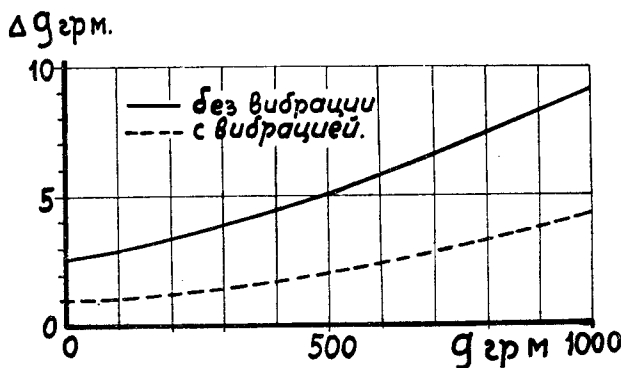


Фиг. 32. Схема опытов по изучению силы трения роликов.

Для того, чтобы возможно более приблизиться в этом исследовании к условиям работы роликов на аэродинамической трубе, к столу, на котором были установлены ролики, был прикреплен электромотор  $M$ , на вал которого был насажен неуравновешенный шкивок  $A$ , вызывавший

сильную дрожь всего устройства. Дрожь эта имела примерно такой же характер, какой наблюдается у роликов, прикрепленных непосредственно к стенке работающей аэродинамической трубы.

Опыт показал, что при наличии дрожаний чувствительность ролика увеличивается более чем в два раза.



Фиг. 33. Трение ролика при разных нагрузках.

Результаты исследования ролика, изображенного на фиг. 31, даны на фиг. 33. По оси абсцисс отложен груз  $G$ , а по оси ординат приходящаяся на один ролик величина добавочного груза  $\Delta G$ , вызывающего вращение.



Оказывается, что при нормальных нагрузках таких роликов, т.е. в несколько сот граммов, погрешность при отсутствии вибраций не превосходит  $1^0_0$  —  $1,5^0_0$ , а в условиях работы на трубе она делается еще меньше ( $0,5^0_0$  —  $0,7^0_0$ ). При больших нагрузках процентная погрешность делается постоянной.

Таким образом, точность измерения сил с помощью роликов получается вполне достаточная для многих аэродинамических исследований. В тех же случаях, когда требуется от роликов большая точность, в Лаборатории применяется следующий прием: наблюдают положение равновесия весов при одном и том же грузе два (или более) раза, — один раз, когда оно достигается движением весов в одну сторону, а другой раз при обратном их движении. Силы трения будут в обоих случаях направлены в разные стороны, и если взять среднюю из этих двух наблюдений скорость потока, то влияние трения будет в значительной степени исключено.

Вследствие применения метода мгновенных отсчетов все протоколы Лаборатории ведутся в виде двойных записей, — в одной графе стоят скорости потока, а в другой измеряемые силы. Запись наблюдений ведется в особых портативных печатных книжках с необходимыми для заполнения графами.

В дальнейшем после опыта все полученные цифры переносятся в особые бланки протоколов, где и производятся все необходимые для обработки опыта расчеты и зарисовывается схема опыта. Затем по обработанному протоколу строятся все необходимые диаграммы, к ним присоединяются чертежи моделей и фотографии установок, и обработанный таким образом материал пересылается в светокопиях заинтересованным учреждениям, а дубликат идет в альбомы Лаборатории или подвергается дальнейшей обработке.

Кроме того, снимаются копии с обработанных протоколов, которые и поступают в архив Лаборатории и хранятся там в виде неприкосновенных материалов, не выдаваемых никому на руки.

Вследствие весьма большого количества одновременных работ, идущих в Лаборатории, была заведена очень строгая их регистрация. Каждая работа заносится сперва в „журнал заданий“ и затем, когда до нее доходит очередь, на нее вписывается особый формуляр, где пишутся задания для отдельных лиц или мастерских и где делают отметки об исполнении. По этим формулярам ясно видно, сколько времени было затрачено на составление чертежей модели, на ее постройку, на изготовление необходимых для опыта приборов, на препараторскую работу, на самый эксперимент и его обработку и т. п.

Одновременно с этим ведется карточная регистрация моделей. На каждой модели выбивается номер ее карточки, на которой делаются все нужные отметки о жизни этой модели, например, в ней отмечается, когда модель была переделана, как, когда и кем испытывалась и т. д.

## ГЛАВА IV.

### Испытания моделей крыльев.

Наша Лаборатория была одною из первых, начавших исследования крыльев в аэродинамической трубе.

Однако, эти исследования до 1923 года носили очень своеобразный характер, — все крылья испытывались в плоской трубе, описанной в главе II (см. фиг. 11). Модель крыла делалась почти квадратной формы (длина хорды равнялась 300 мм, а размах 295) и ставилась в трубу таким образом, что торцы крыла отстояли от зеркальных стенок трубы на 2,5 мм.

При таком способе испытания предполагалось, что крыло будет себя вести таким же образом, как и соответствующий вырез из крыла бесконечного размаха, т.-е. принималось, что течение потока около крыла будет близким к плоско-параллельному течению жидкости.

Плоский же поток представлял для московских работников весьма большой интерес, ибо многие теоретические исследования профессоров Н. Е. Жуковского и С. А. Чаплыгина относились именно к такому течению воздуха.

Уверенность в том, что плоская труба дает характеристику бесконечного крыла, оказалась для Московской школы источником ряда заблуждений.

Сравнение наших испытаний крыльев с заграничными, главным образом Эйфелевскими, показало, что результаты получаются довольно близкие друг к другу. Отсюда было сделано заключение о незначительном влиянии размаха крыльев на их аэродинамические характеристики, ибо „у нас относительный размах равен бесконечности, у Эйфеля он только равен 6, а результаты в обоих случаях почти одинаковы“.

Благодаря этому обстоятельству в России не была разработана теория Индуктивного Сопротивления Крыльев, хотя и проф. Н. Е. Жуковский, и В. П. Ветчинкин в их исследованиях по винтам широко ею пользовались. Точно также проф. С. А. Чаплыгин хотя и наметил в 1910 г. вполне четко схему этой теории, однако оставил ее без дальнейшего развития.

В более позднее время работа на этой трубе вела и к другим заблуждениям. Нередко на ней велись изыскания крыльев для само-

летов, стоек и т. п., на основании которых делались различные заключения и выбирались всевозможные рациональные формы аэропланых деталей. Конечно, получавшиеся в ней результаты были мало надежными, а часто они оказывались и просто неверными.

В частности, на ней же вырабатывались формы построенного в ЦАГИ в 1921 г. триплана КОМТА. Недооценка влияния относительного размаха крыльев повела к тому, что в этой машине был взят очень малый размах, сильно ухудшавший ее полетные свойства.

Как показали более поздние исследования, эта труба давала для многих случаев совершенно неверные результаты.

Исследование произведенных на ней продувок крыльев было сделано, как мы уже упоминали, Н. П. Лесниковой (№ 3 и 4 „Вестника Воздушного Флота“ за 1923 г.), при чем выяснилось, что никакого определенного влияния трубы на крыло вывести не удастся, хотя величина этого влияния и очень велика и близка к индуктивному сопротивлению крыла с относительным размахом от 4 до 6.

Более подробные дальнейшие исследования показали, что при опытах на этой трубе играет весьма большую роль величина зазора между торцами крыла и стенкою трубы.

Точно также и при испытании „стоек“ (с размерами по длине 250 мм и по хорде 300 мм) оказалось очень большим влияние зазора, а также и других факторов, как, например, конечности потока трубы по отношению к размерам стойки на ее сопротивление. Примерно сопротивление стоек получалось в ней в 2 раза большее, чем давали другие трубы Лаборатории и заграничные продувки.

Вследствие изложенного, все старые опыты с крыльями, произведенные в плоской трубе, следует признать ненадежными и мы их здесь не будем приводить, тем более, что отчет о них был уже дан в указанной работе Н. П. Лесниковой.

Переходим теперь к описанию опытов на полутораметровой трубе № 2.

### Опыты в трубе № 2. Нормальные диаграммы.

Опишем сперва применяющиеся при работе на ней методы испытания крыльев.

Модель крыла делается у нас чаще всего из дерева, при чем для уменьшения ее коробления она склеивается из нескольких брусок, как указано на фиг. 34.

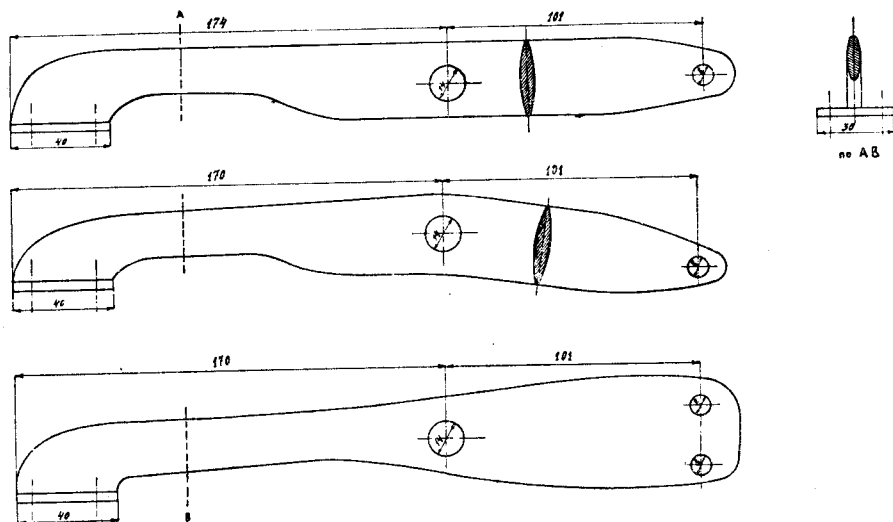


Фиг. 34. Разрез деревянной модели крыла.

Для ответственных опытов брались твердые сорта дерева, напр., орех или красное дерево, для менее ответственных исследований применялась хорошая сосна.

При изготовлении моделей в мастерской пользовались ранее шаблонами профилей, вырезанными из тонкой трехслойной фанеры. Однако, эти шаблоны были несколько грубы и не давали возможности

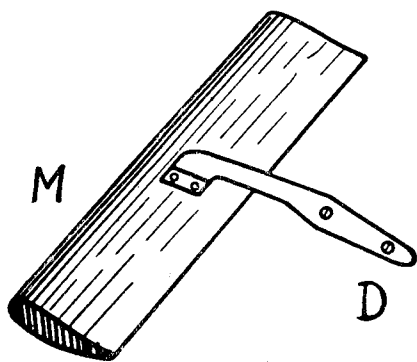
изготовить с достаточной точностью передний конец крыла. Поэтому в позднейших опытах применялись латунные лекалы, позволяющие обрабатывать крыло с точностью, равной приблизительно  $\frac{1}{4}$  мм.



Фиг. 35. Типичные державки для укрепления моделей крыльев на весах Г трубы № 2.

Крыло после изготовления полировалось и немедленно направлялось в препараторскую. Опыт Лаборатории показал, что испытывать модели крыльев нужно как можно скорее по их изготовлении, так как, несмотря на все предосторожности, они все же с течением времени несколько коробятся.

В препараторской мастерской крыло проверялось и укреплялось при помощи врезки на обтекаемой державке. Типичные формы державок даны на фиг. 35, а отпрепарированная модель крыла с державкой изображена на фиг. 36. Врезанная часть державки и потайные головки шурупов замазывались пластином.



Фиг. 36. Отпрепарированная модель крыла.

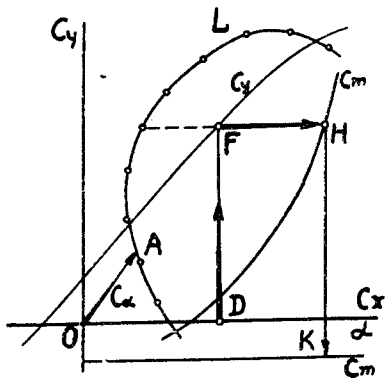
В таком виде крыло передается экспериментаторам и устанавливается ими в трубе на траверсе весов Г (описанных в главе II, фиг. 13 и 14) в „нулевом положении“.

При обдувке определяются сперва при разных углах атаки действующие на всю систему силы, и затем крыло снимается и производится обдувка траверсы с деревянной моделью державки (без врезанной в крыло пластинки). Последнее испытание делается лишь в случае ненормальной державки; для нормальных опытов пользуются прямо готовыми поправками, найденными путем особо точных опытов. Чув-

ствительность весов, измеряемая грузом, дающим заметное отклонение стрелки индикатора, достигает 5 грамм.

Скорость потока измерялась, как правило, нормальным насадком Рекнагеля и вертикальным спиртовым манометром Крелля (см. фиг. 21 и 23).

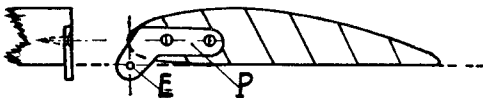
Результаты испытания крыльев даются нашей Лабораториею в виде диаграмм, на которых нанесены три опытные кривые (см. фиг. 37). Во-первых, на них наносится зависимость коэффициента подъемной силы  $C_y$  от угла атаки крыла  $\alpha$ , во-вторых, на них построена кривая Лилиенталя первого рода  $L$ , дающая зависимость  $C_y$  от  $C_x$ . Эту кривую часто называют полярною кривою испытания крыла, что, однако, будет верным лишь тогда, когда для  $C_y$  и  $C_x$  берутся равные масштабы; тогда вектор, идущий от начала координат  $O$  к любой точке  $A$  кривой Лилиенталя, будет представлять собою коэффициент полного сопротивления крыла  $C_z$ , равный, очевидно,  $\sqrt{C_y^2 + C_x^2}$ .



Фиг. 37. Типичная диаграмма испытания крыла.

Умножая этот вектор на  $\rho SV^2$ , получим полную силу давления воздушного потока на крыло; направление ее совпадает с направлением вектора  $C_z$ .

У нас для большей точности отсчета для коэффициента  $C_x$  взят масштаб в 5 раз больший, чем для  $C_y$ .



Фиг. 38. Модель крыла с накладками для опытов по определению аэродинамического момента.

И, наконец, третья кривая дает величину коэффициента аэродинамического момента  $C_m$ , действующего на модель и отнесенного к передней кромке хорды крыла, т.-е. к точке  $E$  (см. фиг.

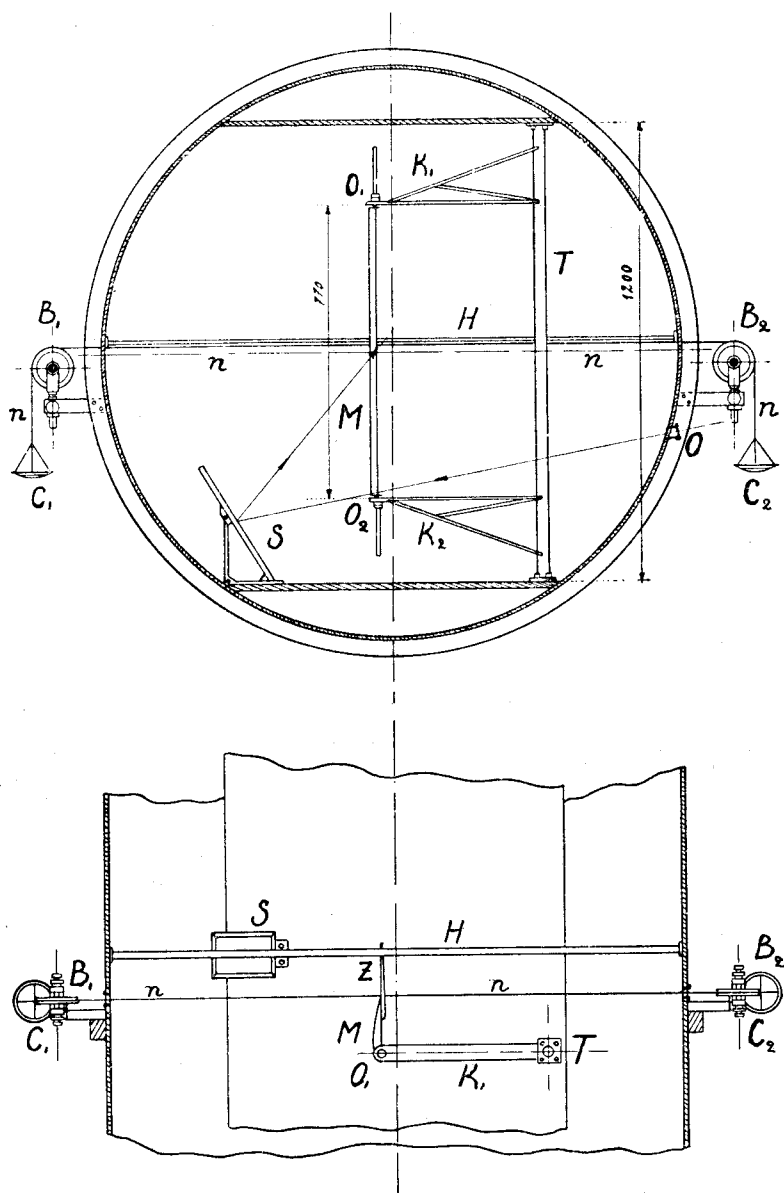
38 и 40). Этот момент, действующий на крыло в натуре, вычисляется по формуле

$$M = C_m \rho SV^2 b,$$

где  $b$  — длина хорды, взятая как указано на фиг. 40. Положительное направление момента указано на чертеже стрелкою.

Весы  $\Gamma$  трубы № 2 дают возможность измерять лишь два компонента аэродинамических сил, т.-е.  $C_x$  и  $C_y$ , и для определения третьего компонента  $C_m$  приходится делать особый опыт на так называемом „центровом приборе“. Этот прибор (см. фиг. 39) представляет собою стальную трубу  $T$ , привинчиваемую своими основаниями к полу и потолку аэро-трубы и снабженную двумя кронштейнами  $K_1$  и  $K_2$ , на концах которых имеются конические штифты  $O_1$  и  $O_2$ , между которыми

и устанавливается крыло при помощи пластинок с центрами Е, расположенными так, что точки Е лежат на передней кромке хорды крыла (см. фиг. 38 и 40).



Фиг. 39. Центральной прибор трубы № 2.

Таким образом, крыло может вращаться около линии  $O_1O_2$ . В тех случаях, когда крыло имеет трапецевидную форму, ось вращения занимает произвольное положение. Это положение оси отмечено крестиком на всех чертежах таких крыльев.

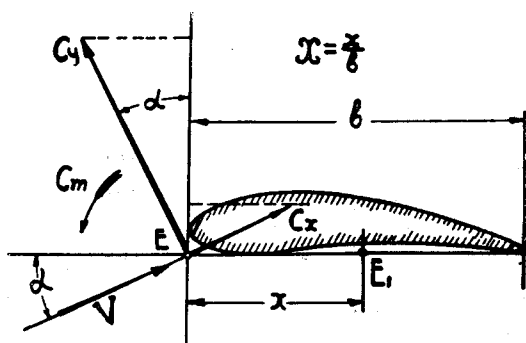
К задней кромке крыла прикрепляется легкая стрелка Z, указывающая по помещенной в трубе позади крыла шкале Н угол атаки крыла.

Для удобства отсчета по этой шкале в трубу ставится небольшое зеркало  $S$ , в котором и отражается шкала. Наблюдатель смотрит при этом в специально для этого сделанный в стенке трубы глазок  $O$ .

Действующий на модель момент измеряется при помощи прикрепленной к задней кромке крыла нити  $пп$ , выходящей во вне трубы. Эта нить идет далее через блоки  $B_1$  и  $B_2$  вниз и имеет весовые чашки  $C_1$  и  $C_2$ , на которые и накладываются грузы. Так как момент иногда меняет свой знак, то обычно опыт ведут с двумя нитями, направленными в противоположные стороны и снабженными двумя, взаимно уравновешивающимися весовыми чашками  $C_1$  и  $C_2$ .

Зная угол атаки, вес гирь и точку, в которой прикреплена нить к крылу, легко вычислить и действующий на модель аэродинамический момент. При вычислении этого момента принимается во внимание также и влияние обдувки нитей, и изменение их направления при отклонениях крыла. Этот вопрос был подробно изучен В. П. Горским.

Опыт ведется по методу мгновенных отсчетов, при чем сперва кладутся гири на чашку весов, а затем ищется угол атаки в момент одновременного „замирания“ скорости потока и стрелки  $Z$  указателя. Кривая  $C_m$  строится у нас, как функция  $C_y$ , т.-е. таким образом, что для получения величины  $C_m$  для какого-нибудь угла атаки  $\alpha$ , например, соответствующего точке  $D$ , нужно от



Фиг. 40. Переход от аэродинамического момента к центру давления.

точки  $D$  подняться до точки  $F$  кривой  $C_y$ , перейти по горизонтали к точке  $H$  кривой  $C_m$  и сделать отсчет по масштабу  $C_m$  в точке  $K$  (см. фиг. 37).

В некоторых случаях предпочитают пользоваться в расчетах устойчивости самолета не моментом  $C_m$ , а положением центра давления  $E_1$  на хорде крыла (см. фиг. 40). Обычно при этом пользуются

величиною  $\lambda = \frac{x}{b}$ , дающею относительное расстояние центра давления от передней кромки  $E$  хорды крыла. Мы укажем здесь, как делается переход от  $C_m$  к величине  $\lambda$ .

Точку  $E_1$  найти очень легко, для этого достаточно подобрать ее положение так, чтобы для данного угла атаки  $\alpha$  момент всех действующих на крыло сил относительно этой точки был равен нулю. Тогда равнодействующая всех сил пройдет через точку  $E_1$ , а это и есть определение центра давления.

При принятых у нас коэффициентах аэродинамические силы, действующие на крыло, сводятся к силам  $C_y \rho S V^2$  и  $C_x \rho S V^2$  и к моменту  $C_m \rho S V^2 b$ . Направление этих сил совпадает с направлением соответствующих векторов коэффициентов, изображенных на фиг. 40.

Пишем теперь выражение для моментов относительно точки  $E_1$  и приравниваем его нулю. Получаем:

$$C_m \rho S V^2 b - C_y \rho S V^2 x \cdot \cos \alpha - C_x \rho S V^2 x \sin \alpha = 0.$$

Отсюда:

$$C_m b - C_y x \cos \alpha - C_x x \sin \alpha = 0,$$

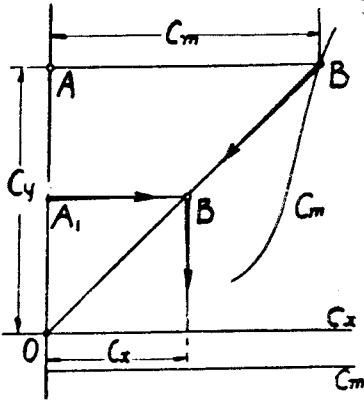
и окончательно:

$$\chi = \frac{x}{b} = \frac{C_m}{C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha} = \frac{C_m}{C_n}.$$

Выражение, стоящее в знаменателе, мы обозначим через  $C_n$ —это так называемый коэффициент нормальной силы.

При обычных малых углах атаки без особой погрешности можно считать, что  $C_n \cong C_y$ , и тогда предыдущая формула упрощается и принимает вид:

$$\chi = \frac{x}{b} \cong \frac{C_m}{C_y}.$$



Фиг. 41. Графическое определение центра давления по кривой аэродинамического момента.

Приближенную величину  $\chi$  можно также легко найти графически при помощи очень простого построения на нормальной диаграмме испытания крыла (см. фиг. 41). Для этого для данного  $C_y$  находим точку B на кривой  $C_m$  и соединяем ее лучом OB с началом координат O. Проводим линию  $A_1 B_1$  на расстоянии  $OA_1$  от начала координат. Из подобия треугольников OAB и  $OA_1 B_1$  получаем:

$$\frac{\overline{A_1 B_1}}{\overline{OA_1}} = \frac{\overline{AB}}{\overline{OA}},$$

или

$$\overline{A_1 B_1} = \overline{OA_1} \cdot \frac{\overline{AB}}{\overline{OA}}.$$

Обозначим через  $m$  длину в миллиметрах тех клеток, на которые разбита наша диаграмма. Тогда легко видеть, что

$$\begin{aligned} \overline{AB} &= C_m \cdot 50 m, \\ \overline{OA} &= C_y \cdot 20 m, \end{aligned}$$

ибо на наших диаграммах величине  $C_m = 1$  соответствует 50 клеток, а величине  $C_y = 1$  соответствует 20 (см. любую диаграмму испытания крыльев).



Теперь мы можем написать:

$$\overline{A_1B_1} = \overline{OA_1} \frac{C_m}{C_y} \cdot \frac{50}{20} = \overline{OA_1} \cdot \frac{50}{20}.$$

Если взять величину  $\overline{OA_1} = 4 \text{ м}$  (4 клетки), что будет по масштабу  $C_y$  соответствовать  $C_y = 0,2$ , то мы получим:

$$\overline{A_1B_1} = \frac{4 \cdot 50}{20} \text{ м} = 10 \text{ м}.$$

Измеряя  $\overline{A_1B_1}$  в масштабе  $C_x$ , мы получим величину  $C_x 100 \text{ м}$ , так как величине  $C_x = 1$  соответствует у нас 100 м. Вводя эту условную величину  $\overline{C_x}$  в нашу формулу, находим:

$$\overline{C_x} \cdot 100 \text{ м} = \frac{\%}{10} \cdot 10 \text{ м},$$

и окончательно:

$$\% = \overline{C_x} \cdot 10.$$

Таким образом, получаем правило: для определения % нужно провести через исследуемую точку В кривой  $C_m$  луч ВО до пересечения с линией  $C_y = 0,2$ ; абсцисса точки пересечения  $B_1$ , измеренная в масштабе  $C_x$ , при умножении на 10 даст искомую величину.

Кривые продувок крыльев, которые даны в этой книге, не являются непосредственно полученными из опыта кривыми, а представляют собою результат довольно сложной переработки непосредственного опыта. Эта переработка состоит в исправлении кривых на искажающие факторы, а именно на влияние косизны потока и на влияние стенок трубы. В виду важности этих исправлений, мы остановимся на них довольно подробно.

### Исправление опытов на косизну потока.

Опыты с трубой № 2 показали, что весьма трудно достигнуть строгого совпадения оси весов с направлением потока, — всегда получается некоторый угол, вносящий в опыт заметные погрешности. Этот угол называется в нашей Лаборатории углом косизны потока трубы. Для его исключения приходится испытывать каждое крыло два раза в двух зеркальных по отношению друг к другу положениях. Вопрос о методах исключения из опытов влияния косизны был разработан Г. М. Мусинянцем.

Обозначим величины коэффициентов, полученные при измерениях в первом положении крыла через  $C_y'$  и  $C_x'$ , а во втором — через  $C_y''$  и  $C_x''$ . Истинные величины коэффициентов обозначим через  $C_y$  и  $C_x$  для прямой продувки и через  $C_{y_0}$  и  $C_{x_0}$  для обратной.

Представим себе, что воздух течет в трубе по направлению ОХ, а ось аэродинамических весов направлена по линии ОХ' (см. фиг. 42). Пусть угол между двумя этими направлениями будет равен  $\alpha_k$ .

Предположим, что мы сделали испытание крыла в положении I. Если мы по результатам его испытания на разных углах атаки построим кривую Лилиенталя I рода ( $C_y'$  в зависимости от  $C_x'$ ), то получим кривую I.

Если мы теперь повторим опыт, повернув крыло около оси ОХ' весов на  $180^\circ$ , то для этого II случая мы сможем построить II кривую Лилиенталя ( $C_y''$  в зависимости от  $C_x''$ ).

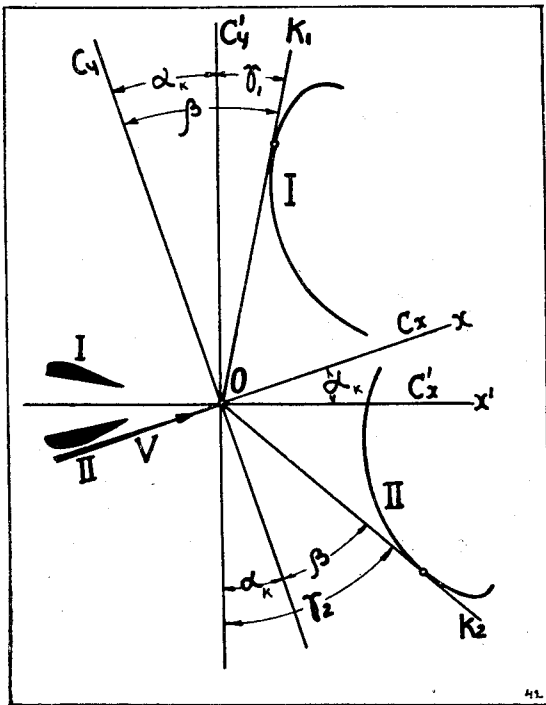
Легко усмотреть, что обе кривые (I и II) Лилиенталя будут симметричны относительно направления потока ОХ. Кривые Лилиенталя являются полярными диаграммами полного вектора сопротивления воздуха

$$C_a = \sqrt{C_y^2 + C_x^2},$$

отнесенного к направлению потока; этот вектор, понятно, не зависит от того, каким образом мы разлагаем его на компоненты ( $C_x'$ ,  $C_y'$  или  $C_x''$  и  $C_y''$ ), и его конец дает одну и ту же кривую относительно потока независимо от верности или неверности измерения угла атаки. При повороте же крыла на  $180^\circ$

должна повернуться так же на  $180^\circ$  около оси ОХ и кривая Лилиенталя. Она примет при этом положение II, симметричное положению I.

Основываясь на этой картине, легко вывести правило для аналитического определения угла косизны  $\alpha_k$ . Для этого, произведя такое двукратное испытание крыла, нужно найти для каждой продувки минимальное значение величины  $\frac{C_x}{C_y} = \mu$ . Эту величину мы называем коэффициентом несовершенства крыла или обратным качеством (качество крыла  $k = \frac{C}{C_x}$ ).



Фиг. 42. Определение косизны потока путем двойной обдувки крыла.

Таким образом, мы получим из опыта два значения:  $\mu_1$  и  $\mu_2$ . Как известно, тангенс угла наклона любого вектора  $C_x$  на кривой Лилиенталя дает величину  $\frac{C_x}{C_y}$ .

Если мы на фигуре 42 проведем из начала координат  $O$  две касательных  $OK_1$  и  $OK_2$  к кривым Лилиенталя I и II, то получим для минимального значения этих коэффициентов формулы:

$$\mu_1 = \operatorname{tg} \gamma_1,$$

$$\mu_2 = \operatorname{tg} \gamma_2.$$

Здесь  $\gamma_1$  и  $\gamma_2$  — углы касательных  $OK_1$  и  $OK_2$  с осью  $OC_{y'}$ , связанною с весами.

Если бы мы знали истинное направление потока, т.-е. оси  $OC_x$  и  $OC_y$ , то тогда эти касательные должны были бы образовать равные углы с осью  $OC_y$ . Назовем величину этих углов через  $\beta$ .

Из чертежа видно, что:

$$\alpha_k = \beta - \gamma_1, \quad \alpha_k = \gamma_2 - \beta.$$

Складывая оба равенства почленно, найдем:

$$\alpha_k = \frac{\gamma_2 - \gamma_1}{2}$$

или

$$\alpha_k = \frac{\operatorname{arctg} \mu_2 - \operatorname{arctg} \mu_1}{2}.$$

Зная угол  $\alpha_k$ , легко исправить продувочную диаграмму на косизну. Как правило, эта величина бывает очень малою, так как большие погрешности легко исправляются поворотом всей системы весов.

Если же принять, что косизна мала, — обозначим ее через  $\Delta\alpha$ , то поправка на нее может быть сделана очень просто, так как ее действие сведется к перекосу потока, аналогичному тому, какой исследуется в теории индуктивного сопротивления крыльев (см. фиг. 43).

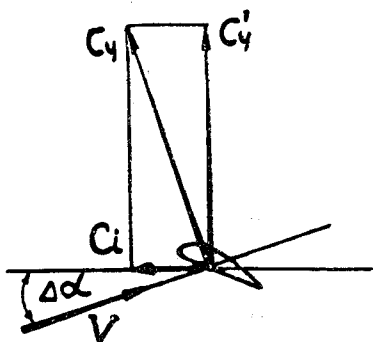
При этих условиях можно принять, что  $\cos \Delta\alpha = 1$  и, следовательно,  $C_y = C_y'$ . Величина  $C_x'$  будет меньше, чем надо ( $C_x$ ) вследствие того, что подъемная сила крыла дает слагающую  $C_y \sin \Delta\alpha \cong C_y \cdot \Delta\alpha$  по направлению оси весов. Эта слагающая и является в данном случае отрицательным лобовым сопротивлением.

Из фиг. 43 видим, что

$$C_x' = C_x - C_y \Delta\alpha = C_x - C_y \Delta\alpha.$$

Отсюда

$$C_x = C_x' + C_y \Delta\alpha.$$



Фиг. 43. Влияние косизны потока на подъемную силу и на сопротивление крыла.

Совершенно аналогично для обратной II продувки получим:

$$C_{x_0} = C_x'' - C_y \Delta \alpha.$$

Измеренные во время опыта углы атаки  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$  следует исправить на косизну потока  $\Delta \alpha$ , тогда найдем:

$$\begin{aligned} \text{для прямой} \quad \alpha &= \alpha_1 + \Delta \alpha, \\ \text{для обратной} \quad \alpha_0 &= \alpha_2 - \Delta \alpha. \end{aligned}$$

Таким образом определив по величинам  $\mu_1$  и  $\mu_2$  косизну, мы можем найти по обоим продувкам истинные величины  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_{x_0}$ ,  $C_{y_0}$ ,  $\alpha$  и  $\alpha_0$ . Совпадение графиков этих величин, вычисленных по I и II продувкам, служит для контроля точности опыта. По этой теории были построены специальные графики, по которым и производились в Лаборатории поправки.

Однако, в последнее время в Лаборатории поступают проще, а именно наносят на одну диаграмму результаты обеих продувок, и за окончательные данные берут средние величины. Основанием к этому послужило то обстоятельство, что косизна потока оказалась не единственным фактором, влияющим на продувку. Повидимому, не малую роль играет и некоторая неравномерность распределения скорости потока в трубе № 2 и другие мелкие факторы. Поэтому исправленные продувки, хотя и всегда шли весьма близко к среднему значению между I и II, но все же они никогда полностью не совпадали.

Кроме того, поправка угла атаки может считаться сделанною правильно лишь в том случае, если крыло устанавливается в „нулевое положение“ строго относительно оси весов, что в нашей практике не осуществлялось, так как за „нуль“ угла атаки принималось то положение хорды, когда она стояла перпендикулярно к передней кромке траверсы весов „Г“. Эта же линия могла образовывать некоторый угол по отношению оси весов.

Повторные опыты с одними и теми же крыльями, произведенные разными экспериментаторами и обработанные указанным приемом, дают в общем хорошее совпадение друг с другом. Исключением являются опыты, производившиеся в то время, когда в Лаборатории шли крупные переделки и велась постройка приборов. В этих условиях, когда экспериментальный зал был загроможден большими предметами, косизна весьма сильно изменялась изо дня на день и даже опыты, произведенные в один и тот же день, давали заметное расхождение кривых у прямых и обратных продувок и большой разброс опытных точек.

Все такие „подозрительные опыты“ были исключены из настоящего отчета.

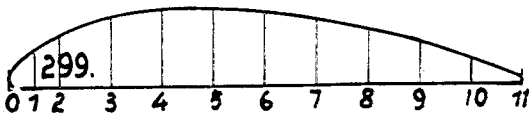
Точно также и при определении коэффициентов моментов делалось каждый раз два опыта.

## Исправление опытов на влияние стенок трубы.

Следующим весьма важным вопросом является оценка влияния стенок трубы на опыты с крыльями.

Этот вопрос приобрел весьма большое значение после окончания мировой войны, когда аэродинамические лаборатории стали опубликовывать свои исследования.

Здесь с первых же шагов обнаружилось огромное расхождение в результатах испытания одного и того же профиля в различных лабораториях.



N° N° орган.	Верх. поверх.	Ниж. поверх.
0	7.5	1.5
1	7.4	0.0
2	10.4	0.0
3	14.	0.0
4	19.3	0.0
5	15.2	0.0
6	14.5	0.0
7	11.3	0.0
8	11.3	0.0
9	8.8	0.0
10	5.7	0.0
11	1.0	1.0
% от хорды.		

5  $S = 100 \times 25 = 2500 \text{ см}^2$

4  $S = 20 \times 80$

3  $S = 15 \times 60$

2  $S = 10 \times 40$

1  $S = 7.5 \times 30$

Фиг. 44. Сечение и форма в плане крыльев, применявшихся в опытах по изучению влияния стенок трубы.

Для выяснения в частности и этого вопроса был созван в 1923 г. Интернациональный Конгресс, который и предложил всем лабораториям произвести испытания одной и той же модели крыла, которая должна была объездить весь мир.

К сожалению, СССР не был включен в эту важную работу.

Одно время в связи с обнаружившимся расхождением опытов раздавались голоса о полной невозможности пользоваться опытами в трубах для расчета самолетов.

Однако, вскоре выяснился главный источник этих невязок. Он заключался в том, что стенки трубы дают искажение опыта, которое сводится к некоторому скосу потока перед крылом. Теория таких влияний была дана проф. Л. Прандтлем.



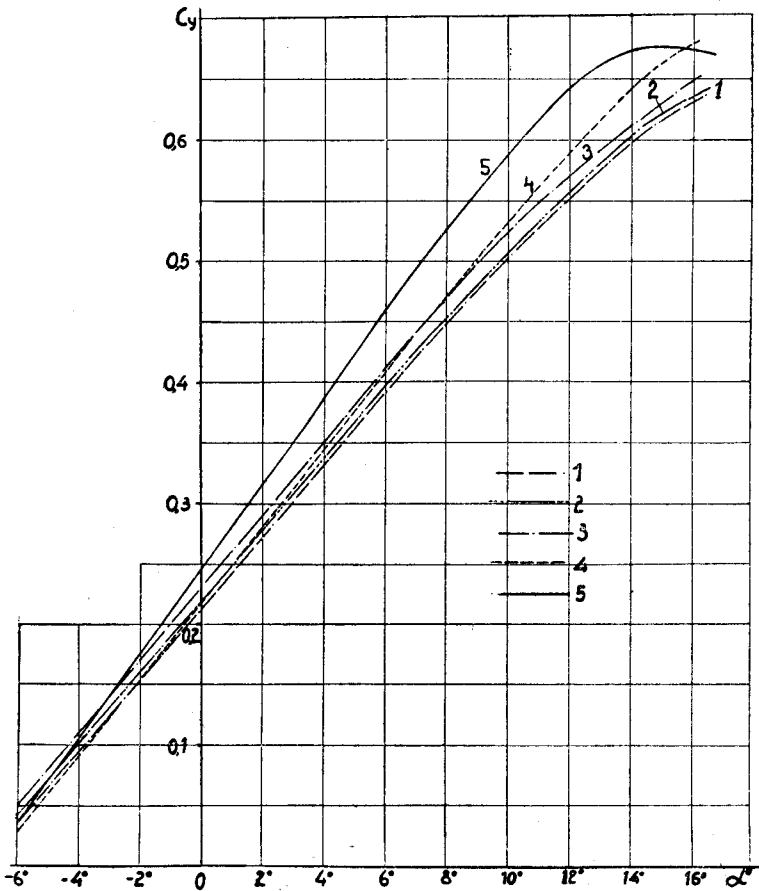
Продувка делалась, понятно, с исключением косизны потока. После исправления на косизну все продувки были исправлены по Л. Прандтлю, для чего сопротивление было увеличено на

$$C_i = 0,25 \frac{S}{F} C_y^2$$

и угол атаки на

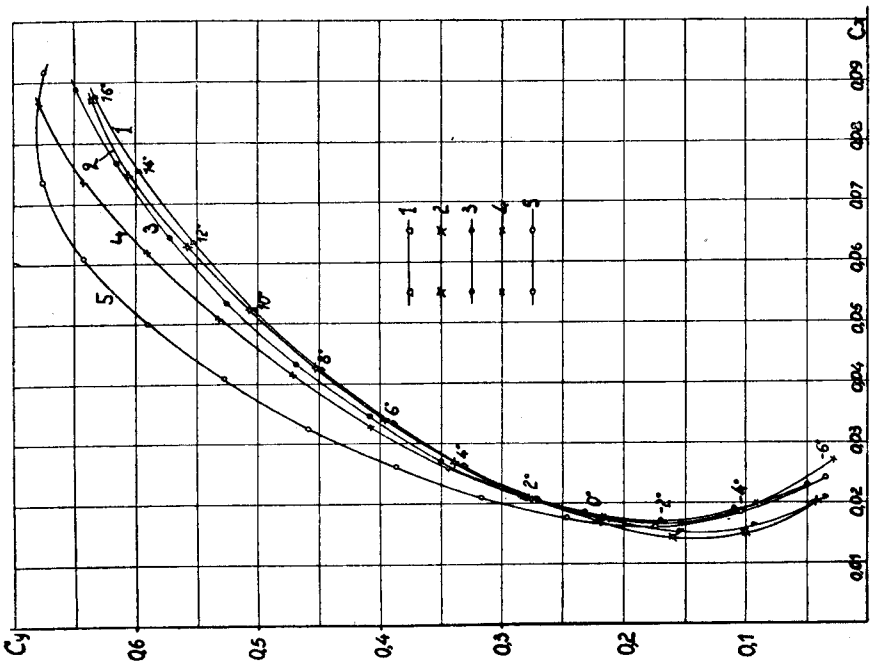
$$\Delta \alpha = 0,25 \frac{S}{F} C_y.$$

Здесь  $S$  — площадь крыла и  $F$  — площадь сечения трубы (см. фиг. 46).

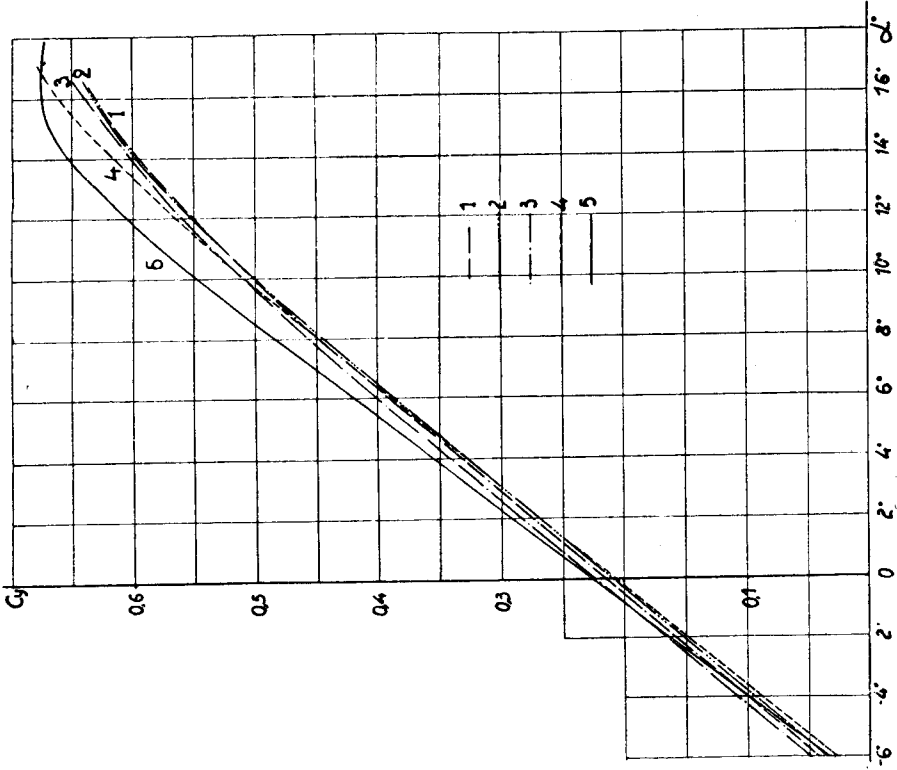


Фиг. 47. Кривые  $C_y$  по  $\alpha$  пяти крыльев фиг. 44, исправленные лишь на косизну потока.

Оказалось, что сильно разошедшиеся на опытах кривые (см. фиг. 47 и 48) после введения этой поправки пошли на лётных углах атаки узким пучком (см. фиг. 49 и 50). Исключение представляет лишь крыло с хордой в 250 мм, явно перегрузившее трубу и почти упирившееся концами в стенку трубы.



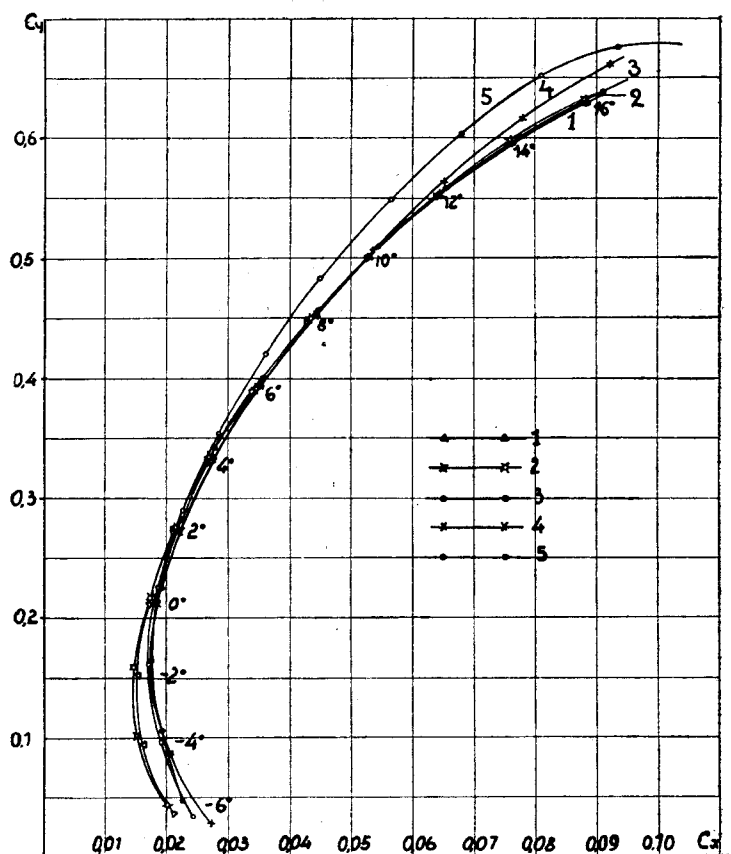
фиг. 48. Кривые Лиллиенталя пяти крыльев фиг. 44, исправленные лишь на косинусу потока.



фиг. 49. Кривые  $C_y$  по  $\alpha$  пяти крыльев фиг. 44, исправленные на косинусу и на влияние стенок трубы.



Поэтому наша Лаборатория исправляет теперь все продувки крыльев на влияние стенок трубы по указанной формуле <sup>1)</sup>. Эти же опыты показали, что для нашей трубы желательно держаться размеров крыла, близких к  $150 \times 750$  мм. Эти размеры считаются в нашей Лаборатории стандартными и исключения от них допускаются лишь для крыльев необычной формы, например, трапецевидных или точных моделей крыльев самолетов.



Фиг. 50. Кривые Лилиенталя пяти крыльев фиг. 44, исправленные на косинус потока и на влияние стенок трубы.

На всех диаграммах мы наносим, как это теперь принято повсеместно, параболу индуктивного сопротивления <sup>2)</sup>. Как известно, сопротивление крыла составляется из двух частей: 1) профильного, зависящего лишь от совершенства обтекания крыла потоком, и 2) индуктив-

<sup>1)</sup> При этом исправляются также и кривые coeff. момента, для чего пользуются общим правилом теории индуктивного сопротивления, по которому коэффициент момента  $C_m$  всегда следует во всех преобразованиях за своим  $C_y$ .

<sup>2)</sup> Подробнее см. Б. Н. Юрьев. Индуктивное сопротивление крыльев аэроплана. Труды ЦАГИ, вып. 20.

ного, зависящего лишь от подъемной силы, даваемой крылом, и его относительного размаха  $\lambda = \frac{l^2}{S}$ . Здесь  $l$  — размах крыла и  $S$  — его площадь. Для прямоугольного крыла эта формула переходит в такую:  $\lambda = \frac{l}{b}$ , где  $b$  — длина хорды крыла.

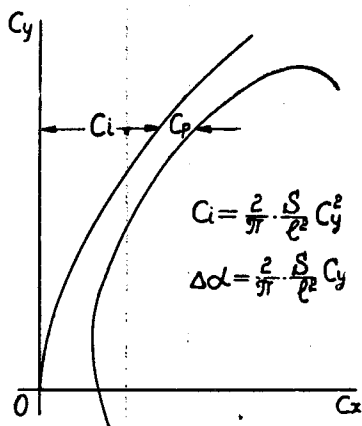
По Прандтлю коэффициент индуктивного сопротивления крыла равен:

$$C_i = \frac{2}{\pi} \cdot \frac{S}{l^3} C_y^2 = \frac{2}{\pi \lambda} C_y^2.$$

Для испытываемого крыла  $\lambda = \text{const.}$  и, следовательно,

$$C_i = \text{const.} \cdot C_y^2.$$

На диаграмме Лилиентала последняя зависимость представится параболою, которая и разобьет измеренное сопротивление на профильное и индуктивное (см. фиг. 51).



Фиг. 51. Парабола индуктивного сопротивления крыла.

На каждой диаграмме мы даем чертеж профиля и, если надо, план испытанного крыла и приводим таблицу ординат профиля для облегчения его вычерчивания в большом масштабе, что требуется, например, при изготовлении нервюр самолета и т. п.

Для облегчения графических построений при аэродинамическом расчете мы даем, кроме диаграмм, также и таблицы коэффициентов  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  в функции  $\alpha$  (см. главу VI).

Таким образом, каждая диаграмма испытания крыла, приведенная в этой книге, за весьма малыми исключениями,

была получена как результат следующих испытаний и построений:

1. Крыло испытывается прямою обдувкой на  $C_y$  и  $C_x$  по  $\alpha$ .
2. Крыло испытывается обратной обдувкой на  $C_y$  и  $C_x$  по  $\alpha$ .
3. Испытывается траверса с державкою на  $C_y$  и  $C_x$  по  $V$ .
4. Крыло испытывается прямою обдувкой на  $C_m$  по  $\alpha$ .
5. Крыло испытывается обратной обдувкой на  $C_m$  по  $\alpha$ .
6. Строится диаграмма, на которую наносятся кривые  $C_y$  по  $\alpha$ ,  $C_y$  по  $C_x$  с поправкою на траверсу и кривые  $C_m$  по  $C_y$  с поправкою на нить; все для прямой и обратной продувок.
7. Кривые исправляются на косизну.
8. В кривые вводится поправка по способу Л. Прандтля на влияние стенок трубы.
9. Полученные окончательные кривые переносятся на новый чертеж, где наносится и парабола индуктивного сопротивления.

10. Производятся точная съемка и обмер крыла, изготавливается его чертеж, который с таблицей ординат наносится на окончательную диаграмму испытания. В случае сложного крыла даются несколько его сечений и вид в плане.
11. По последней диаграмме определяются окончательные значения коэффициентов и составляется их таблица, удобная для построения кривых в других масштабах, что может потребоваться, например, при аэродинамическом расчете самолета.

Легко видеть, что многие из описанных операций приходится производить из-за несовершенства имеющегося оборудования. Так, двойные продувки крыльев вызываются исключительно несовершенством старой трубы и ее весов, не позволяющих выверить прибор полностью до уничтожения косизны. Несовершенство весов, дающих лишь две компоненты, заставляет делать специальные опыты по определению аэродинамического момента. Правда, благодаря этому, точность определения  $C_m$  довольно велика и вряд ли она может быть сохранена на каких бы то ни было универсальных весах, дающих несколько компонент, но все же работа экспериментирования благодаря этому очень увеличивается.

В новых лабораториях предполагается установить аэродинамические весы, дающие сразу несколько компонент и позволяющие совершенно исключить влияние косизны потока. Этим будет значительно сокращена работа по экспериментированию с крыльями.

---

## ГЛАВА V.

### **О современной точности аэродинамических исследований.**

В настоящее время в аэропланостроении замечается тенденция к возможно большему уточнению расчетов и подведению научной базы под все проектирования самолета.

Так как явления аэродинамики весьма сложны и теория не может еще в настоящее время дать удовлетворительного ответа на многие вопросы, интересующие конструктора, то широко развилась методика испытания моделей самолетов и их частей в аэродинамических лабораториях.

Этим методом получают в настоящее время ответы на все основные аэродинамические вопросы самолетостроения. Достаточно просмотреть содержание настоящей книги, чтобы убедиться, насколько разнообразны теперь аэродинамические опыты и на какие важные для самолетостроения вопросы они дают исчерпывающий ответ. Здесь затрагиваются вопросы и о силах, действующих на самолет в различных его положениях, исследуются вопросы устойчивости, изучается картина распределения давления по поверхности крыла, определяются усилия, действующие на органы управления и т. д.

В настоящее время опыты ведутся не только с определенным, предложенным конструктором типом самолета, но и с различными деталями, которые испытываются лабораториями как бы „впрок“, из которых конструкторы в дальнейшем делают выбор и останавливаются на наиболее пригодных для решения данного частного вопроса.

В особенности широко развилось пользование готовыми продувками крыльев, из которых особенно конструкторами русской школы делается на основании более или менее тонких соображений и расчетов выбор „наивыгоднейшей дужки“ и намечаются основные „рациональные размеры самолета“.

При подобных исследованиях приходится пользоваться результатами опытов, произведенных в различных лабораториях, и здесь сам собою возникает основной вопрос — насколько точны и сравнимы опыты, произведенные в разных аэродинамических трубах.

В виду важности этого вопроса и часто наблюдающемуся мало критическому подходу к нему как со стороны теоретиков так, и конструкторов, нередко останавливающих свой выбор на крыле, дающем, например, „меньшее на 1<sup>0</sup>/о лобовое сопротивление, чем другое“ и т. п., мы решили остановиться здесь на нем несколько подробнее.

Мы в предыдущей главе уже указали на необходимость введения в опыты, производимые в аэродинамических трубах, поправок на влияние их стенок. Такие поправки имеются и у труб открытого типа, как, например, в трубе лаборатории проф. Л. Прандтля. Поправки эти имеют ту же величину, как и в трубах закрытого типа, но только знак у них противоположный. Трубы нашего типа как бы улучшают крыло, а трубы открытые ухудшают его. Подробнее об этом вопросе см. в вып. 20 Трудов ЦАГИ. Влияния эти довольно велики. Однако, поправка по теории Л. Прандтля, повидимому, исправляет опыты лишь отчасти и некоторое влияние трубы остается в опыте не исключенным и после введения этих поправок. Особенно возможно расхождение при сравнении опытов, произведенных в открытых и в закрытых трубах, так как поправки направлены у них в разные стороны и мелкие неучитываемые влияния могут заметно исказить кривые, полученные при опытах с одинаковыми крыльями.

Вторым очень важным требованием, предъявляемым к опытам с моделями, является необходимость соблюдения у них условий „аэродинамического подобия“, заключающихся в том, что при геометрическом подобии моделей необходимо еще соблюдение равенства получающихся при опытах Рейнольдсовых чисел. Под Рейнольдсовым числом понимают в Аэродинамике величину  $R$ , которая определяется по формуле:

$$R = \frac{bV}{\nu},$$

здесь  $b$  — линейная характеристика, у крыльев принимается обычно за нее длина хорды,  $V$  — скорость потока, обтекающего модель, и  $\nu$  — коэффициент кинематической вязкости воздуха, имеющий размерность  $[kg]^0 [m]^2 [sec]^{-1}$ . Величину  $\nu$  приходится брать по специальным таблицам, так как она зависит и от давления воздуха, и от его температуры. В обычных лабораторных условиях, однако, его величина изменяется незначительно и ее можно считать постоянной и равную

$$1,45 \cdot 10^{-5} \text{ (при } 15^\circ \text{C и } 760 \text{ мм Hg).}$$

Вследствие этого в лабораторной практике предпочитают вместо полного числа Рейнольдса пользоваться лишь его числителем  $bV$ , и закон аэродинамического подобия тогда пишут в виде:

$$K = bV.$$

Число  $K$  называется характеристикой опыта.

Если просмотреть, на каких числах Рейнольдса работают с крыльями различные лаборатории, то мы получим следующую таблицу:

Величина  $bV$  в ( $m^2/сек.$ ) для разных лабораторий.

Имени Н. Е. Жуковского $b \cdot V = K$	Новые Лаб. ЦАГИ $b \cdot V = K$	Эйфель Auteuil $b \cdot V = K$	Saint-Cyr $b \cdot V = K$	Göttingen $b \cdot V = K$	Massachuset. Inst. of Techn. $b \cdot V = K$	Langley Field. Труба высок. давл. $b V \cdot p = K^1)$
0,15.20 = 3 до 0,15.40 = 6	0,15.100 = 15 0,3.100 = 30 и 0,6.30 = 18	0,15.20 = 3 до 0,15.38 = 5,7	0,164.25 = 4,1 до 0,164.40 = 6,6	0,2.30 = 6 до 0,2.50 = 10 В искусственных условиях до 24.	0,075.15 = 1,2 до 0,1.17 = 1,7	до 0,15.40.25 = 150 При искусственных условиях в воздухе, сжатом до 25 атмосфер.

Новейшие опыты показывают, что для законности перехода от модели к натуре и для надежного сравнения продувок одинаковых крыльев нужно иметь характеристику опыта ни в коем случае не меньшую 3, желательно же иметь ее не меньшую 6. В этом отношении наша старая Лаборатория Н. Е. Жуковского лежит на пределе и имеет характеристику опыта того же порядка, как и все другие лаборатории, построенные до 1920 г., т.-е. величина  $K$  лежит у нее в пределах от 3 до 6.

Эти два первые фактора, т.-е. влияние стенок трубы и Рейнольдсово число, вполне поддаются учету; этого, однако, нельзя сказать о третьем факторе — о влиянии турбулентности потока в трубе на результаты опыта. Под турбулентностью воздушного потока в трубе понимают такое течение воздуха, когда он весь заполнен мелкими вихрями. Эти вихри зарождаются или от спрямляющей поток решетки, ставящейся перед моделью, или от стенок трубы.

С этим фактором борются, делая весьма тонкие и гладкие спрямляющие решетки и помещая модель возможно близко к коллектору трубы. Тогда вихри, возникшие от решетки, быстро успокаиваются, а вихри, идущие от стенок трубы, не успевают достигнуть модели и уносятся потоком прочь.

В зависимости от системы труб в них получается различная степень турбулентности потока. Она довольно сильно влияет на опыты, производимые над моделями с неустойчивою формою обтекающего их потока. При обтекании же моделей хорошей, удобообтекаемой формы, турбулентность влияет мало.

<sup>1)</sup> Здесь  $p$  — давление воздуха в атмосферах.

В настоящее время вопрос о влиянии турбулентности снова привлёк внимание аэродинамических лабораторий, однако достаточной ясности в нем пока еще не достигнуто. При исследованиях, например, столь плохо обтекаемого тела, как шар, оказывается, что даже при строгом соблюдении равенства чисел Рейнольдса опытные кривые разных лабораторий расходятся весьма сильно. На фиг. 52, заимствованной из американского годовичного отчета по авиации за 1923 год, нанесены кривые сопротивления шара, полученные в разных трубах и лабораториях <sup>1)</sup>. Нанесена на этой диаграмме и кривая, полученная в нашей лаборатории еще в 1913 году Г. И. Лукьяновым.

Как видим, расхождение опытов получается в этом случае чрезвычайно большое. Из других американских опытов видно, что форма кривых изменялась даже при постановке в трубу различных спрямляющих решеток.

Однако, эти явления наблюдаются лишь в некоторой, так называемой „критической области“ чисел Рейнольдса. Вне этой области коэффициенты, полученные для одинаковых моделей в разных лабораториях, сходятся довольно хорошо.

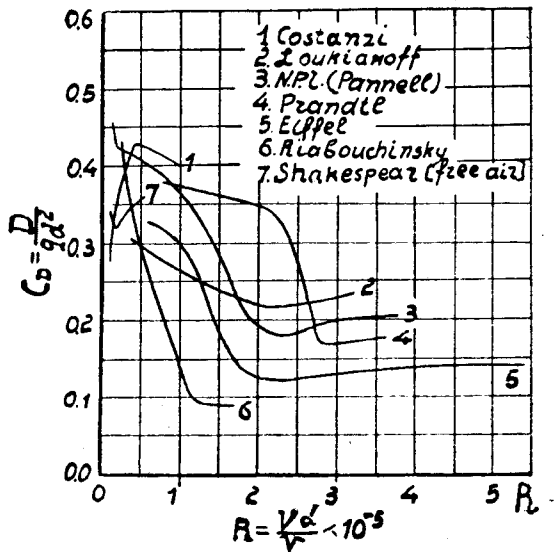
Подходя с этой точки зрения к трубам нашей Лаборатории, мы видим следующее.

Наша старая труба № 2 имеет довольно сильную турбулентность, так как спрямляющая решетка сделана у нее из толстой 4 мм фанеры, а модель стоит после длинного цилиндрического участка (см. фиг. 12). Характеристика опыта у нее не велика. Опыты ведутся обычно над крылом с хордой 0,15 м, а скорость потока обычно лежит между 20 — 24 м/с. Это дает для характеристики опытов величины:

$$K = 0,15 \cdot 20 = 3 \text{ м}^2/\text{с.}$$

$$\text{или } K = 0,15 \cdot 24 = 3,6 \text{ м}^2/\text{с.}$$

В некоторых, редких опытах скорость потока доходила до 38 м/сек., что дает  $K \cong 6 \text{ м}^2/\text{сек.}$



Фиг. 52. Коэффициент сопротивления шара  $C_d = \frac{Q}{q d^2} = \frac{2 \cdot Q}{\rho V^2 d^2}$  в зависимости от числа Рейнольдса по данным различных исследователей.

<sup>1)</sup> Ninth annual report of the National Advisory Committee for Aeronautics. 1923. Стр. 70 и 478.

Однако при этой, сравнительно большой скорости потока в трубе № 2 появляются крупные вихри — „воздушные кирпичи“ и работа на весах становится ненадежною — получается большой разброс опытных точек.

Поправка на влияние стенок у трубы № 2 была подробно изучена; она дает довольно хорошее совпадение исправленных кривых, но все же не полное (см. главу III).

Труба № 3 имеет весьма малую турбулентность и является в смысле правильности потока вообще одною из лучших труб. Модель стоит очень близко к коллектору, но все же на таком расстоянии, на каком в потоке исчезает „полосатость“ от тонкой жестяной решетки.

Характеристики опыта в этой трубе имеют ту же величину, как и в трубе № 2, но вследствие спокойного потока в ней можно вести точные опыты и на больших скоростях.

Поправка на влияние стенок в ней не изучалась, так как она имеет почти круглую форму поперечного сечения, а такие трубы уже изучались за границей и их поправка довольно хорошо выражается формулами Л. Прандтля.

Так как большая часть опытов с крыльями велась в отчетном периоде на трубе № 2, то необходимо убедиться, насколько заслуживают доверия произведенные в ней опыты.

Однако, для возможности такого суждения нужно посмотреть, насколько вообще точны современные аэродинамические исследования.

Здесь надо различать два случая. Первый, это — точность самого опыта, производимого над одною и тою же моделью в одной и той же трубе, но разными экспериментаторами. С этою целью делаются в лабораториях повторные опыты и сравниваются друг с другом.

Второй случай, это — сравнение опытов, произведенных в различных лабораториях.

Остановимся сперва на первом случае.

Оказывается, что результаты таких повторных опытов дают обычно небольшое, но все же довольно заметное расхождение.

Л. Прандтль на основании одного сравнительного опыта считает, что величины  $C_y'$ ,  $C_x'$  и  $C_m'$ , полученные в его опытах, могут оказаться в среднем в действительности такими:

$$\begin{aligned} C_y &= C_y' \pm 0,007 \\ C_x &= C_x' \pm 0,0003 \\ C_m &= C_m' \pm 0,001^1). \end{aligned}$$

При этом проф. Л. Прандтль считает, что ошибка в  $C_y$  получается не за счет ошибок в измерении сил на весах, а вследствие малой точности установки и измерения углов атаки  $\alpha$ . Поэтому правильнее было бы считать, что  $C_y = C_y'$ , а величину  $\alpha$  давать со сред-

<sup>1)</sup> См. L. Prandtl. Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. I Lieferung. Стр. 48 и 49.



нею вероятною ошибкою. Однако, вследствие отсутствия опытных данных по этому вопросу мы здесь всюду считаем, что угол атаки  $\alpha$  определен правильно.

Для процентной оценки этих цифр возьмем средние лётные значения коэффициентов для хороших крыльев, а именно:

$$C_y = 0,30; \text{ тогда средняя ошибка возможна в } \pm \frac{0,007}{0,30} 100 = \pm 2,3\%$$

$$C_x = 0,015; \quad " \quad " \quad " \quad " \quad " \quad \pm \frac{0,0003}{0,015} 100 = \pm 2\%$$

$$C_m = 0,06; \quad " \quad " \quad " \quad " \quad " \quad \pm \frac{0,001}{0,06} 100 = \pm 2\%$$

Таким образом, ошибка у Прандтля может получаться в среднем приблизительно в  $\pm 2,5\%$ . При этом у него взят средний опыт. При опытах же неудачных, по нашим наблюдениям, ошибка может быть и в несколько раз большею, чем средняя ошибка.

Примерно такая же погрешность получается и в Национальной Физической Лаборатории (N. P. L.) в Англии. Там получилась для  $C_y$  ошибка в  $\pm 2\%$ , а в  $C_x$  около  $\pm 5\%$ .

Наши повторные опыты дают для нормальной погрешности также примерно  $3\% - 5\%$ . Однако, вследствие того обстоятельства, что в залах нашей Лаборатории велись иногда различные работы с громоздкими аппаратами, поток в трубах сильно искажался и бывали дни столь резкого понижения точности опытов, что приходилось совершенно останавливать экспериментальную работу. Однако, благодаря всегда применявшемуся методу повторных опытов с целью исправления косизны, легко было улавливать и отбрасывать неудачные опыты. Благодаря этому же приему несколько уменьшается и величина возможной ошибки.

Еще больший интерес представляет сравнение опытов различных лабораторий над одним и тем же крылом. В последнее время такие опыты в виду их огромного значения ставятся в аэродинамических лабораториях очень часто. При этом следует различать следующие четыре типа таких исследований.

1. Опыт ведется над одною и тою же моделью, передаваемою из одной лаборатории в другую. Здесь получается наибольшая точность.

2. Опыт ведется с моделями, изготовленными в каждой лаборатории, с особою тщательностью, по точным чертежам и таблицам размеров. Однако, модели не могут быть вполне тождественными из-за погрешностей в изготовлении. Поверхность моделей делается, по возможности, с одинаковою гладкостью, и сама конструкция модели выполняется нередко одинаковою для избежания разнообразия ее деформаций. Самый опыт по проверке ведется обычно с особою тщательностью: берется большее, чем обычно, количество отсчетов, при малейшем сомнении опыт повторяется и т. п.

При такой проверке, естественно, получается значительно лучшее совпадение опытов, чем это имело бы место при употреблении нормальных методов, принятых в сравниваемых лабораториях.

3. Опыт ведется с моделями, изготовленными по чертежам, напечатанным в трудах той или иной лаборатории. Модель изготавливается в нормальном порядке, с нормальной точностью и подвергается нормальной проверке, принятой в лаборатории. Опыт производится нормальным порядком, и лица, ведущие его, не знают, для чего он ведется. Этим путем получают наиболее интересные результаты, так как важна не „параллельная“ точность, получаемая по способу 2, а та „рабочая“, с какою даются в данной лаборатории все нормальные продувки.

4. Наконец, четвертый способ заключается в массовой проверке большого количества опытов, произведенных в сравниваемых лабораториях. При этом мелкие индивидуальные различия отдельных продувок сглаживаются и на среднем результате ясно выступает та или иная тенденция каждой лаборатории.

Понятно, что этот способ может давать надежный результат лишь при однородности сравниваемого материала.

В качестве сравнения первого типа мы приведем французские опыты, сделанные на четырех моделях крыльев. Эти модели испытывались последовательно в Лаборатории Эйфеля (Auteuil) и в Сен-Сирской Лаборатории (Saint Cyr). Описание этих опытов дано в „Bulletin Technique“, № 12, Mars, 1923. Service Technique de l'Aéronautique.

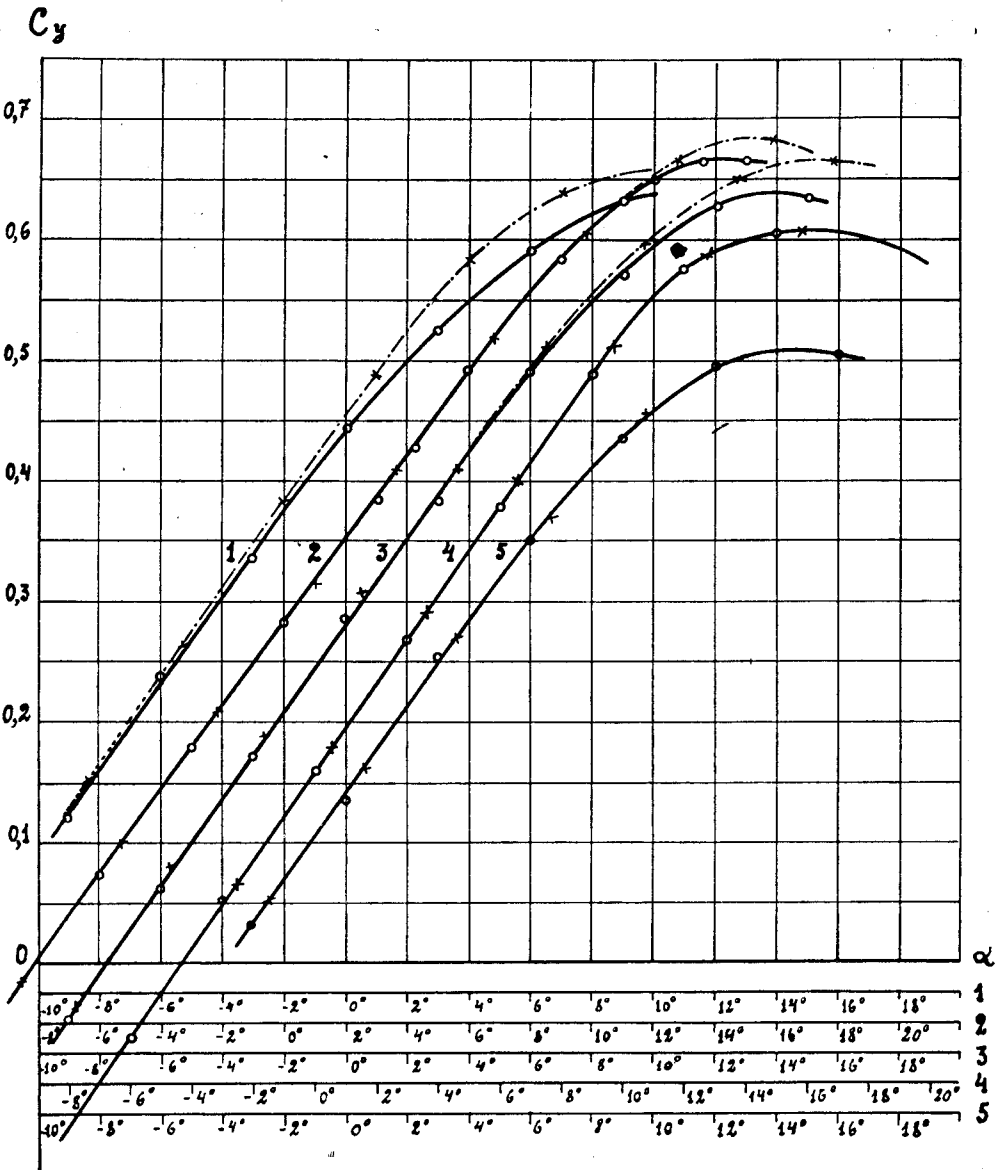
В таблице I даны номера и обозначения этих крыльев.

Таблица I.

Текущ. № крыла.	Обознач. Service Techn. Aé.	Обознач. Эйфеля	Скор. потока м/с.	Обознач. Сен-Сира.	Скор. по ока м/с.	Тип крыла.
1	TAé 1A	E 310	26,5	SC 34	40	Halb-eirn
2	TAé 73A	E 356	30	SC 56	30	430 Göttingen
3	TAé 75A	E 357	28	SC 59	30	435 Göttingen
4	—	E 381	28	SC 138	30	—
5	TAé 73A	E 356	27	SC 56	30	430 Göttingen

Результаты опытов с этими крыльями представлены у нас на диаграммах фиг. 53 и 54. Диаграмма фиг. 53 дает величину  $C_y$  в зависимости от  $\alpha$ , а диаграмма фиг. 54 — величину  $C_x$  также в зависимости от  $\alpha$ . Для экономии места мы нанесли на эти диаграммы все 5 кривых, и для ясности должны были несколько сдвинуть у каждой кривой

ее масштаб углов атаки  $\alpha$ . Соответственные масштабы отмечены на фигуре теми же номерами, как и крылья, к которым они относятся.



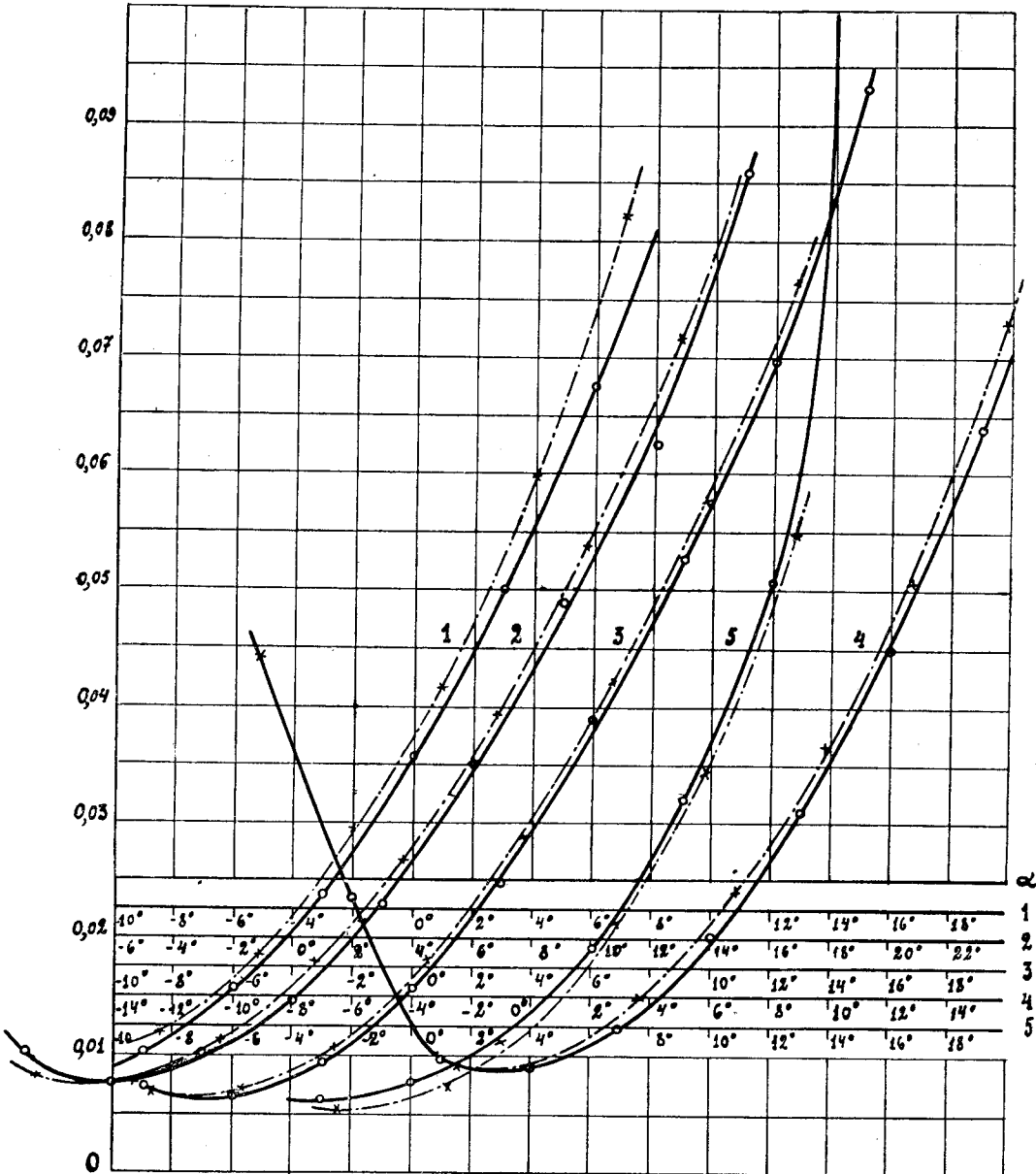
Фиг. 53. Сравнение результатов определения  $C_y$  по  $\alpha$  в Лаборатории Эйфеля (пунктир) и в Сен-Сирской (сплошные линии) у пяти моделей крыльев.

Кривые, полученные в Лаборатории Эйфеля, нанесены пунктиром, и опытные точки этой Лаборатории изображены крестиками.

Как видим, полного совпадения не получилось. Особенно велико расхождение в тех случаях, когда скорости в обоих опытах были различные.

Французы делают из этих исследований следующее заключение: величина  $C_y$  получается вообще хорошо совпадающею на средних углах атаки, при углах же, близких к посадочному ( $C_y = \text{максимуму}$ ),

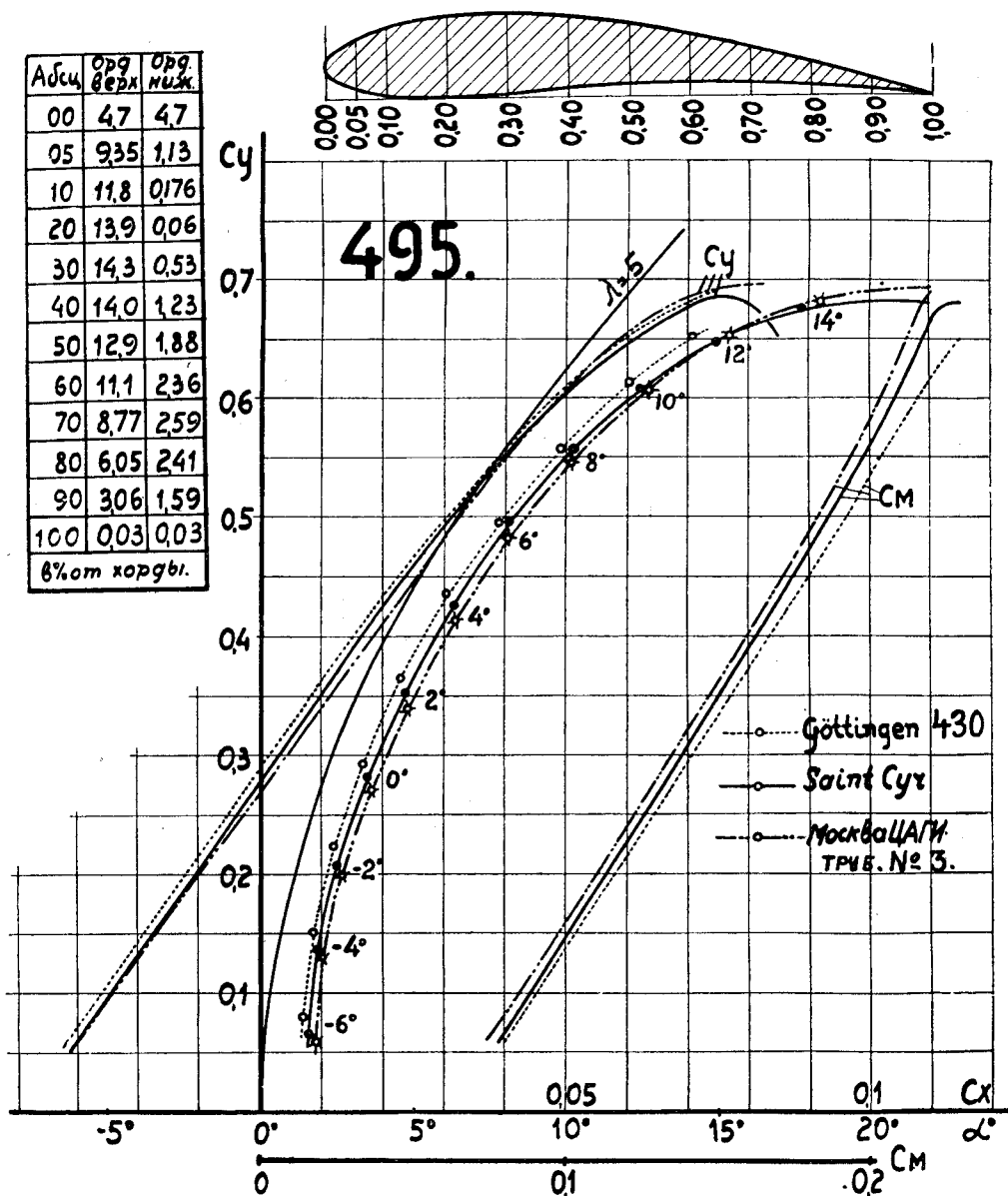
$C_x$ .



Фиг. 54. Сравнение результатов определения  $C_x$  по  $\alpha$  в Лаборатории Эйфеля (пунктир) и в Сен-Сирской (сплошными линиями) у пяти моделей крыльев.

кривые  $C_y$  заметно расходятся. Кривые  $C_x$  получаются вообще значительно менее точно, чем  $C_y$ .

От невыясненных причин, вероятно от погрешностей опыта, ошибка доходит в определении  $C_x$  до 5%, а иногда и до значительно большей величины.

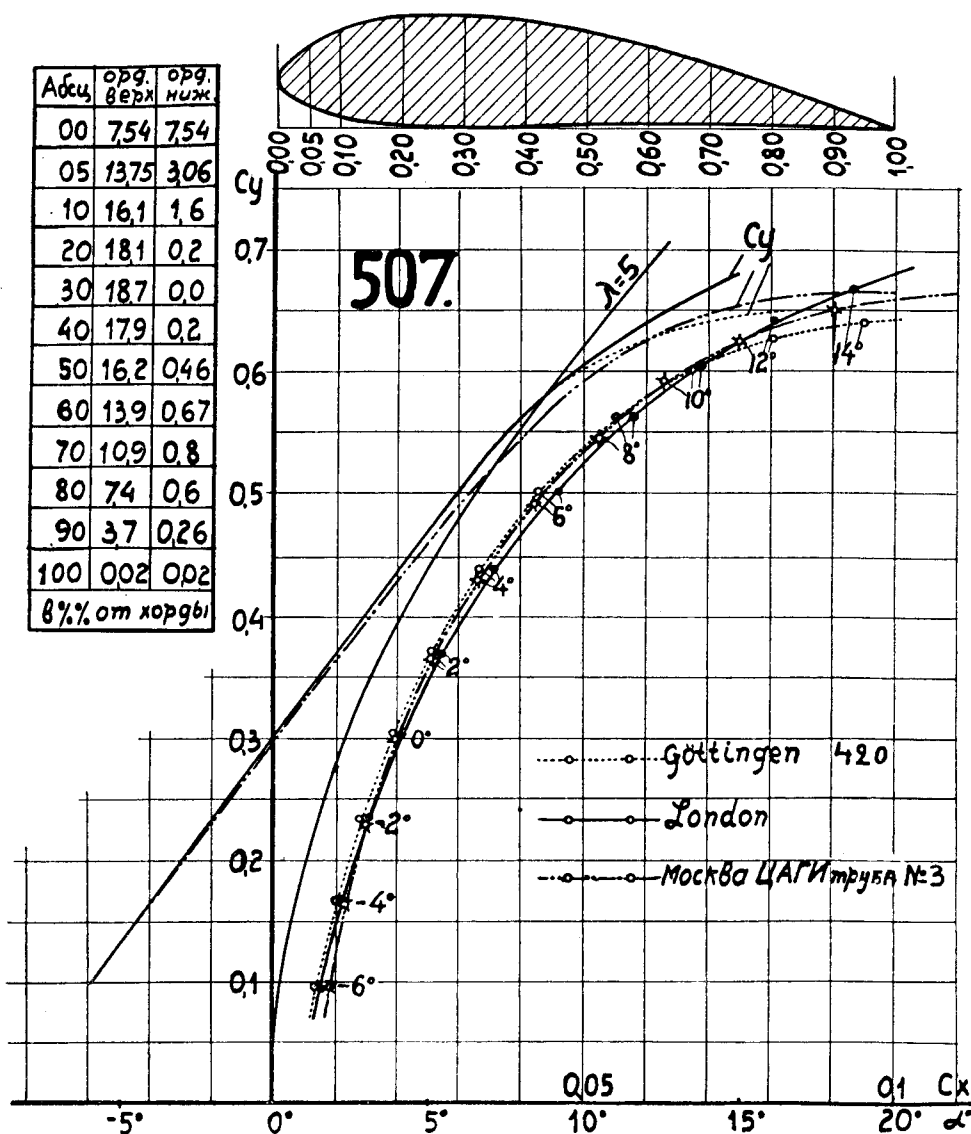


Фиг. 55. Сравнение продувок лабораторий Гёттингена, Сен-Сира и лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского.

В качестве исследований второго типа мы приведем испытание двух крыльев Прандтля в Лабораториях ЦАГИ, Сен-Сира и Лондона. Обозначения этих крыльев даны в таблице II.

Таблица II.

Крыло	Геттинген.	ЦАГИ	Лондон.	Сен-Сир.	Фигуры
1	430	495	—	Saint-Cyr Leo 0,9	55
2	420	507	London	—	56



Фиг. 56. Сравнение продувок лабораторий: Гёттингена, Лондонской и лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского.

Т а б л и ц а III.

C <sub>y</sub>					C <sub>x</sub>					C <sub>m</sub>				
Геттинген 430		Сен-Сир Leo 0,9		ПАГИ 495	Геттинген 430		Сен-Сир Leo 0,9		ПАГИ 495	Геттинген 430		Сен-Сир Leo 0,9		ПАГИ 495
C <sub>y</sub>	0/0	C <sub>y</sub>	0/0	C <sub>y</sub>	C <sub>x</sub>	0/0	C <sub>x</sub>	0/0	C <sub>x</sub>	C <sub>m</sub>	0/0	C <sub>m</sub>	0/0	C <sub>m</sub>
0,1	100	0,085	85	0,085	85	0,0075	100	0,0085	113	0,0995	127	0,091	100	0,085
0,2	100	0,190	95	0,185	93	0,0105	100	0,0120	114	0,0130	124	0,116	100	0,110
0,3	100	0,290	97	0,280	93	0,0170	100	0,0190	112	0,0205	121	0,141	100	0,134
0,4	100	0,390	97	0,380	95	0,0265	100	0,0285	108	0,0300	113	0,167	100	0,160
0,5	100	0,500	100	0,490	98	0,0400	100	0,0415	104	0,0430	107	0,192	100	0,182
0,6	100	0,595	99	0,595	99	0,0580	100	0,0605	104	0,0615	106	0,215	100	0,203
0,65	100	0,645	99	0,655	101	0,070	100	0,075	107	0,075	107	0,230	100	0,212
Наибольшее проп. откло- нение					-15		-15		+ 4	+ 4		-5		-8
					+ 1		+ 14		-27	-2				-4

Опыты в нашей Лаборатории велись в трубе № 3, как более точной. Числа Рейнольдса в Лабораториях ЦАГИ, Сен-Сира и Лондона были несколько меньшими, чем у Прандтля.

Модель крыла была у нас и у французов изготовлена с особою тщательностью из дерева, у Прандтля же она была сделана из гипса на жестяном основании.

Результаты наших и иностранных опытов, с введением поправок на влияние трубы, представлены на фиг. 55 и 56.

Как видим, совпадение у всех кривых получилось довольно хорошее. Следует однако помнить, что все эти опыты были сделаны в наилучших трубах и проведены с особою тщательностью.

Однако, если рассмотреть эти кривые не с точки зрения абсолютного расхождения, а подойти к ним с относительною, процентною меркою, то при малых углах атаки расхождение кривых получается все же довольно значительное. В таблице III мы привели данные для крыла ЦАГИ 495 (Прандтль 430 и Сен-Сир Leo 0,9). Эта таблица построена так, что все дано в зависимости от угла атаки соответствующего  $C_y$ , полученному в Геттингене; все величины этой Лаборатории приняты за 100%.

Совершенно аналогично составлена таблица IV для крыла ЦАГИ 507, соответствующего крылу, испытанному в Лондоне, и крылу Прандтля 420.

Таблица IV.

$C_y$						$C_x$					
Геттинген 420		Лондон		ЦАГИ 507		Геттинген 420		Лондон		ЦАГИ 507	
$C_y$	%	$C_y$	%	$C_y$	%	$C_x$	%	$C_x$	%	$C_x$	%
0,1	100	0,100	100	0,100	100	0,0070	100	0,0080	114	0,0095	135
0,2	100	0,200	100	0,200	100	0,0120	100	0,0130	108	0,0130	108
0,3	100	0,300	100	0,295	98	0,0190	100	0,0210	110	0,0195	103
0,4	100	0,400	100	0,393	98	0,0290	100	0,0310	107	0,0295	102
0,5	100	0,500	100	0,490	98	0,0430	100	0,0460	107	0,044	102
0,6	100	0,607	101	0,585	97	0,0660	100	0,0675	102	0,065	99
0,64	100	0,670	105	0,650	102	0,1000	100	0,0810	81	0,081	84
Наибольшее проц. откло- нение		0		—3				—19		—16	
		+5		+2				+14		+35	



Из таблицы III видно, что отклонения в величине  $C_y$  достигают от  $+1\%$  до  $-15\%$ , в величине  $C_x + 4\%$  до  $+27\%$  и в величине  $C_m$  от  $-8\%$  до  $-2\%$ .

Если откинуть малые углы атаки ( $C_y \cong 0,1 - 0,2$ ), где ошибка очень велика из-за малости измеряемых величин, и посадочный угол, где начинается срыв струй, то ошибка будет заключаться примерно в пределах: для  $C_y$  от  $-7\%$  до  $-0\%$ ; для  $C_x$  от  $+4\%$  до  $+21\%$  и для  $C_m$  от  $-6\%$  до  $-2\%$ .

В таблице IV совпадение получилось более хорошее. Если опять-таки откинуть малые и посадочный углы атаки, то отклонения окажутся такими: для  $C_y$  от  $-2\%$  до  $+1\%$ , для  $C_x$  от  $-1\%$  до  $+10\%$ .

Таким образом, величины  $C_y$  определяются довольно хорошо — ошибка в среднем близка к той, какая получается при повторных опытах с одним и тем же крылом, т.е. около  $3\% - 5\%$ .

Величина же  $C_x$  получается в разных лабораториях с большими отклонениями.

Эти отклонения могут быть объяснены в значительной мере разницею в „характеристиках опыта“ в разных лабораториях.

Как известно, при малых характеристиках опыта (или числа Рейнольдса) подъемная сила крыла немного уменьшается, а лобовое сопротивление заметно возрастает.

Поэтому можно попытаться вводить индивидуальные поправки на трубы, приводящие произведенные на них опыты, к совпадению. Таким образом, можно грубо на основании этих таблиц наметить следующий переход от коэффициентов  $C_x'$  ЦАГИ, полученных в трубе № 2, к коэффициентам Прандтля  $C_x$ :

$$C_x \cong C_x' (0,94 \pm 0,08),$$

и аналогично для Сен-Сира:

$$C_x \cong C_x' \cdot (0,96 \pm 0,08).$$

Другими словами, исправив кривые опыта на общую тенденцию трубы, мы вправе ожидать совпадения опытных данных для  $C_x$  с точностью около  $8\%$ . Если ограничиваться лишь лётными углами атаки, то ошибку в этом случае можно считать равною около  $\pm 5\%$ .

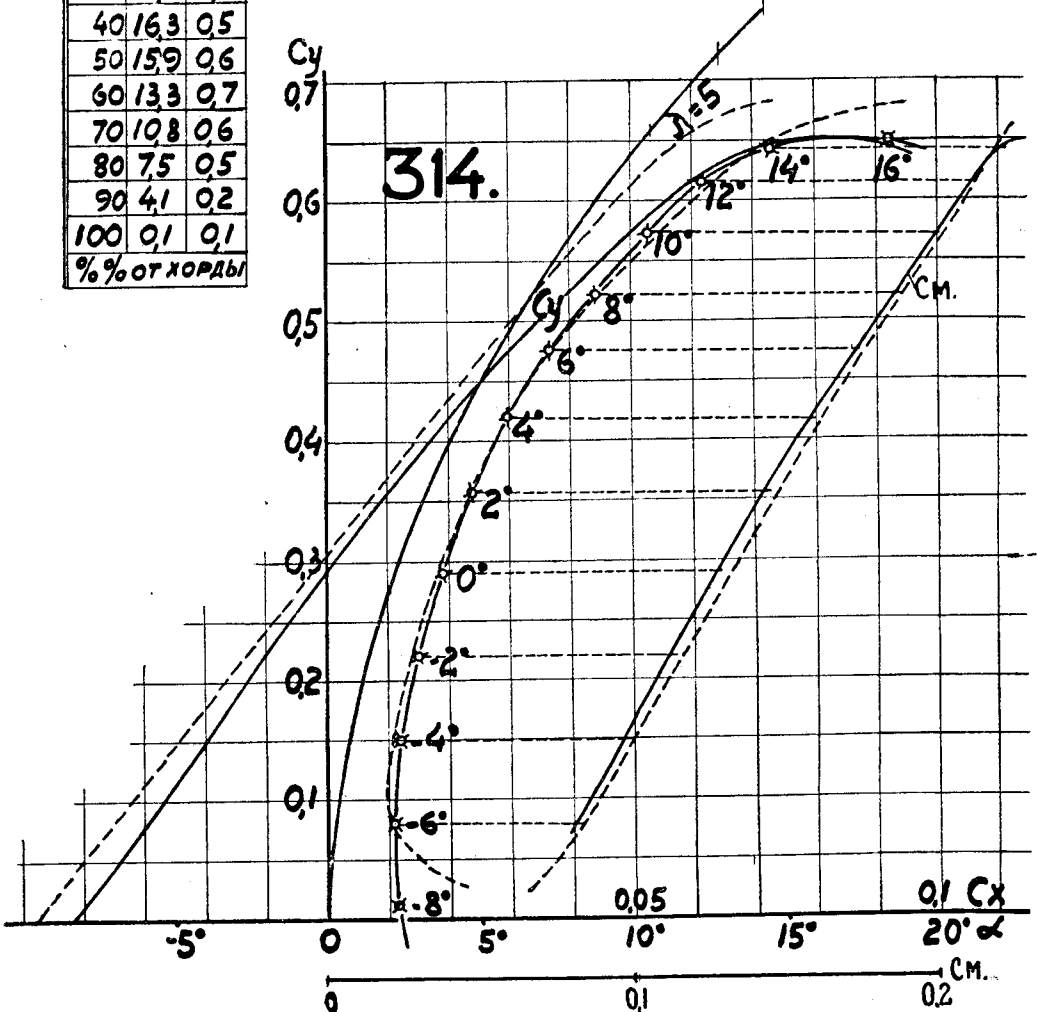
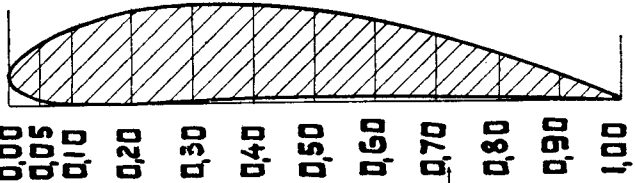
Переходим теперь к сравнению опытов, сделанных по третьему способу. Его мы применим к трубе № 2, т.е. к главному за отчетный период аппарату нашей Лаборатории. Сравнение производилось с Лабораторией Л. Прандтля, как имеющей по сравнению с другими лабораториями самые большие числа Рейнольдса<sup>1)</sup>.

<sup>1)</sup> За исключением новых труб ЦАГИ и трубы высокого давления в Langley Field. Однако, в этой последней трубе применяется несколько искусственный прием увеличения числа Рейнольдса и потому мы ее оставим в стороне.

Кроме того, до сих пор (до 1926 г.) на ней произведено слишком мало опытов, и полученные результаты довольно неопределенны.

Для этих опытов были выбраны крылья Прандтля 422, 428 и 436. Для того, чтобы избежать „парадных цифр“, было решено произвести эти испытания в самом обычном порядке. Модель была изготовлена

Абсц.	Орл. ВЕРХ	Орл. НИЖ
00	46	46
05	100	05
10	122	00
20	153	00
30	165	01
40	163	05
50	159	06
60	133	07
70	108	06
80	75	05
90	41	02
100	01	01
% от хорды		

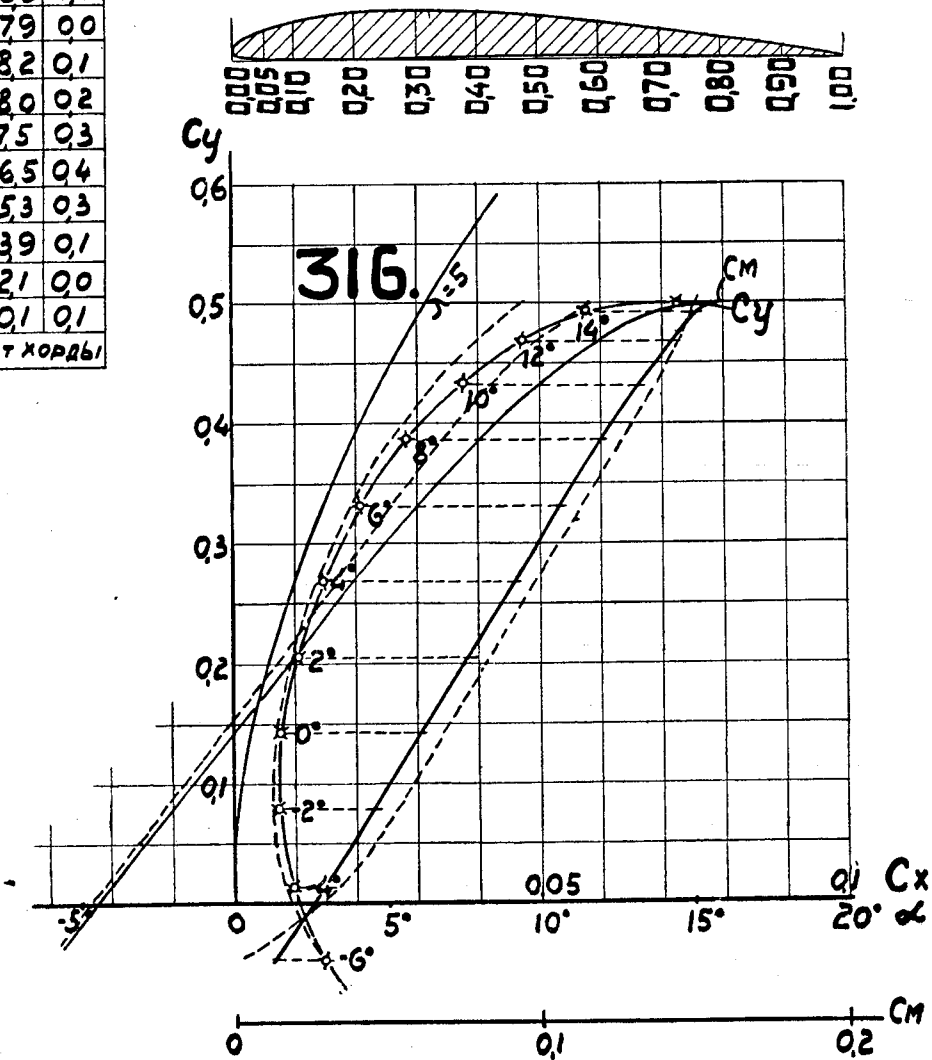


Фиг. 57. Сравнение продувки нашего крыла № 314 с близким к нему, испытанным в Гёттингене под № 422. Опыты 1923 г., труба № 2.

по чертежам, полученным путем простого перечерчивания в наш масштаб (хорда 150 мм) фотографий профилей, данных в книге Л. Прандтля — *Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen*. I Lieferung. L. Prandtl.

Материал для модели был взят обычный — сосна. К сожалению, в этот момент в 1923 г. в Лаборатории имелась лишь партия сравнительно сырого леса, из которого и пришлось изготовить эти модели.

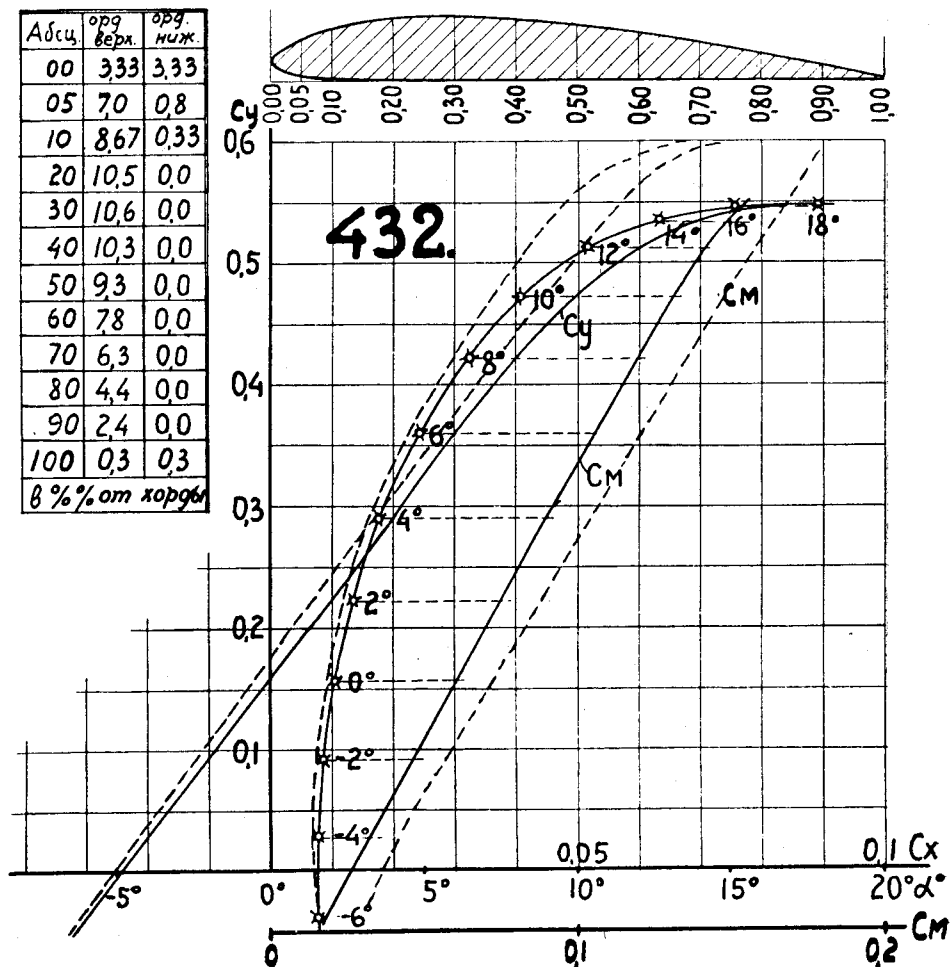
Абсц.	Ор.д. ВЕРХ	Ор.д. НИЖ
00	1,4	1,4
05	4,9	0,0
10	6,3	0,0
20	7,9	0,0
30	8,2	0,1
40	8,0	0,2
50	7,5	0,3
60	6,5	0,4
70	5,3	0,3
80	3,9	0,1
90	2,1	0,0
100	0,1	0,1
% % от хорды		



Фиг. 58. Сравнение продувки нашего крыла № 316 с близким к нему, испытанным в Гёттингене под № 428. Опыты 1923 г., труба № 2.

Поэтому они к моменту испытаний несколько покоробились. Результаты этих опытов даны на фигурах 57, 53 и 59; там же приведены и профили крыльев в том именно виде, в каком они испытывались, т.-е. уже после коробления.

Следует еще заметить, что крылья изготовлялись в то время по фанерным лекалам, а опыт велся с одиночною продувкою крыла, и опытные кривые исправлялись на косизну по теоретическим формулам, при чем косизна считалась приблизительно целый месяц постоянной (см. главу IV). В позднейшее время мы узнали, что косизна потока меняется изо дня на день.



Фиг. 59. Сравнение продувок нашего крыла № 432 с близким к нему Гёттингенским № 436. Опыты 1923 г. Труба № 2.

Поэтому описываемые старые опыты, произведенные в то время, когда Лаборатория только что начинала исследования крыльев, являются крайне неблагоприятным материалом для сравнений. Тем не менее совпадение кривых лаборатории Л. Прандтля и нашей получилось довольно удовлетворительное.

Модель 314 (см. фиг. 57) должна была по профилю совпадать с крылом Прандтля 422. Однако, из сравнения обоих профилей оказывается, что наше крыло, несмотря на близость его формы к крылу

Прандтля, все же имеет немного более тупой носик и при том несколько приподнятый вверх. Несмотря на это, совпадение кривых  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  получилось, особенно на лётных углах атаки, вполне хорошее. Для удобства сравнения кривые лаборатории Л. Прандтля нанесены на наших диаграммах пунктиром.

Крыло 316 (см. фиг. 58) должно было соответствовать крылу Прандтля 428; на деле же между ними оказалось весьма существенное различие, а именно: крыло Прандтля было снизу совершенно плоским, а у нас оно получилось слегка вогнутым. Правда, стрелка вогнутости не слишком велика и равна лишь 0,4% хорды, но все же это должно было несколько изменить аэродинамические характеристики профилей.

Однако, на фиг. 58 мы видим, что и здесь совпадение кривых получилось сравнительно хорошее.

Наконец, на фиг. 59 дано испытание нашего профиля 432, соответствующего крылу Прандтля 436. Сравнение этих профилей показывает, что и здесь они не вполне тождественны, — у нас передний конец профиля сделан несколько более острым, чем у Прандтля.

Тем не менее и в этом случае расхождение кривых не слишком велико. Сопротивления  $C_x$  на кривой Лилиенталя совпадают довольно хорошо, кривые  $C_y$  разошлись сравнительно мало и лишь кривые  $C_m$  дали большое расхождение; последнее может быть объяснено тем обстоятельством, что это крыло испытывалось на  $C_m$  почти через год после испытаний на  $C_y$  и  $C_x$ .

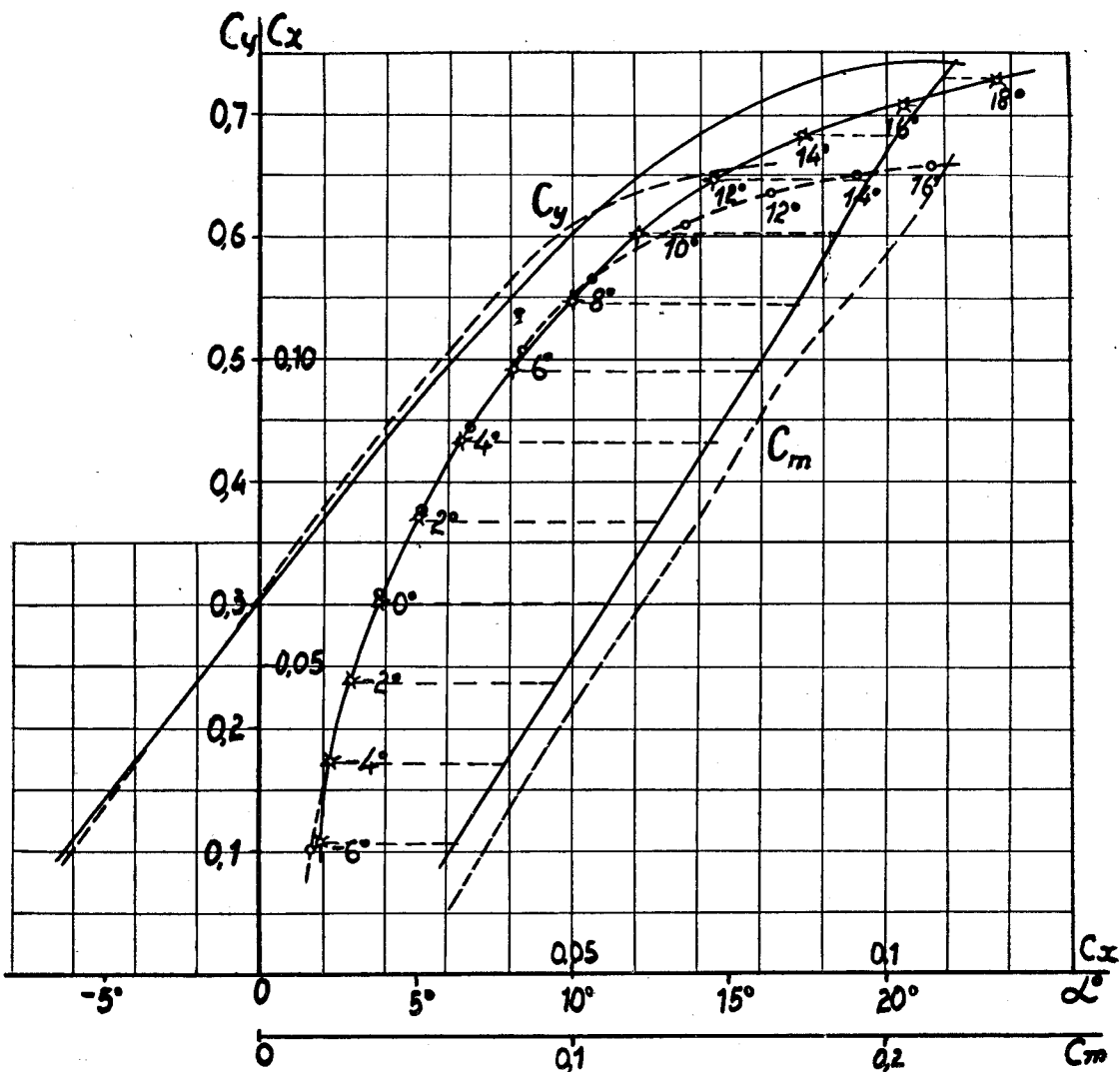
Во всех этих опытах надо отметить тот важный факт, что наши кривые Л. лиенталя сравнительно хорошо совпадают с теми же кривыми, данными Л. Прандтлем. Благодаря этому обстоятельству следует ожидать, что аэродинамические расчеты, произведенные на основании наших продувок, или Гёттингенских, дадут практически совпадающие результаты, так как в основу аэродинамического расчета кладутся именно кривые Лилиенталя. Некоторая разница должна получиться при таких расчетах лишь в углах атаки, что для самолета не существенно. Это произойдет из-за того, что вследствие меньших чисел Рейнольдса наши кривые  $C$  по  $\alpha$  идут на 4% — 6% ниже, чем у Прандтля.

Помимо влияния числа Рейнольдса, может оказать влияние на несовпадение опытов и неточность измерителей скорости потока. Это обстоятельство тем более может иметь место при сравнении наших опытов с гёттингенскими, ибо у нас применялся насадок Рекнагеля, а там — трубка Пито.

В последнее время в литературе неоднократно высказывались сомнения в правильности, ставшего классическим, коэффициента  $\xi = 1,37$ , принятого при градуировке манометров (напр., Krell'я и Schultz'a), работающих с насадком Рекнагеля. Наши еще далеко не законченные опыты дают для него скорее значения порядка 1,45 — 1,47. Если принять для него значение 1,45, то по формулам (А) главы III мы видим, что величина всех аэродинамических коэффициентов увеличится в от-

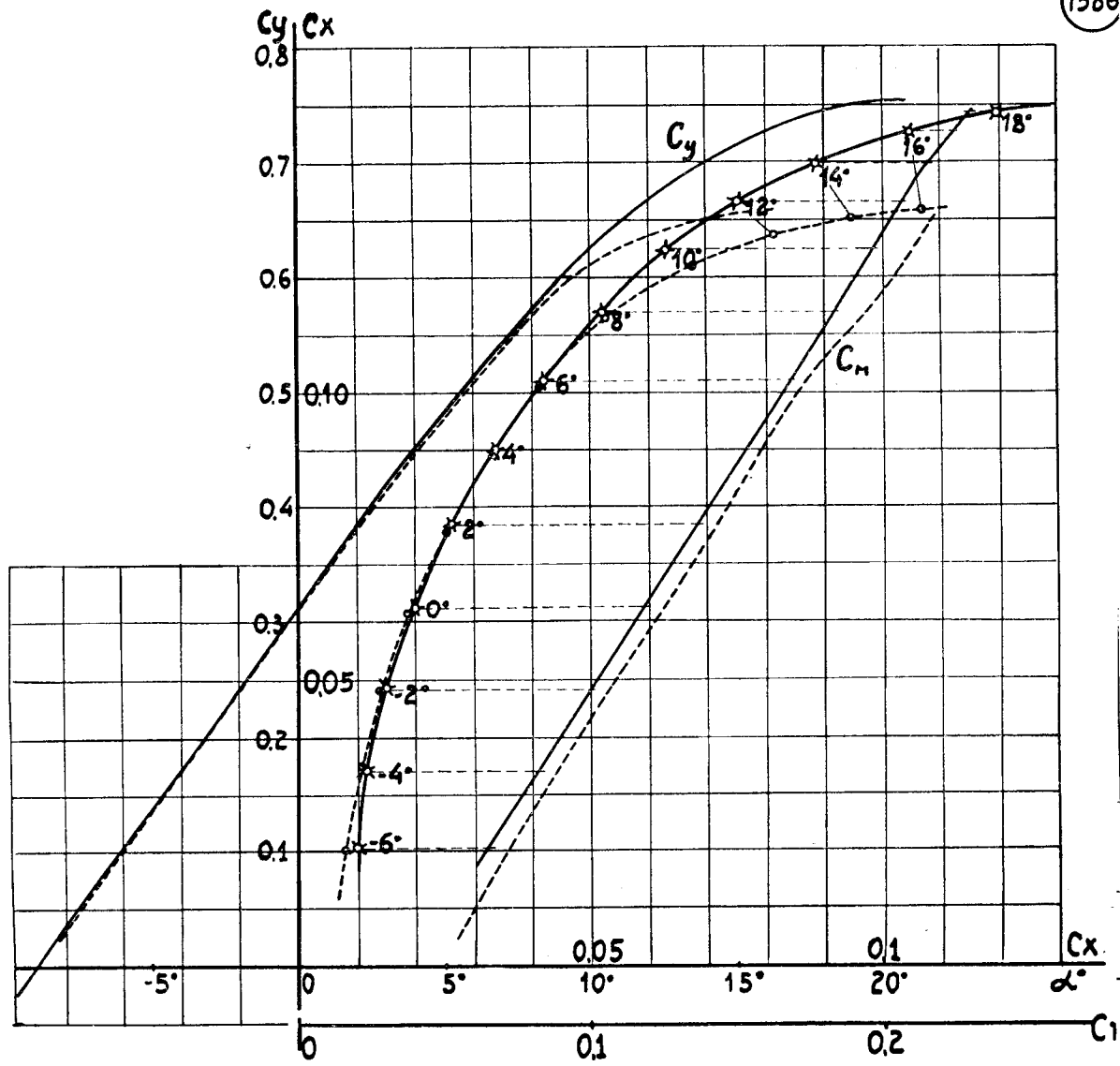
ношении  $\frac{1,45}{1,37} \cong 1,06$ , а это уже приводит наши кривые  $C_y$  к совпадению с кривыми Лаборатории проф. Л. Прандтля.

Поэтому, не дожидаясь окончания ведущихся в нашей Лаборатории исследований по этому вопросу, мы решили перед выпуском в свет этой книги сделать еще одно сравнительное испытание в трубе № 2, проведя в нем измерение скорости одновременно при помощи двух насадков — Рекнагеля и Пито. Последний насадок был протарирован в Лаборатории Л. Прандтля.

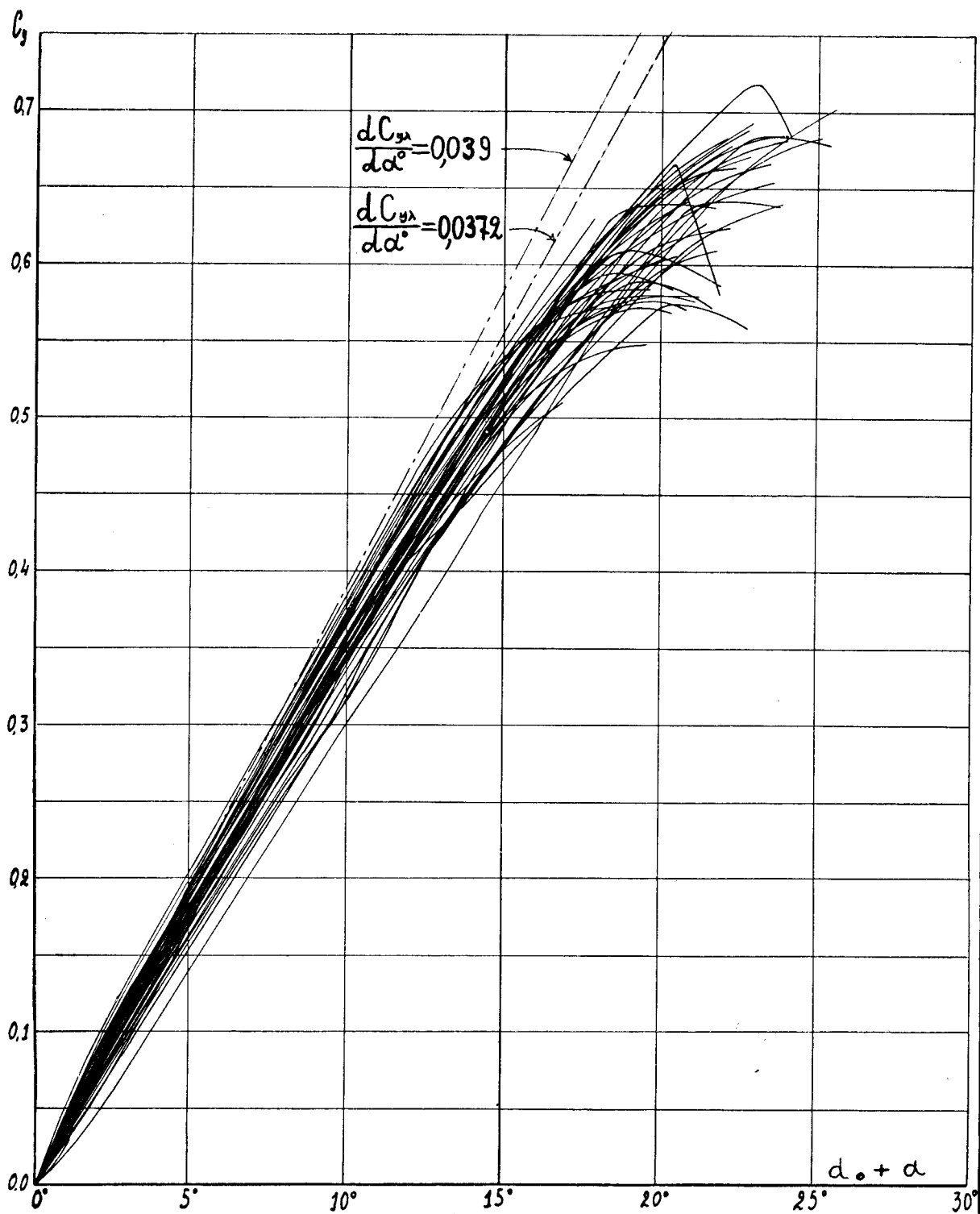


Фиг. 60. Сравнение нашей продувки крыла с продувкой Гёттингенской лаборатории. Крыло Götting, № 420. Труба № 2. Скорость измерялась насадком Рекнагеля. Опыты 1926 г.

Для опыта было взято крыло Прандтля № 420. Оно было изготовлено из с хого ореха и при его обработке применялись точные латунные лекалы. Опыт велся в 1926 году опытными экспериментато-

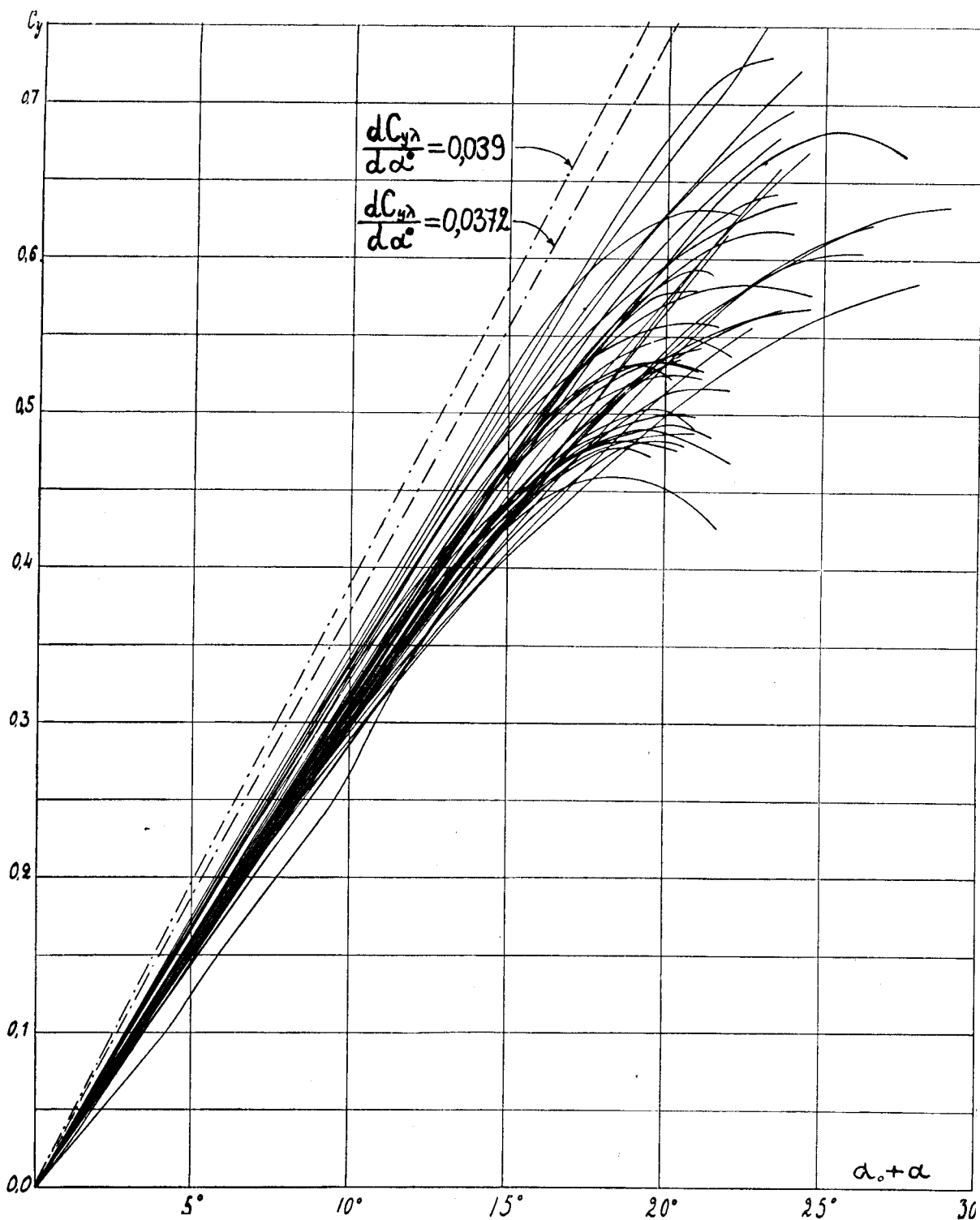


Фиг. 61. Сравнение нашей продувки крыла с продувкой Гёттингенской лаборатории. Крыло Götting. № 420. Труба № 2. Скорость измерялась трубкою Пито. Опыты 1926 г.



Фиг. 62. Массовая обработка опытов Гёттингенской лаборатории. Кривые  $C_y$  по  $\alpha_0 + \alpha$  для 44 крыльев.





Фиг. 63. Массовая обработка опытов Лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского. Кривые  $C_y$  по  $\alpha_0 + \alpha$  для 44 крыльев близких по профилю к крыльям фиг. 62.

рами, поэтому получилась точность значительно бо́льшая, чем в старых опытах 1923 года (см фиг. 60 и 61). Кривые, полученные с трубкою Пито, практически на лётных углах совпадают, за исключением кривой  $C_m$ , которая немного снесена в сторону.

Это исследование, несомненно, показывает, что в расхождении опытных данных различных лабораторий не малую роль играют также измерители скорости потока.

На сильное расхождение кривых  $C_y$  на посадочных углах атаки влияет степень турбулентности потока труб, которую обуславливается более раннее или позднее наступление срыва струй воздуха с задней поверхности крыла и обусловленное этим уменьшение подъемной силы <sup>1)</sup>.

Для более ясного выявления тенденций нашей трубы № 2 было произведено также и массовое сравнение наших продувок с продувками, сделанными в Гёттингене, по четвертому способу.

Для получения более надежных результатов крылья брались не случайные, а подбирались попарно. Однако, очень трудно было достигнуть полного соответствия наших и гёттингенских крыльев, и пришлось довольствоваться грубым сходством парных профилей, определяемым „на глаз“. Таким образом, получились 44 пары крыльев.

Для их сравнения были построены диаграммы подъемной силы, т.е. величины  $C_y$  в функции угла атаки  $\alpha_0 + \alpha$ , отсчитываемого от так называемой нулевой плоскости крыла. Величиною  $\alpha_0$  здесь обозначена абсолютная величина угла атаки при  $C_y = 0$ .

При таком построении диаграмм все кривые  $C_y$  проходят через начало координат. На фиг. 62 дано построение для крыльев Прандтля, а на фиг. 63—для наших.

Как известно, для подъемной силы крыла бесконечного размаха были даны проф. Н. Е. Жуковским и С. А. Чаплыгиным чисто теоретические формулы, которые для крыльев типа инверсии параболы имеют вид <sup>2)</sup>:

$$P_{\infty} = \pi \rho S V^2 \sin(\alpha_0 + \alpha)$$

или, переходя к коэффициенту подъемной силы:

$$C_{y_{\infty}} = \pi \cdot \sin(\alpha_0 + \alpha).$$

Эта зависимость для углов атаки до  $15^\circ$  очень близка к прямой линии. Как видим на диаграммах фиг. 62 и 63, кривые  $C_y$  действительно идут очень близко к прямым.

<sup>1)</sup> В момент сдачи настоящей работы в печать нами был получен Technical Report of the Aeronautical Research Committee for 1924/25. Там имеется сравнение опытов Английской Национальной Лаборатории (N.P.L.) и Лаборатории Прандтля. Несмотря на равенство Рейнольдсовых чисел, расхождение в результатах получилось для  $C_x$  очень большое—до  $120\%$ .

<sup>2)</sup> См. „Теоретические основы воздухоплавания“ Н. Е. Жуковского. 2-е изд., стр. 145, формула (115).

легко найти теоретический тангенс угла наклона  $\gamma$  этой линии к оси абсцисс. Действительно:

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{dC_{y\infty}}{d\alpha} = \pi \cdot \cos(\alpha_0 + \alpha).$$

Определим наклон в начале координат, для чего поставим в эту формулу  $\alpha = -\alpha_0$ .

Тогда получим:

$$\operatorname{tg} \gamma_0 = \frac{dC_{y\infty}}{d\alpha} = \pi.$$

Если угол атаки измерять не в радианах, а в градусах, то предыдущее выражение примет вид:

$$\frac{dC_{y\infty}}{d\alpha} = \frac{\pi}{57,3} = 0,0548.$$

Все это рассуждение относилось к крыльям бесконечного размаха и типа инверсии параболы. Однако, как известно из немецких работ, для всякого крыла можно подобрать „эквивалентное крыло Жуковского“, дающее ту же подъемную силу. Поэтому мы должны ожидать и от других крыльев близких значений этой производной.

Так как в лабораториях испытываются крылья с конечным размахом  $\lambda = \frac{l}{b}$ , то нам нужно найти и для этих условий величину производной.

Для конечных крыльев с относительным размахом  $\lambda$  при эллиптическом законе распределения циркуляции по размаху теория индуктивного сопротивления дает при том же  $\alpha$  значительно меньшую величину, а именно:<sup>1)</sup>

$$\frac{dC_{y\infty}}{C_{y\lambda}} = 1 + \frac{2}{\lambda}.$$

В случае же крыльев прямоугольных это соотношение может быть по Бетцу написано в виде:

$$\frac{dC_{y\infty}}{dC_{y\lambda}} \cong 1,05 + \frac{2,1}{\lambda}.$$

У нас и в Гёттингене  $\lambda = 5$ , следовательно:

$$\frac{dC_{y\infty}}{C_{y\lambda}} \cong 1,05 + \frac{2,1}{5} = 1,47.$$

Отсюда:

$$dC_{y\lambda} \cong \frac{dC_{y\infty}}{1,47}$$

<sup>1)</sup> См. Б. Юрьев. Индуктивное сопротивление крыльев. Труды ЦАГИ, вып. 10.

или

$$\frac{dC_{y\lambda}}{d\alpha} \cong \frac{1}{1,47} \cdot \frac{dC_{y\infty}}{d\alpha} = \frac{\pi}{1,47} = 2,13.$$

Беря угол атаки в градусах, получаем:

$$\frac{dC_{y\lambda}}{d\alpha^0} \cong \frac{2,13}{57,3} = 0,0372.$$

Аналогично для эллиптического крыла получим:

$$\frac{dC_{y\lambda}}{d\alpha^0} = 0,039.$$

Эти теоретические наклоны кривых  $C_y$  мы нанесли на фиг. 62 и 63 в виде пунктирных с точками линий.

Как видим, в действительности кривые  $C_y$  по  $\alpha_0 + \alpha$  не совпадают друг с другом и идут и на фиг. 55 и на фиг. 56 широкими пучками. Средняя линия этих пучков и у нас и у Прандтля идет значительно ниже теоретической. Лишь несколько одиночных кривых у Прандтля идут выше ее, что объясняется ненормальным протеканием этих кривых при малых углах атаки, чем вызывается у них сдвиг кривых вверх.

Из этих диаграмм следует, что действительная циркуляция скорости около крыльев довольно сильно отличается от величины, даваемой теорией. Объясняется это тормозящим действием на поток силы поверхностного трения воздуха о крыло.

Поэтому в тех случаях, когда приходится иметь дело с крыльями бесконечного размаха, как, например, в теории винтов, то следует исходить при расчетах не из величины  $\frac{dC_{y\infty}}{d\alpha} = \pi$ , а из той, какая получится пересчетом на  $\lambda = \infty$  опытов, произведенных с конечными крыльями.

Если взять для вычисления производной интервал от  $5^\circ$  до  $10^\circ$ , то и у нас и у Прандтля получается более определенная картина. Среднее арифметическое из полученных таким способом величин  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  оказывается равным для лаборатории Прандтля

$$\frac{dC_y}{d\alpha} \cong 0,034$$

и для трубы № 2 нашей лаборатории:

$$\frac{dC_y}{d\alpha} \cong 0,032.$$

Это расхождение объясняется, во-первых, меньшими у нас числами Рейнольдса и, во-вторых, другою тарировкою измерителя скорости.

Кроме того, среди наших крыльев имелось много очень толстых и тупоносых, для которых нельзя было подобрать хороших аналогов среди крыльев Прандтля. Учитывая наличие таких крыльев, мы можем принять, что для перехода от наших коэффициентов  $C_y$  к коэффициентам  $C_y$  Лаборатории Прандтля, принятой нами за эталон сравнения в виду ее больших чисел Рейнольдса, можно пользоваться формулой:

$$C_y = C_y' \cdot 1,05.$$

Таким же приемом мы сравнили те же 44 пары крыльев и с точки зрения их лобовых сопротивлений. Для большей отчетливости сравнялось не полное сопротивление, а лишь профильное. На фиг. 64 и 65 нанесены в виде точек значения:  $C_p = C_x - x \frac{2}{\pi \lambda} C_y^2$  для всех 44-х крыльев. У нас (см. фиг. 65) получилось, как и следовало ожидать, несколько большее сопротивление.

В среднем профильное сопротивление  $C_p$  у нас на 5%—10% больше, чем у Л. Прандтля. При этом разница больше на больших углах атаки и меньше на малых.

Поэтому, можно принять, что для перехода от нашего полного  $C_x'$  к  $C_x$  Прандтля имеется зависимость:

$$C_x = 0,94 C_x'.$$

Таким образом, найденный здесь средний результат совпадает с результатом, полученным и при индивидуальном исследовании крыльев ЦАГИ — № 314, № 316 и № 432.

Резюмируя эту главу, мы приходим к следующим заключениям.

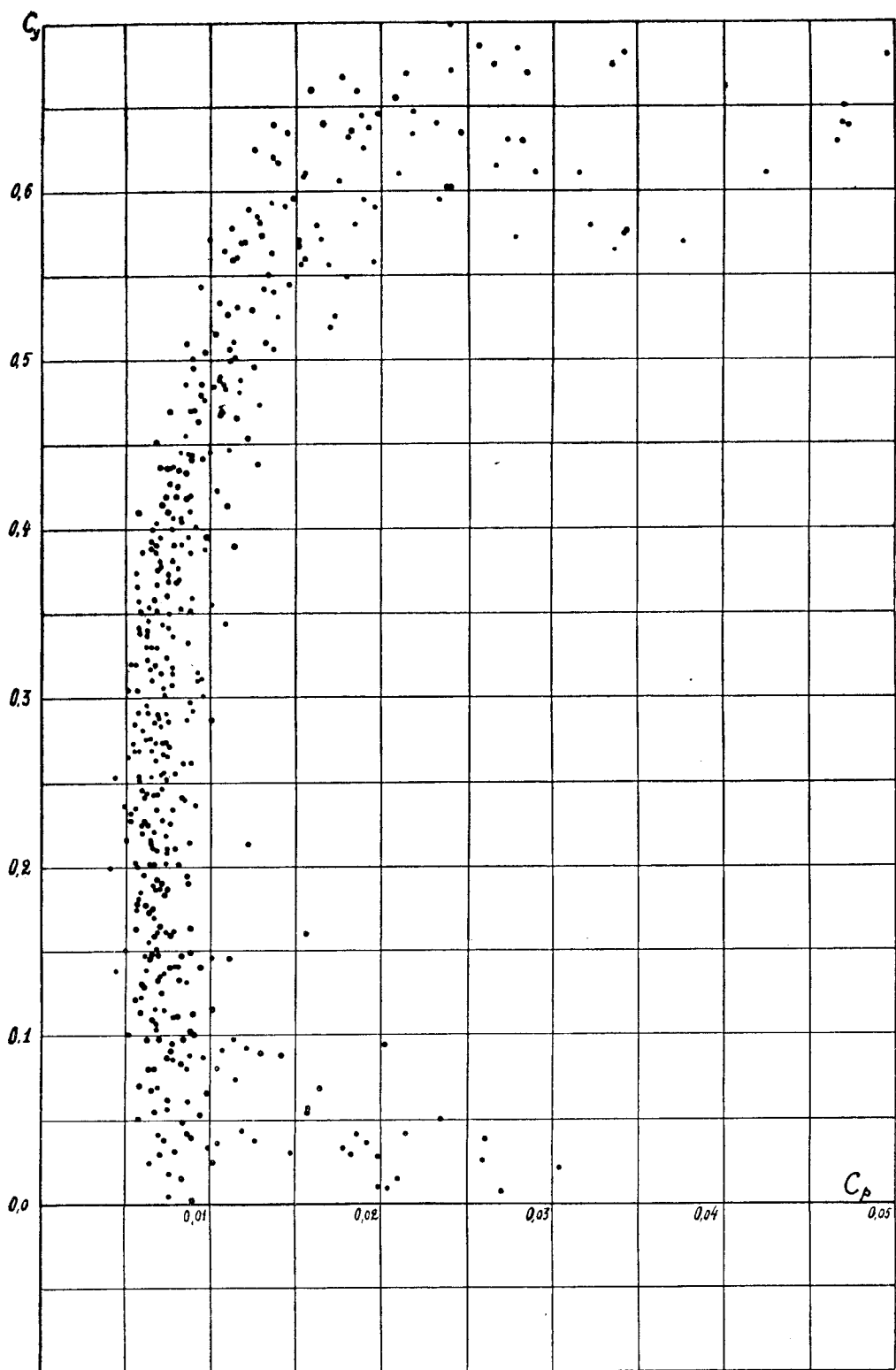
1. Точность современных аэродинамических исследований, производимых в разных лабораториях, хотя и достаточна для целей практики, однако все же не очень велика. Повторные опыты, произведенные в одной и той же лаборатории, могут иногда давать взаимное расхождение в измеряемых величинах  $C_x$  в  $\pm 3\%$  и даже до  $\pm 5\%$ .

2. Сравнение опытов различных лабораторий возможно лишь при введении в них всех поправок на искажающие опыт факторы и при исправлении их на „тенденцию лабораторий“.

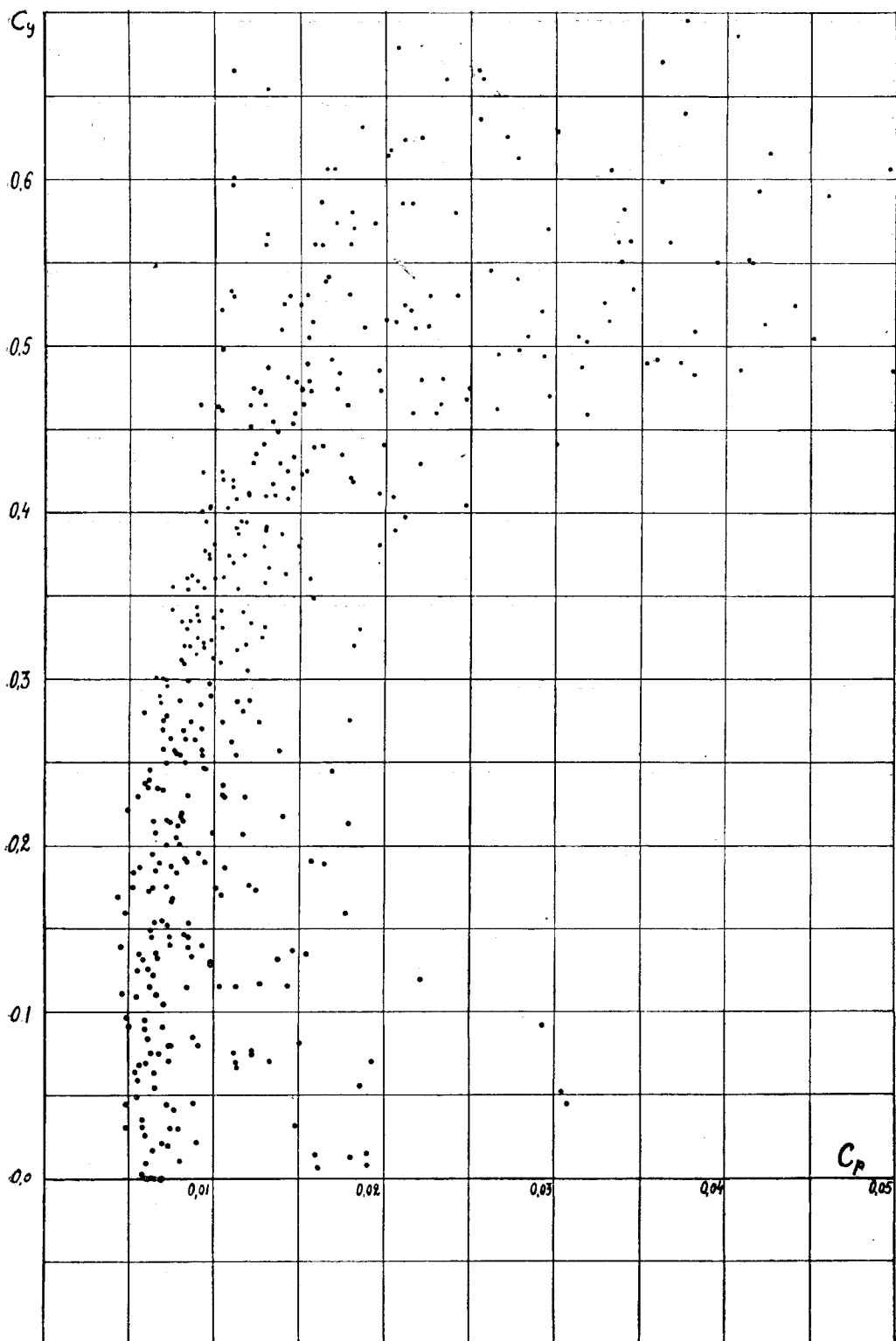
В качестве таких поправок на тенденцию мы даем, как ориентировочные, нижеследующие формулы, приводящие опыты разных лабораторий к совпадению с опытами Л. Прандтля.

Для Saint-Cyr'a:	Для ЦАГИ, труба № 3 (трубка Пито):	Для ЦАГИ, труба № 2 (насадок Рекнагеля):
------------------	---------------------------------------	---

$C_y = C_y'(1,02 \pm 0,03);$	$C_y = C_y'(1,03 \pm 0,03);$	$C_y = C_y'(1,05 \pm 0,03);$
$C_x = C_x'(0,96 \pm 0,05);$	$C_x = C_x'(0,95 \pm 0,05);$	$C_x = C_x'(0,94 \pm 0,05).$



Фиг. 64. Массовая обработка опытов Гёттингенской лаборатории. Величина  $C_p$  в зависимости от  $C_y$  для 44 крыльев (пересчитано на бесконечный размах).



Фиг. 65. Массовая обработка опытов лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского. Величина  $C_x$  в зависимости от  $C_y$  для 44 крыльев, близких по форме к крыльям фиг. 64.

В эти формулы мы ввели среднюю возможную величину ошибки (для  $C_y$  около 3<sup>0</sup>/<sub>0</sub> и для  $C_x$  около 5<sup>0</sup>/<sub>0</sub>). Формулы пригодны лишь для лётных углов атаки. На посадочном угле расхождение кривых может быть значительно большим.

3. Надежнее сравнение мало отличающихся друг от друга аэродинамических форм возможно в настоящее время лишь в том случае, если опыты ведутся в одной и той же трубе. Поэтому нашим конструкторам рекомендуется испытывать в одной и той же лаборатории все интересующие их детали самолета.

4. Из изложенного становится вполне ясным, насколько была необходима постройка больших аэродинамических труб, осуществленная ЦАГИ. Лишь при достижении лабораториями характеристик опыта порядка 10 м<sup>2</sup>/сек. можно будет рассчитывать на хорошее совпадение их продувок.



## ГЛАВА VI.

### Испытания крыльев.

Среди многих испытанных в нашей Лаборатории крыльев должна быть особо выделена группа так называемых теоретических профилей.

Интерес нашей Лаборатории к этим крыльям вполне понятен, так как теория крыльев была разработана в России московскою школою ученых.

До 1910 года были теоретически изучены в интересующей нас области лишь потоки, обтекающие тонкую пластинку, цилиндр и дугу окружности. Профессорам Н. Е. Жуковскому и С. А. Чаплыгину удалось в 1910 году создать теорию, позволяющую находить потоки около толстого крыла, при условии вполне определенной его формы. Эти формы профилей и получили у нас название теоретических профилей, — они очень близки по своей форме к наилучшим профилям, выработанным практикою.

Теория, созданная указанными исследователями, не только позволила изучить поток около крыла, но и дала формулы для вычисления подъемной силы и аэродинамического момента, действующего на крыло.

Уже первая опытная проверка этой теории, сделанная в старой плоской аэродинамической трубе МВТУ в 1911 году, показала на хорошее совпадение теоретических расчетов с данными опытов.

Эта теория была опубликована на русском языке в трудах Н. Е. Жуковского: „О поддерживающих планах типа Антуанетт“, 1911 г., „Определение давления плоскопараллельного потока жидкости на контур, который в пределе переходит в отрезок прямой“, 1911 г., и в трудах С. А. Чаплыгина: „О давлении плоскопараллельного потока на преграждающие тела“, 1910 г.; последним на несколько месяцев ранее, чем проф. Н. Е. Жуковским.

Проф. Н. Е. Жуковский вскоре напечатал эту теорию также и на немецком языке в журнале „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt“ (1910, Heft 22. N. Joukowski. Ueber die Konturen der Tragflächen der Dracheflieger) и в отдельном выпуске: N. Joukowski. Geometrische Untersuchungen über die Kutta'sche Strömung 1910, 1911, и N. Joukowski. Ueber die Tragflächen des Typus Antoinette, 1913.

Эта теория привлекла внимание многих теоретиков за границей и вызвала к жизни большую литературу по „теоретическим крыльям“, или, как их часто называют за границей, по „крыльям Жуковского“. В последнее время эти крылья изучались усиленно в лабораториях и оказались столь выгодными, что их довольно часто начали ставить на самолеты.

Ради справедливости следует отметить, что хотя этим крыльям и дается имя Н. Е. Жуковского, однако их открытие правильное считать за проф. С. А. Чаплыгиным, предложившим их на несколько месяцев ранее.

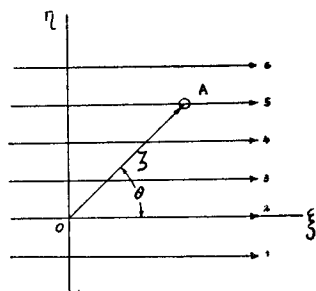
Н. Е. Жуковский получил эти крылья геометрическим путем при помощи преобразования потока, обтекающего с циркуляцией цилиндр; С. А. Чаплыгин получил их как результат преобразования потока, текущего по верхней координатной полуплоскости. Первое время у нас думали, что эти крылья представляют собою не одно и то же. Однако, при более подробном изучении этих крыльев оказалось, что оба пути привели к одному результату и крылья Чаплыгина и Жуковского совпадают полностью.

С. А. Чаплыгину удалось найти еще целый ряд новых форм крыльев, из которых особо интересны инверсии эллипса. Много работ было опубликовано за последние годы немецкими учеными, предложившими еще много новых теоретических профилей.

Мы здесь не будем приводить подробную теорию этих крыльев, а лишь напомним читателю основные этапы, по которым идут эти исследования <sup>1)</sup>.

В основу всех таких исследований кладется теория комплексного числа и, следовательно, все они относятся лишь к так называемому плоско-параллельному течению жидкости. Другими словами, эти исследования рассматривают крыло бесконечно большого размаха.

Идея применения комплексных переменных к теории крыльев, как известно, заключается в следующем. Если нам известно течение жидкости для какого-нибудь случая, например, на фиг. 66 жидкость течет параллельными струйками, то, изобразив это течение на чертеже, мы сможем затем построить сколько угодно новых потоков (напр., фиг. 67 и 68) при помощи очень простой аналитической операции. Эта операция заключается в том, что, взяв на „плоскости ( $\xi\eta$ ) первого потока“ (см. фиг. 66) какую-нибудь точку А, определяемую комплексным числом  $\zeta$  (вектор ОА), мы затем подставляем это число в выбранную



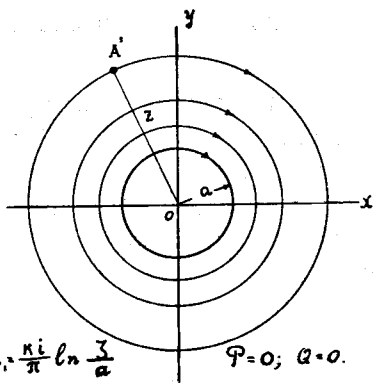
Фиг. 66. Ничем не возмущенный плоскопараллельный поток.

<sup>1)</sup> Подробности см. Труды ЦАГИ, выпуск 29, проф. В. В. Голубев. Теория крыла аэроплана в плоскопараллельном потоке.

нами преобразующую формулу и по правилам вычислений с комплексными числами находим новое комплексное число  $z$ , т.е.:

$$z = f(\zeta).$$

Это число  $z$  определит на „плоскости  $xu$  нового потока“ (см. фиг. 67 и 68) точку  $A'$  (вектор  $OA'$ ). Если на первой плоскости построить семейство линий токов, то на второй плоскости получится новое семейство линий токов, определяющее новый поток.



Фиг. 67. Циркуляционный поток вокруг цилиндра.

Этот прием построения называется в геометрии конформным отображением.

Подбирая надлежащим образом преобразующие функции, можно получить всевозможные потоки.

Одна из простейших преобразующих формул имеет вид:

$$z_1 = \frac{ki}{\pi} \cdot \ln \frac{\zeta}{a},$$

в ней  $k$  и  $a$  — постоянные,  $i$  — мнимая единица.

Это преобразование обращает ось абсцисс и все линии токов потока (фиг. 66) в окружности с центром в начале координат. Приняв одну из новых линий тока за твердую стенку, мы получим поток, бегающий вокруг цилиндра. Оказывается, что такой поток не дает ни подъемной силы  $P$ , ни сопротивления  $Q$ . За меру движения жидкости в этом случае принято брать, как известно, величину циркуляции скорости:

$$J = V \cdot 2\pi r.$$

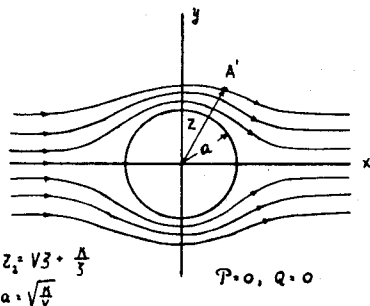
У этого потока скорость  $V$  убывает по мере удаления от цилиндра ( $V = \frac{J}{2\pi r}$ ); этот поток получается также вокруг вихревого шнура.

Другим важным преобразованием является преобразование, даваемое формулой:

$$z_2 = V \cdot \zeta + \frac{k}{\zeta},$$

где  $V$  — скорость в бесконечности и  $k$  — постоянная.

Это преобразование дает поток, обтекающий цилиндр радиуса  $a = \sqrt{\frac{k}{V}}$  (см. фиг. 68). И в этом случае оказывается, что  $P=0$  и  $Q=0$ .



Фиг. 68. Поток, обтекающий бесконечный цилиндр.

Очевидно, можно одновременно сделать преобразование и первое и второе. Тогда получится как бы равнодействующий поток, получающийся как результат сложения первых двух потоков: у него величина  $z = z_1 + z_2$ . Такой поток представлен на фиг. 69. Он представляет собою поток, обтекающий цилиндр с циркуляцией. В этом случае, как показывает подробное исследование, получается вполне определенная сила  $P$ , перпендикулярная к потоку в бесконечности. Величина этой силы может быть найдена по знаменитой теореме Н. Е. Жуковского о подъемной силе потока, доказанной им еще в 1906 году <sup>1)</sup>.

По этой теореме:

$$P = \rho J V l,$$

где  $\rho$  — массовая плотность,  $J$  — циркуляция скорости по контуру, охватывающему цилиндр,  $V$  — скорость потока в бесконечности и  $l$  — длина цилиндра.

Физическая причина возникновения подъемной силы потока заключается в том, что скорость струек, бегущих сверху цилиндра, много больше, чем скорость струек, текущих снизу его. Тогда, по теореме Бернулли, над цилиндром получается разрежение, а под ним — давление, что и дает подъемную силу  $P$ .

Лобовую силу  $Q$  и в этом случае теория дать не может.

В новейшее время этот поток был использован инж. Флеттнером, применившим такие цилиндры для целей судоходства. Так как такой поток с циркуляцией в вязкой жидкости стремится уничтожиться, то для поддержания постоянной величины циркуляции Флеттнер вращает свои цилиндры около продольных их осей.

Поток, обтекающий цилиндр с циркуляцией, и положен Н. Е. Жуковским в основу построения потоков, обтекающих крылья.

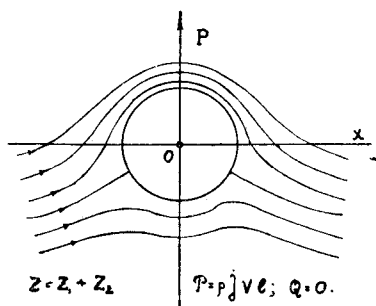
Для этого поток (фиг. 69) он подвергает снова конформному преобразованию по формуле

$$z = \frac{1}{2} \left( \zeta + \frac{a^2}{\zeta} \right) \quad (a)$$

и получает крылообразный контур. В этой формуле величина  $a$  — постоянная преобразования.

Так как в основном потоке цилиндр представлялся на плоскости чертежа в виде окружности, то нам нужно рассмотреть геометрический способ построения крыла Жуковского, исходя из этой окружности. Наиболее удобным и простым является способ проф. Трефца (Treftz).

<sup>1)</sup> Н. Е. Жуковский. О присоединенных вихрях. 1906.

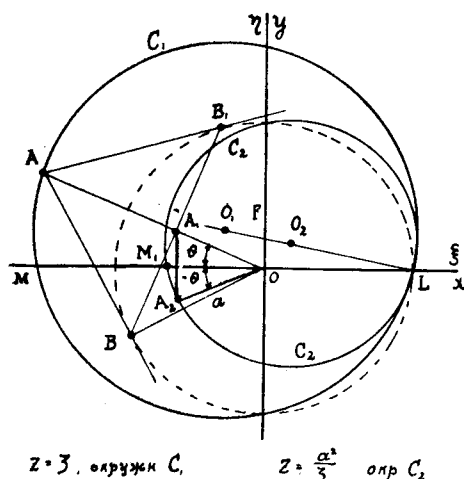


Фиг. 69. Поток, обтекающий цилиндр с циркуляцией.

Он основан прямо на формуле (а).

Рассмотрим отдельно заключающиеся в ней преобразования  $\zeta$  и  $\frac{a^2}{\zeta}$ . Для удобства построения совместим на чертеже первоначальные ( $\xi\eta$ ) и вторые ( $xу$ ) оси координат<sup>1)</sup>.

Первое преобразование  $z_1 = \zeta$ , очевидно, оставляет преобразуемую точку  $A$  на прежнем месте (см. фиг. 70).



Преобразование  $z_{II} = \frac{a^2}{\zeta}$  может рассматриваться как

$$z_{II} = \frac{1}{\zeta} \cdot a^2 = z_{III} a^2,$$

$$\text{где } z_{III} = \frac{1}{\zeta}.$$

Это последнее преобразование называется инверсированием. Если вместо  $\zeta$  подставить ее значение в форме  $\zeta = r \cdot e^{i\theta}$ , где  $r$  — модуль числа  $\zeta$  и  $\theta$  — его аргумент, то получим:

$$z_{III} = \frac{1}{\zeta} = \frac{1}{r} \cdot e^{-i\theta} = \text{Re}^{-i\theta}, \quad (b)$$

Фиг. 70. Преобразование  $z_1 = \zeta$  и  $z_{II} = \frac{a^2}{\zeta}$ .

т.е. модуль  $R$  нового числа будет равен  $\frac{1}{r}$ , а аргумент останется по величине прежний, но переменит знак, т.е. будет равен  $(-\theta)$ . После этого полученное комплексное число  $z_{III}$  нужно будет умножить на действительное число  $a^2$ ; получим  $z_{II} = \frac{a^2}{\zeta}$ . Все это преобразование легко сделать чисто геометрически. Пусть на фиг. 70 дан преобразуемый круг  $C_1$ . Возьмем на нем точку  $A$  и посмотрим, где получится ее отображение — точка  $A_2$  после преобразования. И здесь считаем, что обе плоскости — преобразуемая и преобразованная — совмещены друг с другом так, что оси координат  $\xi$  и  $\eta$  совпадают с осями  $x$  и  $y$ .

Точка  $A$  определится числом  $\zeta$  (оси  $\xi$  и  $\eta$ ), у которого модуль будет равен отрезку  $OA$ , а аргумент равен углу  $\theta$ .

Если теперь из начала координат, как из центра, очертить окружность  $BB_1$  радиуса  $OB = a$  то, проведя, из точки  $A$  к ней касательные  $AB$  и  $AB_1$ , мы получим хорду  $BB_1$ , пересечение которой с линией  $OA$  даст точку  $A_1$ . Легко определить величину отрезка  $OA_1$ . Из прямоугольного  $\triangle OBA$  получаем:

$$\overline{OA_1} : \overline{OB} = \overline{OB} : \overline{OA}.$$

<sup>1)</sup> На фиг. 70, 71, 72 и 74 за положительное направление осей  $x$  и  $\zeta$  принято направление справа налево. Это сделано для того, чтобы получить профиль в том же положении, как это принято на наших диаграммах испытаний крыльев.

Отсюда

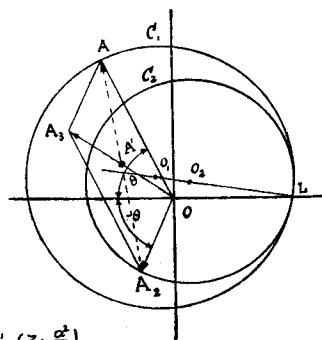
$$OA_1 = \frac{\overline{OB^2}}{\overline{OA}} = \frac{a^2}{\overline{OA}},$$

т.е. величина вектора  $OA_1$  есть инверсия величины  $OA$ , умноженная на  $a^2$ . Если теперь провести луч под углом  $(-\theta)$  и на нем отложить эту величину, то мы и найдем искомую точку  $A_2$ . Точка  $A_2$ , полученная из точки  $A_1$  путем перемены знака угла  $\theta$ , называется иногда зеркальным отображением точки  $A_1$  на оси  $Ox$ .

Итак, преобразование  $z_u = \frac{a^2}{z}$  перенесло точку  $A$  окружности  $C_1$  в точку  $A_2$ . В теории конформных преобразований доказывается, что при инверсировании все точки, лежащие на какой-нибудь окружности, переходят на некоторую новую окружность. Это часто выражают в краткой форме таким образом: окружность инверсируется в окружность же.

Следовательно, все точки  $A_2$ , получаемые из любых точек  $A$  окружности  $C_1$ , будут лежать на некоторой новой окружности  $C_2$ .

Посмотрим теперь, куда приведет точку  $A$  совместное применение обоих преобразований. Первое оставит ее на старом месте, второе — перенесет в точку  $A_2$ . При совместном преобразовании (см. фиг. 71) придется геометрически сложить векторы  $OA_2$  и  $OA$ , результат даст диагональ параллелограмма  $OA_3$ . Обращаясь к основной формуле преобразования (а), видим, что в ней введен еще множитель  $1/2$ ; он перенесет точку  $A_3$  в точку  $A'$



$$z = \frac{1}{2} \left( 3 + \frac{a^2}{z} \right)$$

Фиг. 71. Построение Треффта.

$$\overline{OA'} = \frac{1}{2} \overline{OA_3}.$$

Легко видеть, что точку  $A'$  можно получить, проведя вторую диагональ  $AA_2$  в том же параллелограмме и взяв на ней точку  $A'$ , делящую ее пополам.

На последнем свойстве и основано построение Треффта.

Крыло в этом способе получается как геометрическое место точек  $A'$ . В зависимости от расположения кругов и величины  $a$  получаются разные формы профилей. Окружность  $C_2$  может пересечь окружность  $C_1$  в двух или одной точках, или она может даже совсем с нею не пересечься.

Особо интересен случай касания кругов  $C_1$  и  $C_2$ . При нем

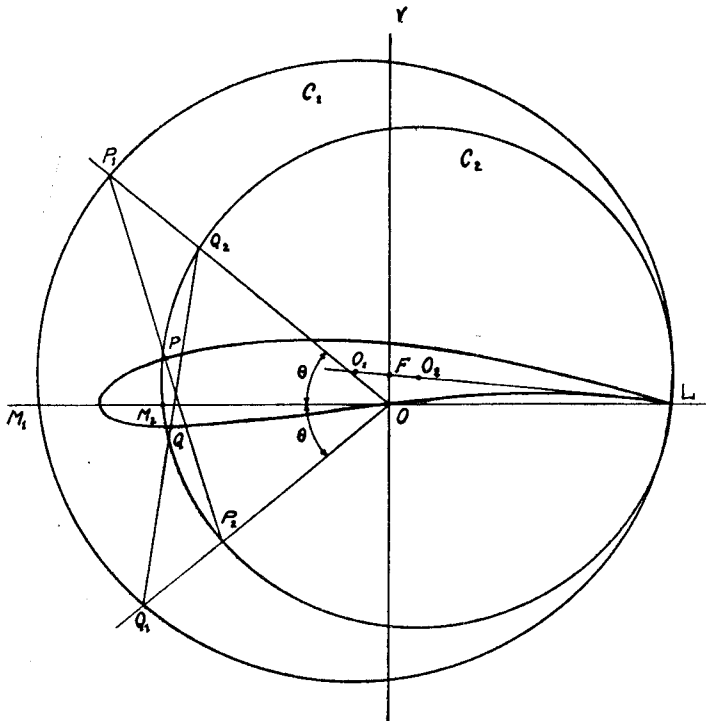
$$\zeta = z = \frac{a^2}{z}.$$

Отсюда:

$$\zeta = z = a,$$

т.е. все три круга  $C_1$ ,  $C_2$  и  $B$  пересекаются в одной точке  $L$ . Крыло в этом случае имеет острый кончик с общию касательною как для верхней части контура, так и для нижней. Это и есть так называемое крыло Жуковского. На наших чертежах 70 и 71 круги  $C_1$  и  $C_2$  и  $B$  и даны для этого случая.

На фиг. 72 приведено построение этого крыла по способу Тр е ф т ц а. Сперва вычерчивают круги  $C_1$  и  $C_2$  и затем, откладывая от оси абсцисс в обе стороны равные углы  $\theta$ , проводят лучи  $OP_1$  и  $OQ_1$ . Эти лучи дадут в пересечении с кругами четыре точки —  $P_1$ ,  $P_2$ ,  $Q_1$  и  $Q_2$ . Соединяя их попарно прямыми  $P_1 P_2$  и  $Q_1 Q_2$  и деля эти отрезки пополам,



Фиг. 72. Построение инверсии параболы по способу Тр е ф т ц а.

мы получим точки  $P$  и  $Q$ , принадлежащие искомому профилю. Проведя эту операцию для целого ряда различных значений  $\theta$ , можно получить сколько угодно точек профиля. При этом величина  $2a$  оказывается очень близкою к ширине крыла, — ее у нас принято называть длиною теоретической хорды крыла.

Величина отрезка  $OF = f$  характеризует вогнутость профиля. Для получения отвлеченных характеристик на наших диаграммах дана величина  $w = \frac{f}{b}$ . Толщина профиля Жуковского характеризуется обычно величиною отрезка  $O_1F = \delta'$ . Для удобства применения профилей на

практике мы вместо этой величины дали на диаграммах истинную максимальную толщину профиля  $\delta$  по отношению к истинной же хорде  $b$ , т.-е. величину  $\frac{\delta}{b}$ .

Таким образом, получается весьма простой способ построения крыльев этого типа. Некоторые затруднения возникают из-за необходимости очень точно наносить оба круга  $C_1$  и  $C_2$ , так как от их расположения сильно меняется форма получаемого крыла.

В нашей Лаборатории велось много исследований по изучению связи между теоретическими параметрами, определяющими крыло Жуковского, т.-е.  $a$ ,  $\delta'$  и  $f$  с практическими параметрами получаемого крыла, т.-е. с величиною истинной хорды  $b$ , истинною наибольшею толщиной  $\delta$  и истинною вогнутостью верхней и нижней поверхности крыла и т. д.

Однако, чисто аналитические методы дают чересчур громоздкие формулы, совершенно не пригодные на практике.

Поэтому в конце концов в Лаборатории решено было прямо заготовить специальные графики для непосредственного определения этих зависимостей. Эти графики связывают координаты центров кругов  $C_1$  и  $C_2$  с характеристиками профиля, т.-е. толщиной и вогнутостью.

При отсутствии же графиков можно рекомендовать просто способ подбора, т.-е. сперва надо построить крыло грубо, по малому числу точек, и, если оно не подходит, изменить несколько расположение и величину кругов, пока не получится подходящий профиль. После этого можно уже приступить к точному вычерчиванию крыла. Ход построения при этом таков (см. фиг. 72). Вычисляют величину  $a \cong \frac{b}{2}$  и задаются величиною  $f = \overline{OF}$ . На вычерченных осях координат наносят точки  $L$  ( $OL = a$ ) и  $F$  ( $OF = f$ ) и проводят через них линию  $LF$ . Выбирают на этой линии положение центра  $O_1$  окружности  $C_1$ , при этом грубо можно считать, что отрезок  $\overline{FO_1} \cong 0,45\delta$ , где  $\delta$  — толщина крыла.

Из этого центра радиусом  $O_1L$  очерчивается окружность  $C_1$ . Ищем теперь положение круга  $C_2$ . Нам известно, что он проходит через точку  $L$  и касается круга  $C_1$ . Следовательно, его центр лежит на линии  $O_1L$ . Ищем еще одну точку этого круга. Для этого пользуемся равенством  $z_{\theta} = \frac{a^2}{r}$ , применяя его для точки  $M_1$  круга  $C_1$ , у которой  $\theta = 0$ . Находим новую точку  $M_2$ , принадлежащую кругу  $C_2$  по формуле:

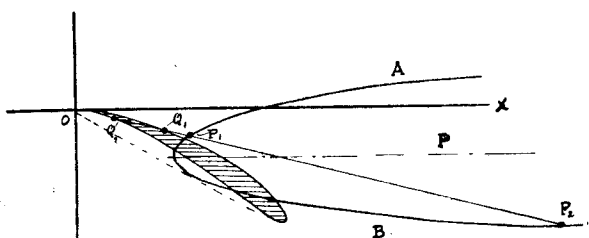
$$\overline{OM_2} = \frac{a^2}{\overline{OM_1}}.$$



Восстановив из середины отрезка  $LM_2$  перпендикуляр, мы и получим в точке пересечения его с линией  $O_1L$  центр  $O_2$  круга  $C_2$ . Очертив из этого центра радиусом  $O_2L$  окружность, мы получим исходное положение окружностей  $C_1$  и  $C_2$  и ведем далее построение уже описанным способом.

Поясним теперь, почему крылья этого типа часто в России называются крыльями типа инверсии параболы. Дело в том, что контур крыла может быть получен в результате весьма различных построений. В частности, описанные крылья могут быть рассматриваемы, как на это указал еще в 1910 году С. А. Чаплыгин, как результат инверсирования параболы.

Пусть на фиг. 73 дана парабола  $AB$ . Взяв произвольный полюс  $O$ , мы можем, проводя из него радиусы векторы  $R$  к различным точкам параболы, напр.,  $P_1$  и  $P_2$ , найти их обратные значения  $\overline{OQ_1} = \frac{1}{OR_1}$  и  $\overline{OQ_2} = \frac{1}{OR_2}$  и отложить их на тех же лучах. Полученные точки  $Q_1$



Фиг. 73. Инверсирование параболы по С. А. Чаплыгину.

и  $Q_2$  дадут тот же контур крыла, как и предыдущее построение. При этом бесконечно удаленная точка параболы перейдет в центр инверсирования  $O$ .

В случае инверсирования при помощи комплексных чисел контур профиля еще должен зеркально отобразиться на оси  $Ox$ , — это обстоятельство, однако, форму профиля не изменит.

Если в построении фиг. 72 сделать  $f = \overline{OF} = 0$ , а в построении фиг. 73 совместить ось параболы с осью абсцисс, то получится симметричная форма профиля. Эти профили при малой их толщине пригодны для построения рулевых поверхностей аэроплана, а при большой толщине эти формы хороши для сечения аэропланнх стоек. На фиг. 74 дано построение одного из таких профилей умеренной толщины.

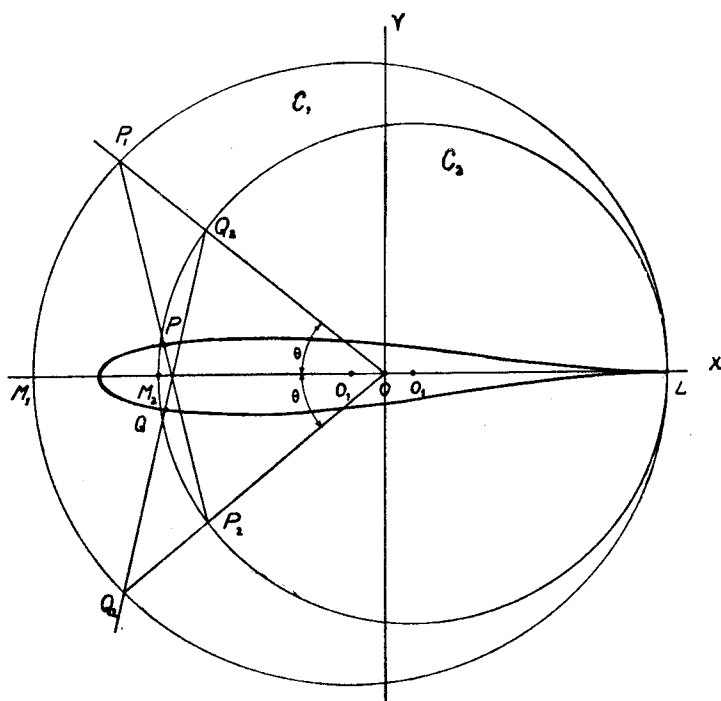
Описанные профили получались при касании кругов  $C_1$  и  $C_2$ . Несмотря на хорошие аэродинамические свойства этих профилей, у них есть весьма неприятный недостаток, а именно—крайне тонкое заднее ребро, в котором получается „точка возврата“ кривой, очерчивающей профиль.

Это обстоятельство крайне затрудняет постройку даже лабораторных моделей. На аэроплане еще возможно сделать достаточно острый конец крыла, но в целом ряде других применений, как, например, у профилей винтов, вентиляторов, ветряков и т. п., желательно иметь по условиям прочности более тупую заднюю кромку крыла

В Германии была разработана во время войны теория „обобщенных крыльев Жуковского“, у которых можно было получать заднюю кромку в виде любого угла.

У нас же С. А. Чаплыгиным были предложены крылья, у которых задняя кромка имеет не острый, а закругленный конец.

Эти крылья могут быть получены, как результат инверсирования эллипса по схеме фиг. 73.



Фиг. 74. Построение симметричной инверсии параболы по способу Треффтца.

Их можно получить также и по способу Треффтца, для чего надо лишь сделать окружность  $C_2$  (см. фиг. 70, 71, 72, 74) не касательною к окружности  $C_1$ , а поместить ее внутри последней.

Этим приемом у нас и строились крылья типа инверсий эллипса.

Переходим теперь к описанию результатов опытных исследований нашей Лаборатории над теоретическими крыльями. Мы будем описывать здесь лишь опыты 1924/25 года и не будем приводить ни более ранних исследований по этому вопросу, ни более поздних.

Мы приводим на фиг. 77—85 результаты испытаний 9 профилей типа инверсий параболы, которые могут быть сгруппированы в 3 серии по 3 профиля разной толщины, но с одной и той же степенью вогнутости.

Вогнутость измерялась величиной  $w$  и имела значения:

0,02; 0,04; 0,06.

Сравнение трех групп профилей (№ 435, № 436 и № 443), (№ 434, № 437 и № 444) и (№ 433, № 438 и № 445) дает обычные картины протекания кривых, коэффициента подъемной силы, т.е. с увеличением толщины профиля увеличивается и коэффициент подъемной силы, а значения углов атаки  $\alpha_0$ , при котором подъемная сила равна нулю, уменьшаются и точка пересечения кривой  $C_y$  с осью абсцисс сдвигается в сторону больших по абсолютной величине отрицательных углов.

То же можно сказать относительно лобового сопротивления, которое на лётных углах увеличивается по мере увеличения толщины профиля. Что касается центров давления, то, сравнивая кривые моментов  $C_m$  при одинаковых углах атаки, мы видим, что чем тоньше профиль, тем меньше значение  $C_m$ , иначе говоря, центры давления для более тонких профилей располагаются ближе к передней кромке профиля.

Сравнивая профили № 436, 437 и 438 с одинаковой относительной толщиной  $\delta/b = 0,114$ , но с разной степенью вогнутости, именно  $w = 0,02$ ;  $w = 0,04$  и  $w = 0,06$ , мы видим, что вогнутость влияет на подъемную силу, и лобовое сопротивление аналогично толщине, т.е. по мере увеличения  $w$  увеличивается лобовое сопротивление профиля, увеличивается подъемная сила и абсолютная величина угла атаки  $\alpha_0$ , при котором  $C_y = 0$ . Особенно сильно влияет вогнутость профиля на расположение центров давления, приближая их к передней кромке профиля по мере уменьшения вогнутости.

Таким образом мы видим, что вогнутый профиль обладает приблизительно такими же свойствами, как более толстый профиль, полученный заполнением нижней вогнутости первоначального крыла массой самого профиля до его хорды.

Обращаемся теперь к другому типу теоретических профилей, именно к „инверсиям эллипса“.

Профили №№ 317, 310, 401, 311, 402, 312, 318 и 313 (фиг. 86 — 93) представляют собою профили одной серии (серия В) построенные главным образом, как профили для винтов, хотя более тонкие из них благодаря своим хорошим аэродинамическим свойствам могут быть применены и как профили крыльев аэроплана.

Мы приводим результаты испытаний профилей этой серии в порядке возрастания их толщины. Аэродинамические их свойства в зависимости от толщины их меняются совершенно аналогично тому, как это имело место для инверсий параболы. Следует заметить, что подъемная сила у инверсий параболы значительно больше, чем у инверсий эллипса, при приблизительно равной их толщине и вогнутости, между тем как лобовое сопротивление инверсий эллипса лишь немногим меньше лобовых сопротивлений инверсий параболы.

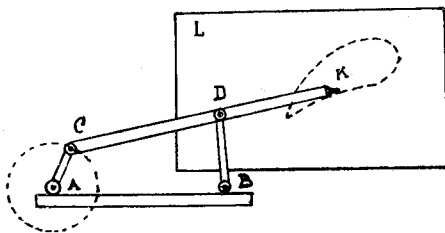
Эмпирическая зависимость аэродинамических свойств инверсий эллипса от их параметров еще у нас не выяснена, так как имеются испытания только одной полной серии профилей В, кроме того, испы-

таны только два профиля серии С (фиг. 94, 95). № 324а и № 323, из коих последний обладает такой значительной толщиной, что едва ли можно найти где-либо для сравнений испытанный профиль, равный ему по толщине. Профили такой толщины были построены, во-первых, для получения аэродинамических характеристик центральных частей винта, где употребляются весьма толстые профили, и, во-вторых, с целью общего изучения аэродинамических свойств весьма толстых крыльев. Последний вопрос является весьма интересным в настоящее время, когда замечается у многих конструкторов тенденция размещать в толще крыльев моторы, баки, бомбы и даже пассажирские кабины.

К сожалению, не удалось довести испытание этих профилей (№№ 312, 318, 313 и 323) до получения максимального значения подъемной силы, которая продолжает на всех диаграммах возрастать с увеличением угла атаки. Подъемная сила растет с толщиной профиля и достигает, напр., для профиля № 323 весьма большого значения, а именно  $C_y = 0,7$  при угле атаки  $\alpha = 14^\circ$ .

Заканчивая на этом рассмотрение результатов испытаний теоретических профилей крыльев, заметим еще только, что они все обладают хорошими аэродинамическими свойствами. Такие же результаты были получены для них и за границей.

Очень интересное решение вопроса о получении новых профилей крыльев дал сотрудник ЦАГИ Б. В. Коростелев. Он предложил аппарат, автоматически вычерчивающий профиль крыльев. Если такой аппарат получить путем соединения двух давно известных приборов — эллипсографа и инверсора, то прибор мог бы чертить вполне точно инверсии эллипса. Однако, на практике оказалось более удобным пользоваться простою, 4-звенною кинематическою цепью (см. фиг. 75), в которой сторона АВ неподвижна, а точка К с укрепленным в ней карандашом описывает при вращении кривошипа С на листе бумаги L крылообразные контуры. Изменяя длину плеч АВ, АС, СD и BD, можно получать весьма разнообразные профили, часть которых очень близка к профилям типов инверсии параболы и инверсии эллипса.



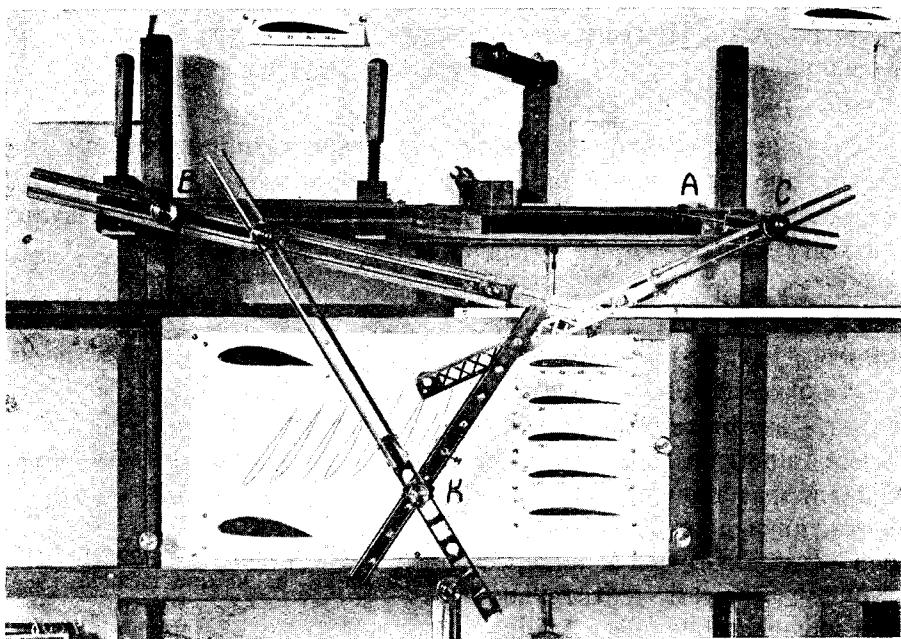
Фиг. 75. Прибор Б. В. Коростелева, образованный из четырехзвенной кинематической цепи.

Еще более удачным оказался прибор, изображенный на фиг. 76, построенный в мастерских лаборатории с весьма большою точностью. В нем механизм имеет 6 звеньев и 9 переменных параметров, определяющих положение шарниров прибора. Этот прибор чертит чрезвычайно разнообразные профили и практически на нем можно подобрать почти к любому заданному профилю 9 параметров, которыми он и будет вполне определяться.

Изменяя плавно различные отдельные параметры или их группы, можно производить постепенную деформацию профилей. Таким способом можно построить серию профилей одинаковой формы, но с различной толщиной, или с разной степенью заострения кончика крыла, с переменной вогнутостью и т. п.

Это дает весьма удобный интерполяционный прибор для аэродинамических исследований.

В особенности этот прибор удобен для выработки крыльев на определенное задание. Испытывая в трубах характерные крылья, полученные на этом приборе, можно заметить определенное влияние каждого параметра на аэродинамические свойства крыльев и направить поиски в нужном направлении.



Фиг. 76. Прибор Б. В. Коростелева, образованный пятизвенною кинематическою цепью.

Описанный прибор, названный у нас „эсперографом“, подвергался подробному изучению и на основании этих исследований уже удалось получить несколько очень хороших профилей. Мы здесь не будем описывать всех исследований, произведенных в Экспериментальном Отделе по этому вопросу, так как они еще не закончены и будут напечатаны в особом выпуске „Трудов“ ЦАГИ, а дадим здесь лишь только результаты опытов с этими крыльями. Для облегчения чтения дальнейших работ по этому вопросу на всех наших диаграммах даны значения девяти параметров, характеризующих эти профили (лабораторные №№ 385 — 390, 414, 417, 418, 419, 421, 422 — 429, 431, 439, 446, 447). На диаграммах фиг. 96 — 118 приведены результаты испытания таких крыльев, названных у нас крыльями „Эсперо“.

Приводим далее результаты испытаний 3-х серий профилей для винтов. Профили №№ 324b, 325, 326, 327, 328 и 329 (см. фиг. 119—124) составляют серию, известную у нас под названием „английских профилей I типа для винтов“. Ординаты этих профилей близки к ординатам профилей, данным в книге W. Park „A Treatise on Airscrews“.

Профили №№ 394—398 (см. фиг. 125—129) образуют так называемую серию английских винтовых профилей типа II.

Серия профилей №№ 320, 319, 321 и 322 (см. фиг. 130—133) являются профилями последовательных сечений одного из винтов А. Л. Кузнецова.

Наконец, профили №№ 342, 343 и 344 (см. фиг. 134—136) являются профилями сечений модели геликоптерного винта, установленного на опытном геликоптере Б. Н. Юрьева в 1911 году. Мы приводим здесь результаты испытаний этих профилей, так как более тонкие из них обладают хорошими аэродинамическими качествами и могут служить профилями и для аэроплановых крыльев. Серии так называемых английских профилей удобны с конструктивной точки зрения, так как обладают плоской нижней поверхностью.

Для первых трех вышеуказанных серий результаты испытаний были обработаны применительно к их использованию при расчете винтов. Мы здесь не приводим результатов этих обработок, которые предполагено дать в отдельном сборнике, посвященном целиком материалам по расчету винтов <sup>1)</sup>.

Приводимые далее на фиг. 137—140 профили №№ 345—348 являются симметричными профилями, которые могут быть применяемы в качестве хвостового оперения самолета. Профили эти были предложены инженером Бартини и обладают хорошими аэродинамическими свойствами. Все 4 профиля имеют одинаковую максимальную толщину и отличаются только степенью закругленности передней кромки профиля. Сравнивая полученные для них результаты испытаний, мы видим, как отражается эта закругленность на аэродинамических свойствах профиля. Наиболее плавное течение кривой Лилиенталя замечается для профиля № 345 с наиболее закругленной передней кромкой, для которого величина профильного сопротивления  $C_p = 0,005$  и сохраняется неизменно во всем лётном интервале углов атаки, начиная от  $\alpha = -6^\circ$  до  $\alpha = +9^\circ$ .

Иную картину мы видим у профиля № 348 с наиболее острой передней кромкой. Не говоря уже про то, что его лобовое сопротивление значительно больше ( $C_{x \min} = 0,0065$ ) величина его профильного сопротивления быстро растет с возрастанием угла атаки и достигает при  $\alpha = 9^\circ$  величины  $C_p = 0,02$ , т.-е. оно в 4 раза больше профильного сопротивления профиля № 445. Еще больше выяснилось влияние формы передней кромки профиля на его аэродинамические свойства помощью опытов, произведенных над четырьмя профилями крыльев, предложенными также инженером Бартини и испытанных каждое

<sup>1)</sup> До издания этих материалов можно получать эти расчетные таблицы и графики в виде синих светокопий непосредственно из Э.-А. О. ЦАГИ.

в виде двух вариантов сперва с острой передней кромкой, затем та же модель, но с закругленной передней кромкой. Результаты испытаний этих крыльев даны на фиг. 141—148. Сравнение результатов испытания каждой пары профилей (370, 370<sup>A</sup>), (371, 371<sup>A</sup>), (372, 372<sup>A</sup>) и (373, 373<sup>A</sup>) приводит к заключению, что подъемная сила профилей с круглой передней кромкой больше, чем профилей с острой кромкой. Эта разница увеличивается по мере утолщения профиля.

Профильное сопротивление на лётных углах (от  $\alpha = 0^\circ$  до  $\alpha \cong +7^\circ$ ) несколько меньше у профилей с острой передней кромкой, но при углах атаки  $\alpha > 7^\circ$  оно значительно превосходит профильное сопротивление соответственных крыльев, имеющих закругленную переднюю кромку.

Моментные кривые ( $C_m$ ) были получены только для профилей с закругленной передней кромкой. Сравнение этих кривых дает результат, аналогичный уже ранее указанному, т.е. по мере утолщения профиля центры давления отодвигаются назад.

На фиг. 149—158 мы приводим результаты испытаний различных профилей крыльев и на фиг. 159—161 профили для хвостовых оперений, предложенные разными конструкторами.

На этом мы заканчиваем рассмотрение результатов испытания цилиндрических моделей крыльев прямоугольного очертания в плане и переходим к испытаниям моделей крыльев самолетов, имеющих трапецевидное очертание с поперечным V или иногда с переменным углом атаки для разных сечений крыла. В последнем случае указанный на диаграммах угол поперечного V взят относительно наиболее удаленной от плоскости симметрии крыла точки, лежащей на нижней поверхности крыла, и является величиной вполне условной.

Испытания крыльев №№ 349, 352, 354 (фиг. 162—167) являются предварительными изысканиями для разных вариантов модели самолета № 4/17.

Крыло № 442 (см. фиг. 168, 169) представляет собою крыло модели самолета № 28, результаты испытаний которой будут опубликованы в последующих отчетах Экспериментально-Аэродинамического Отдела ЦАГИ.

Крыло № 400 (см. фиг. 170, 171) есть модель крыла одного из самолетов фирмы Юнкерс. В главе XIII даны диаграммы распределения давления воздушного потока по этой же модели крыла.

Модели крыльев №№ 404, 405 и 406 (см. фиг. 172—177) все имеют одинаковые профили и приблизительно одинаковые поперечные V, но отличаются размахами. Результаты испытаний подтвердили положения, даваемые теорией индуктивного сопротивления профессора Прандтля. Действительно, в то время, как лобовое сопротивление возрастало по мере уменьшения размаха крыла, его профильное сопротивление для всех трех крыльев является для каждого угла атаки величиной постоянной. Заметим еще, что испытание всех трех крыльев велось при одинаковых скоростях потока  $\cong 23$  м/сек. Хорошее совпадение получается и для кривых подъемной силы при пересчете их на один и тот же размах.

Крыло № 405 было еще испытано с установкою на нем боковых шайб (см. фиг. 178), которые одевались на самые его концы. Опыты с шайбами производились также и в Гёттингенской лаборатории и показали, что у крыла с шайбами получается несколько меньшее индуктивное сопротивление. Теоретическое решение этого вопроса и сравнение теоретических и опытных данных были даны Ф. Нагелем <sup>1)</sup> в его статье, посвященной специально этому вопросу. По теории Нагеля, индуктивное сопротивление крыльев с шайбами может быть выражено формулой

$$Q = \frac{P^2}{4 \rho V^2 \left( \pi/8 + 0,615 \frac{h}{l} \right) l^2},$$

где  $P$  — подъемная сила;  $\rho$  — плотность воздуха;  $h$  — высота шайбы и  $l$  — размах крыла. Гёттингенские опыты довольно хорошо подтвердили эту формулу.

Главную роль в полученных Нагелем результатах играет высота шайб  $h$ , которая была весьма незначительна при опытах, произведенных в ЦАГИ ( $\frac{h}{l} = 0,045$ ), чем и может быть объяснено то обстоятельство, что полученные в Германии результаты у нас не подтвердились в полной мере. Как видно из диаграмм испытаний (см. фиг. 179 и фиг. 180), только шайба № 1 несколько уменьшила сопротивление и увеличила подъемную силу, что же касается двух других шайб, то они вызвали только некоторое увеличение сопротивления и уменьшение подъемной силы. При опытах в Германии  $\frac{h}{l}$  менялось от значения  $\frac{h}{l} \cong 0,19$  до  $\frac{h}{l} = 1,13$ , но даже и при таких больших шайбах получаемая выгода не столь велика, чтобы имело большое значение применение таких шайб на практике.

Переходим теперь к результатам испытаний моделей крыльев №№ 408, 409, 410, 412 и 413 (см. фиг. 181—190). Все эти крылья являются разными предварительными вариантами крыльев для одного и того же самолета, модель № 8/18, результаты испытания которого приведены ниже в главе XI, описывающей испытания моделей самолетов. В конце концов было выбрано для этого самолета крыло № 412. Впоследствии, как увидим ниже, крыло это было несколько изменено в виду необходимости сделать элерон с компенсатором. Во время испытания этих крыльев обнаружилось, что на аэродинамические свойства оказывает аначительное влияние поперечное  $V$  крыла. Крыло №№ 408 и 410 тождественны как по своему очертанию в плане, так и по своим профильным сечениям. Разница между ними была только та, что крыло № 408 обладало небольшим положительным  $V$ , для крыла же № 410 поперечное  $V$  равняется 0. Сравнение результатов

<sup>1)</sup> F. Nagel. Flügel mit seitlichen Scheiben. Vorläufige Mitteilungen der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. 1924 Heft 2.



испытаний этих двух крыльев показало, что крыло с  $V$  равным 0 дает большую подъемную силу и меньшее лобовое сопротивление при углах  $\alpha > 10^\circ$ , чем крыло с положительным  $V$ . Центры давления для крыла  $V$  равным 0 ложатся ближе к передней кромке, чем для крыла с положительным  $V$ . Чтобы исследовать дальше влияние поперечного  $V$  крыла на его свойства, было испытано крыло № 508 (см. фиг. 191) с отрицательным  $V$ , но одинаковыми с предыдущими крыльями очертанием в плане и пр. профильными сечениями.

Результаты испытания этого крыла даны на диаграмме фиг. 191. Для сравнения результаты испытания всех трех крыльев даны на диаграммах фиг. 192 и 193.

Впоследствии крылья № 410 и № 508 были испытаны на устойчивость пути. Результаты всех этих испытаний будут даны в последующих отчетах Экспериментально-Аэродинамического Отдела ЦАГИ.

В заключение приводим еще результаты испытаний двух крыльев, обладающих хорошими качествами, это — № 399 и № 430 (см. фиг. 194 — 197).

Теперь переходим к рассмотрению крыла необычного вида — к так называемому раздвижному крылу, предложенному в 1924 году Б. Н. Юрьевым. Как видно из чертежа (см. фиг. 198), крыло это состоит из двух половин, при чем когда нижняя половина крыла сомкнута с верхней, то получается обыкновенное монопланное крыло.

Если же раздвинуть эти две половинки крыла, то получается бипланная коробка крыльев. На чертеже показано 5 различных взаимных положений половинок крыла, при которых и были произведены его испытания.

Положения IV и V отличаются от расположения крыльев II и III только тем, что образуют бипланную коробку с выносом верхнего плана. Как видно из результатов испытаний (см. фиг. 199 и 200), вынос оказывает чрезвычайно малое влияние на аэродинамические свойства раздвижного крыла, в особенности когда оно образует бипланную коробку со сравнительно большой относительной высотой, равной в данном случае  $h/b = 0,37$ , и значительно влияет при малой относительной высоте коробки  $h/b = 0,066$ . Это последнее явление может быть объяснено тем, что при малом раздвижении крыла оно работает как простое разрезное крыло, типа Хэнлей Пейджа или Лахмана, у которых, как известно, на эффект щели сильно влияет ее ширина, форма, относительное расположение и ряд других факторов.

Сравнивая результаты испытания раздвижного крыла в разомкнутом виде с результатами испытания того же крыла, но в сомкнутом виде, мы видим, что получается большой выигрыш в подъемной силе. Так при очень малом раздвижении крыла величина  $C_{y \max}$  уже на 21,5%, а при большом раздвижении на 57% больше, чем для сомкнутого крыла, что дает для второго случая уменьшение посадочной скорости на 24,6%, считая вес самолета с простым и раздвижным крылом одинаковыми, иначе говоря — раздвижные крылья дают тот же эффект, как и разрезные крылья, с той только разницей, что для

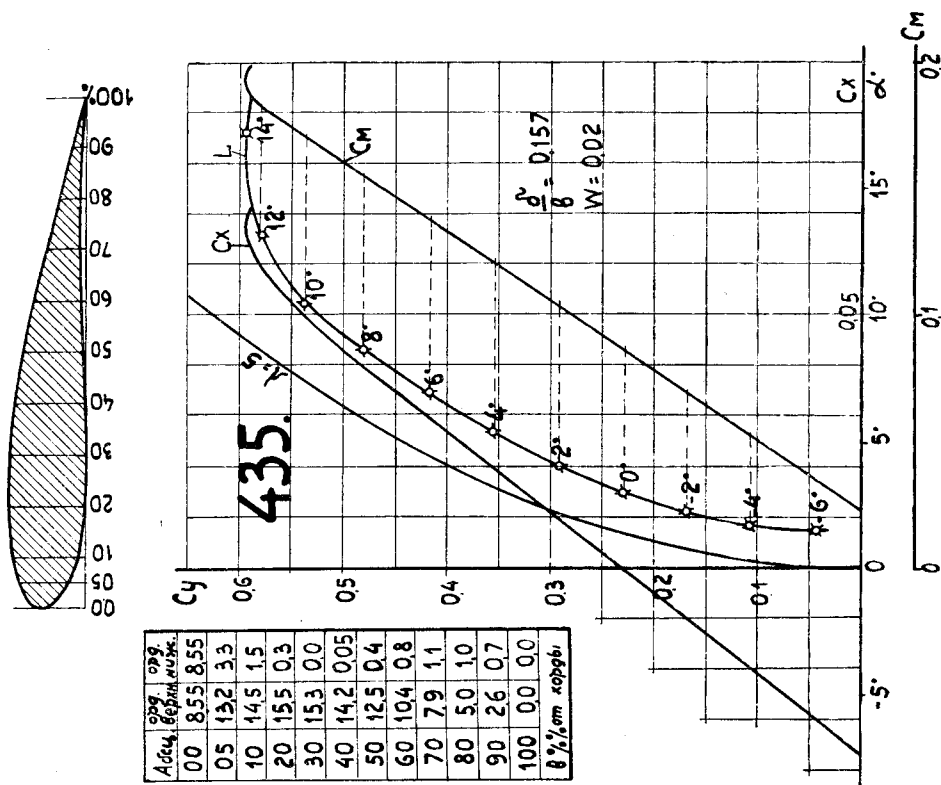
раздвижных крыльев  $C_{y\max}$  получается при меньших углах атаки, что является в лётном отношении преимуществом. С конструктивной точки зрения они сложнее разрезных крыльев, особенно, если принять во внимание, что управляющий ими механизм должен раздвинуть в полете большие, сильно нагруженные несущие поверхности. Принимая это последнее обстоятельство во внимание, дальнейшие опыты с раздвижными крыльями были в ЦАГИ прекращены. Заметим, что идея раздвижных крыльев возникала и возникает не только у нас в России, но и в других странах, как, например, в Америке и Германии, где было произведено в 1926 г. исследование целого ряда различных вариантов таких крыльев <sup>1)</sup>. Американские и немецкие исследования дали результаты, вполне совпадающие с нашими.

На этом мы заканчиваем отчет об испытаниях крыльев, произведенных до конца 1925 года.

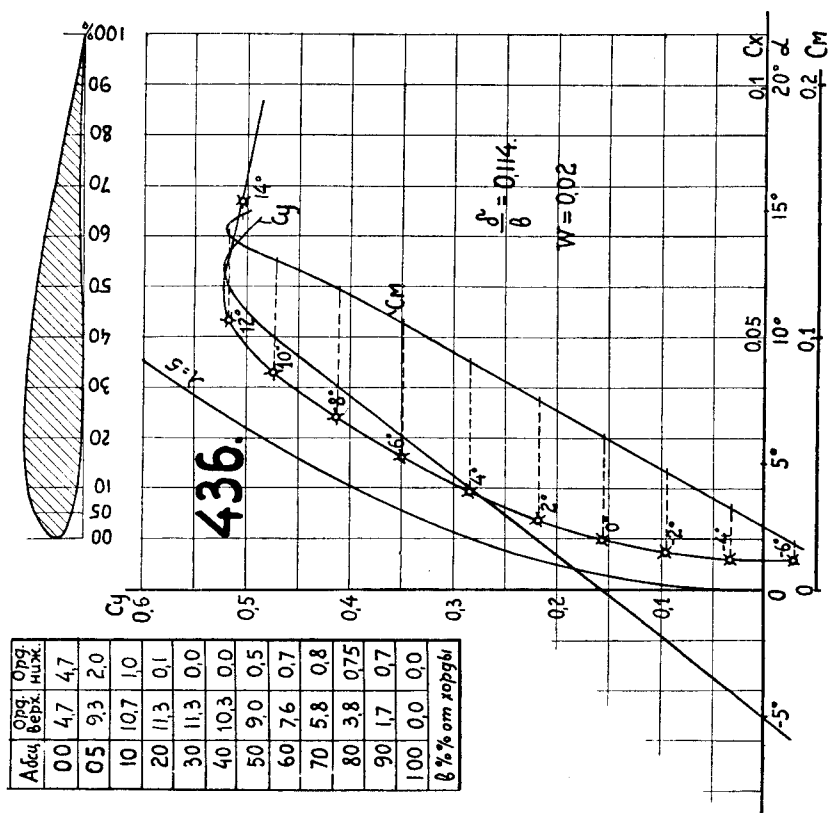
---

<sup>1)</sup> R. F. Hall. Convertible Monoplane—Biplane Wing. „Aviation“. 26 April 1926.

L. Prandtl u A. Betz. Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. III Lieferung 1927 г.



Фиг. 77. Инверсия параболы с параметрами  $\delta/b = 0.157$  и  $w = 0.02$ .

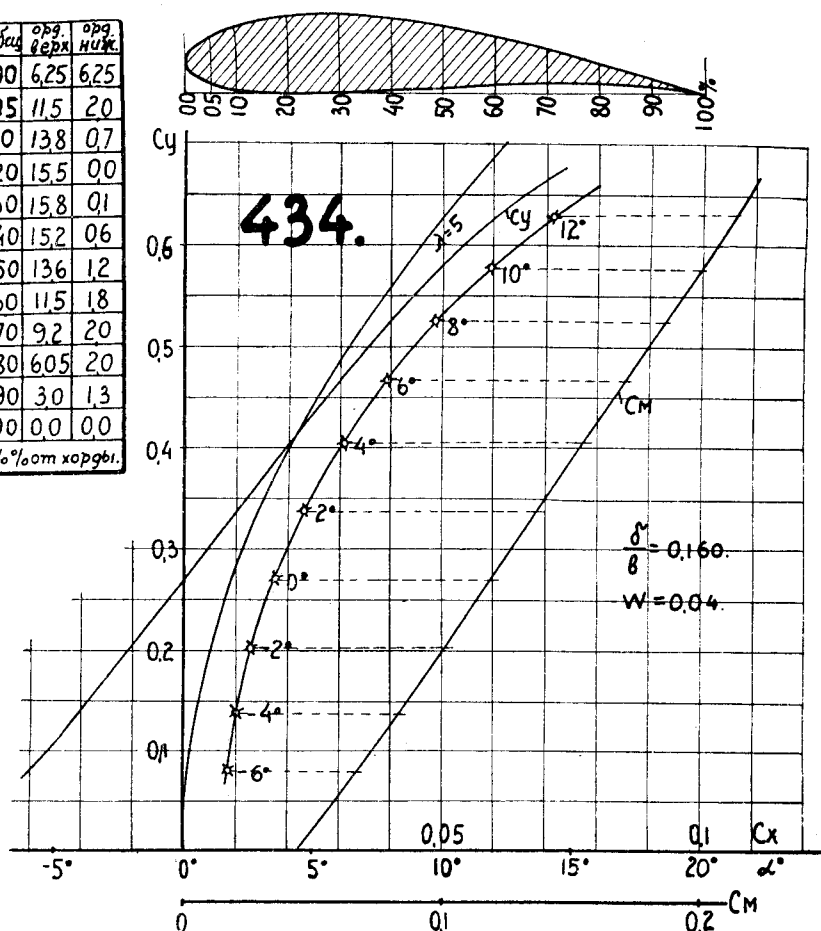


Фиг. 78. Инверсия параболы с параметрами  $\delta/b = 0.114$  и  $w = 0.02$ .



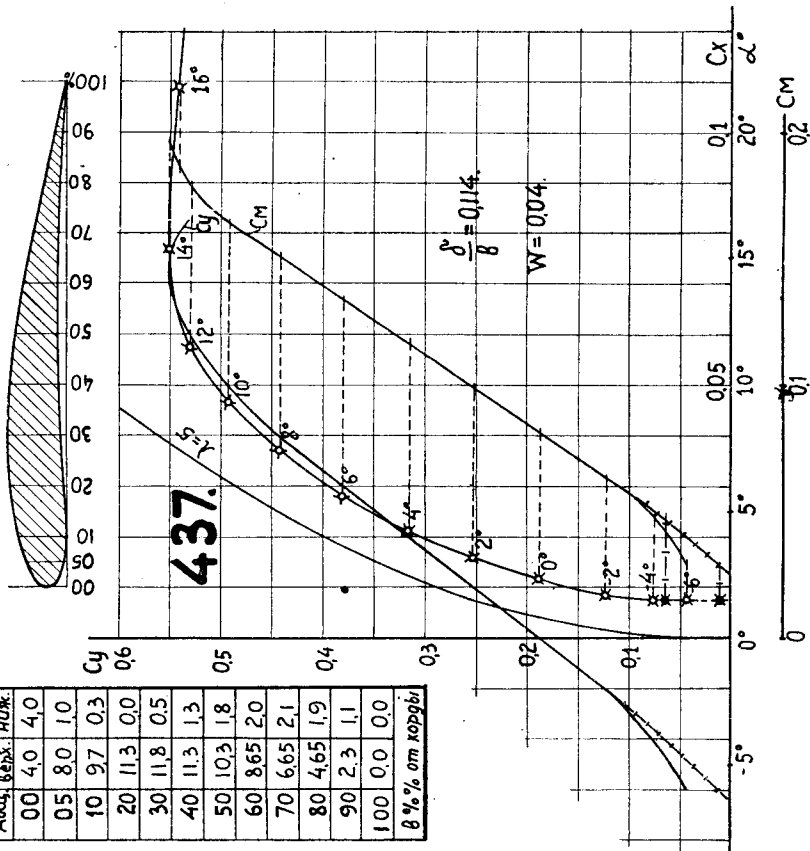
Абсц.	орг. верх.	орг. ниж.
00	6,25	6,25
05	11,5	20
10	13,8	07
20	15,5	00
30	15,8	01
40	15,2	06
50	13,6	12
60	11,5	18
70	9,2	20
80	6,05	20
90	3,0	13
100	0,0	0,0

б % от хорды.



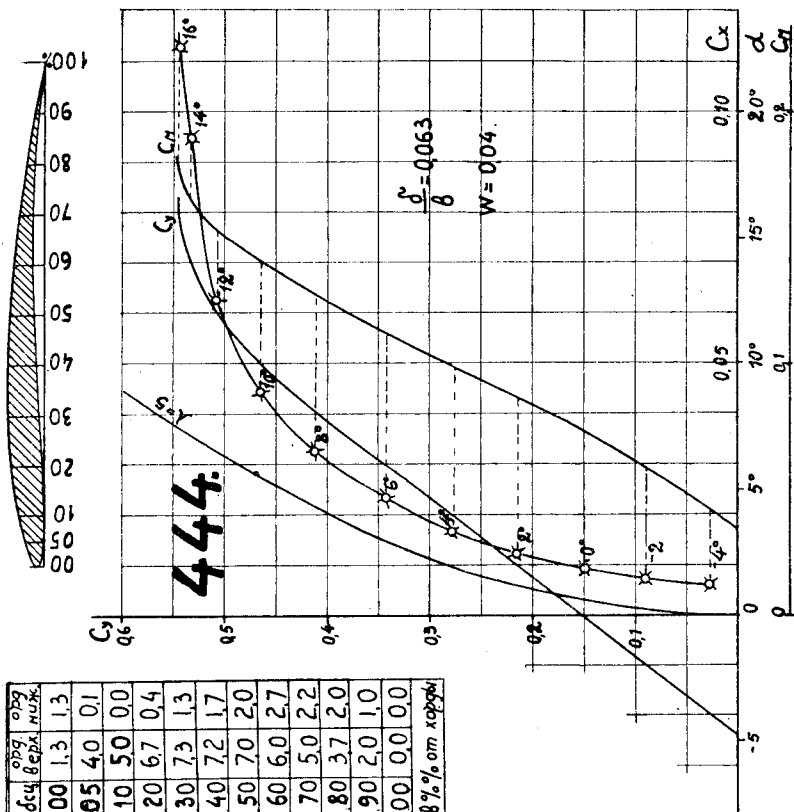
Фиг. 80. Инверсия параболы с параметрами  $\delta/b = 0.160$  и  $w = 0.0$

Абсц. в градусах	Орда. нуль
00	4,0
05	8,0
10	9,7
20	11,3
30	11,8
40	11,3
50	10,3
60	8,65
70	6,65
80	4,65
90	2,3
100	0,0
в % от хорды	



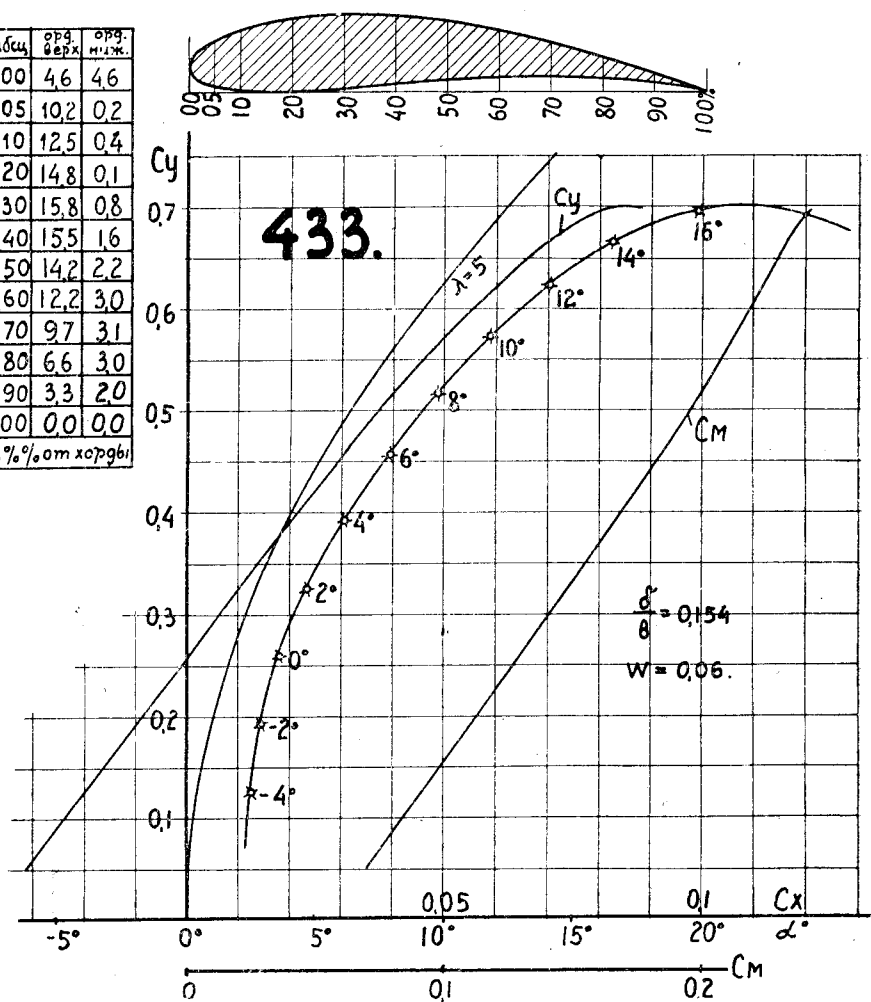
фиг. 81. Инверсия параболы с параметрами  $\delta/b = 0.114$  и  $w = 0.04$ .

Абсц. в градусах	Орда. нуль
00	1,3
05	4,0
10	5,0
20	6,7
30	7,3
40	7,2
50	7,0
60	6,0
70	5,0
80	3,7
90	2,0
100	0,0
в % от хорды	



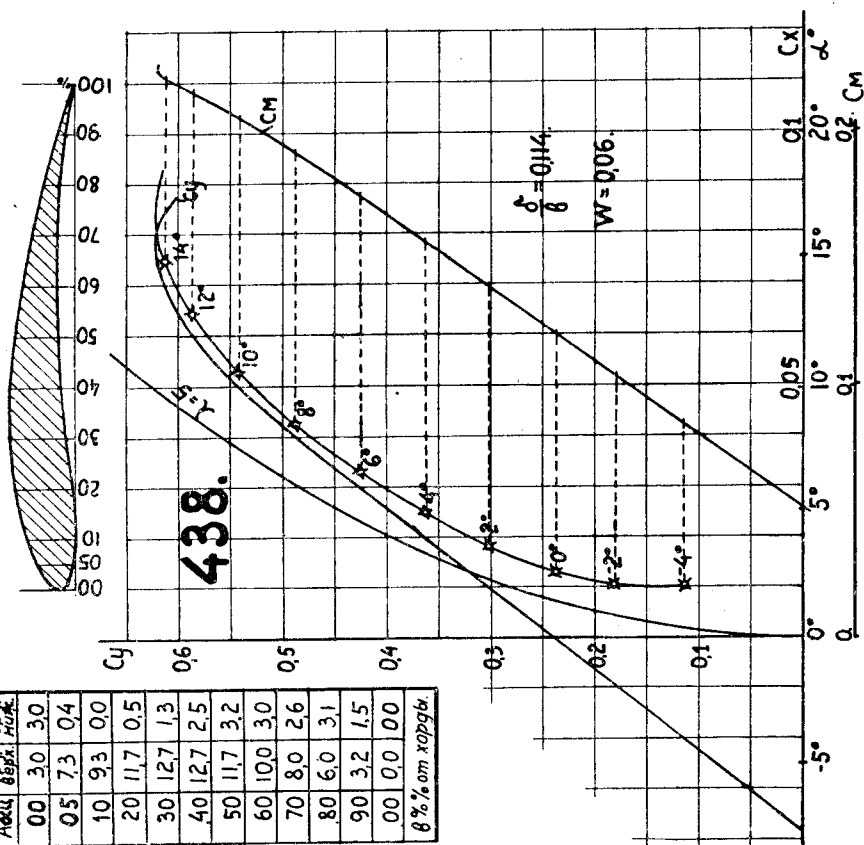
фиг. 82. Инверсия параболы с параметрами  $\delta/b = 0.063$  и  $w = 0.04$ .

Абсц.	орд. верх.	орд. ниж.
00	4,6	4,6
05	10,2	0,2
10	12,5	0,4
20	14,8	0,1
30	15,8	0,8
40	15,5	1,6
50	14,2	2,2
60	12,2	3,0
70	9,7	3,1
80	6,6	3,0
90	3,3	2,0
100	0,0	0,0
в % от хорды		



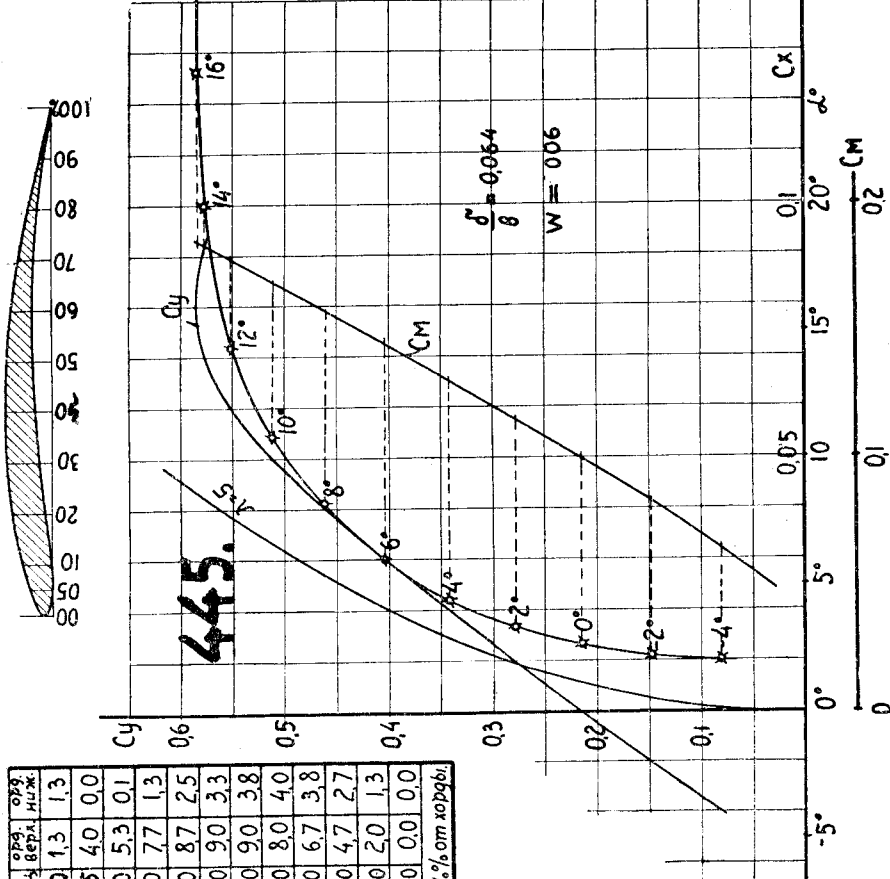
Фиг. 83. Инверсия параболы с параметрами  $\delta/b = 0,154$  и  $w = 0,06$ .

Абсц.	Орз.	Орз.
вверх.	ниж.	ниж.
00	30	30
05	73	04
10	93	00
20	117	05
30	127	13
40	127	25
50	117	32
60	100	30
70	80	26
80	60	31
90	32	15
00	00	00
в % от хорды		



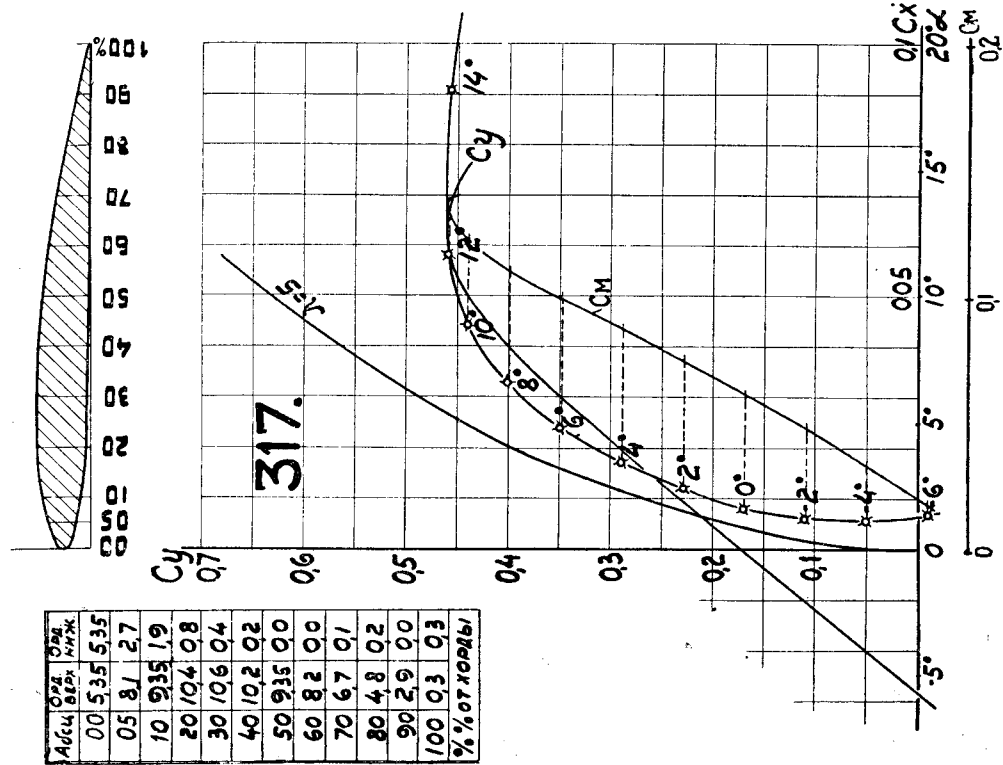
Фиг. 84. Инверсия параболы с параметрами  $\delta/b = 0.114$  и  $w = 0.06$ .

Абсц.	Орз.	Орз.
вверх.	ниж.	ниж.
00	13	13
05	40	00
10	53	01
20	77	13
30	87	25
40	90	33
50	90	38
60	80	40
70	67	38
80	47	27
90	20	13
100	00	00
в % от хорды		

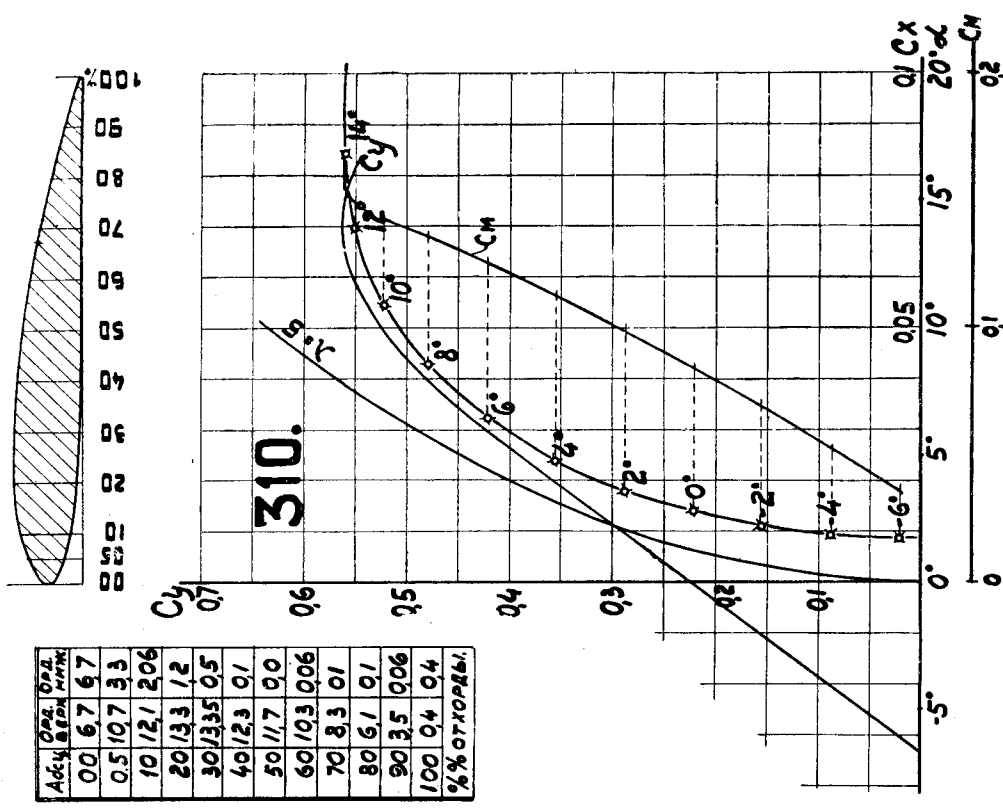


Фиг. 85. Инверсия параболы с параметрами  $\delta/b = 0.064$  и  $w = 0.06$ .

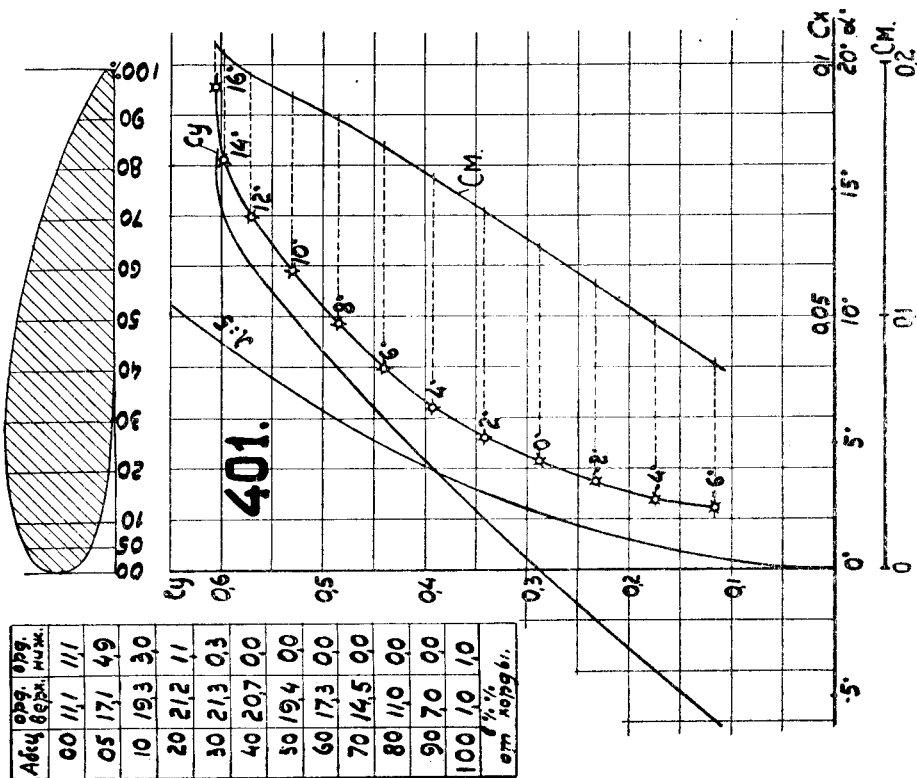
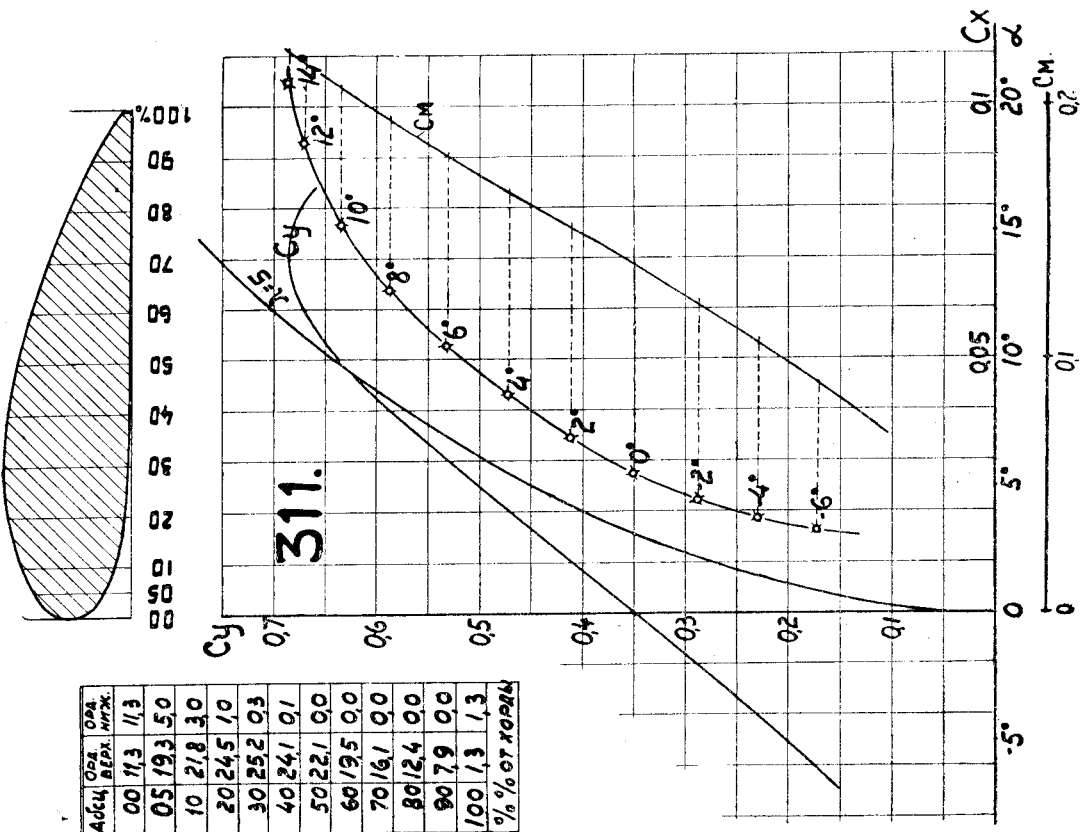




Фиг. 87. Инверсия эллипса, серия В.

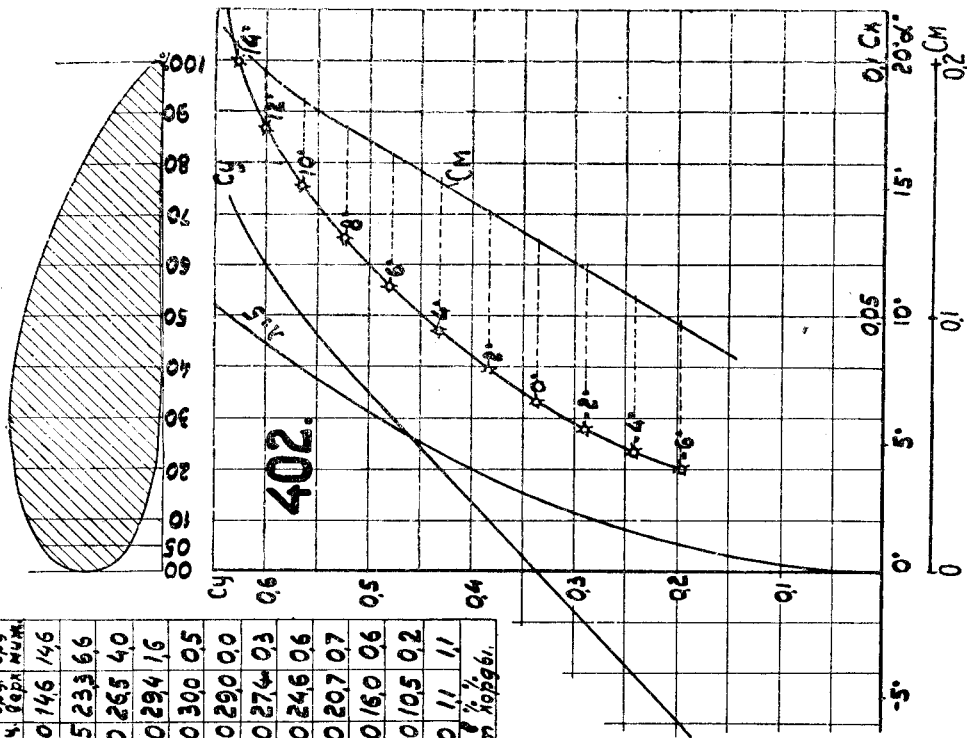


Фиг. 86. Инверсия эллипса, серия В.



Фиг. 88. Инверсия эллипса, серия В.  
Фиг. 89. Инверсия эллипса, серия В.

Адг. 109	Адг. 109
109	109
00 146 146	00 146 146
05 233 66	05 233 66
10 265 40	10 265 40
20 294 16	20 294 16
30 300 05	30 300 05
40 290 00	40 290 00
50 274 03	50 274 03
60 246 06	60 246 06
70 207 07	70 207 07
80 160 06	80 160 06
90 105 02	90 105 02
100 11 11	100 11 11
от 109	от 109

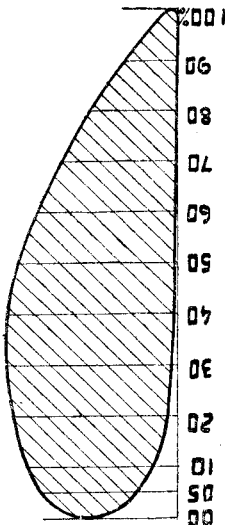
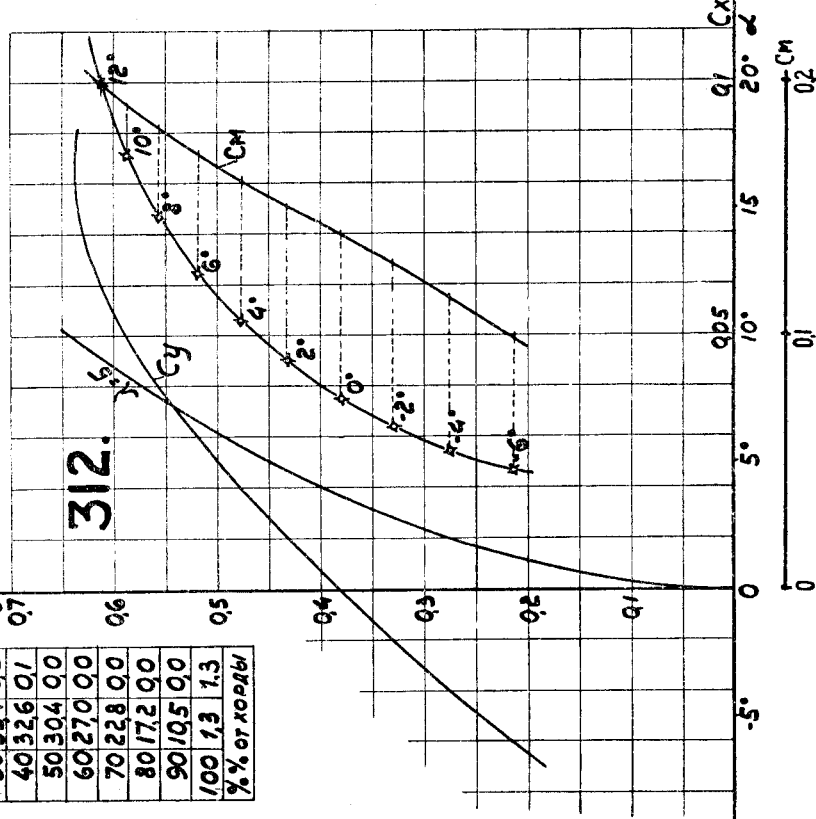


Фиг. 90. Инверсия эллипса, серия В.

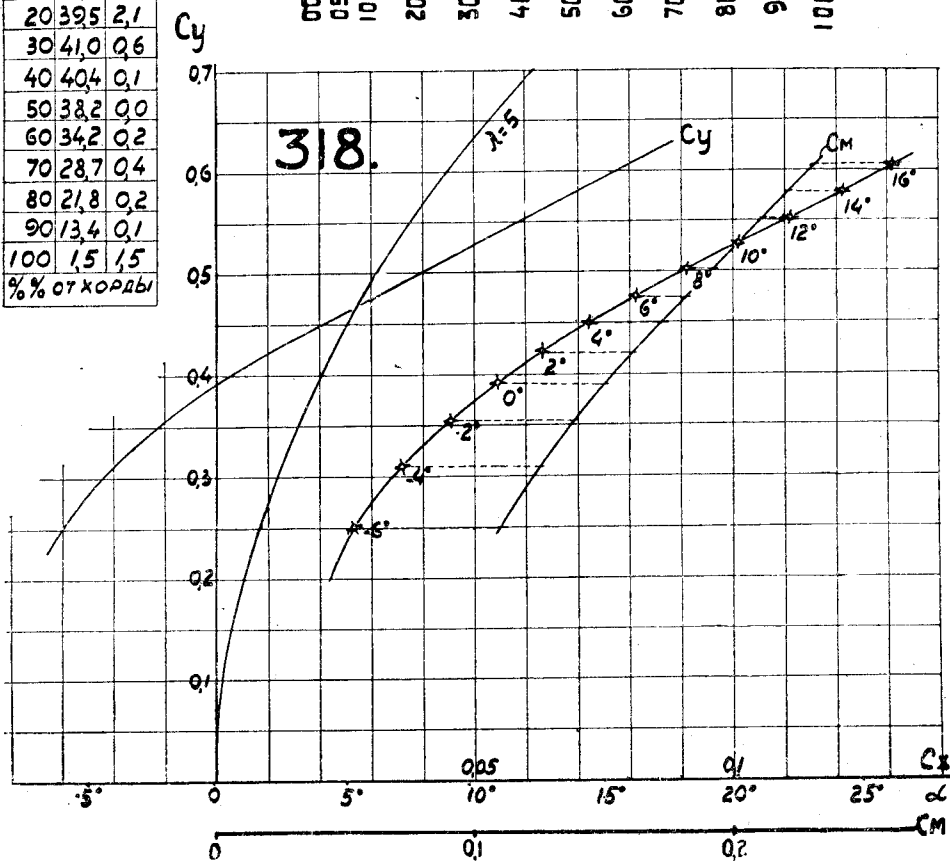
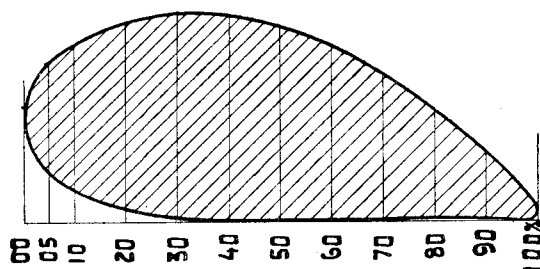
Фиг. 91. Инверсия эллипса, серия В.

А.°	Сред. 109	Сред. 109
109	109	109
00 162 16,2	00 162 16,2	00 162 16,2
05 261 7,8	05 261 7,8	05 261 7,8
10 290 4,2	10 290 4,2	10 290 4,2
20 322 1,3	20 322 1,3	20 322 1,3
30 334 0,2	30 334 0,2	30 334 0,2
40 326 0,1	40 326 0,1	40 326 0,1
50 304 0,0	50 304 0,0	50 304 0,0
60 270 0,0	60 270 0,0	60 270 0,0
70 228 0,0	70 228 0,0	70 228 0,0
80 172 0,0	80 172 0,0	80 172 0,0
90 105 0,0	90 105 0,0	90 105 0,0
100 13 1,3	100 13 1,3	100 13 1,3
% от 109	% от 109	% от 109

312.

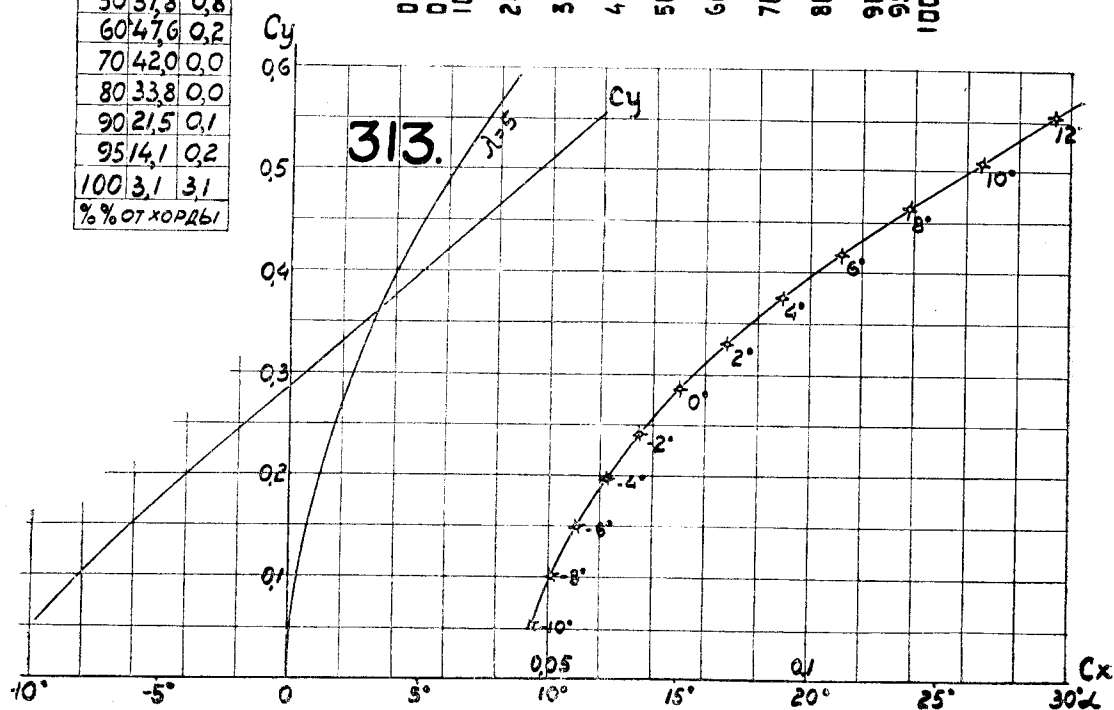
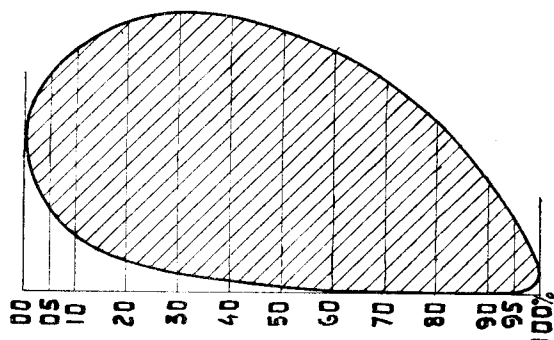


Абсц	Орл верх.	Орл ниж.
00	20,0	20,0
05	31,3	9,6
10	35,2	6,0
20	39,5	2,1
30	41,0	0,6
40	40,4	0,1
50	38,2	0,0
60	34,2	0,2
70	28,7	0,4
80	21,8	0,2
90	13,4	0,1
100	1,5	1,5
%% от хорды		



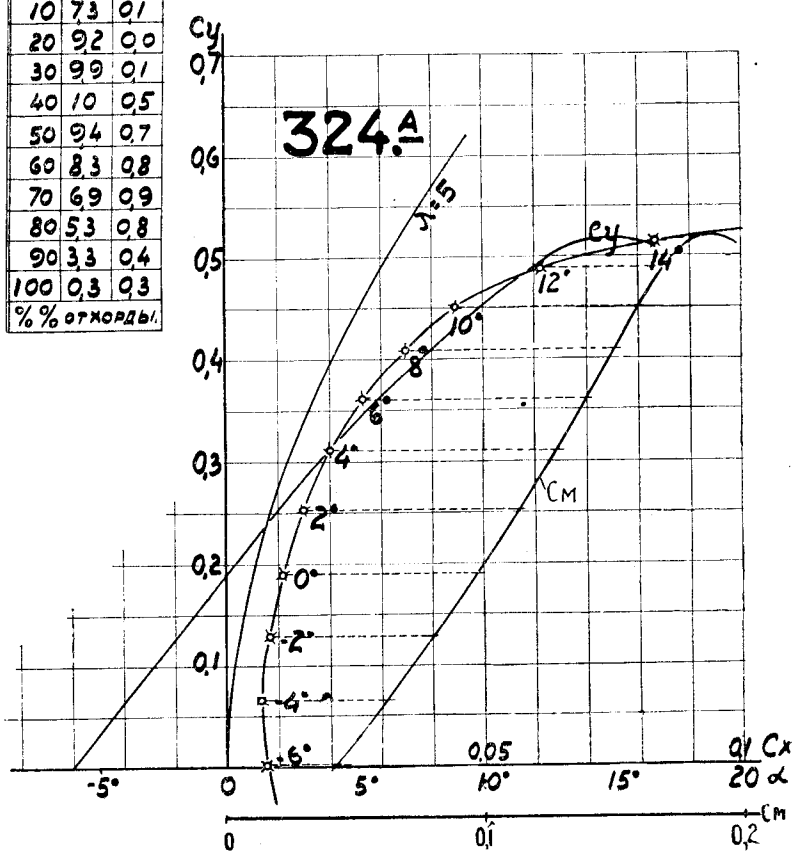
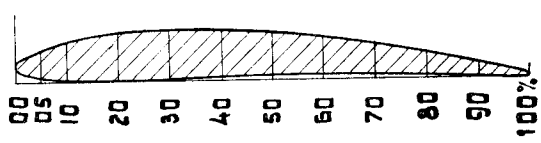
Фиг. 92. Инверсия эллипса, серия В.

Абсц	Орд вверх	Орд ниже
00	30,0	30,0
05	42,8	15,9
10	47,8	11,2
20	53,2	6,2
30	55,2	3,4
40	54,3	2,0
50	51,8	0,8
60	47,6	0,2
70	42,0	0,0
80	33,8	0,0
90	21,5	0,1
95	14,1	0,2
100	3,1	3,1
% от хорды		



Фиг. 93. Инверсия эллипса, серия В.

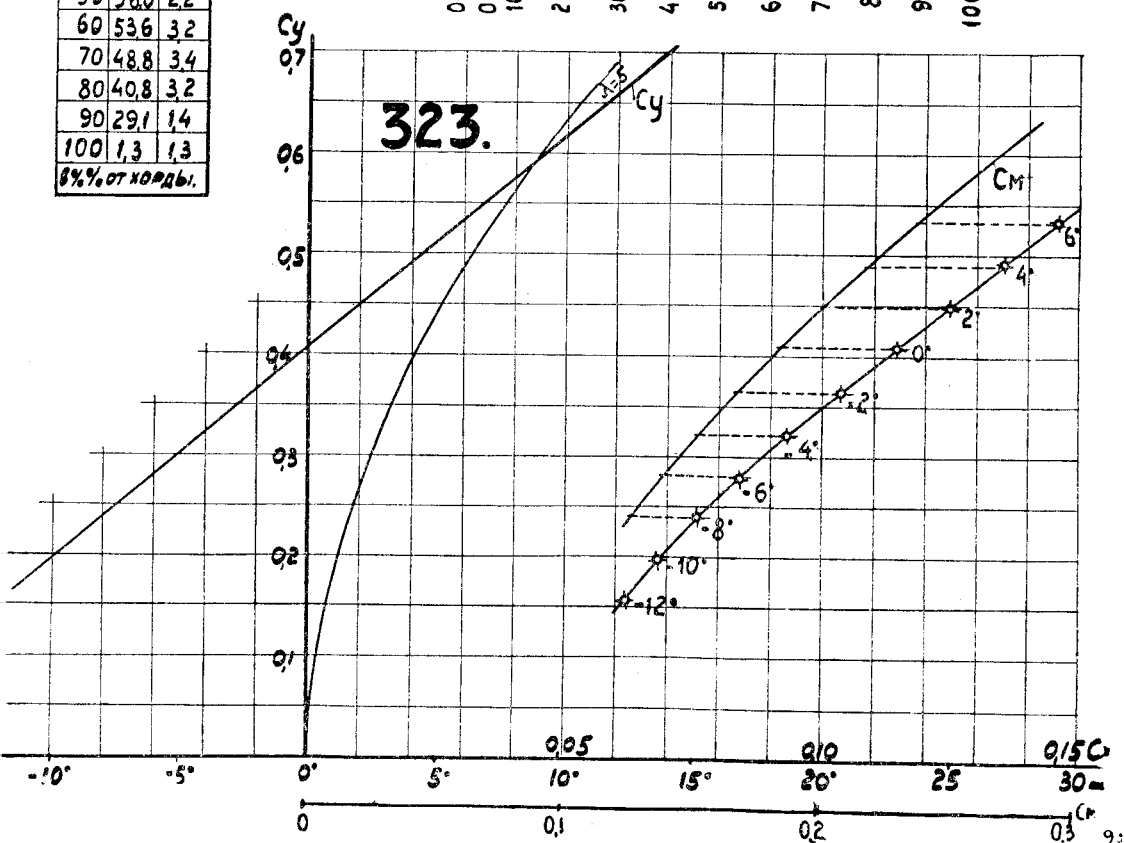
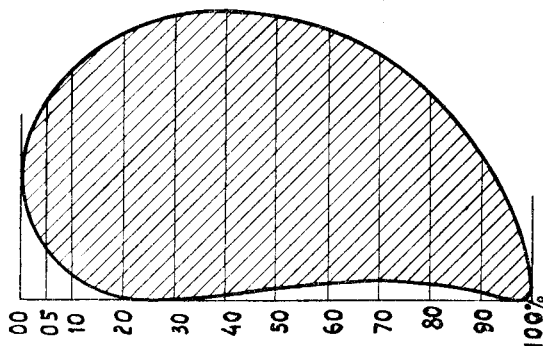
Абсц.	Орл. верх.	Орл. ниж.
00	30	30
05	60	05
10	73	01
20	92	00
30	99	01
40	10	05
50	94	07
60	83	08
70	69	09
80	53	08
90	33	04
100	03	03
% от хорды		



Фиг. 94. Инверсия эллипса, серия С.

Адц	ОДЛ РЕДН	ОДЛ ННДН
00	25,3	25,3
05	40,3	8,9
10	45,9	4,8
20	53,0	0,8
30	56,4	0,0
40	57,3	1,0
50	56,0	2,2
60	53,6	3,2
70	48,8	3,4
80	40,8	3,2
90	29,1	1,4
100	1,3	1,3

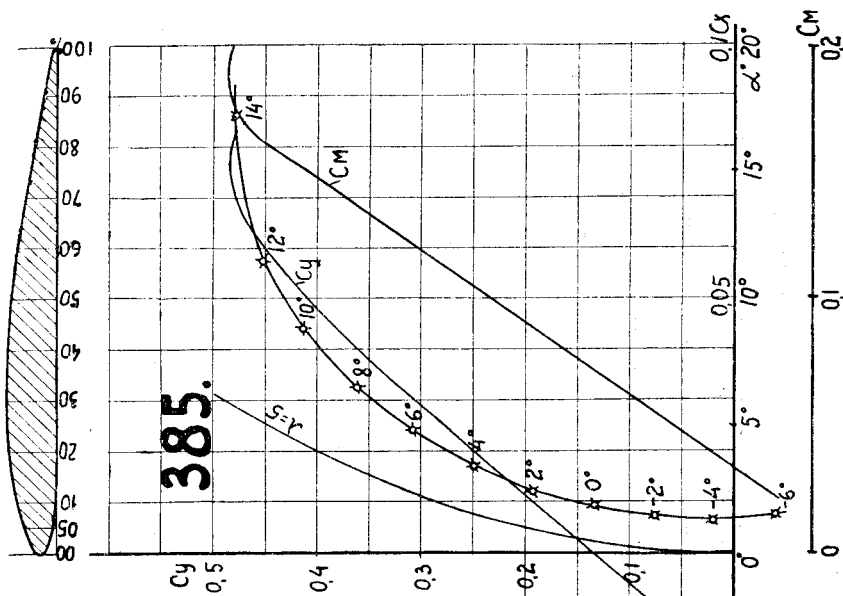
8% от нормы.



Фиг. 95. Инверсия эллипса, серия С.

Адц.	орг. вещ.	муж.
00	3.3	3.3
05	6.4	0.7
10	7.75	0.1
20	9.2	0.0
30	9.6	0.0
40	9.4	0.0
50	8.6	0.0
60	7.4	0.0
70	6.0	0.0
80	4.5	0.0
90	2.5	0.0
100	0.1	0.1

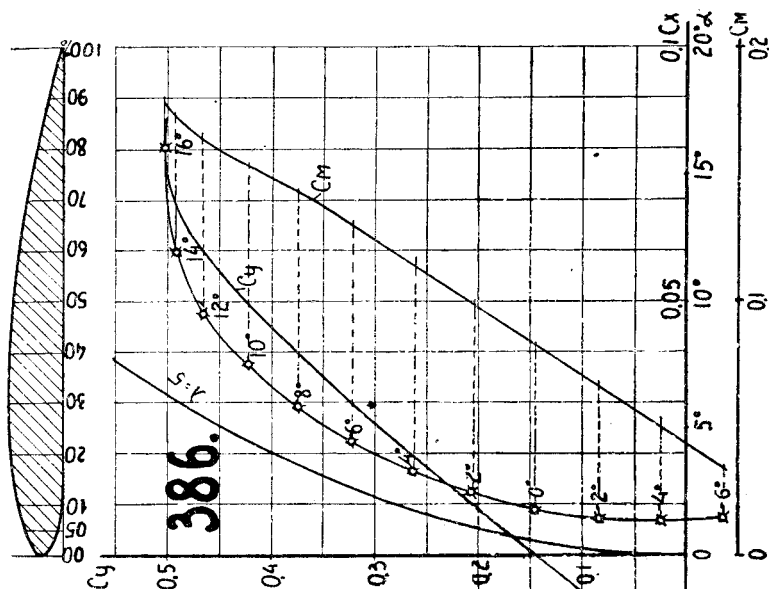
Э	В	С
87.5	5.4	11.
4.9	65.5	37.4
45	15.7	32



Фиг. 96. Эсперо 4.

Адц.	орг. вещ.	муж.
00	4.2	4.2
05	7.34	0.0
10	8.74	0.0
20	10.2	0.0
30	10.6	0.0
40	10.4	0.0
50	9.6	0.0
60	8.34	0.0
70	6.74	0.0
80	5.0	0.0
90	2.8	0.0
100	0.3	0.3

Э	В	С
87.5	5.4	26
19.9	65.5	37.4
5.5	15.7	33

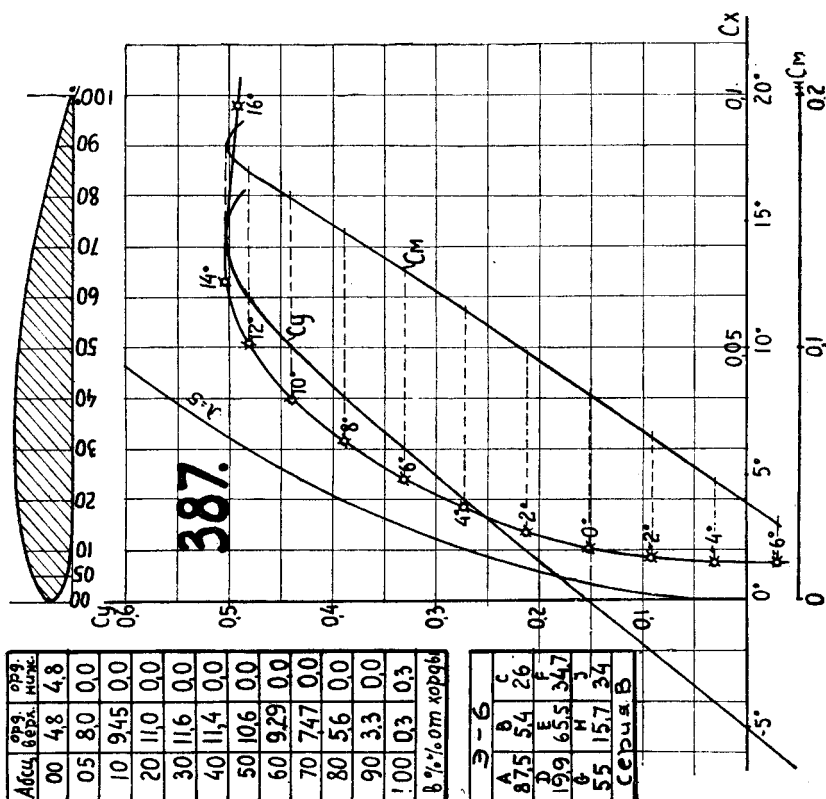


Фиг. 97. Эсперо 5.

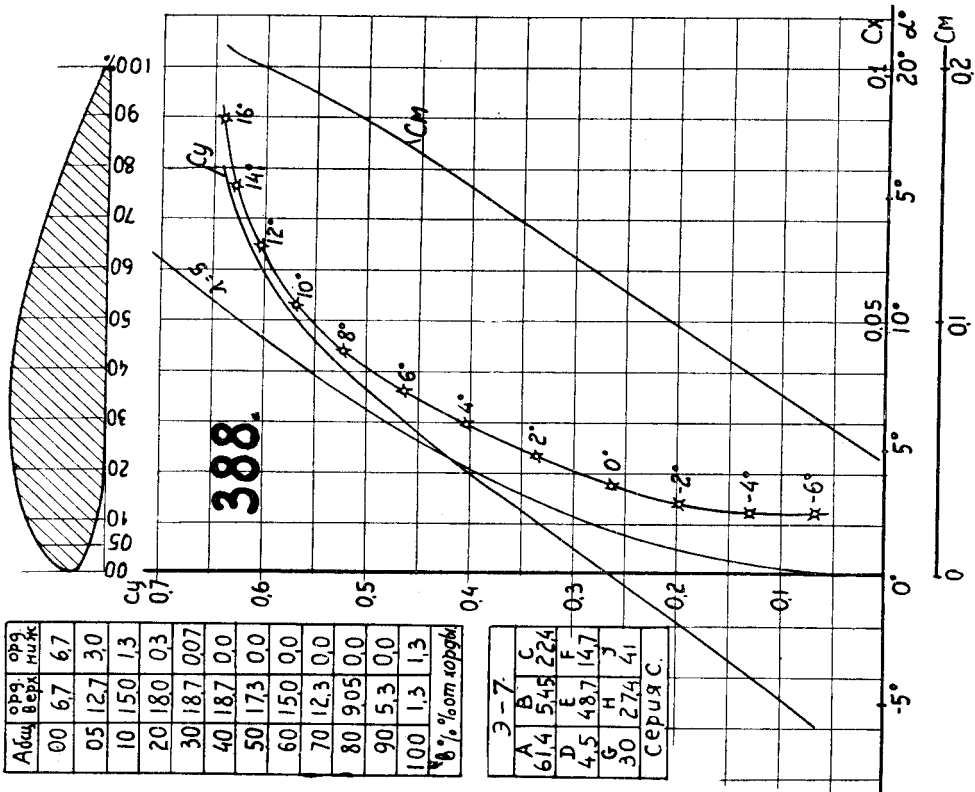


Абсц.	орд.	орд.	орд.
в.р.л.	в.р.л.	в.р.л.	в.р.л.
00	67	67	67
05	127	30	
10	150	13	
20	180	03	
30	187	007	
40	187	00	
50	173	00	
60	150	00	
70	123	00	
80	905	00	
90	53	00	
100	13	13	

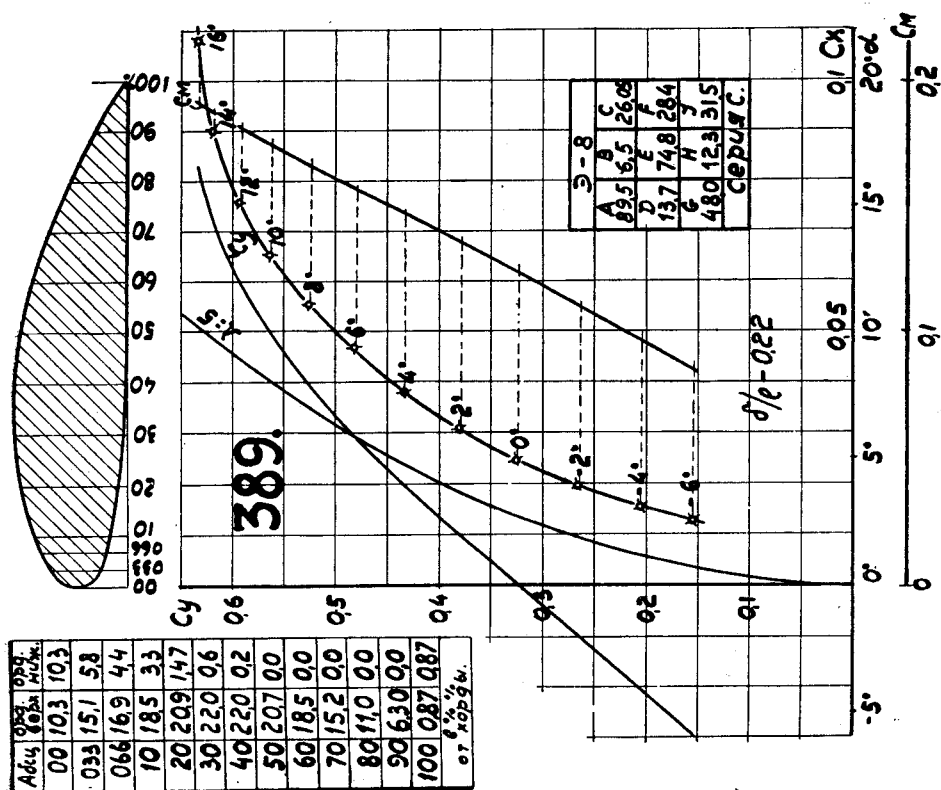
Э-7	Э-6
A	A
B	B
C	C
D	D
E	E
F	F
G	G
H	H
I	I
Средн. С.	Средн. С.



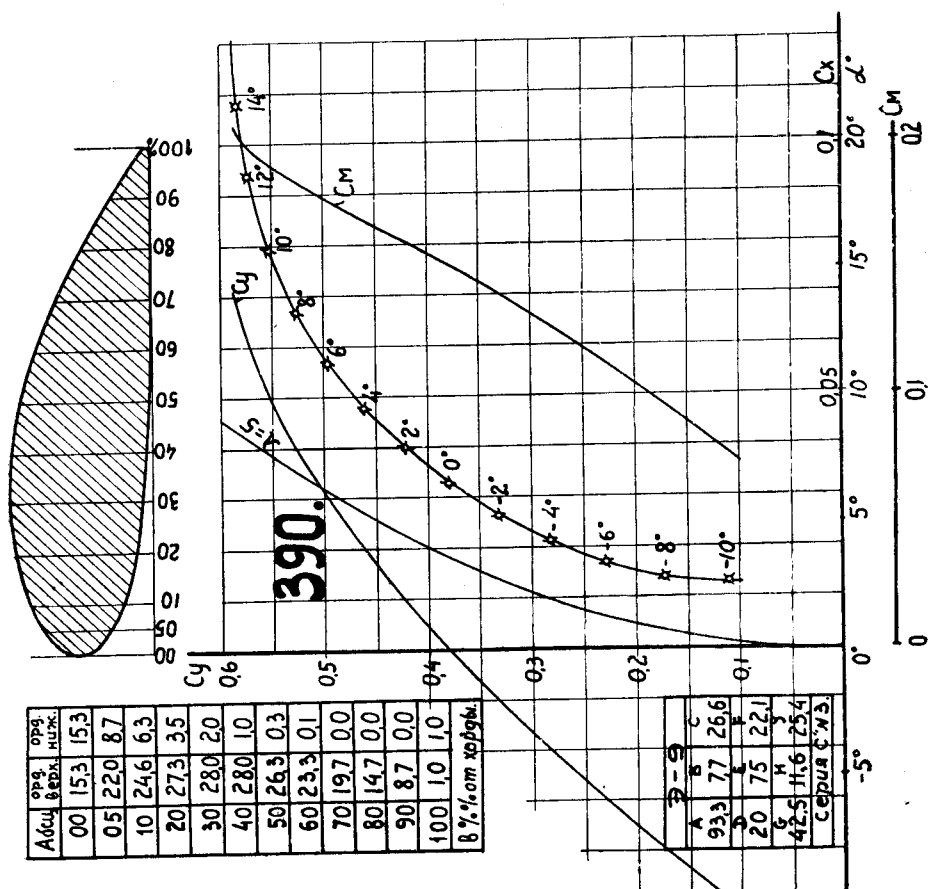
Фиг. 98. Эсперо 6.



Фиг. 99. Эсперо 7.

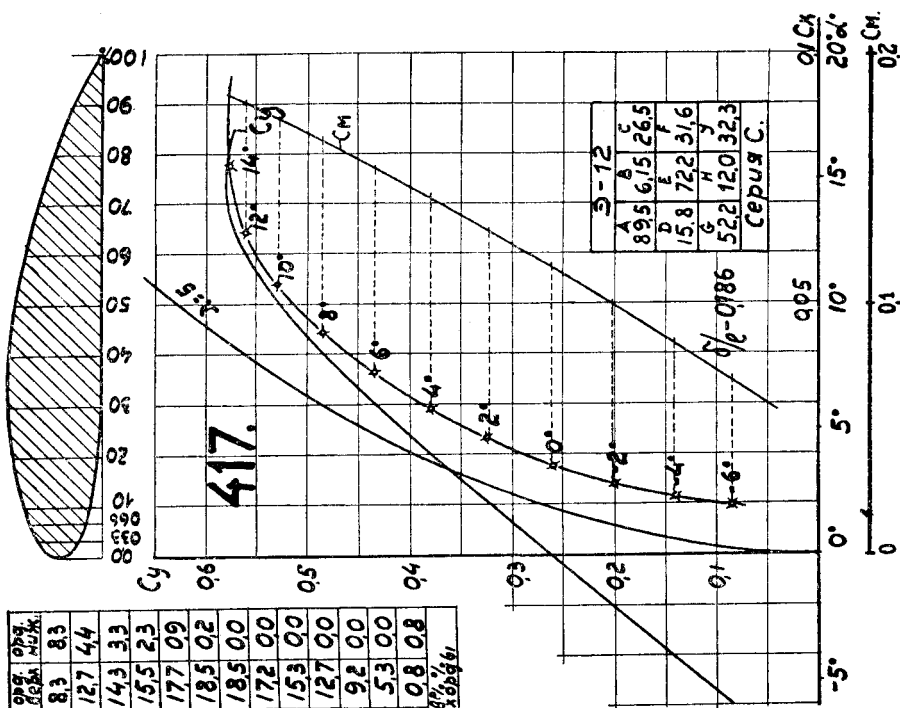


Фиг. 100. Эсперо 8.

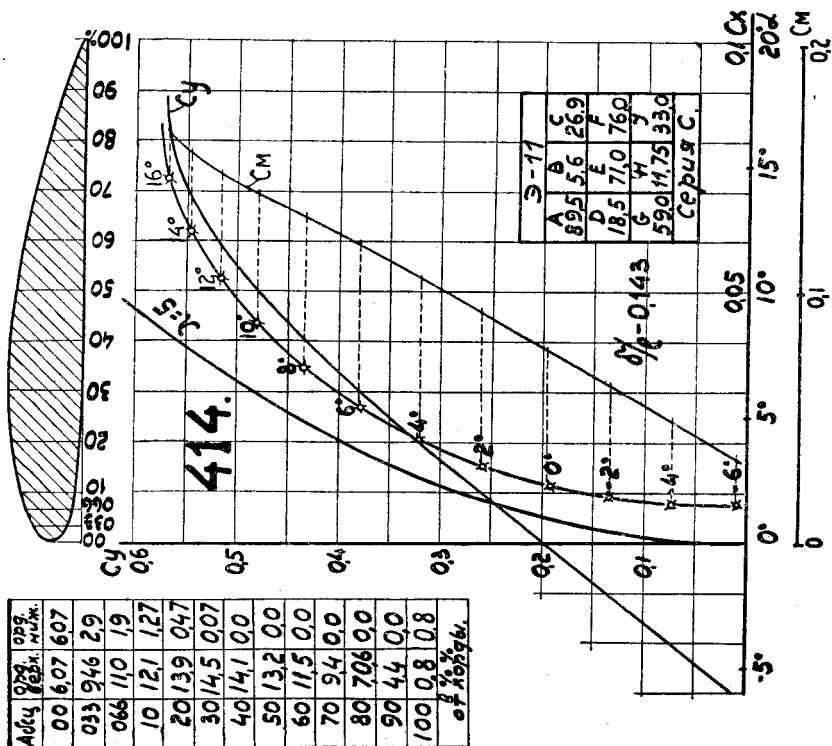


Фиг. 101. Эсперо 9.

Адм. 00%	00%	00%
00 83	83	
033 127	44	
066 143	33	
10 155	23	
20 177	09	
30 185	02	
40 185	00	
50 172	00	
60 153	00	
70 127	00	
80 92	00	
90 53	00	
100 08	08	
67 х 0,04		



Фиг. 103. Эсперо 12.

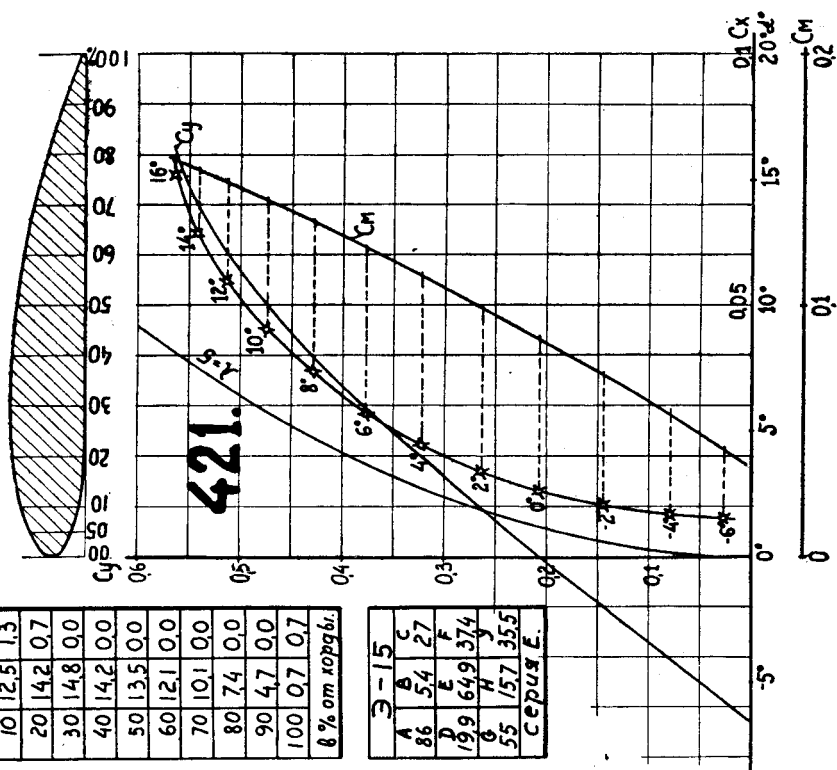


Фиг. 102. Эсперо 11.



Абсц.	Орз.	Орз.
векл.	векл.	милл.
00	6,7	6,7
05	10,8	2,4
10	12,5	1,3
20	14,2	0,7
30	14,8	0,0
40	14,2	0,0
50	13,5	0,0
60	12,1	0,0
70	10,1	0,0
80	7,4	0,0
90	4,7	0,0
100	0,7	0,7
в % от хорды.		

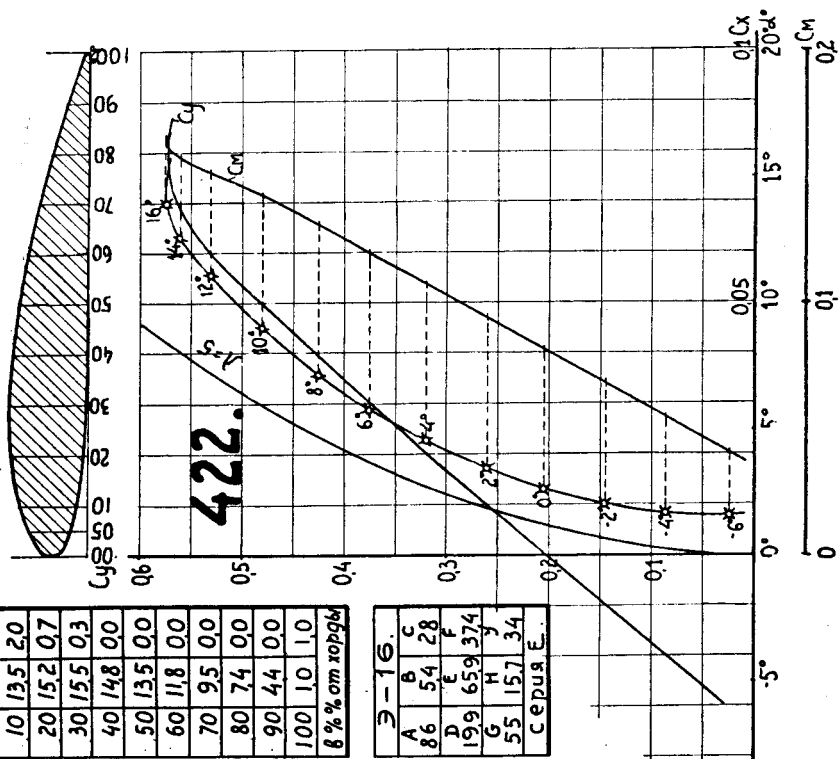
Э-15.			
А	В	С	
86	54	27	
Д	Е	Г	
199	649	374	
В	Н	У	
55	157	355	
Средн. Е.			



Фиг. 106. Эсперо 15.

Абсц.	Орз.	Орз.
векл.	векл.	милл.
00	71	71
05	114	2,7
10	135	2,0
20	152	0,7
30	155	0,3
40	148	0,0
50	135	0,0
60	118	0,0
70	95	0,0
80	74	0,0
90	44	0,0
100	10	1,0
в % от хорды.		

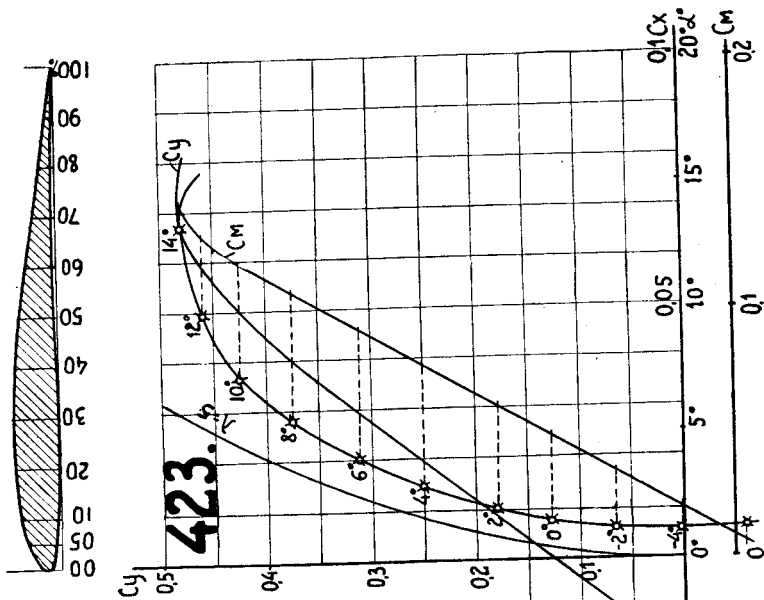
Э-16.			
А	В	С	
86	54	28	
Д	Е	Г	
199	659	374	
В	Н	У	
55	157	34	
Средн. Е.			



Фиг. 107. Эсперо 16.

Абсц.	орд.	орд.	орд.
00	3.0	3.0	0.0
05	6.0	0.8	
10	7.3	0.3	
20	8.7	0.0	
30	8.7	0.0	
40	8.0	0.2	
50	7.3	0.7	
60	6.0	0.7	
70	4.3	0.75	
80	3.0	0.7	
90	1.5	0.3	
100	0.0	0.0	
в % от хорды			

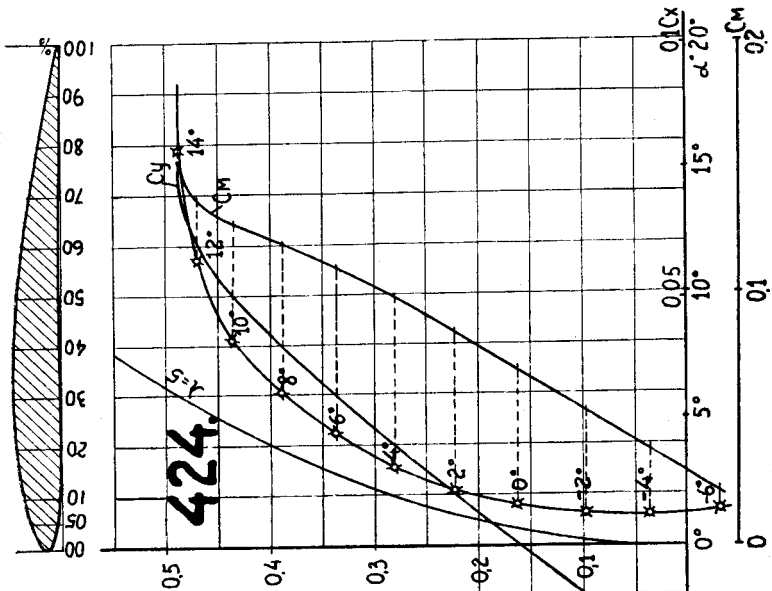
Э-17			
A	B	C	
86	54	28	
D	E	F	
199	66.1	37.4	
G	H	I	
55	15.7	2.8	
Среднее			



Фиг. 108. Эсперо 17.

Абсц.	орд.	орд.	орд.
00	3.0	3.0	0.0
05	6.0	0.7	
10	7.3	0.5	
20	8.7	0.0	
30	9.3	0.1	
40	9.3	0.2	
50	8.7	0.3	
60	7.7	0.4	
70	6.3	0.3	
80	4.7	0.2	
90	2.7	0.1	
100	0.5	0.0	
в % от хорды			

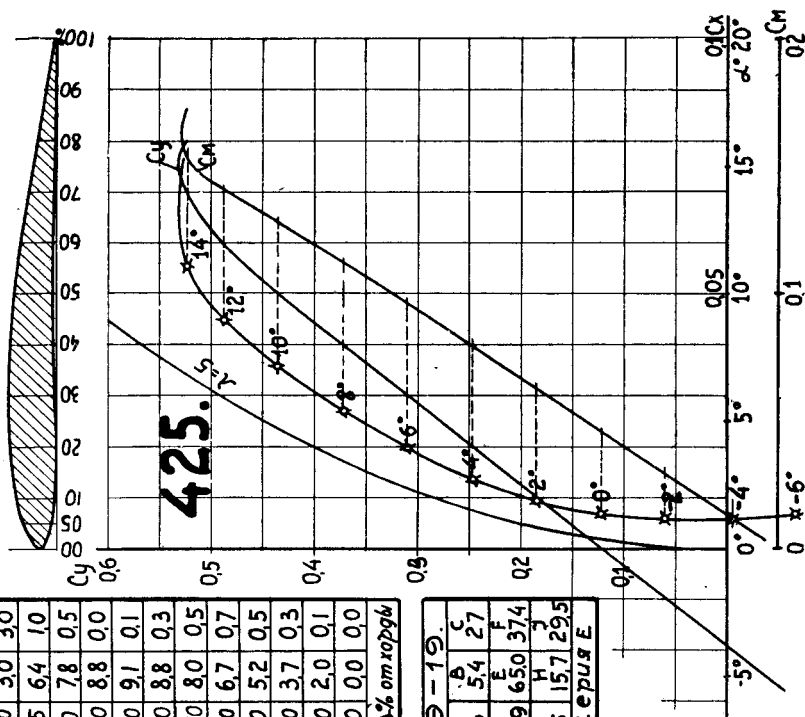
Э-18			
A	B	C	
86	54	25	
D	E	F	
199	62.9	37.4	
G	H	I	
55	15.7	3.25	
Среднее			



Фиг. 109. Эсперо 18.

Акц.	бер.	мил.
00	3.0	3.0
05	6.4	1.0
10	7.8	0.5
20	8.8	0.0
30	9.1	0.1
40	8.8	0.3
50	8.0	0.5
60	6.7	0.7
70	5.2	0.5
80	3.7	0.3
90	2.0	0.1
100	0.0	0.0

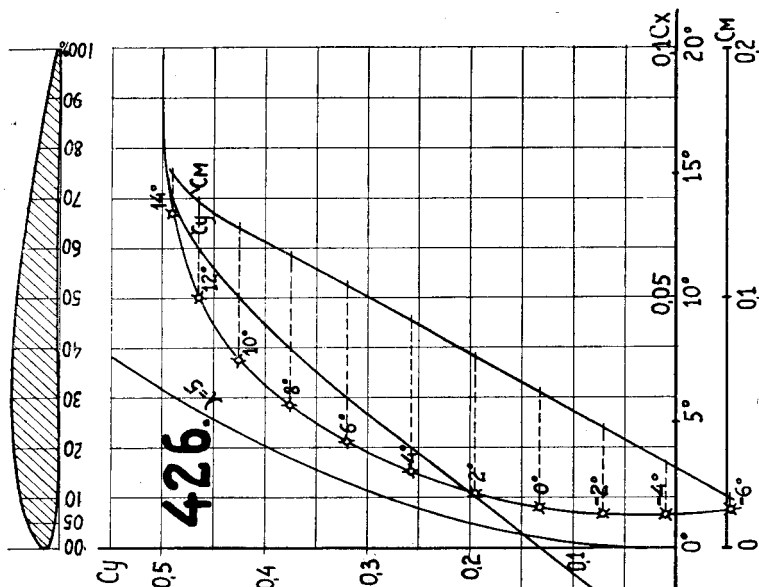
Э-10.	А	В	С
86	5.4	27	
199	650	374	
55	15.7	29.5	



Фиг. 110. Эсперо 19.

Акц.	бер.	мил.
00	3.0	3.0
05	6.0	0.8
10	7.4	0.1
20	8.7	0.0
30	9.3	0.1
40	9.0	0.3
50	8.4	0.4
60	7.4	0.5
70	6.0	0.5
80	4.4	0.3
90	2.7	0.2
100	0.4	0.4

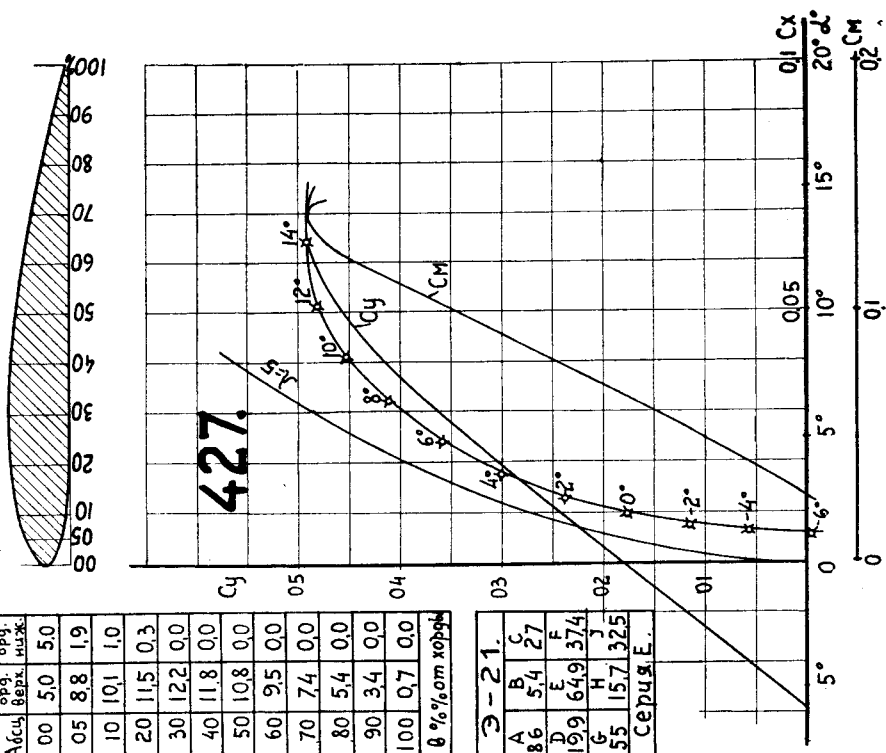
Э-20.	А	В	С
86	5.4	26	
199	639	374	
55	15.7	31.	



Фиг. 111. Эсперо 22.

Абсц.	орг. верх.	орг. низ.
00	4,7	4,7
05	8,8	1,6
10	10,5	0,8
20	11,5	0,1
30	12,1	0,0
40	11,5	0,0
50	10,1	0,0
60	8,8	0,0
70	6,7	0,0
80	4,7	0,0
90	2,7	0,0
100	0,0	0,0
8 % от хорды		

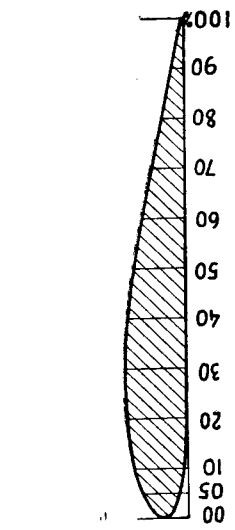
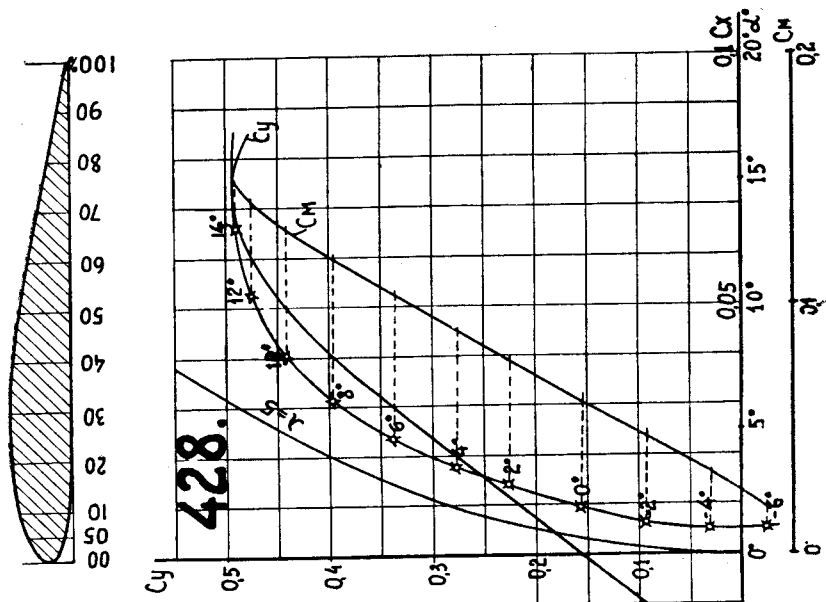
Э-22		
A	B	C
86	5,4	28
D	E	F
199	66	374
G	H	J
55	15,7	31
Серия Е		



Абсц.	орг. верх.	орг. низ.
00	5,0	5,0
05	8,8	1,9
10	10,1	1,0
20	11,5	0,3
30	12,2	0,0
40	11,8	0,0
50	10,8	0,0
60	9,5	0,0
70	7,4	0,0
80	5,4	0,0
90	3,4	0,0
100	0,7	0,0
8 % от хорды		

Э-21.		
A	B	C
86	5,4	27
D	E	F
199	64,9	374
G	H	J
55	15,7	32,5
Серия Е		

Фиг. 112. Эсперо 21.

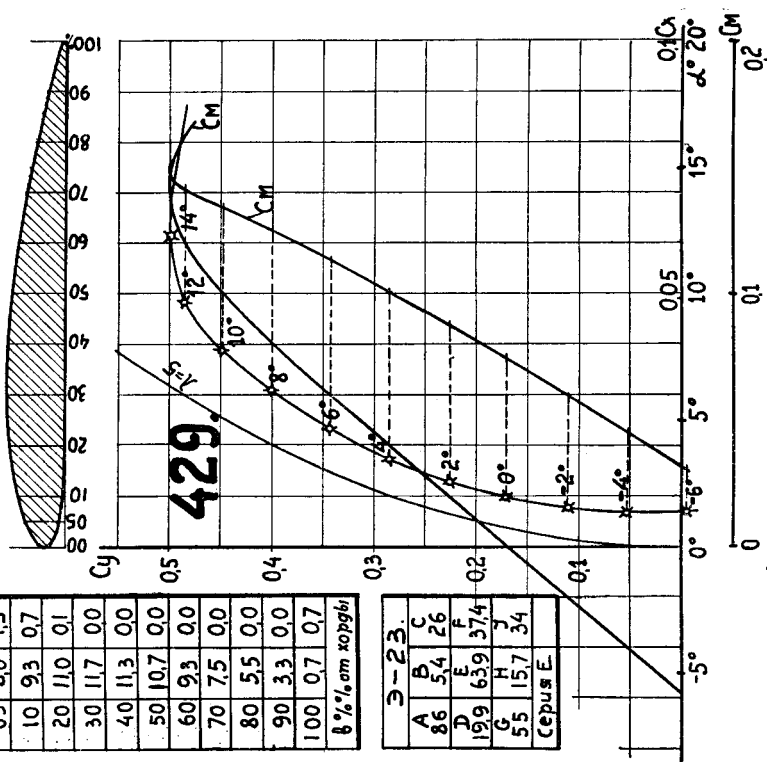


Фиг. 113. Эсперо 22.

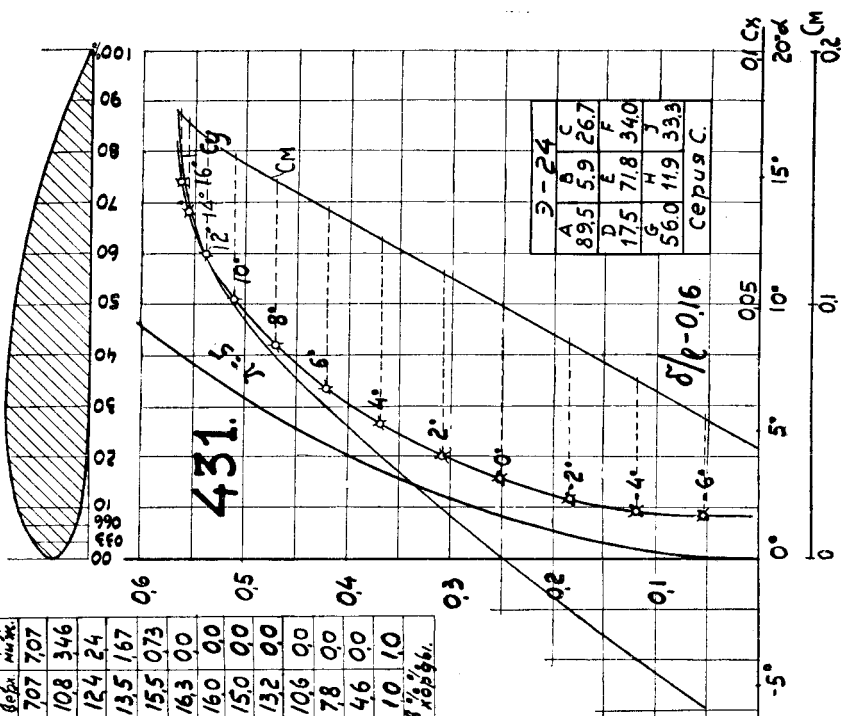


Адц.	орд. верх.	орд. ниж.
00	707	707
03	108	346
06	124	24
10	135	167
20	155	073
30	163	00
40	160	00
50	150	00
60	132	00
70	106	00
80	78	00
90	46	00
100	10	10

от 100% к 0%



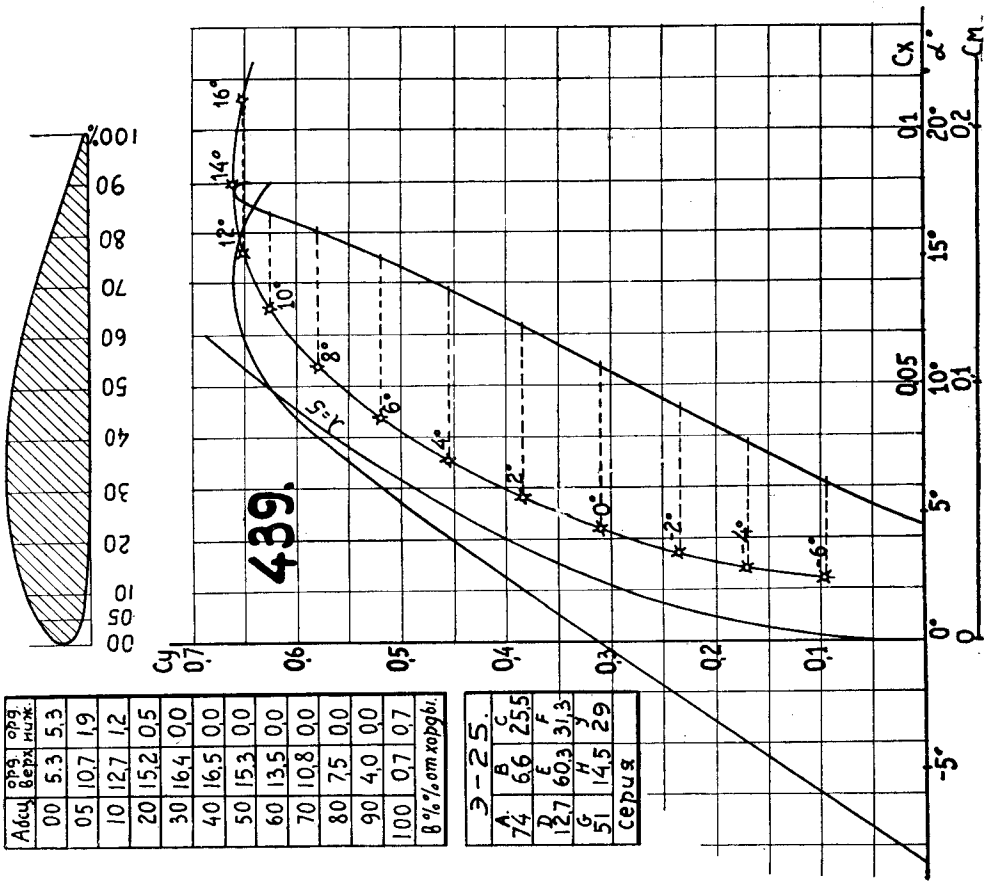
Фиг. 114. Эсперо 23.



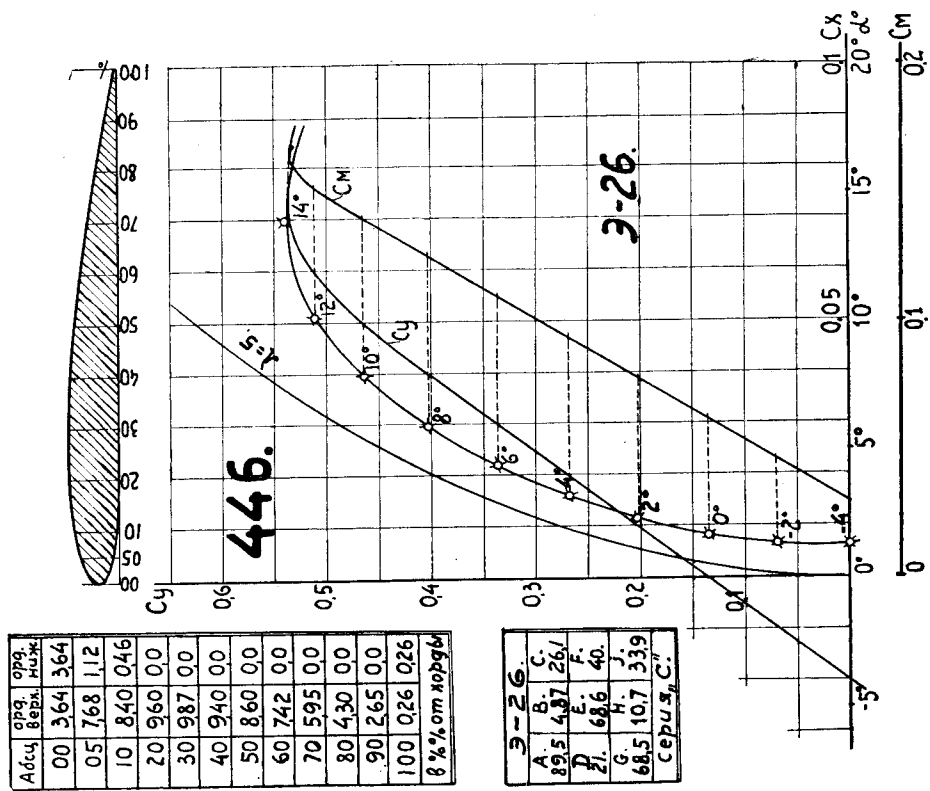
Э-24	А	В	С
	89.5	5.9	26.7
Э-23	Д	Е	Г
	17.5	71.8	34.0
Э-22	З	И	У
	56.0	11.9	33.3

серия С.

Фиг. 115. Эсперо 24.



Фиг. 116. Эсперо 25.



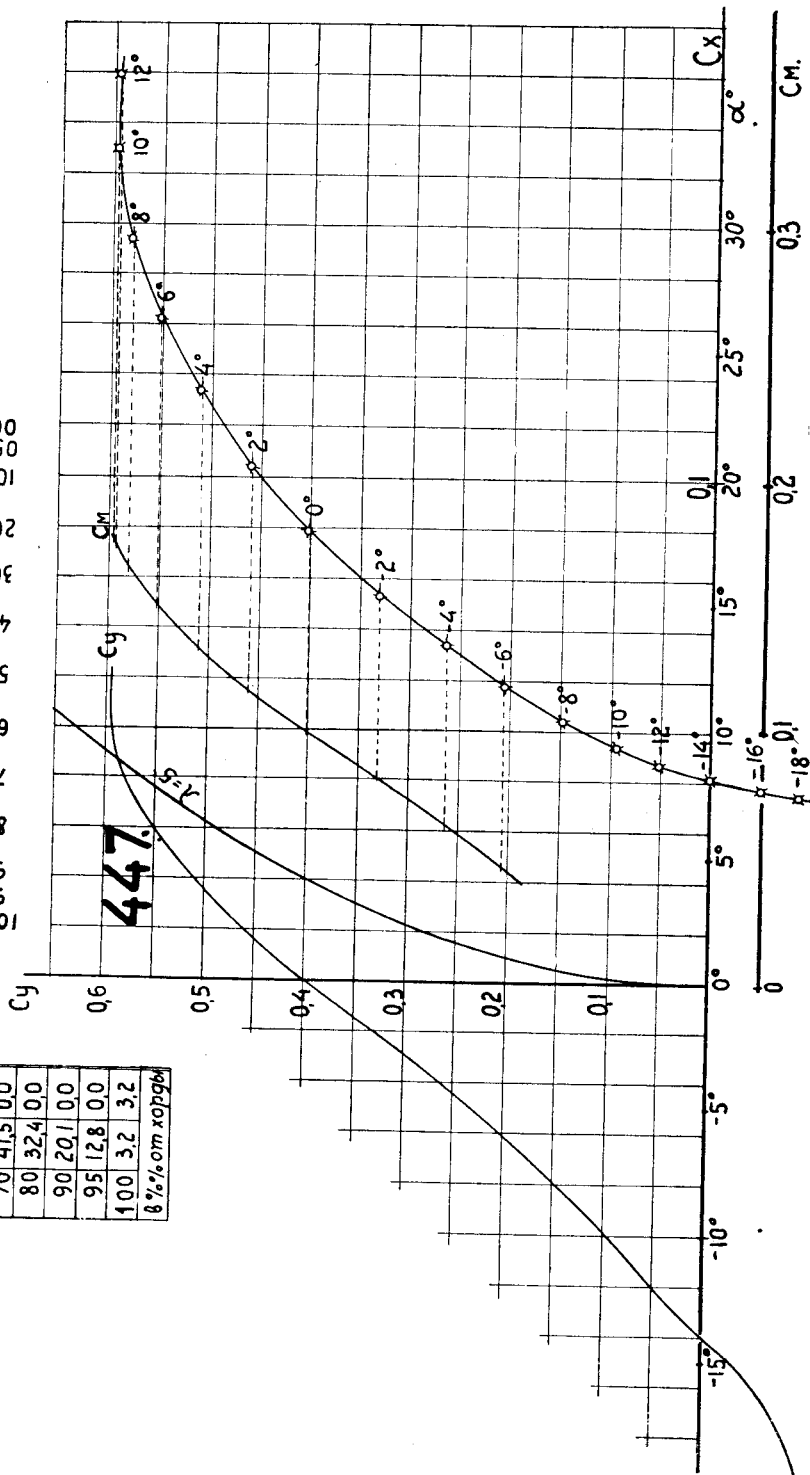
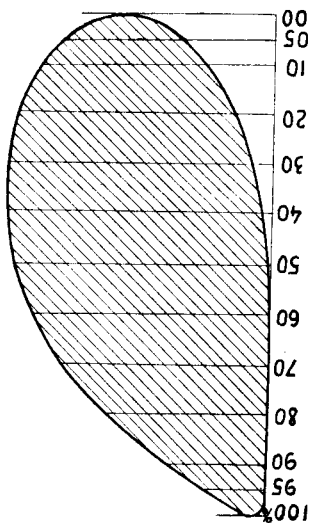
Фиг. 117. Эсперо 26.

Адсы	Өлсү	Толук	Алдын
00	290	290	
05	410	175	
10	460	133	
20	506	767	
30	525	460	
40	527	216	
50	512	088	
60	475	020	
70	415	00	
80	324	00	
90	201	00	
95	128	00	
100	3.2	3.2	
В % от хоргы			

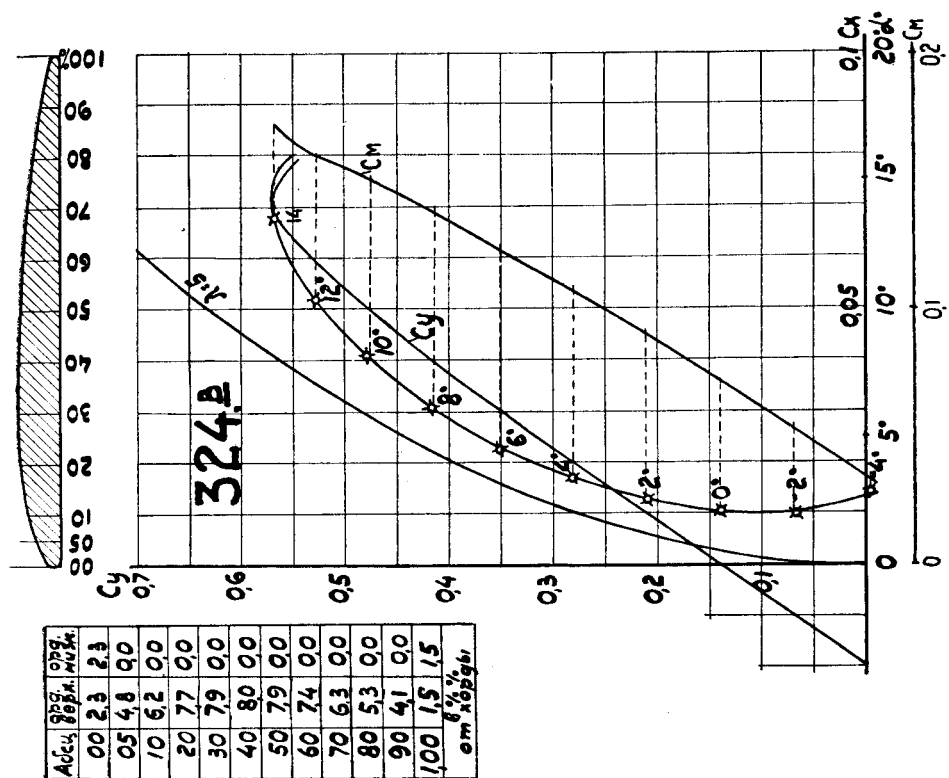
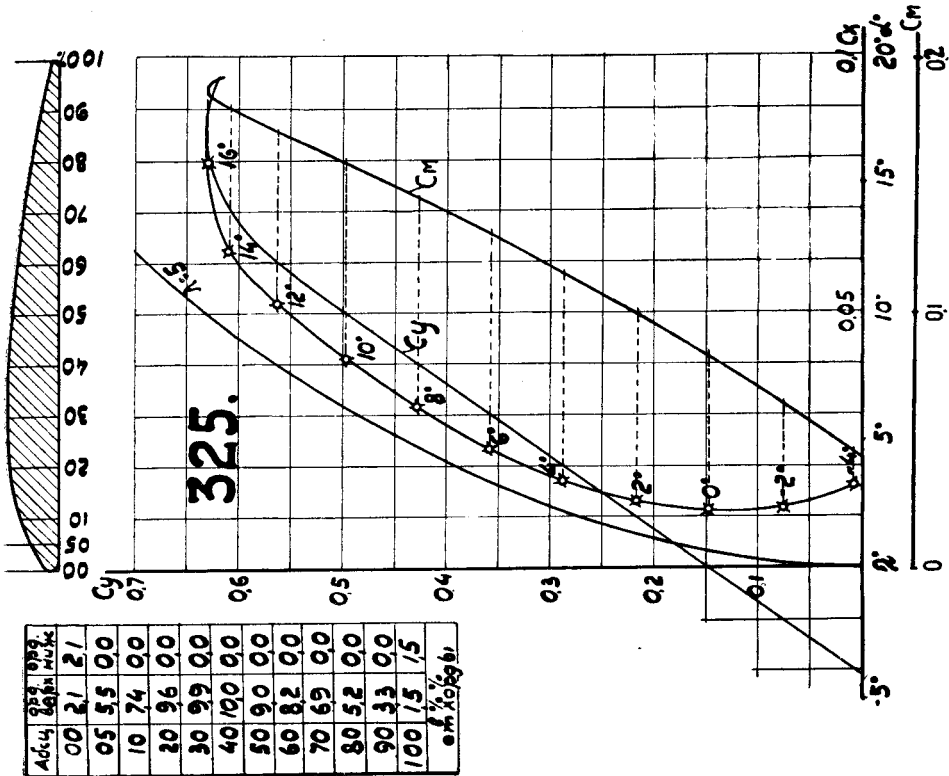
Э-27

A	B	C
895	84	248
Д	Е	F
4,5	82,3	24,4
G	H	J
32	73	291

серия С

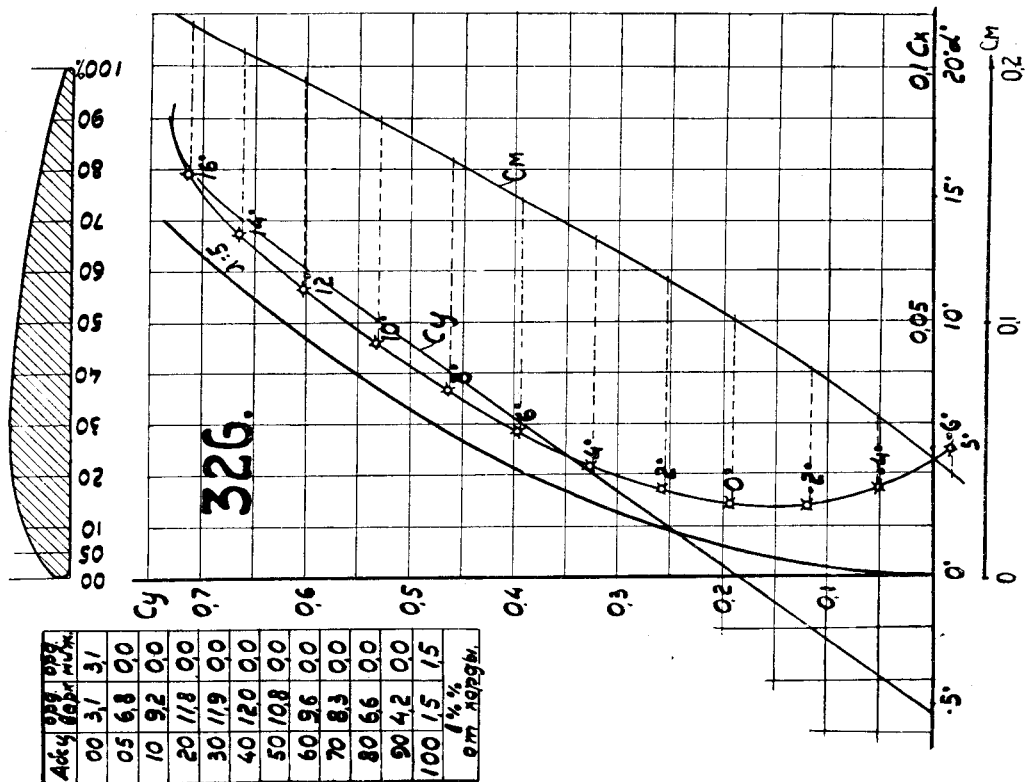


Фиг. 118. Эсперо 27.

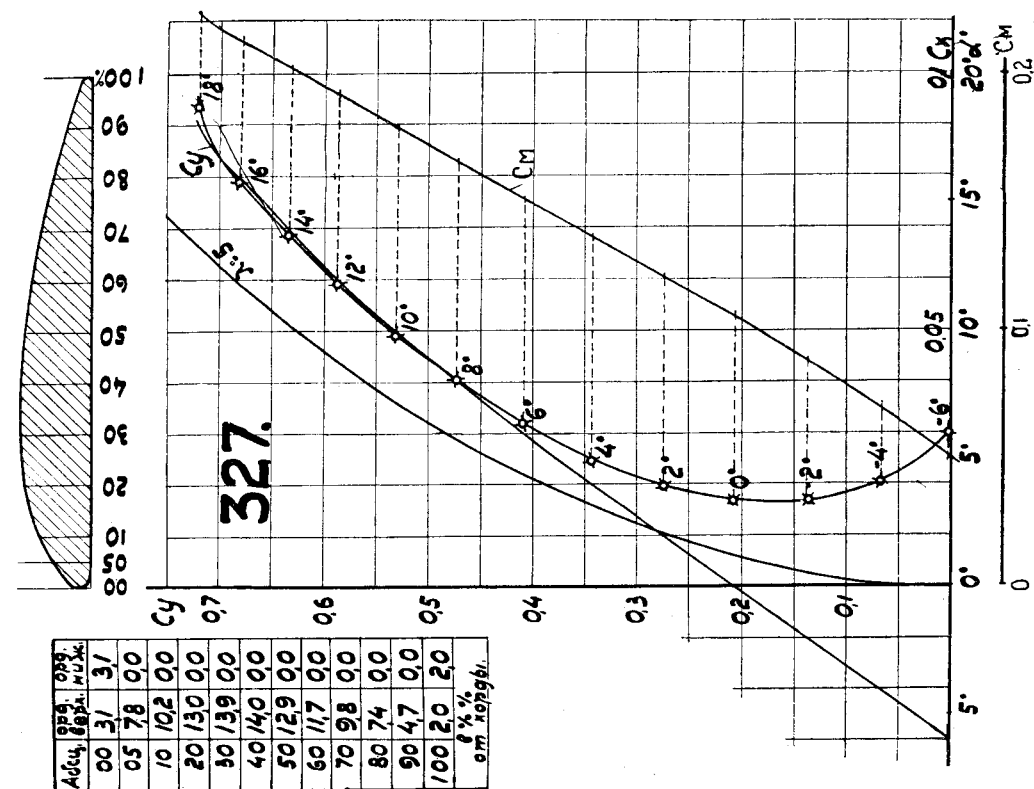


Фиг. 119. Винтовой профиль, серия А I.

Фиг. 120. Винтовой профиль, серия А I.

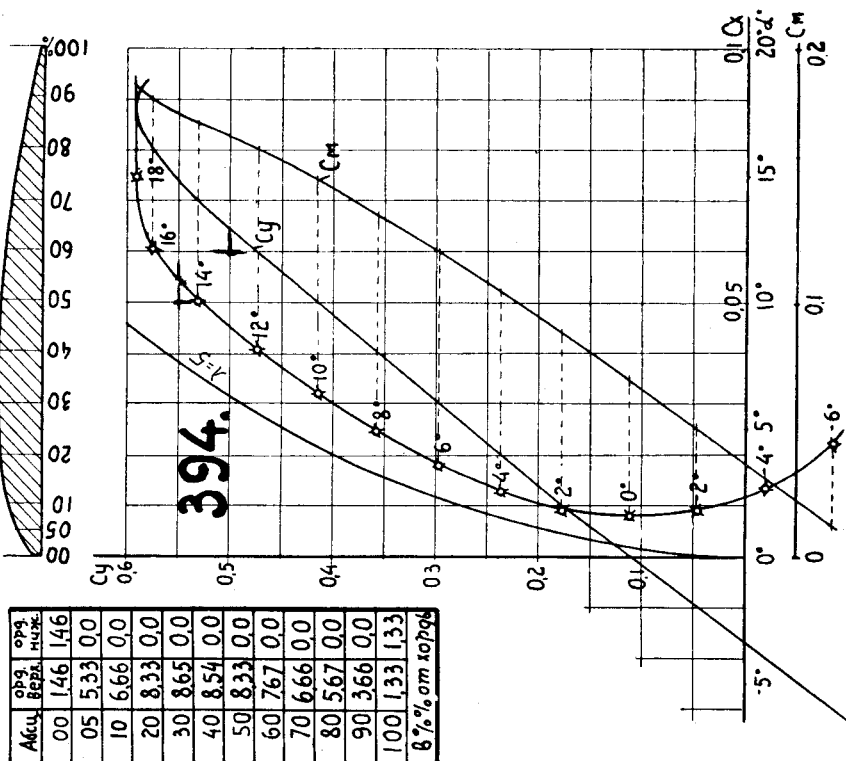


Фиг. 121. Винтовой профиль, серия А I.

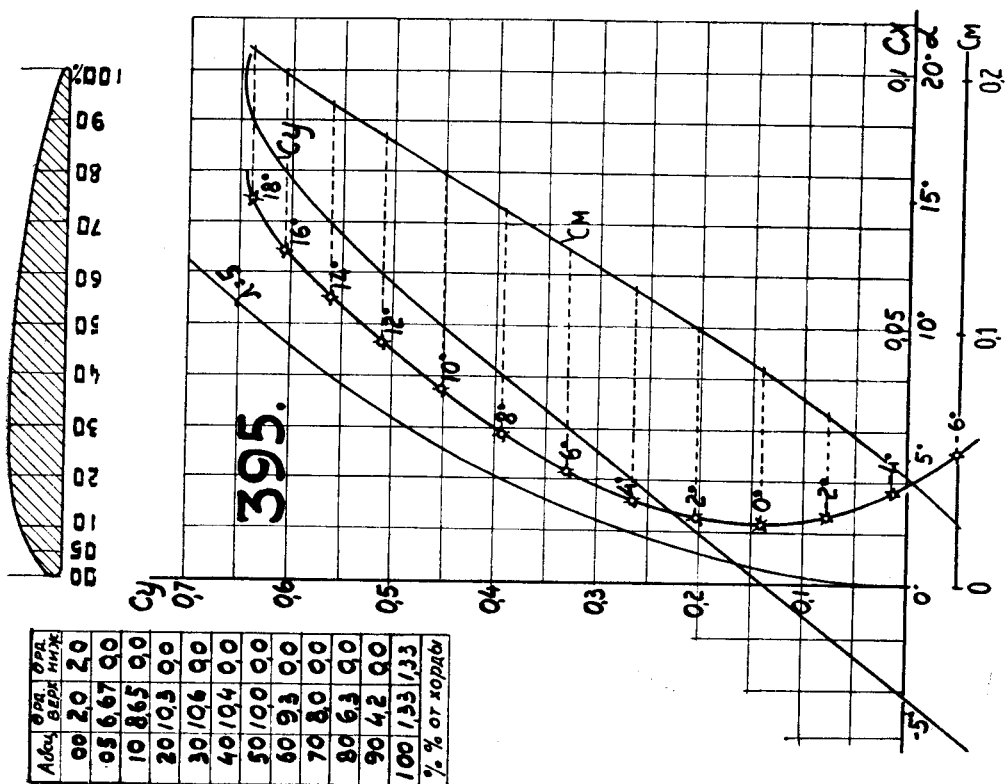


Фиг. 122. Винтовой профиль, серия А I.

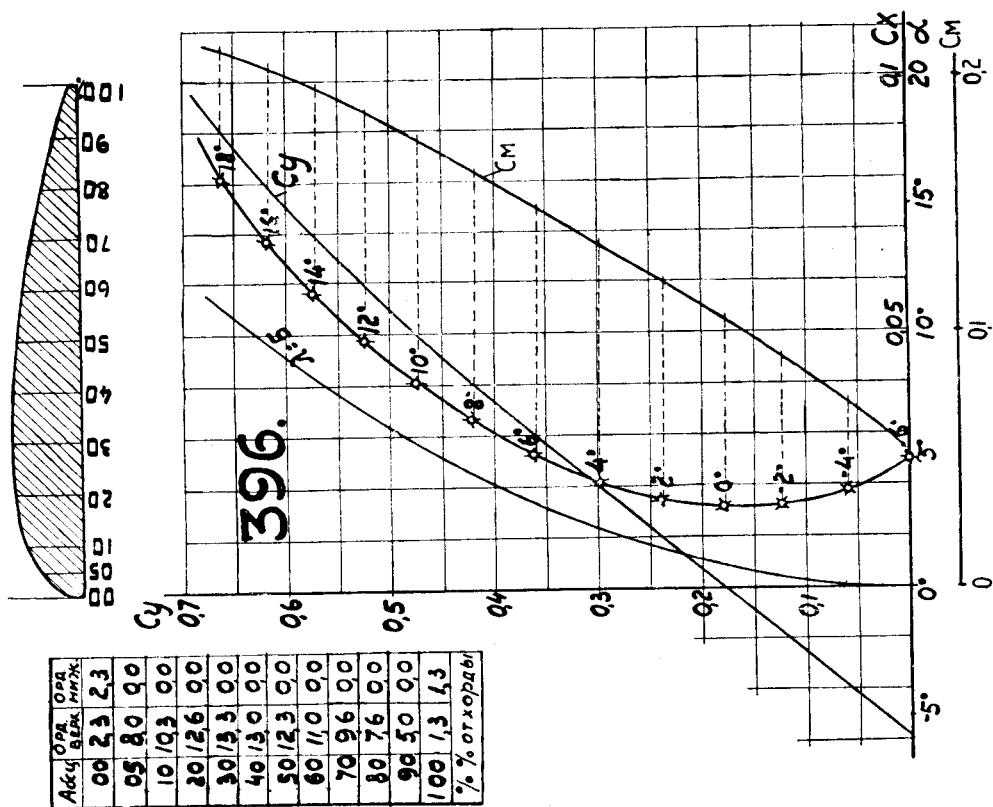




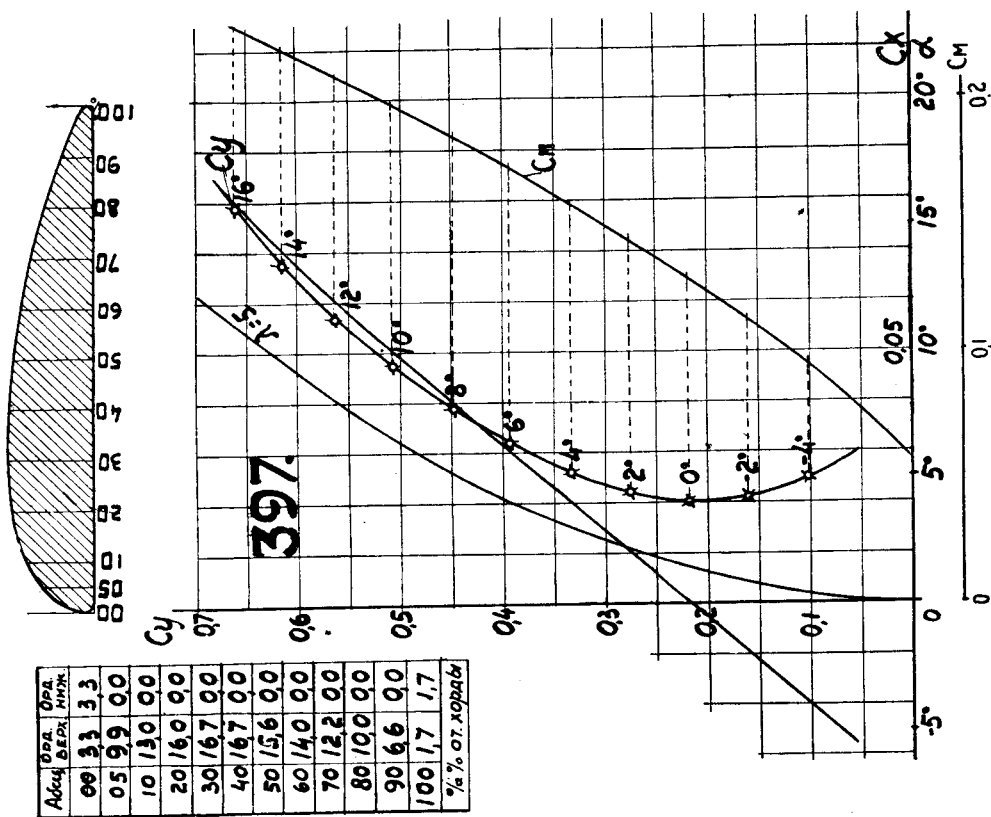
Фиг. 125. Винтовой профиль, серия А II.



Фиг. 126. Винтовой профиль, серия А II.

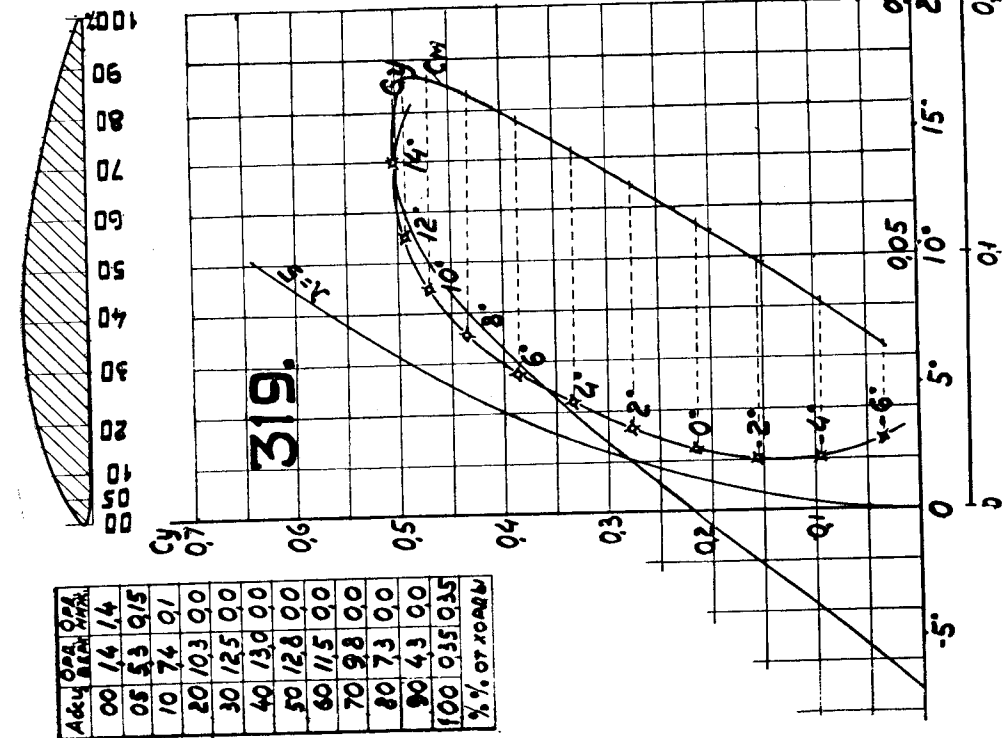


Фиг. 127. Винтовой профиль, серия А II.

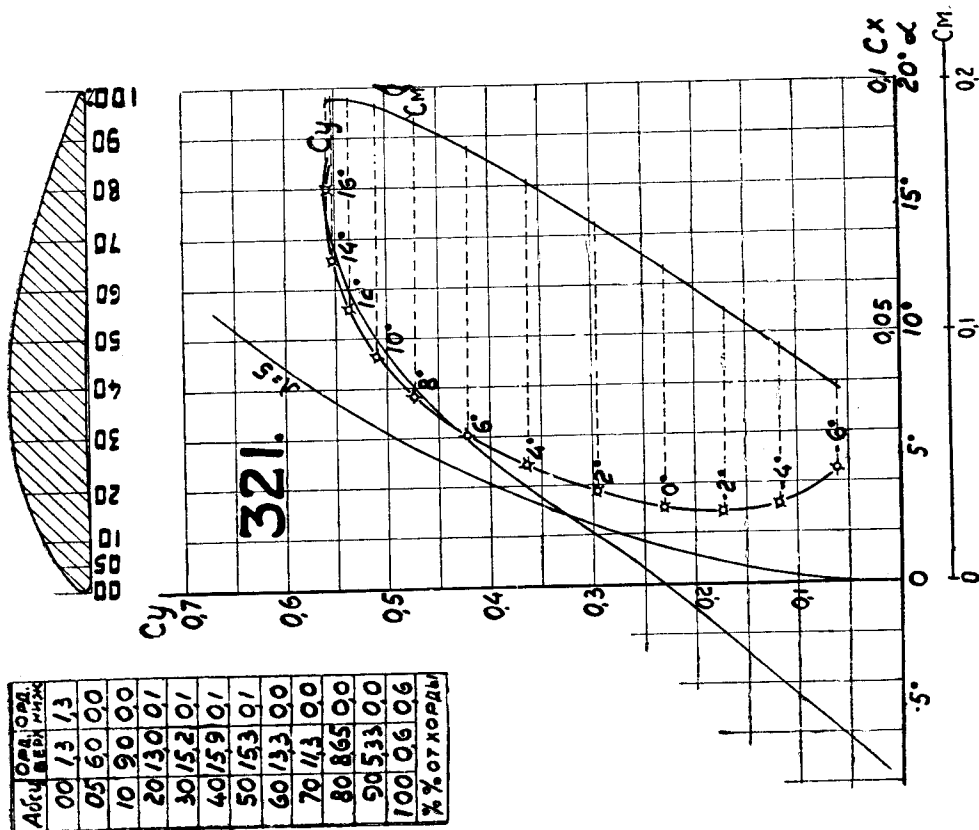


Фиг. 128. Винтовой профиль, серия А II.



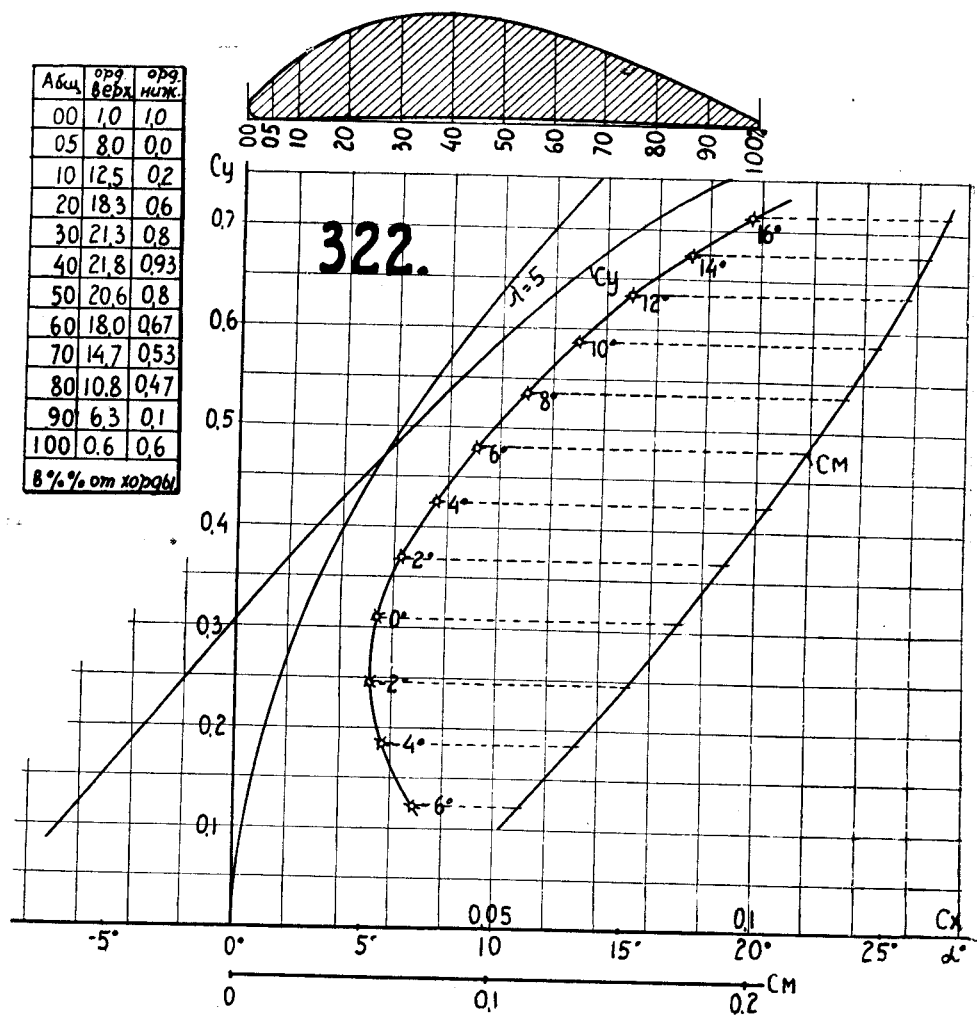


Фиг. 131. Винтовой профиль А. Л. Кузнецова.

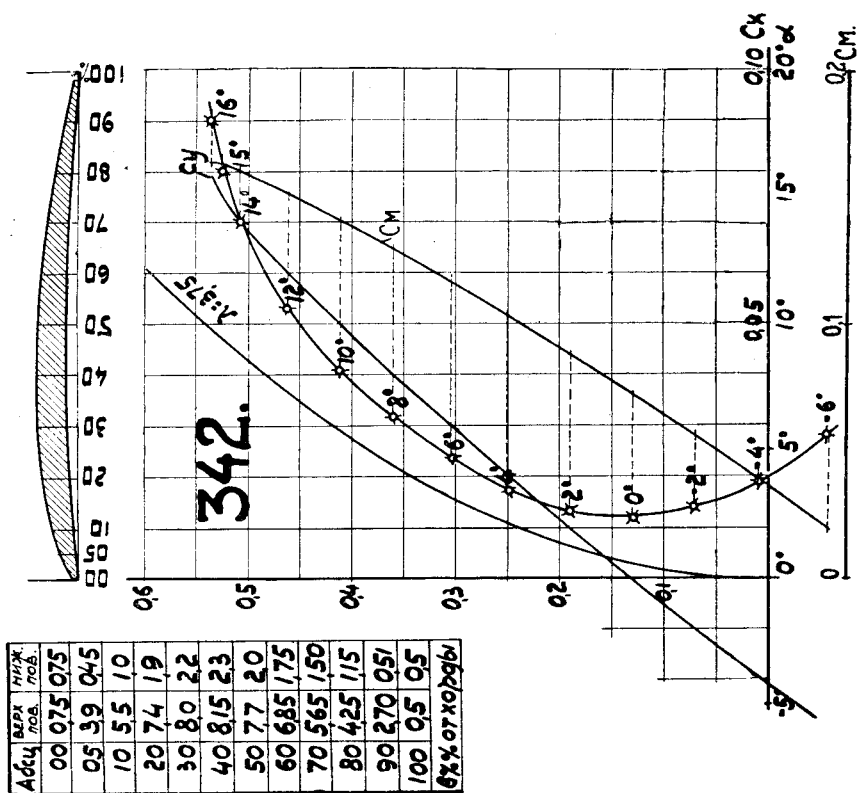


Фиг. 132. Винтовой профиль А. Л. Кузнецова.

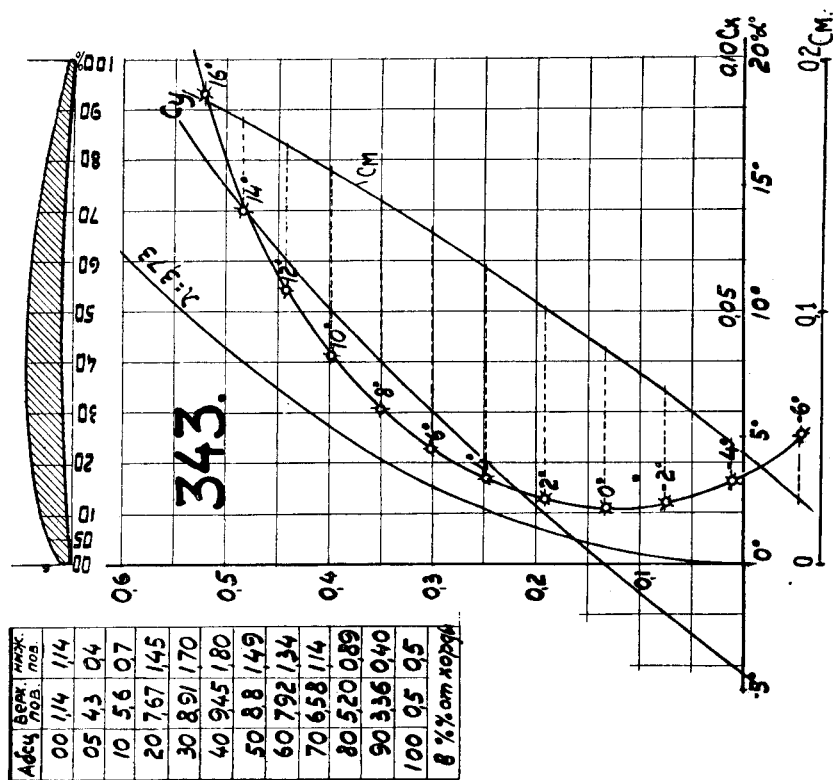
Абц.	орг верх.	орг ниж.
00	1,0	1,0
05	8,0	0,0
10	12,5	0,2
20	18,3	0,6
30	21,3	0,8
40	21,8	0,93
50	20,6	0,8
60	18,0	0,67
70	14,7	0,53
80	10,8	0,47
90	6,3	0,1
100	0,6	0,6
в % от хорды		



Фиг. 133. Винтовой профиль А. И. Кузнецова.

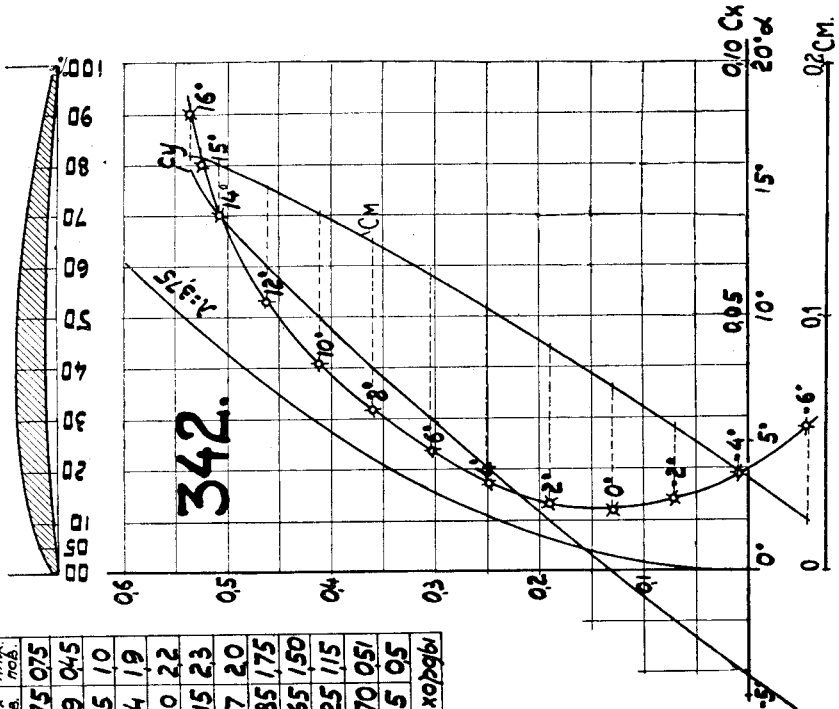


Фиг. 134. Профиль винта вертолета Б. Н. Юрьева.



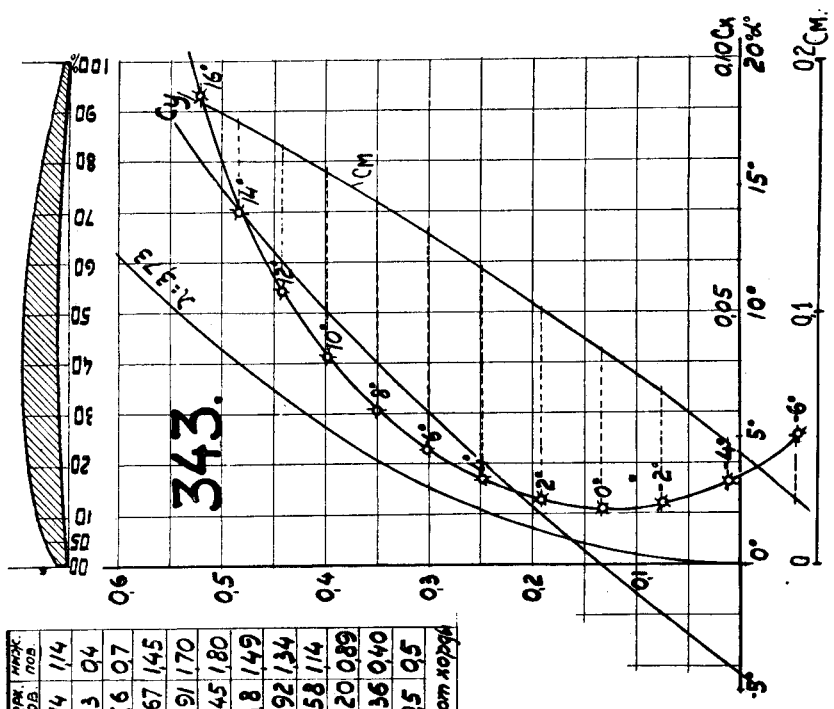
Фиг. 135. Профиль винта вертолета Б. Н. Юрьева.

Абсц.	Верх. лоб.	Ниж. лоб.
00	075	075
05	99	045
10	55	10
20	74	19
30	80	22
40	815	23
50	77	20
60	685	175
70	565	150
80	425	115
90	270	051
100	05	05
6% от хорды		



Фиг. 134. Профиль винта геликоптера Б. Н. Юрьева.

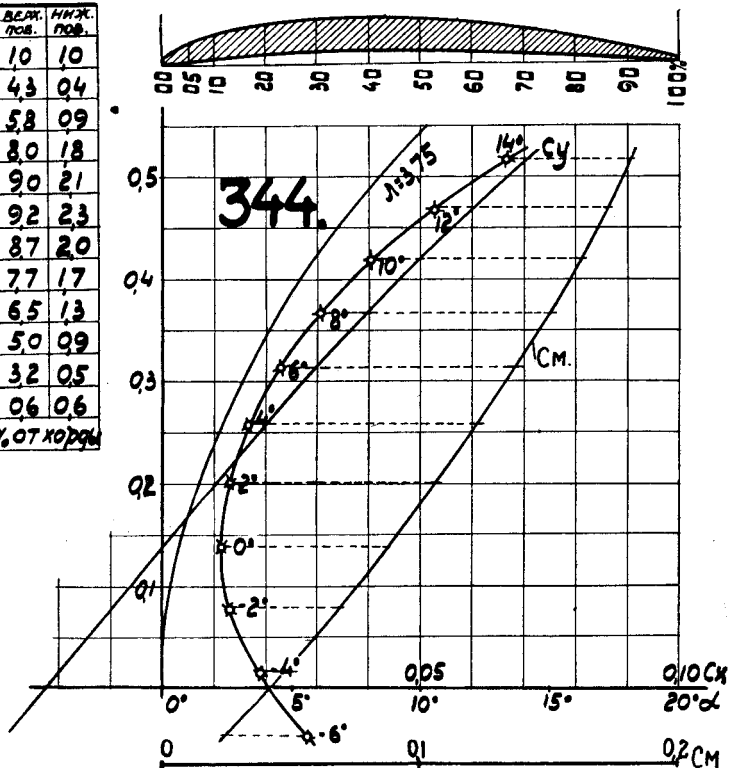
Абсц.	Верх. лоб.	Ниж. лоб.
00	114	114
05	43	04
10	56	07
20	767	145
30	891	170
40	945	180
50	88	149
60	792	134
70	658	114
80	520	089
90	336	040
100	05	05
8% от хорды		



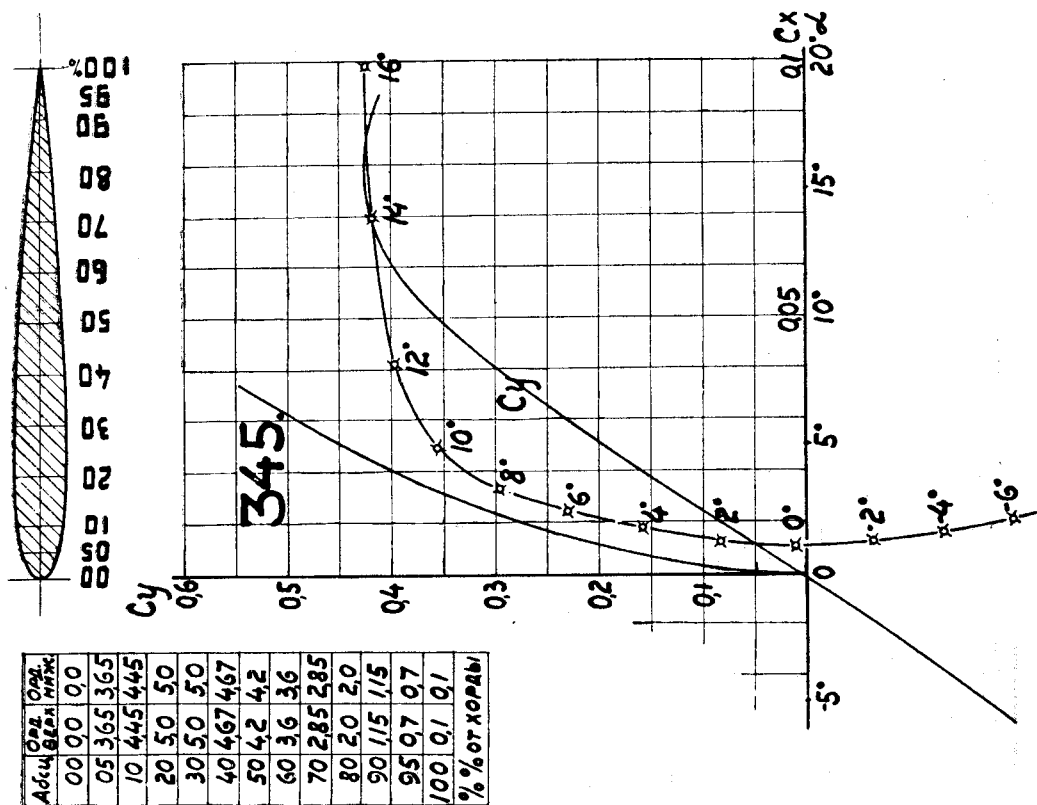
Фиг. 135. Профиль винта геликоптера Б. Н. Юрьева.

Абсц.	Верх. пог.	Ниж. пог.
00	10	10
05	4,3	0,4
10	5,8	0,9
20	8,0	1,8
30	9,0	2,1
40	9,2	2,3
50	8,7	2,0
60	7,7	1,7
70	6,5	1,3
80	5,0	0,9
90	3,2	0,5
100	0,6	0,6

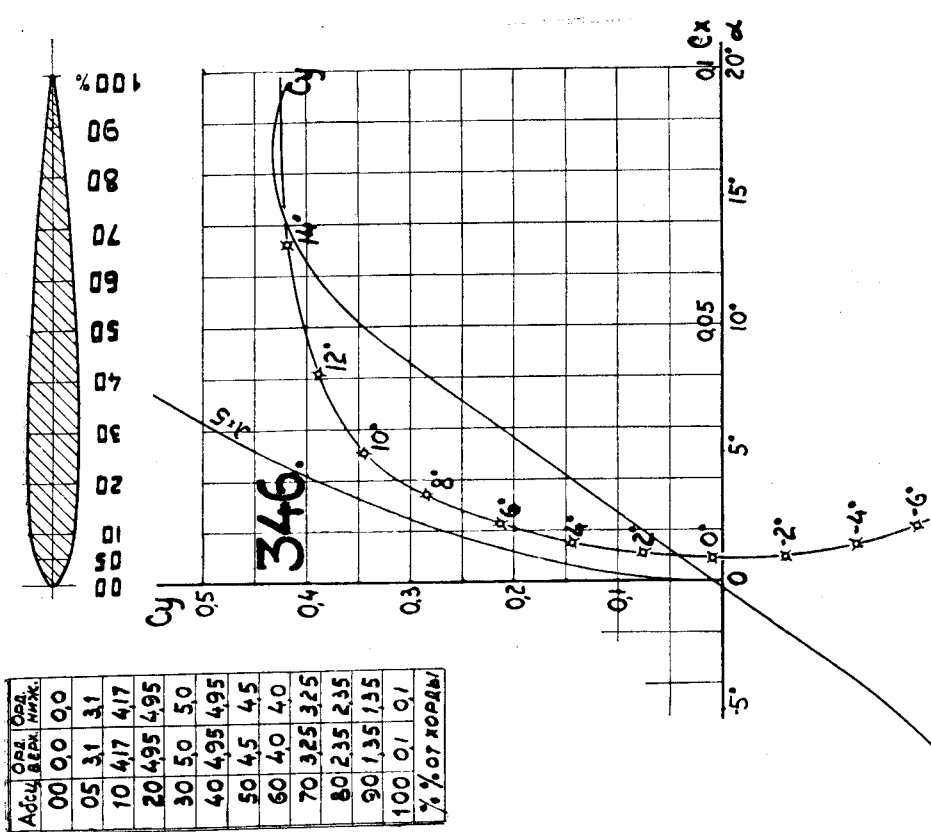
6 % от хорды



Фиг. 136. Профиль винта геликоптера Б. Н. Юрѣва.

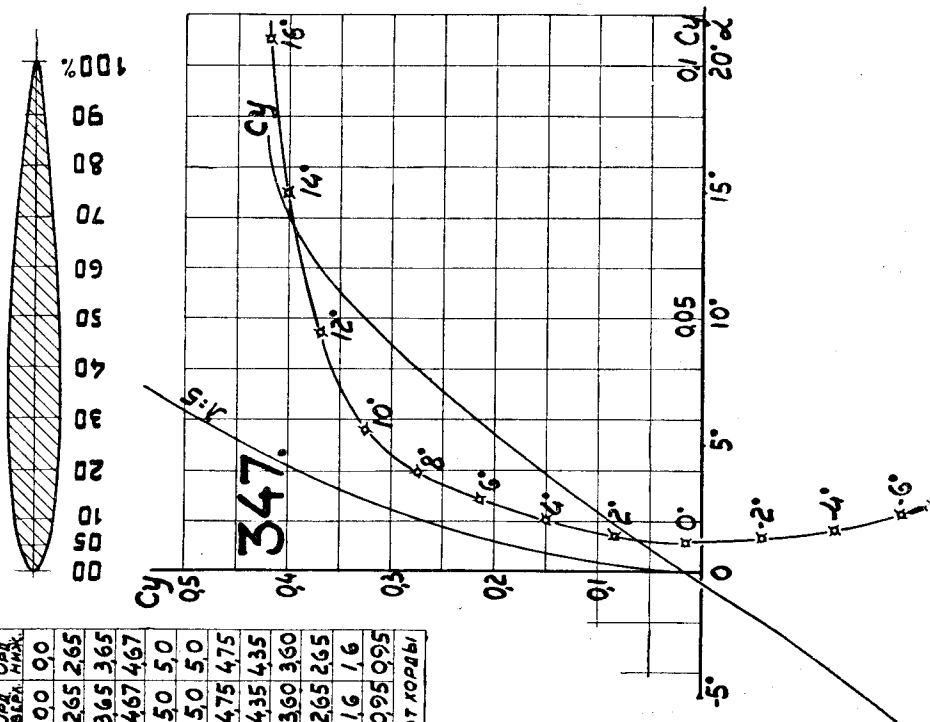


Фиг. 137. Рулевой профиль.



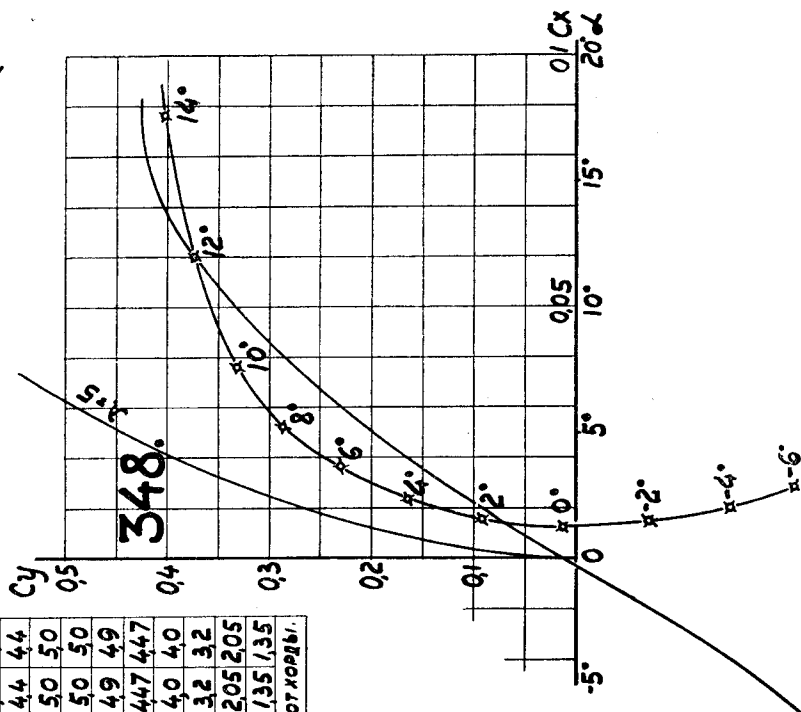
Фиг. 138. Рулевой профиль.

Адсч.	Орз.	Орз.
Бер.	Бер.	Милл.
00 00	00	00
05 265	265	
10 365	365	
20 467	467	
30 50	50	
40 50	50	
50 475	475	
60 435	435	
70 360	360	
80 265	265	
90 16	16	
100 095	095	
% от хорды		



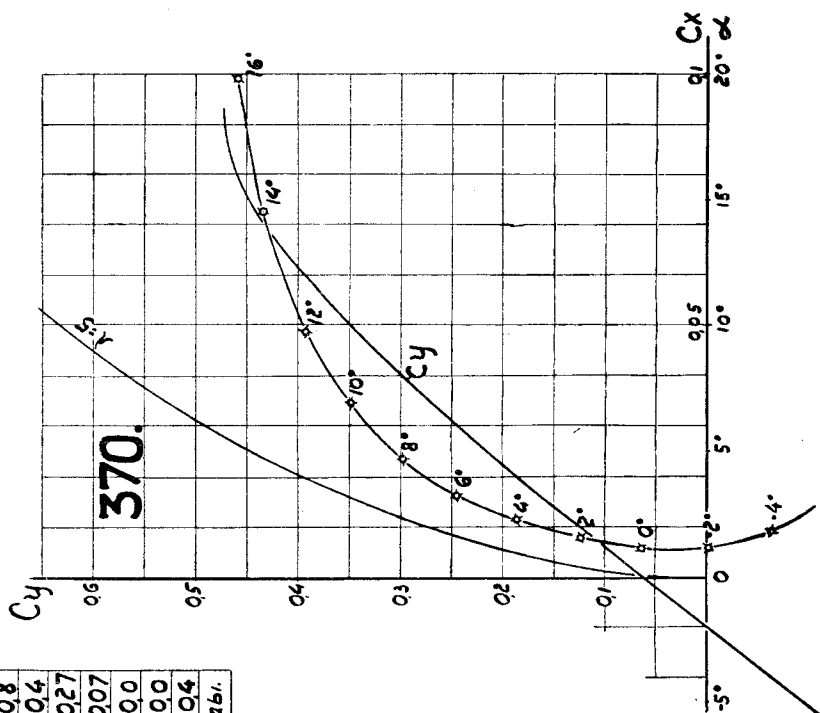
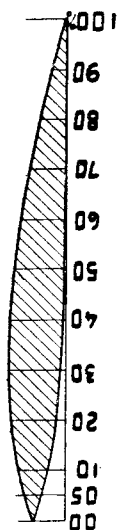
Фиг. 139. Рулевой профиль.

Адсч.	Орз.	Орз.
Бер.	Бер.	Милл.
00 00	00	00
05 20	20	
10 305	305	
20 44	44	
30 50	50	
40 50	50	
50 49	49	
60 447	447	
70 40	40	
80 32	32	
90 205	205	
100 135	135	
% от хорды		



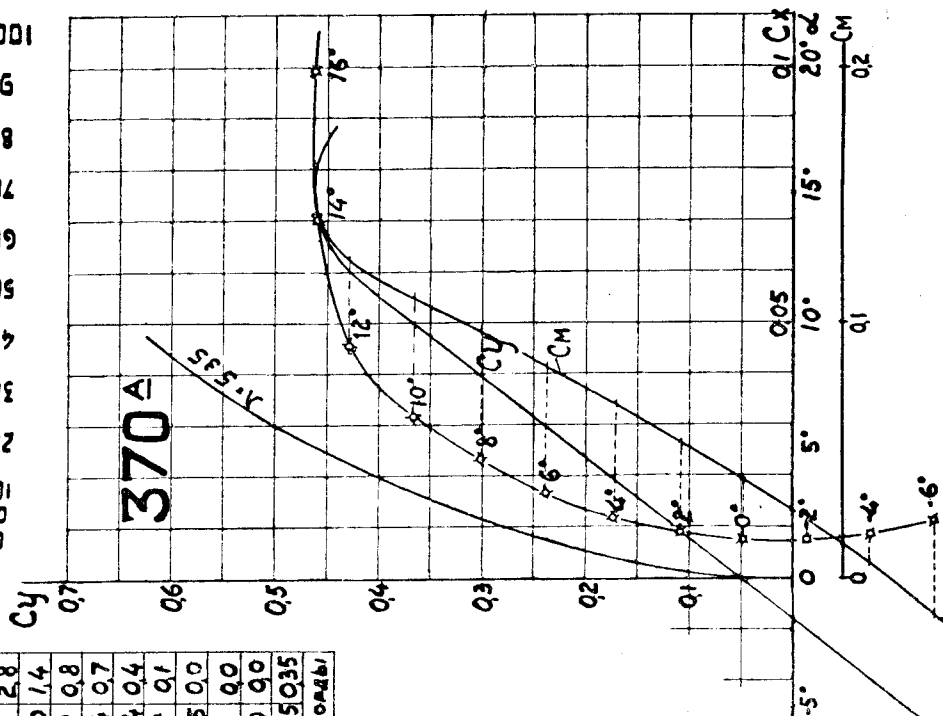
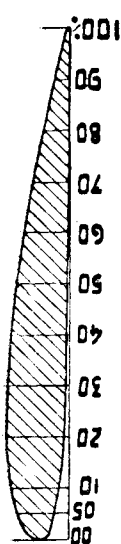
Фиг. 140. Рулевой профиль.

Абсц.	Орл.	Орл.
Берг.	Вверх.	Вниз.
00	6,4	6,4
05	8,4	4,6
10	9,5	3,3
20	10,9	2,0
30	11,4	1,27
40	11,2	0,8
50	10,1	0,4
60	8,8	0,27
70	7,2	0,07
80	5,35	0,0
90	3,0	0,0
100	0,4	0,4
% от хорды.		



Фиг. 141. Крыло с острой передней кромкою.

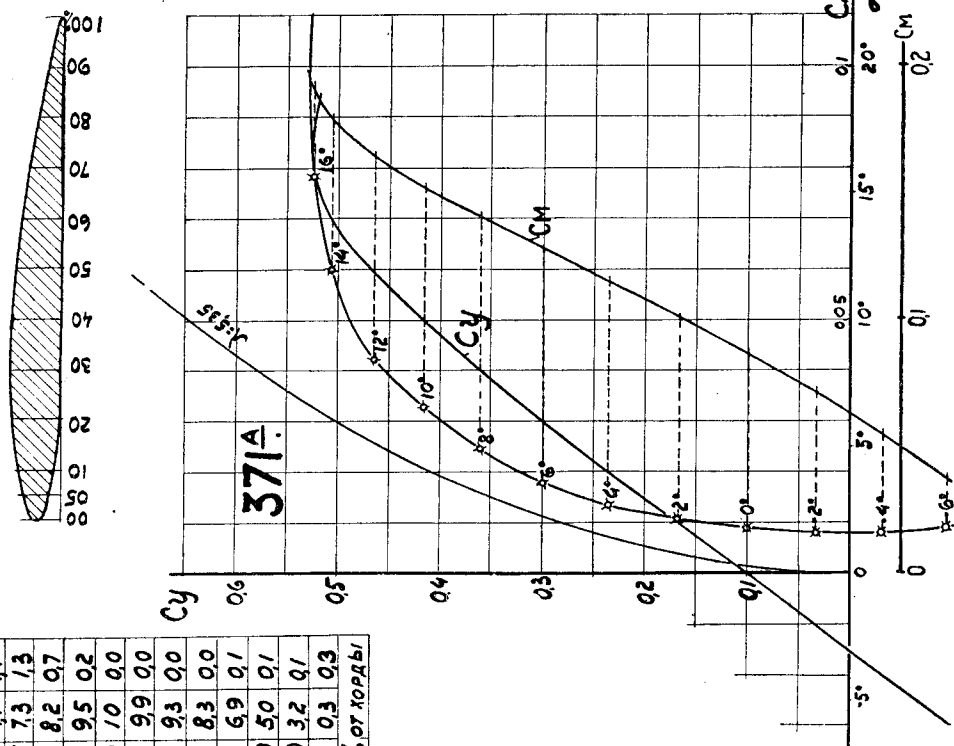
Абсц.	Орл.	Орл.
Берг.	Вверх.	Вниз.
00	7,15	7,15
05	10,35	3,6
10	11,0	2,8
20	12,0	1,4
30	11,8	0,8
40	11,4	0,7
50	10,4	0,4
60	8,7	0,1
70	7,15	0,0
80	5,1	0,0
90	3,0	0,0
100	0,35	0,35
% от хорды.		



Фиг. 142. Крыло с тупою передней кромкою, см. фиг. 141.

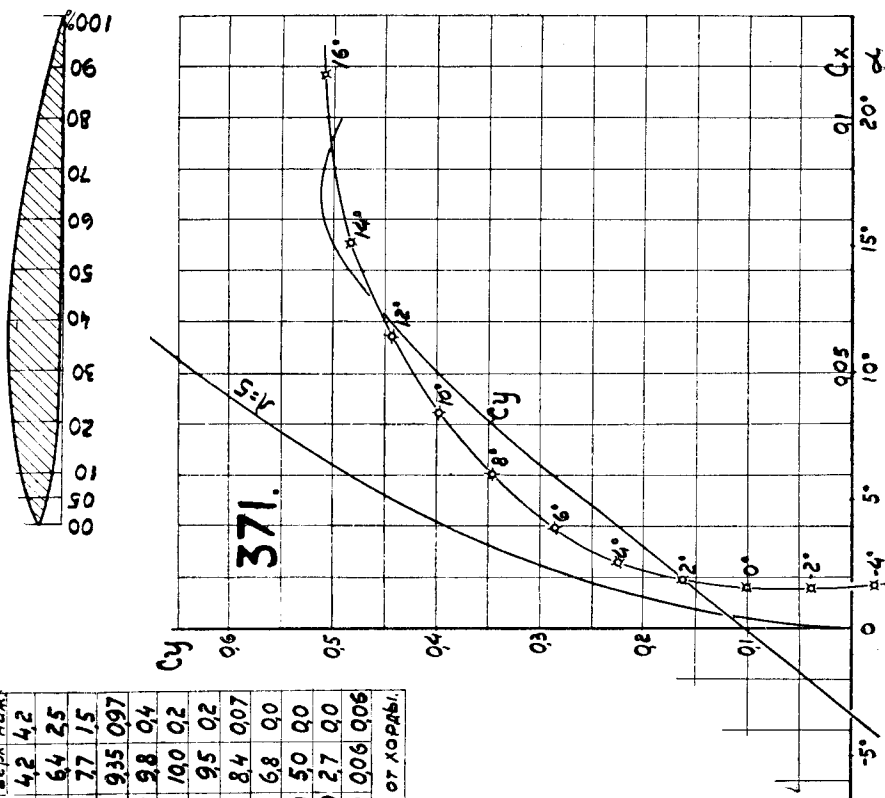


Абсц.	Орда.	Орда.
верх.	ниж.	ниж.
00	4,7	4,7
05	7,3	1,3
10	8,2	0,7
20	9,5	0,2
30	10	0,0
40	9,9	0,0
50	9,3	0,0
60	8,3	0,0
70	6,9	0,1
80	5,0	0,1
90	3,2	0,1
100	0,3	0,3
% от хорды		



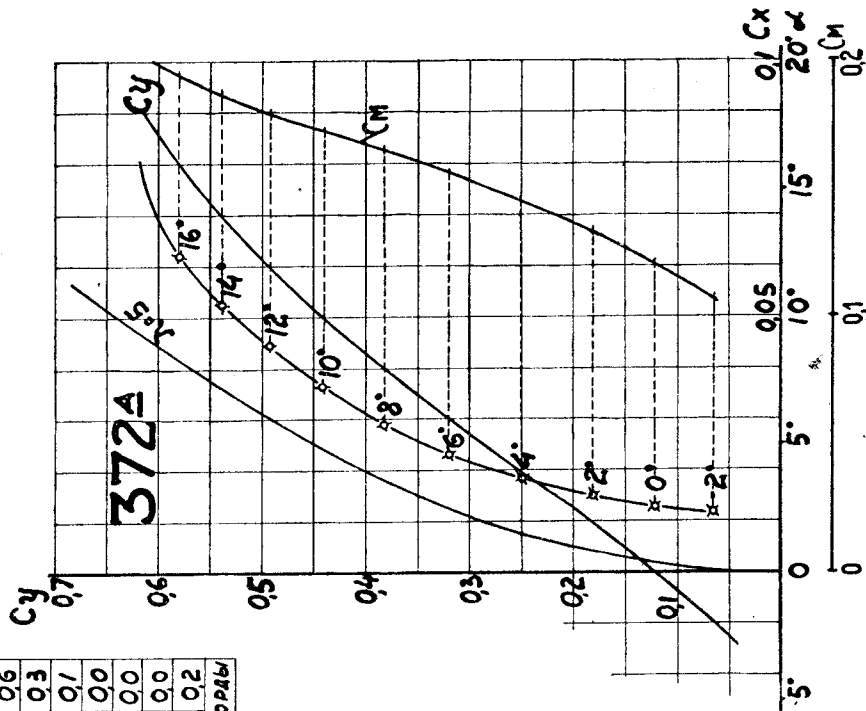
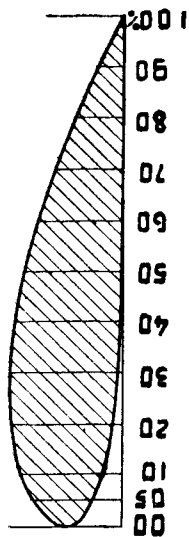
Фиг. 144. Крыло с тупою переднею кромкою, см. фиг. 143.

Абсц.	Орда.	Орда.
верх.	ниж.	ниж.
00	4,2	4,2
05	6,4	2,5
10	7,7	1,5
20	9,35	0,97
30	9,8	0,4
40	10,0	0,2
50	9,5	0,2
60	8,4	0,07
70	6,8	0,0
80	5,0	0,0
90	2,7	0,0
100	0,06	0,06
% от хорды		

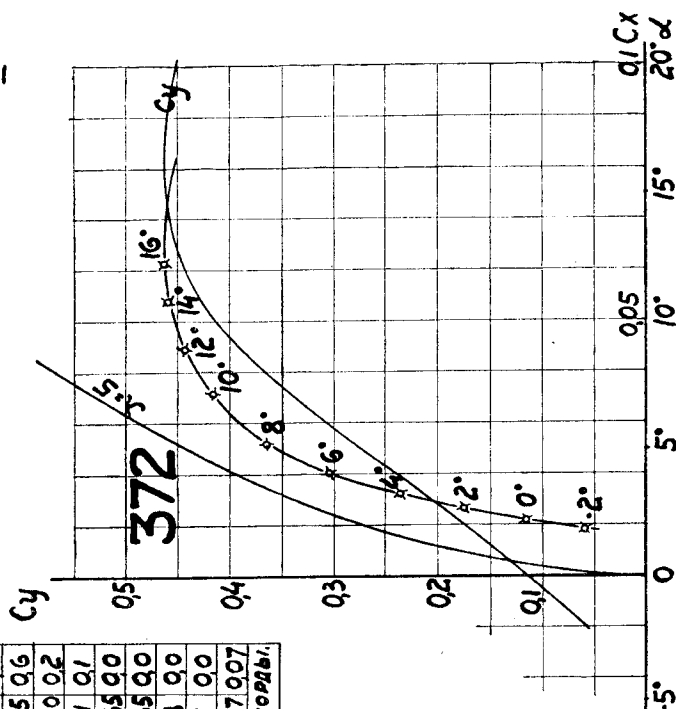
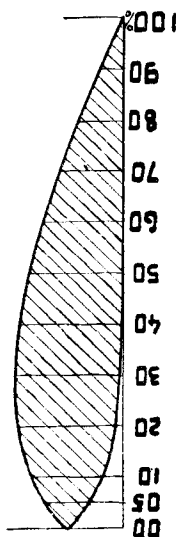


Фиг. 143. Крыло с острою переднею кромкою.

Абсц. вверх	Ор. вверх
00	11,4
05	17,5
10	19,5
20	21,5
30	21,7
40	21,0
50	19,3
60	16,5
70	13,5
80	9,65
90	5,4
100	0,2
% от хорды	

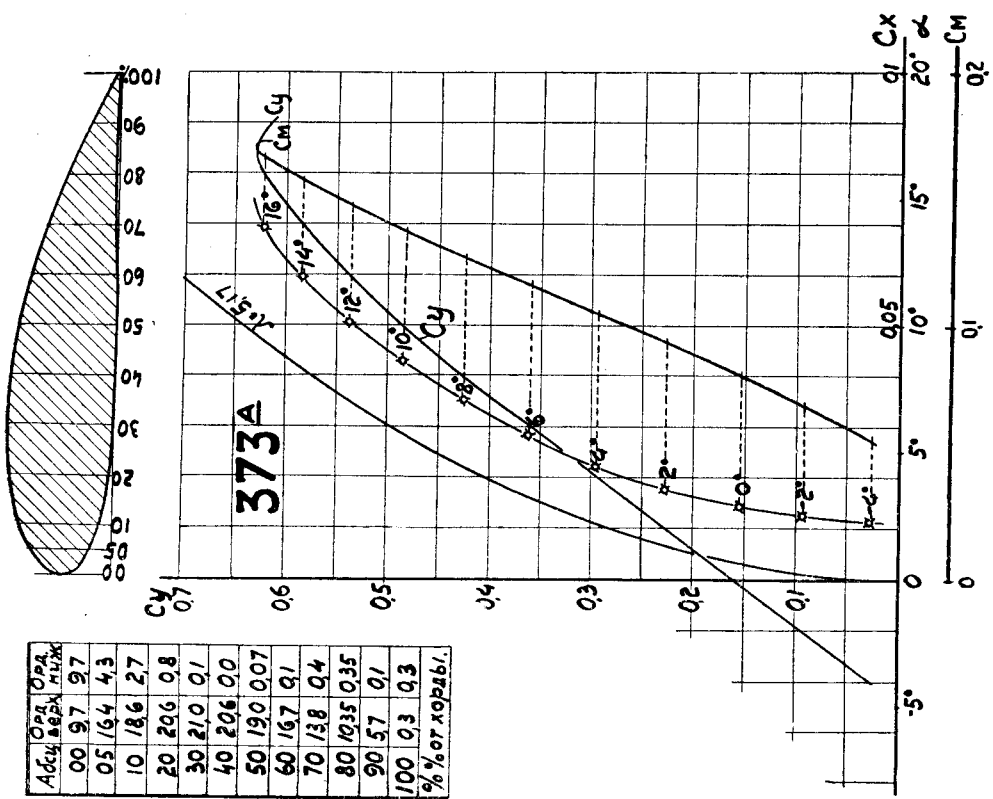


Абсц. вверх	Ор. вверх
00	11,0
05	15,5
10	17,9
20	20,1
30	20,5
40	20,0
50	18,1
60	15,65
70	12,65
80	8,8
90	4,5
100	0,07
% от хорды	

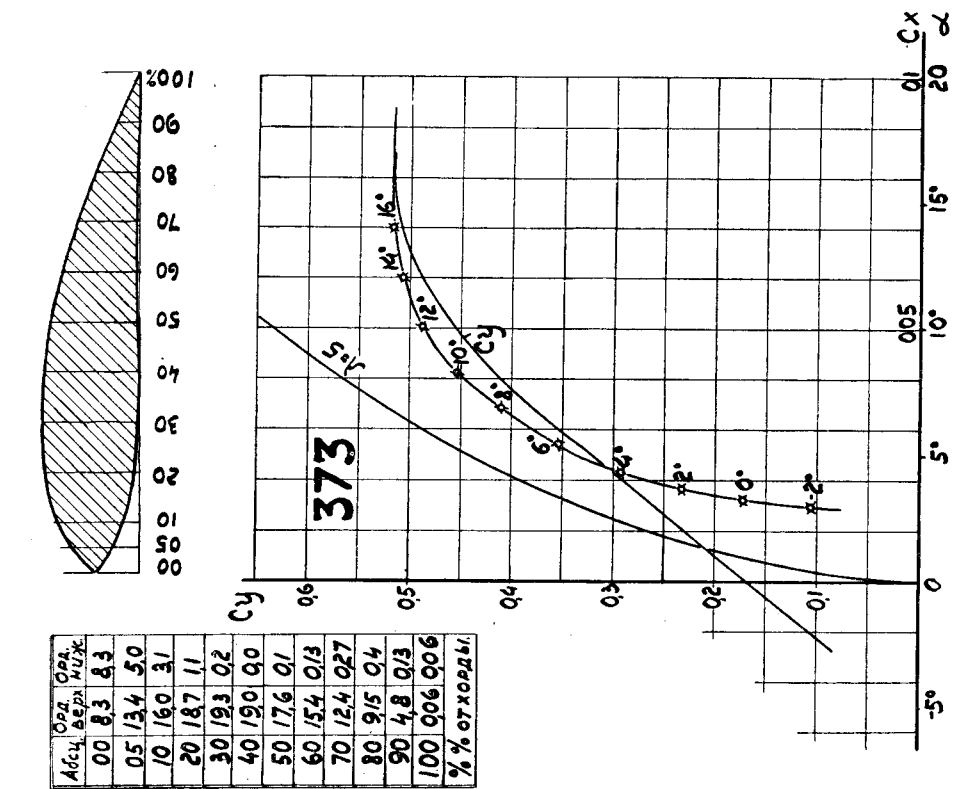


фиг. 145. Крыло с острою переднею кромкою.

фиг. 146. Крыло с тупою переднею кромкою, см. фиг. 145.

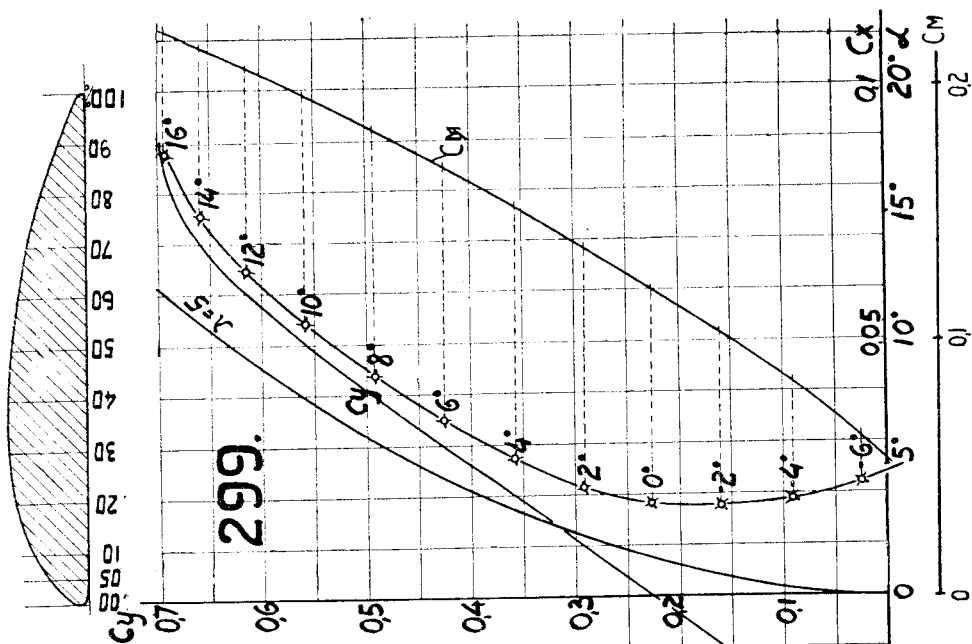


Фиг. 148. Крыло с тупою переднею кромкою, см. фиг. 147.

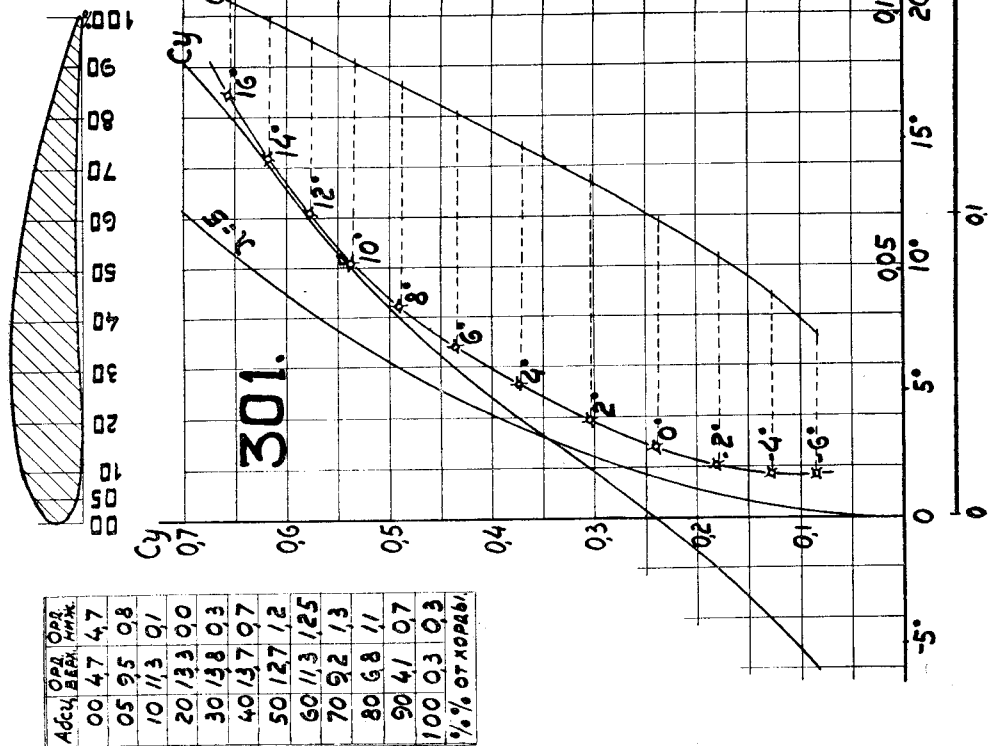


Фиг. 147. Крыло с острою переднею кромкою.

Абсц. Без ммк	Ор. Ор. ммк
00 1,5 1,5	
05 7,4 0,0	
10 10,4 0,0	
20 14,0 0,0	
30 15,3 0,0	
40 15,2 0,0	
50 14,5 0,0	
60 13,3 0,0	
70 11,3 0,0	
80 8,8 0,0	
90 5,7 0,0	
100 1,0 1,0	
% от хорды	

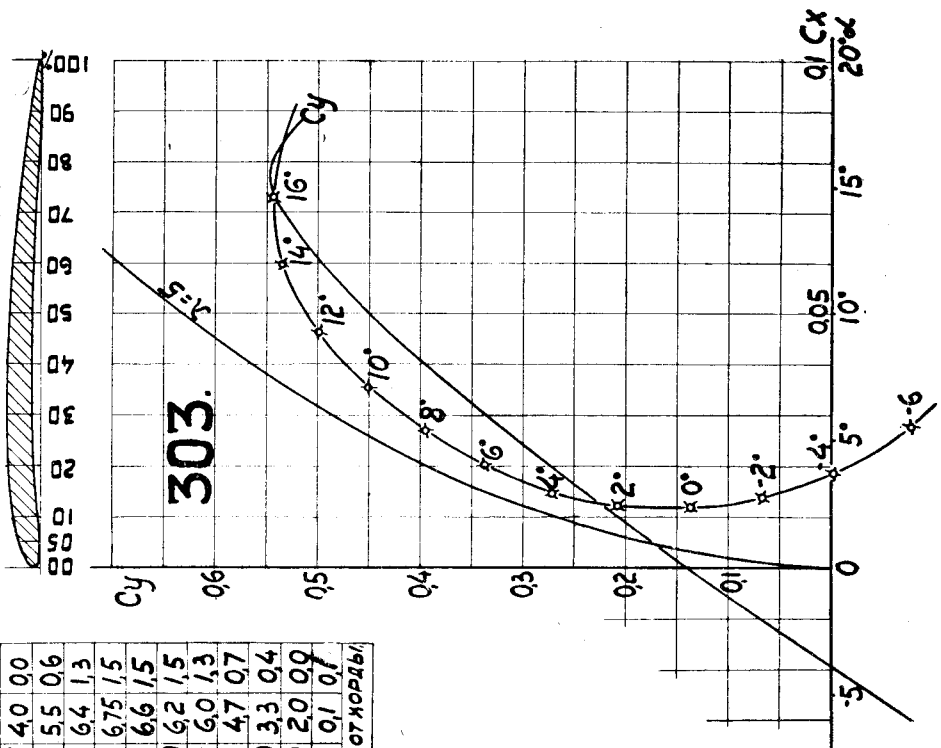


Фиг. 149.



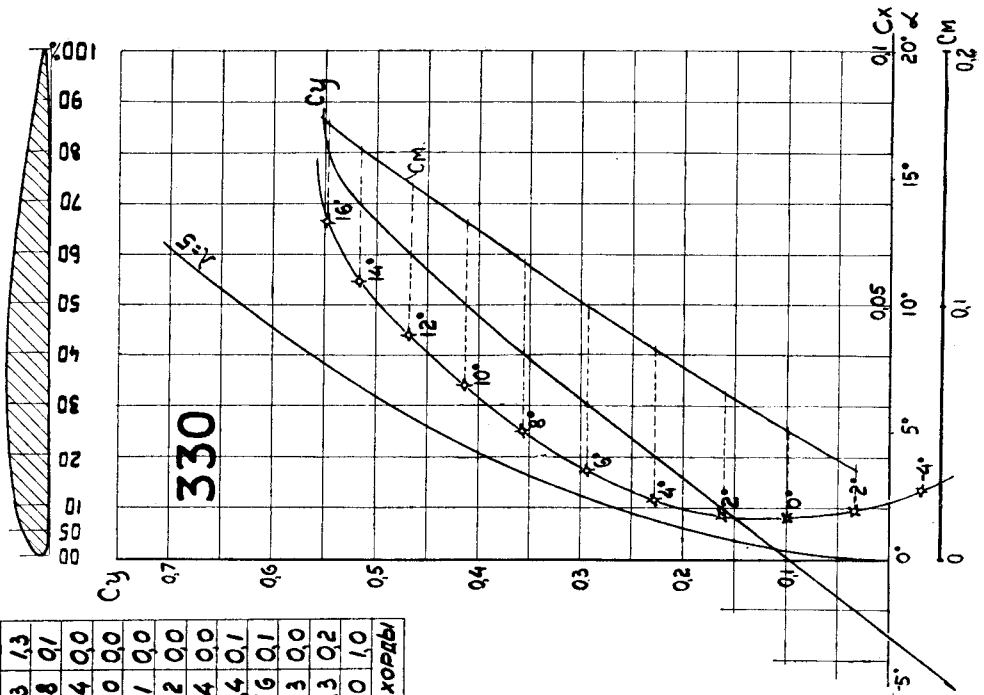
Фиг. 150.

Адг	Орл	Орл
БЕРХ	НИЖ	НИЖ
00	10	10
05	40	00
10	55	06
20	64	13
30	675	15
40	66	15
50	62	15
60	60	13
70	47	07
80	33	04
90	20	00
100	01	01
% от нормы		

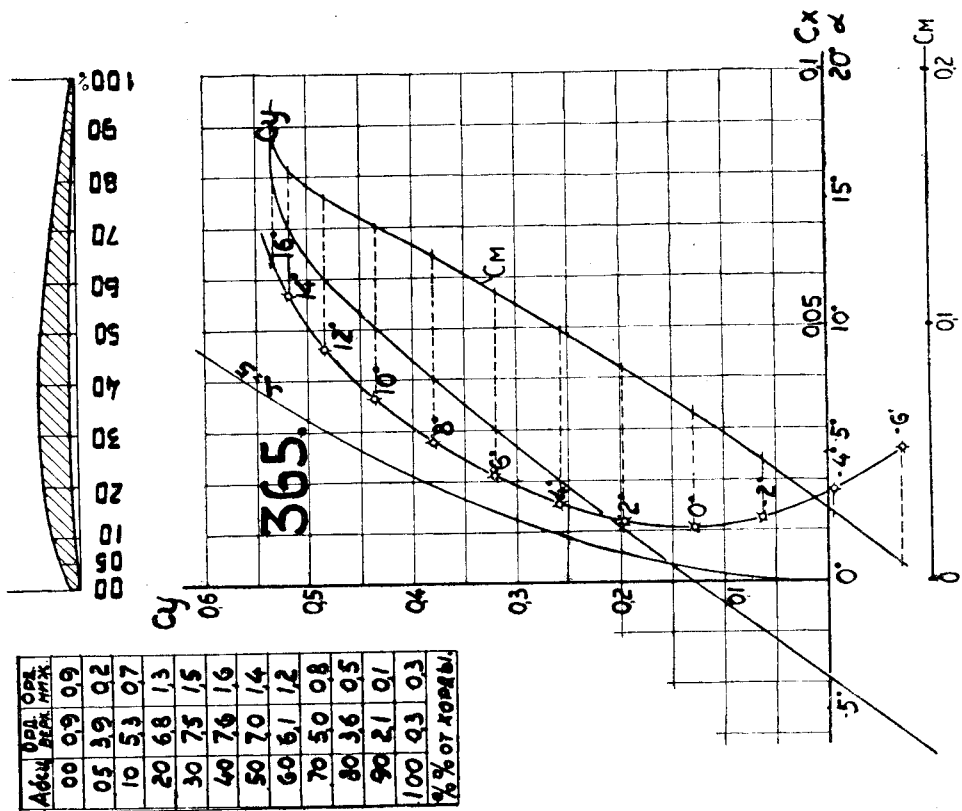


Фиг. 151.

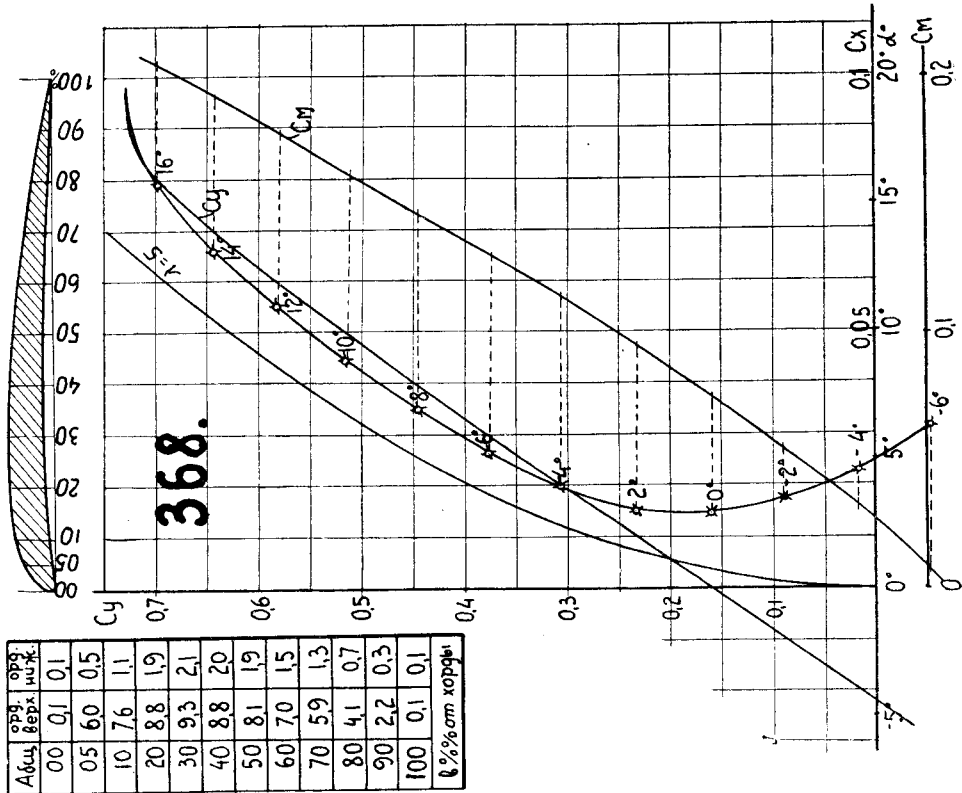
Адг	Орл	Орл
БЕРХ	НИЖ	НИЖ
00	13	13
05	48	01
10	64	00
20	80	00
30	81	00
40	82	00
50	74	00
60	64	01
70	56	01
80	43	00
90	23	02
100	10	10
% от нормы		



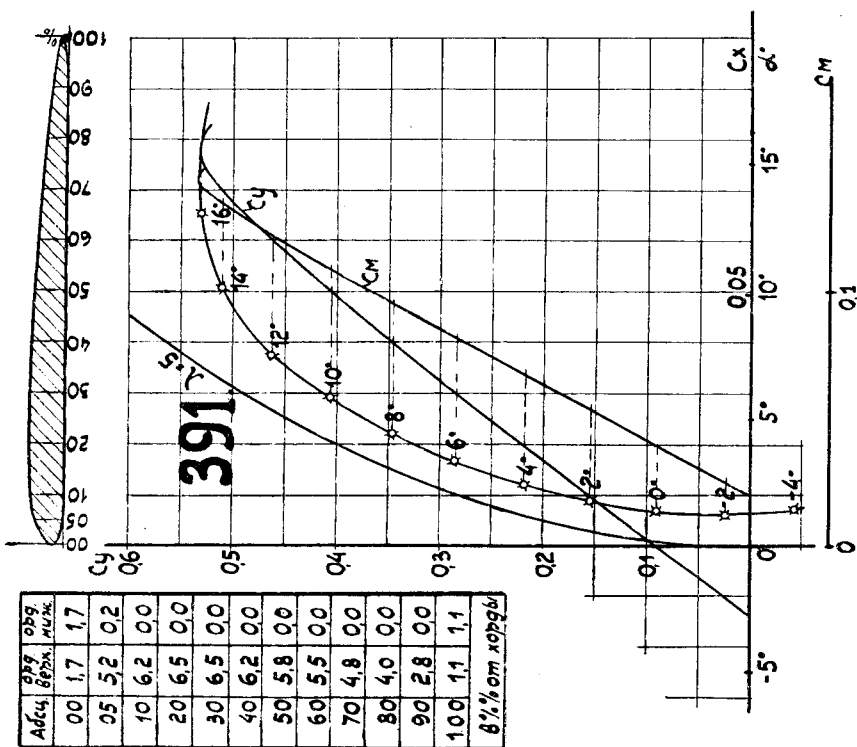
Фиг. 152.



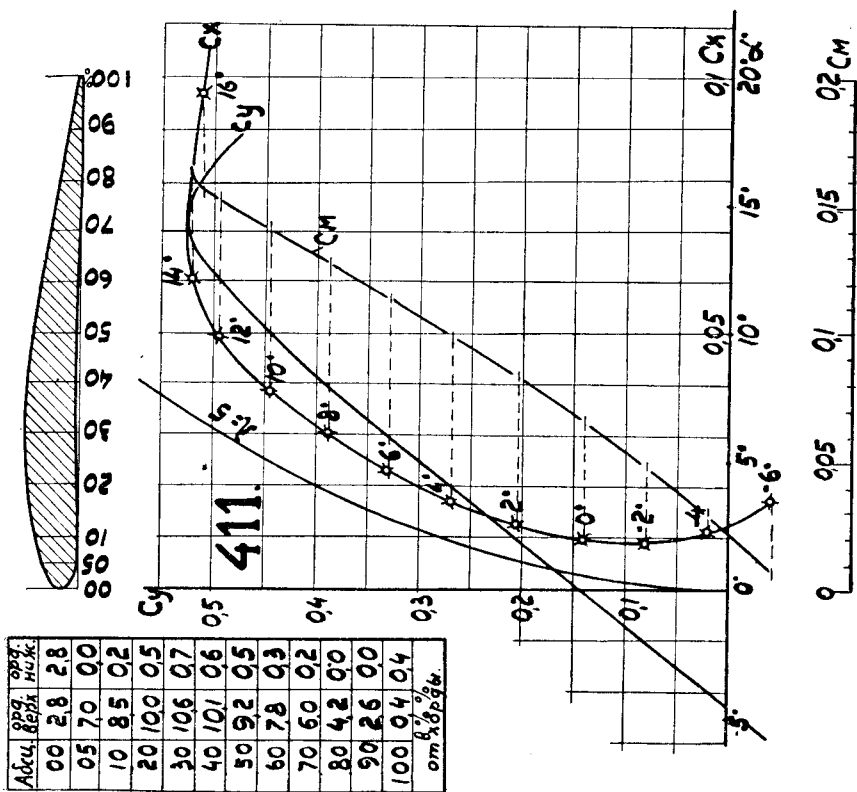
Фиг. 153.



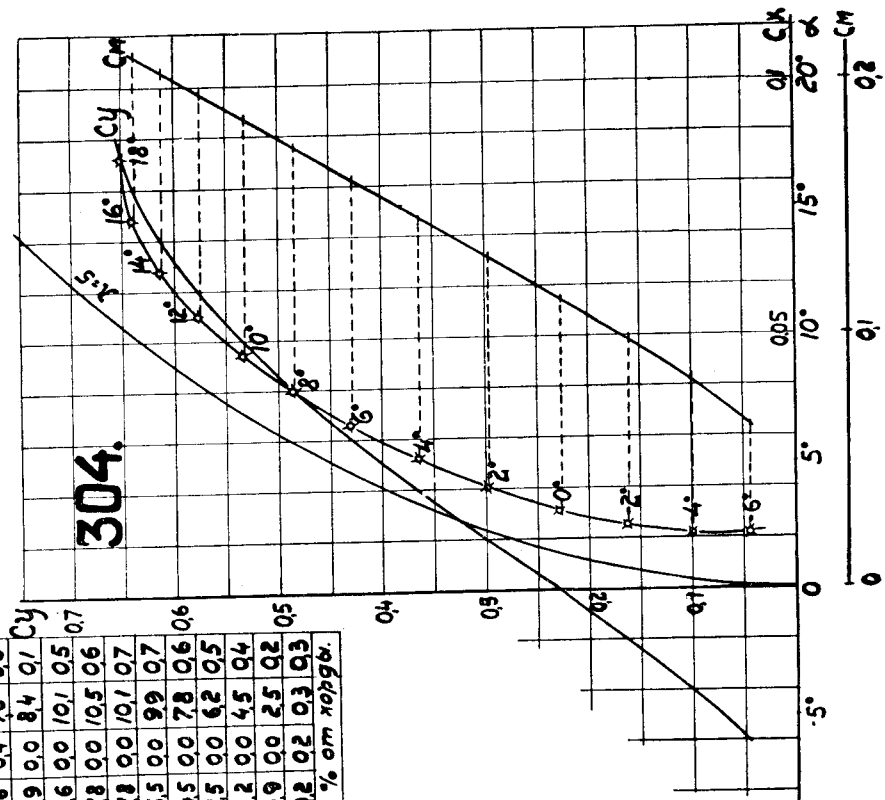
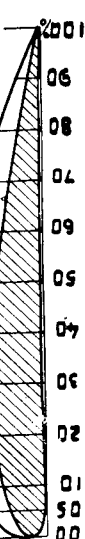
Фиг. 154.



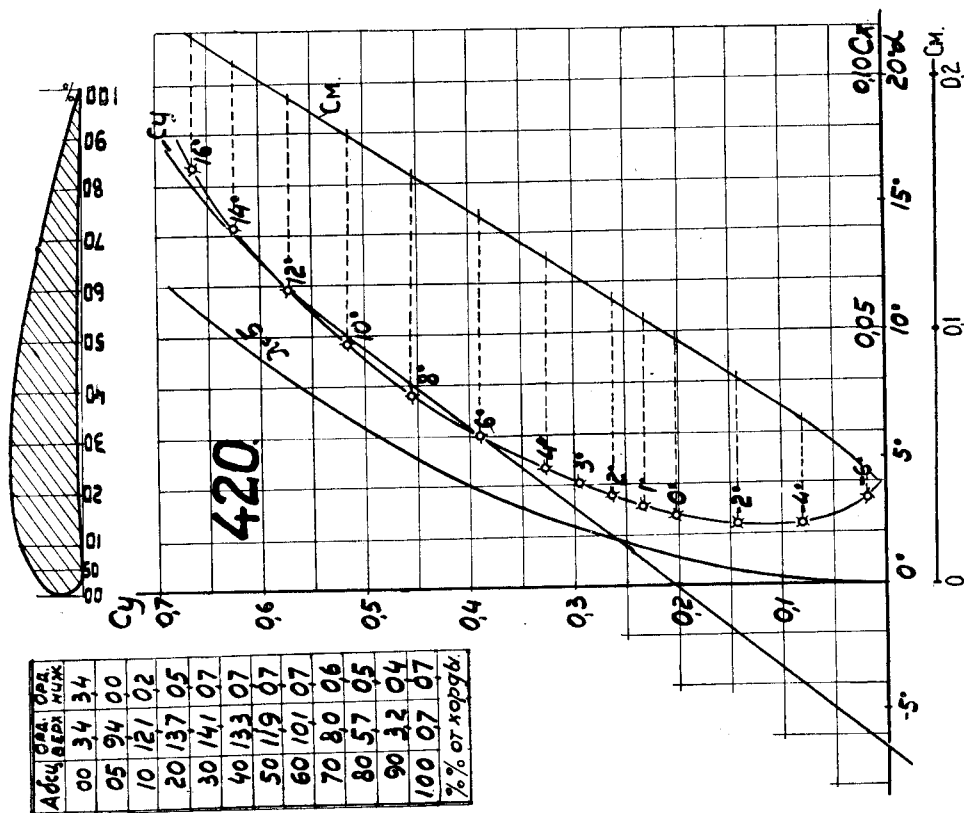
Фиг. 135.



Фиг. 156.



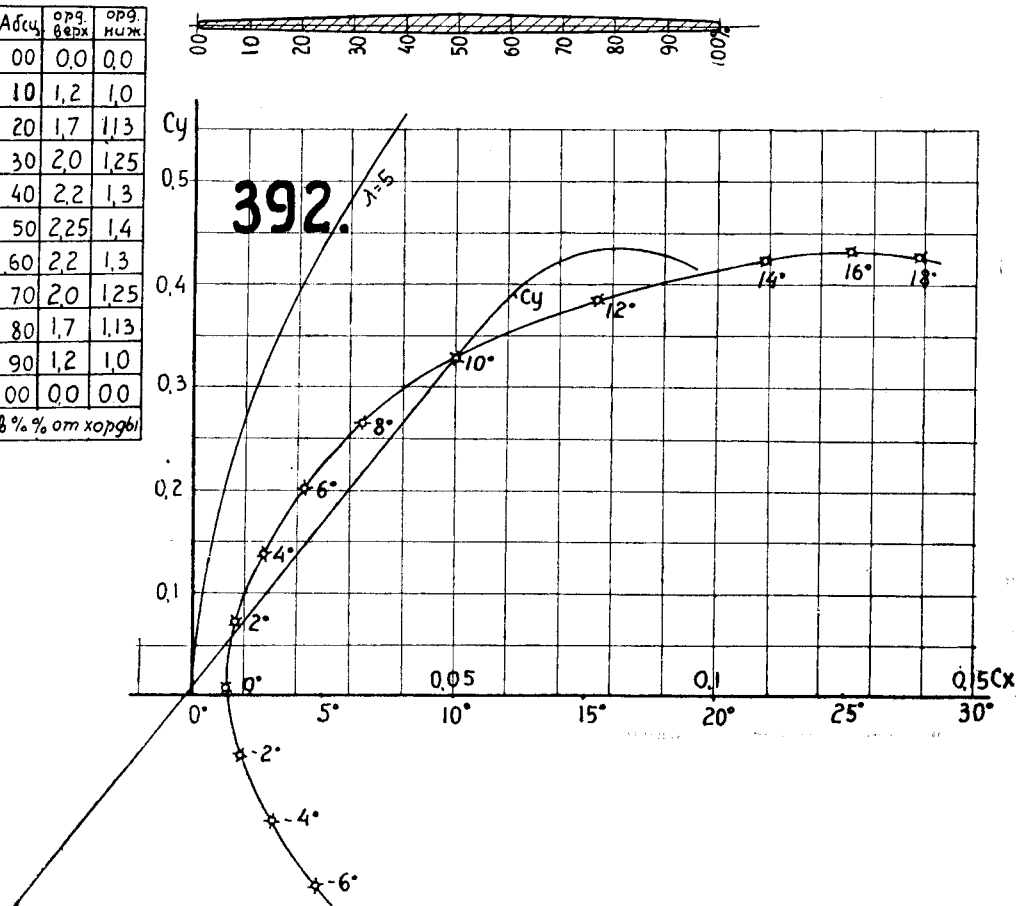
Фиг. 158.



Фиг. 157.

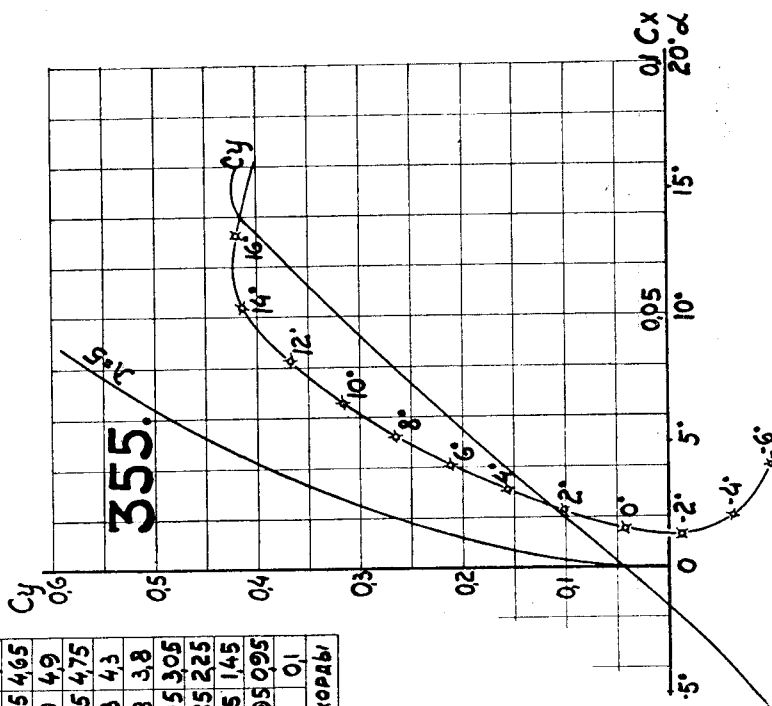
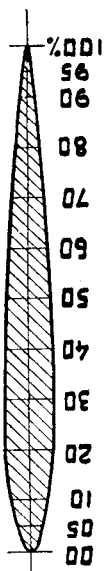


Абсц.	орг. верх.	орг. ниж.
00	0,0	0,0
10	1,2	1,0
20	1,7	1,13
30	2,0	1,25
40	2,2	1,3
50	2,25	1,4
60	2,2	1,3
70	2,0	1,25
80	1,7	1,13
90	1,2	1,0
100	0,0	0,0
в % от хорды		

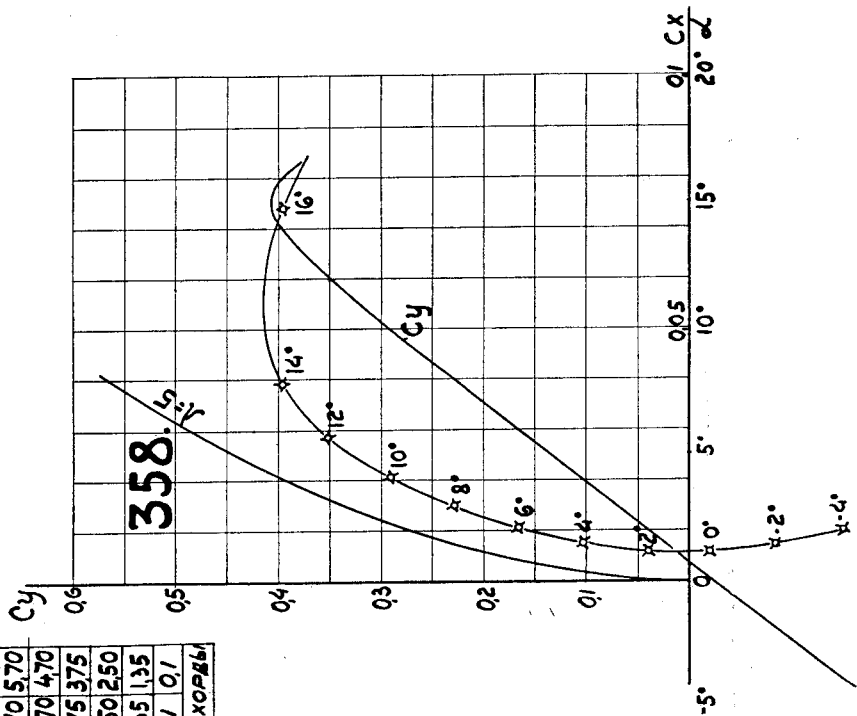
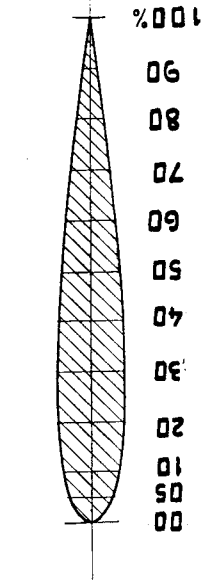


Фиг. 159. Рулевой профиль.

Абсц. всех	Ор. всех	Ор. нмж.
00	083	083
05	425	425
10	565	565
20	675	675
30	675	675
40	625	625
50	570	570
60	470	470
70	375	375
80	250	250
90	135	135
100	01	01
% от хорды		

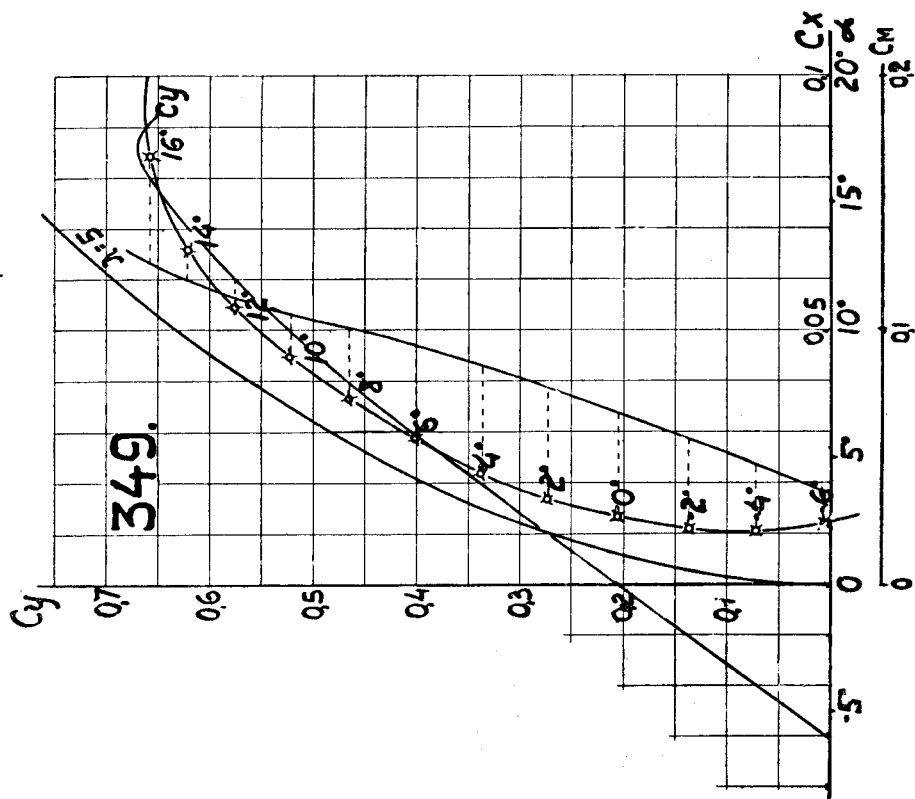
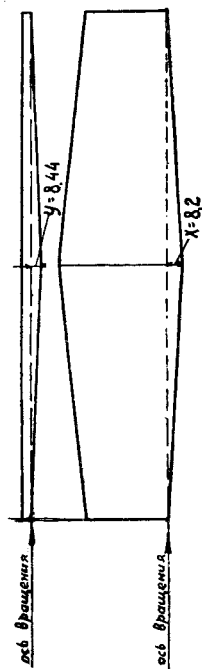


Фиг. 160. Рулевой профиль.



Фиг. 161. Рулевой профиль.

Абсц. всех	Ор. всех	Ор. нмж.
00	00	00
05	25	25
10	362	362
20	465	465
30	49	49
40	475	475
50	43	43
60	38	38
70	305	305
80	225	225
90	145	145
95	095	095
100	01	01
% от хорды		



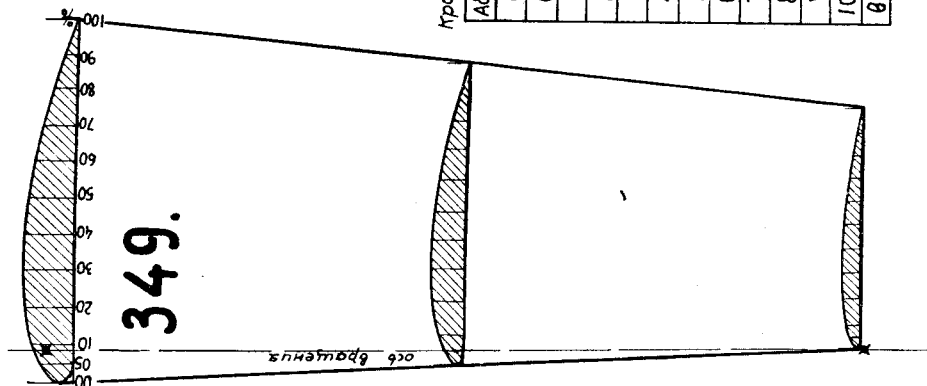
Фиг. 162.

Среднее сечение.

Абц.	орз.	орз.	орз.
бегр.	бегр.	бегр.	бегр.
00	36	36	36
05	90	00	00
10	112	00	00
20	134	00	00
30	140	018	
40	139	09	
50	126	09	
60	110	06	
70	89	04	
80	63	015	
90	33	00	
100	06	06	
в % от хорды.			

Промеж. сечение.

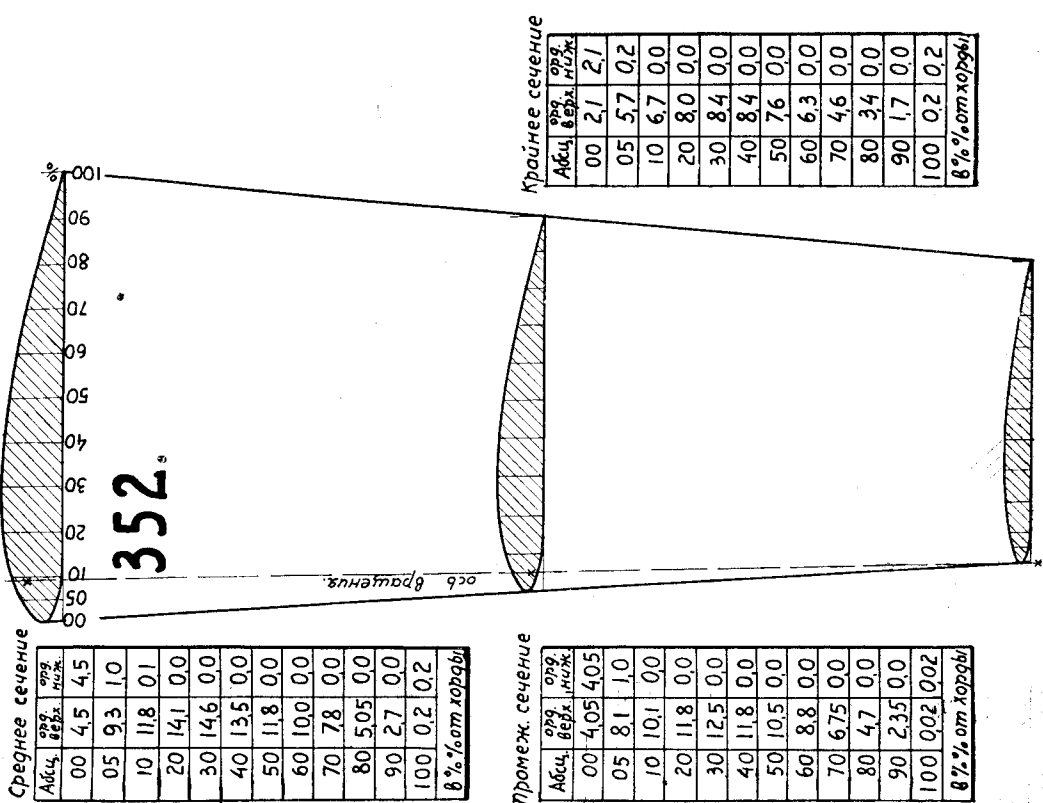
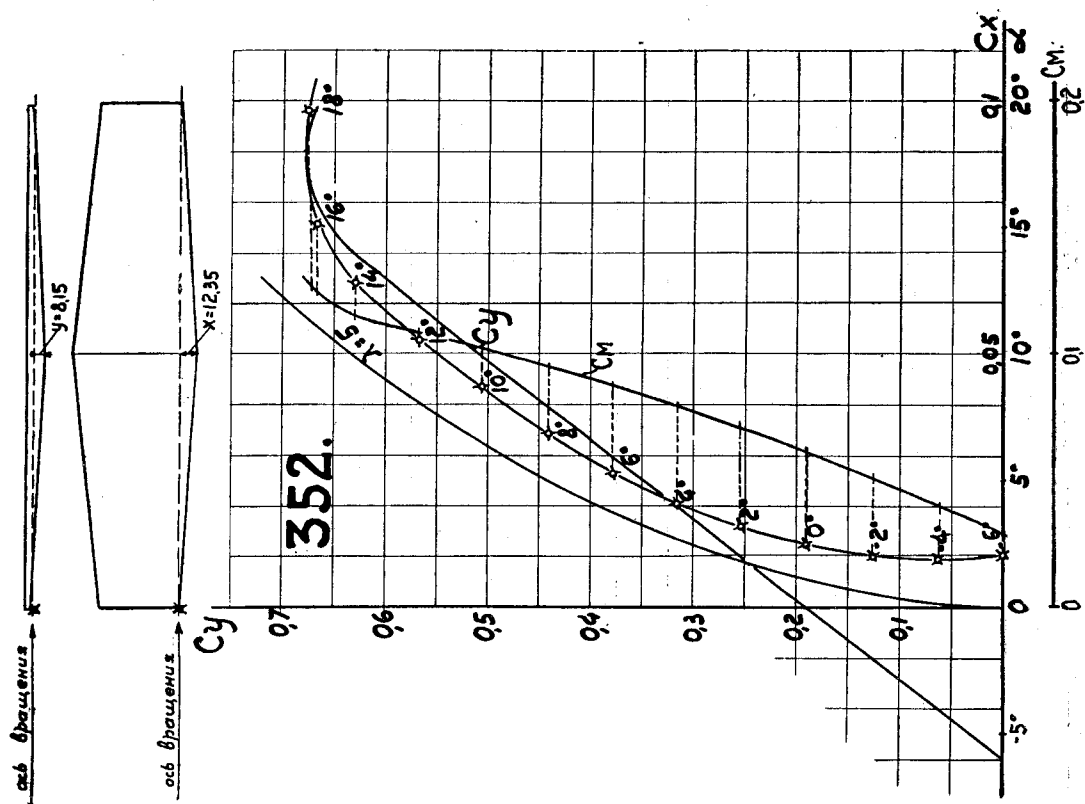
Абц.	орз.	орз.	орз.
бегр.	бегр.	бегр.	бегр.
00	20	20	20
05	65	00	
10	86	00	
20	104	00	
30	109	018	
40	107	09	
50	10	09	
60	87	06	
70	72	04	
80	47	015	
90	27	00	
100	03	03	
в % от хорды.			

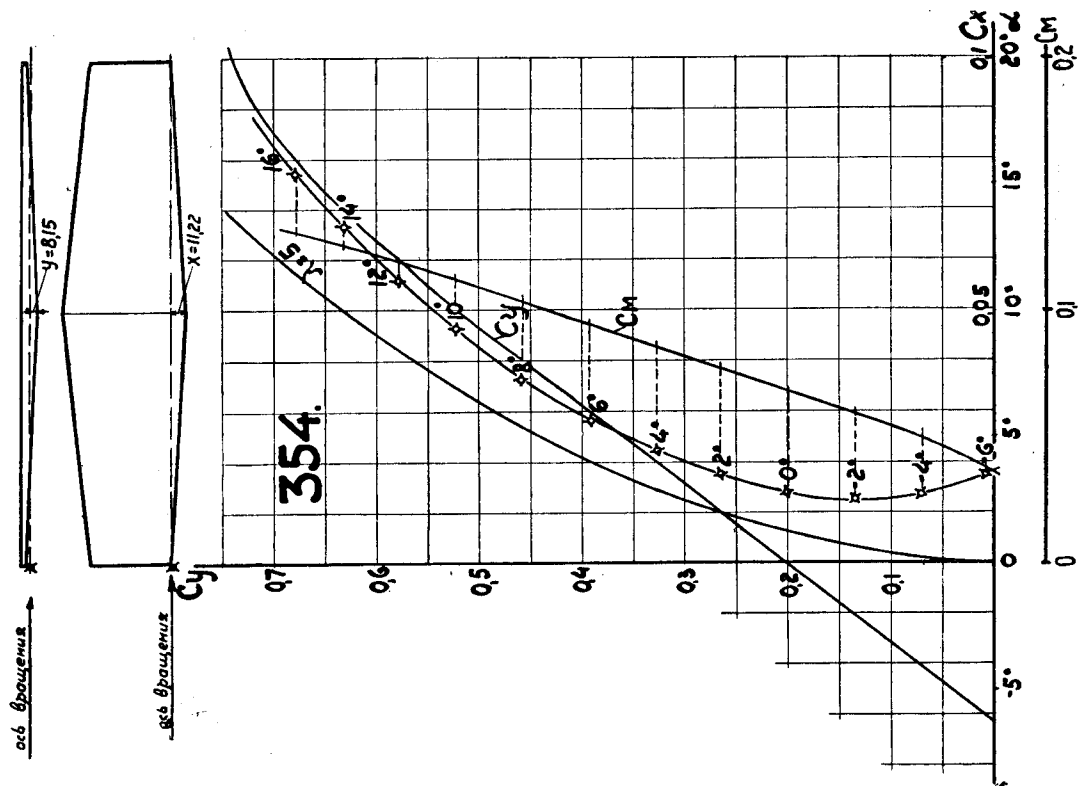


Крайнее сечение.

Абц.	орз.	орз.	орз.
бегр.	бегр.	бегр.	бегр.
00	17	17	
05	45	00	
10	58	00	
20	74	00	
30	77	018	
40	77	09	
50	70	09	
60	62	06	
70	53	04	
80	38	015	
90	21	00	
100	02	02	
в % от хорды.			

Фиг. 163.





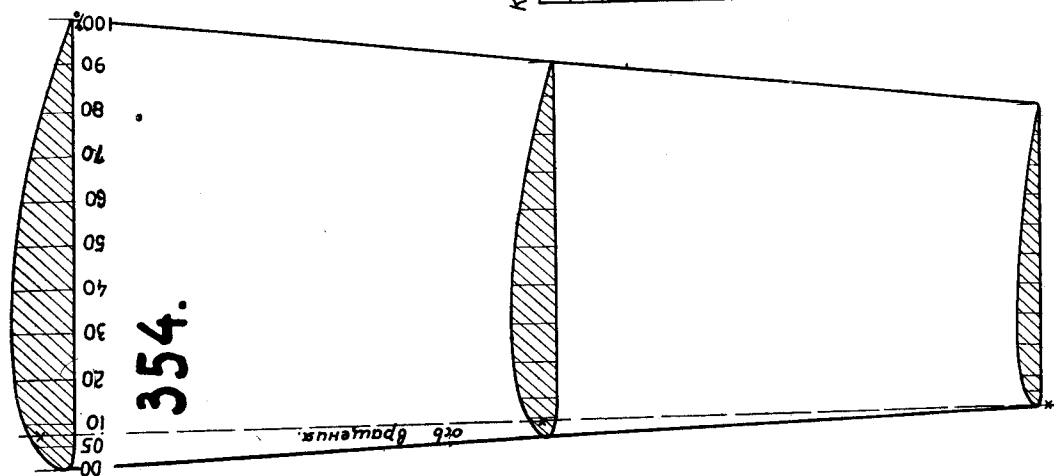
Фиг. 166.

Среднее сечение.

Абсц. верх.	Абсц. ниж.	орд. верх.	орд. ниж.
00	2,8	2,8	2,8
05	8,7	0,3	
10	11,0	0,0	
20	13,5	0,0	
30	14,0	0,0	
40	13,9	0,0	
50	13,0	0,0	
60	11,5	0,0	
70	9,25	0,0	
80	6,75	0,0	
90	3,8	0,0	
100	0,3	0,3	
в % от хорды			

Промеж. сечение.

Абсц. верх.	Абсц. ниж.	орд. верх.	орд. ниж.
00	3,5	3,5	
05	7,4	0,2	
10	9,45	0,0	
20	11,1	0,0	
30	11,5	0,0	
40	11,5	0,0	
50	10,8	0,0	
60	9,45	0,0	
70	7,8	0,0	
80	5,75	0,0	
90	3,1	0,0	
100	0,3	0,3	
в % от хорды			



Крайнее сечение.

Абсц. верх.	Абсц. ниж.	орд. верх.	орд. ниж.
00	0,2	0,2	
05	5,1	0,0	
10	6,35	0,0	
20	7,3	0,0	
30	7,35	0,0	
40	7,05	0,0	
50	6,8	0,0	
60	5,9	0,0	
70	4,9	0,0	
80	3,8	0,0	
90	2,5	0,0	
100	0,3	0,3	
в % от хорды			

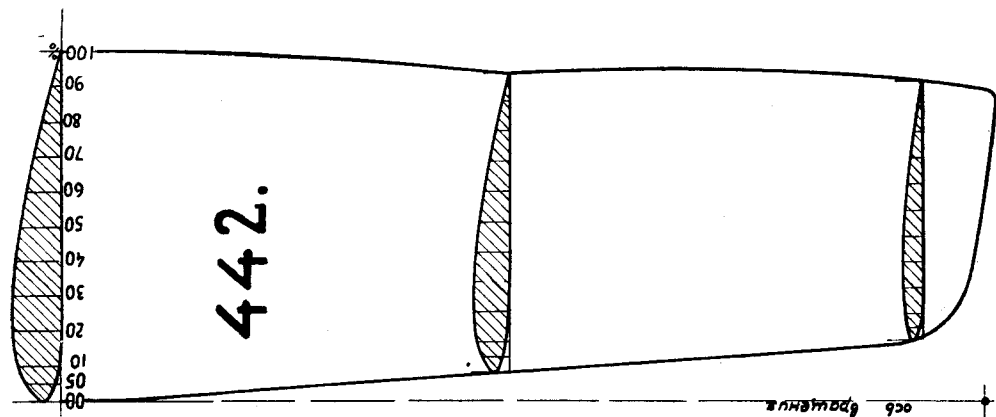
Фиг. 167.

Среднее сечение

Абсц.	орз. верх.	орз. низ.
00	5,9	5,9
05	10,4	2,2
10	12,7	1,4
20	14,2	0,7
30	14,5	0,0
40	14,2	0,0
50	12,7	0,0
60	10,8	0,0
70	8,6	0,0
80	5,9	0,0
90	3,0	0,0
100	0,2	0,2
в % от хорды		

Промеж. сечение

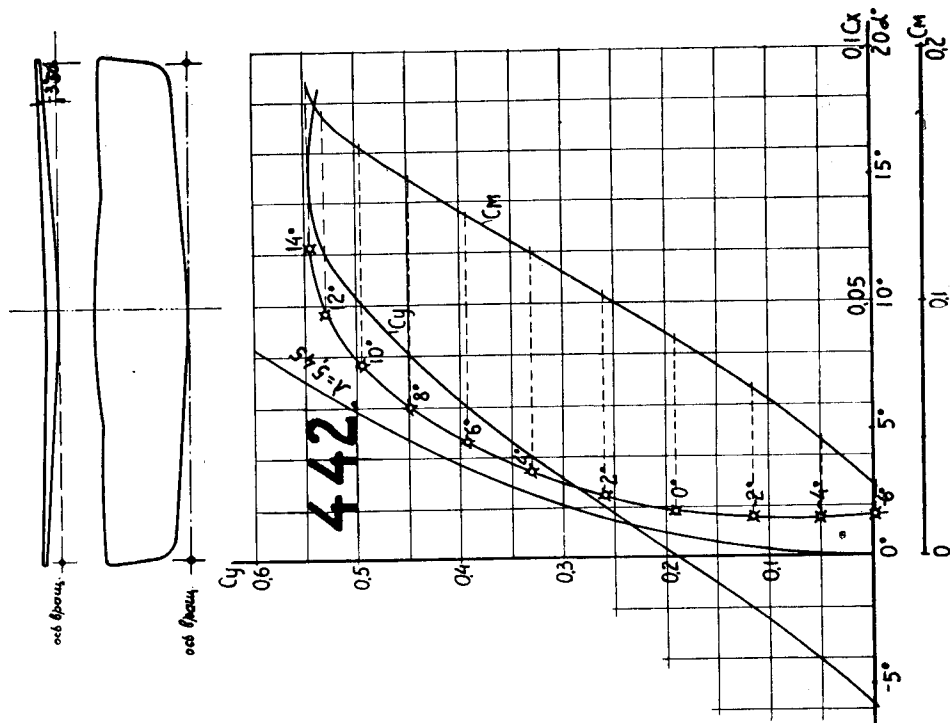
Абсц.	орз. верх.	орз. низ.
00	4,3	4,3
05	8,9	2,1
10	10,1	0,8
20	11,8	0,2
30	12,2	0,0
40	11,4	0,0
50	10,1	0,0
60	8,6	0,0
70	6,8	0,0
80	5,1	0,0
90	2,5	0,0
100	0,2	0,2
в % от хорды		



Крайнее сечение

Абсц.	орз. верх.	орз. низ.
00	2,9	2,9
05	5,4	1,0
10	6,8	0,2
20	7,8	0,0
30	7,8	0,0
40	7,35	0,0
50	6,85	0,0
60	5,0	0,0
70	4,4	0,0
80	3,1	0,0
90	1,45	0,0
100	0,2	0,2
в % от хорды		

Фиг. 169.



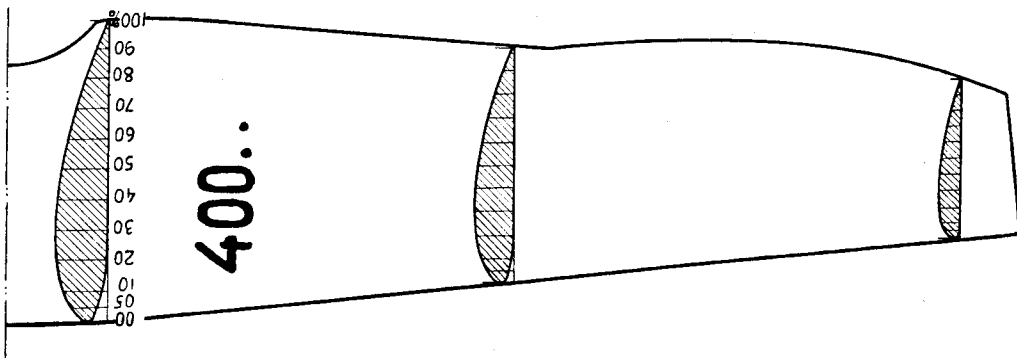
Фиг. 168.

Среднее сечение

Абсц.	орд. верх.	орд. ниж.
00	6,5	6,5
05	11,6	2,9
10	14,0	1,83
20	16,7	0,66
30	17,3	0,0
40	16,2	0,0
50	15,0	0,0
60	13,2	0,0
70	10,6	0,0
80	7,47	0,0
90	4,0	0,0
100	0,25	0,25
в % от хорды		

Промеж. сечение

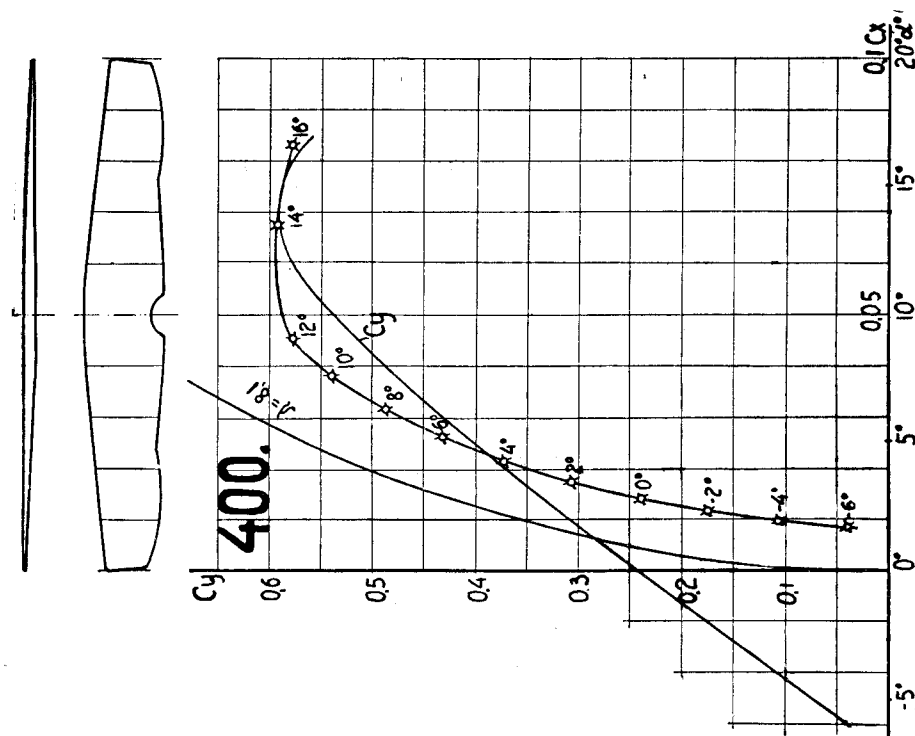
Абсц.	орд. верх.	орд. ниж.
00	5,65	5,65
05	11,1	2,99
10	13,8	1,92
20	16,0	0,64
30	17,0	0,0
40	16,0	0,0
50	15,4	0,0
60	13,9	0,0
70	11,6	0,0
80	8,6	0,0
90	5,1	0,0
100	0,32	0,32
в % от хорды		



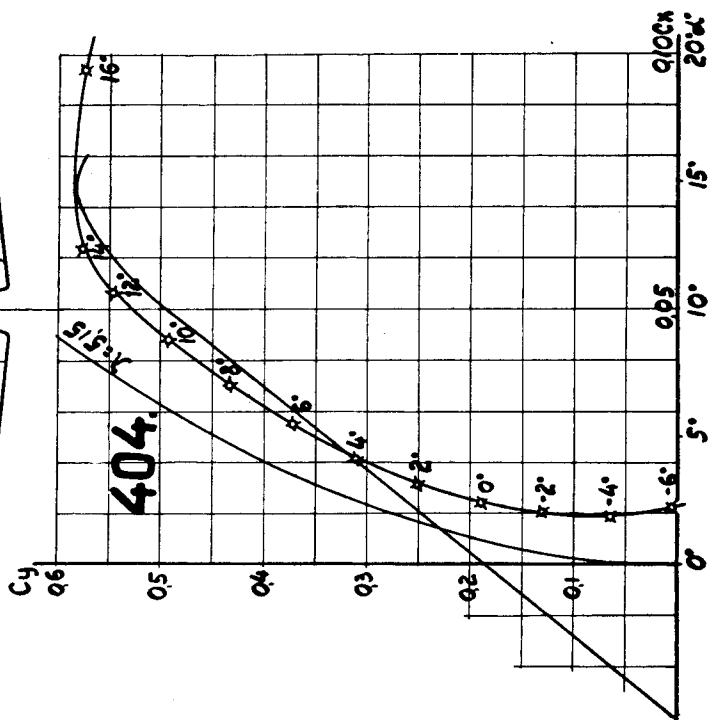
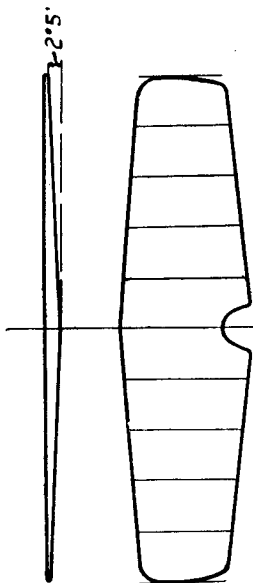
Крайнее сечение

Абсц.	орд. верх.	орд. ниж.
00	3,41	3,41
05	8,3	0,0
10	10,6	0,0
20	12,5	0,0
30	13,3	0,0
40	12,6	0,0
50	11,7	0,0
60	10,6	0,0
70	8,48	0,0
80	6,1	0,0
90	3,44	0,0
100	0,47	0,47
в % от хорды		

Фиг. 170.



Фиг. 171.



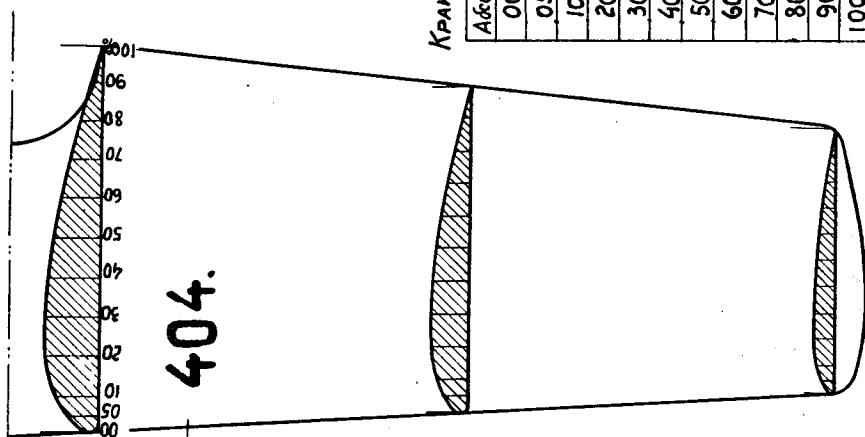
Фиг. 172.

СРЕДНЕЕ СЕЧЕНИЕ

Абсц. орд. по х	Орда. по х
00	31
05	88
10	111
20	137
30	138
40	131
50	121
60	104
70	87
80	62
90	32
100	03
δ% от хорды	

ПРОМЕЖ. СЕЧЕНИЕ

Абсц. орд. по х	Орда. по х
00	23
05	75
10	92
20	111
30	115
40	111
50	103
60	89
70	75
80	53
90	30
100	02
δ% от хорды	

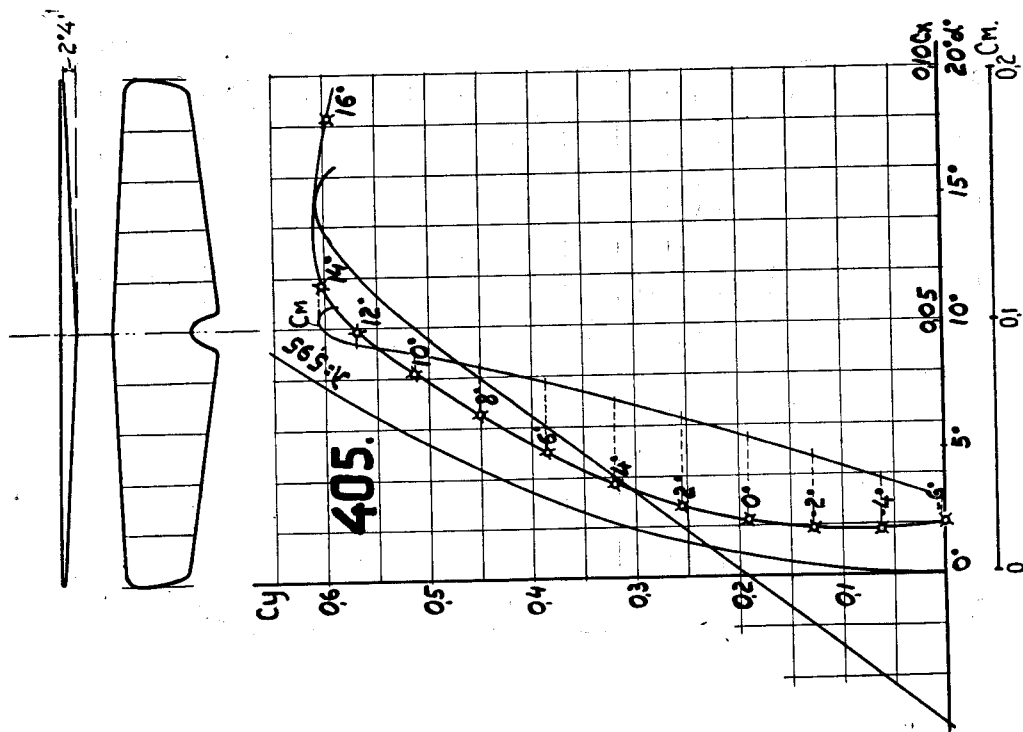


КРАЙН. СЕЧЕНИЕ

Абсц. орд. по х	Орда. по х
00	14
05	50
10	59
20	70
30	71
40	67
50	63
60	54
70	45
80	35
90	21
100	02
δ% от хорды	

Фиг. 173.





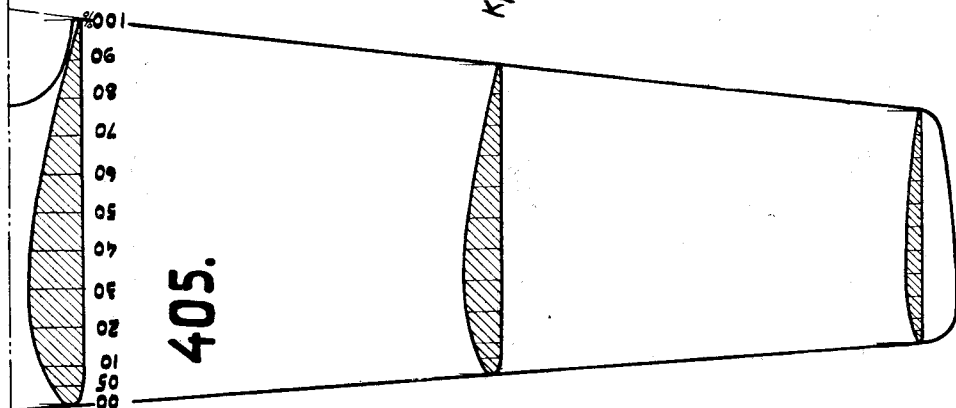
Фиг. 174.

Среднее сечение

Абсц.	Орз.
00	29 29
05	905 01
10	116 00
20	135 00
30	139 00
40	134 00
50	122 00
60	109 00
70	84 00
80	58 00
90	32 00
100	02 02

Промеж. сечение

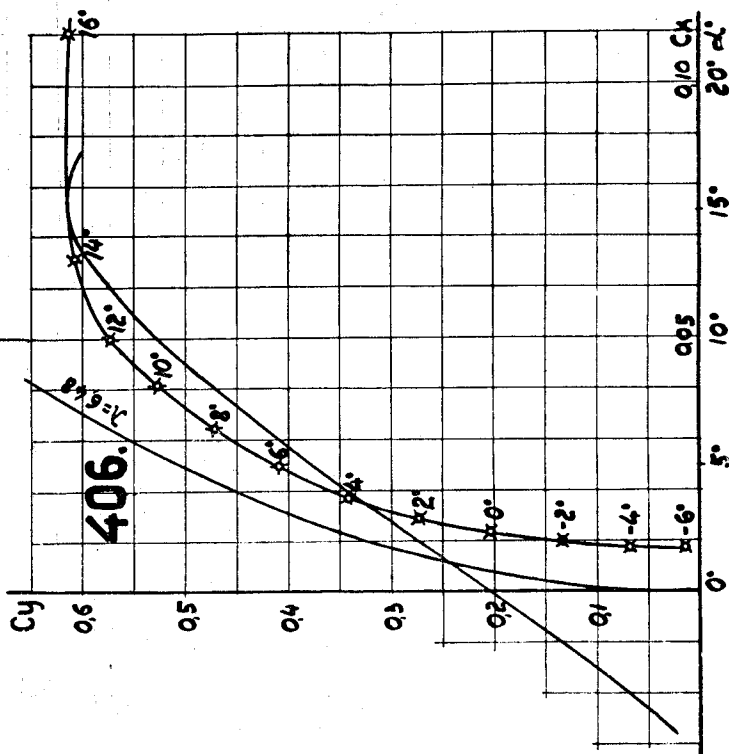
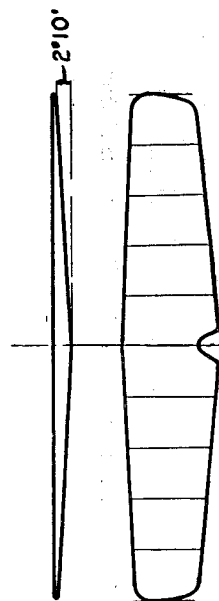
Абсц.	Орз.
00	24 24
05	77 00
10	94 00
20	112 00
30	118 00
40	116 00
50	106 00
60	92 00
70	75 00
80	51 00
90	28 00
100	02 02



Крайнее сечение

Абсц.	Орз.
00	100 100
05	33 00
10	515 00
20	650 00
30	660 00
40	650 00
50	60 00
60	515 00
70	44 00
80	30 00
90	165 00
100	01 01

Фиг. 175.



Фиг. 176.

СРЕДН. СЕЧЕНИЕ

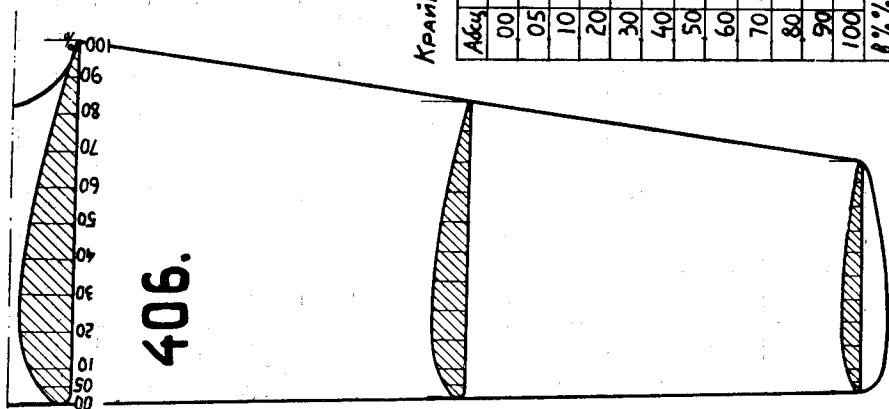
Абсц. ось, м/сек.	Орз. ось, м/сек.
00	3.8
05	9.7
10	11.8
20	14.2
30	14.5
40	13.5
50	12.1
60	10.4
70	8.3
80	5.9
90	3.3
100	0.3
в % от корд	

ПРОМЕЖ. СЕЧЕНИЕ

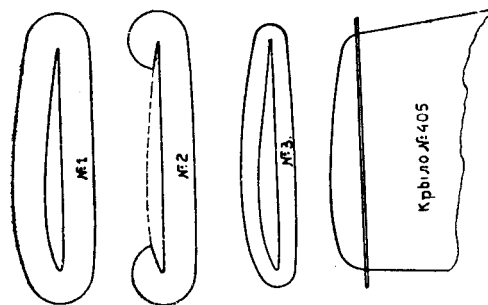
Абсц. ось, м/сек.	Орз. ось, м/сек.
00	2.5
05	8.0
10	9.7
20	11.0
30	11.5
40	11.3
50	10.6
60	9.3
70	7.6
80	5.7
90	3.4
100	0.2
в % от корд	

КРАЙН. СЕЧЕНИЕ

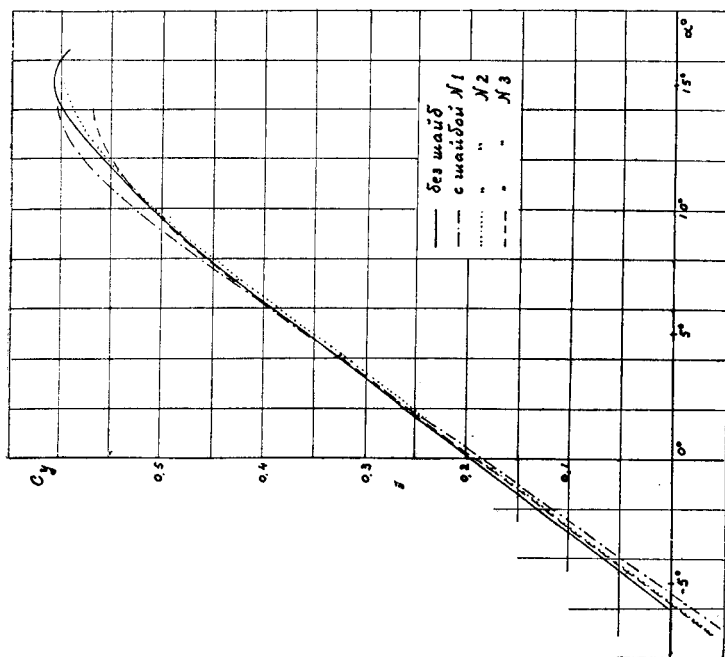
Абсц. ось, м/сек.	Орз. ось, м/сек.
00	1.0
05	4.1
10	5.2
20	6.0
30	6.4
40	6.1
50	5.9
60	5.0
70	4.2
80	3.2
90	2.2
100	0.1
в % от корд	



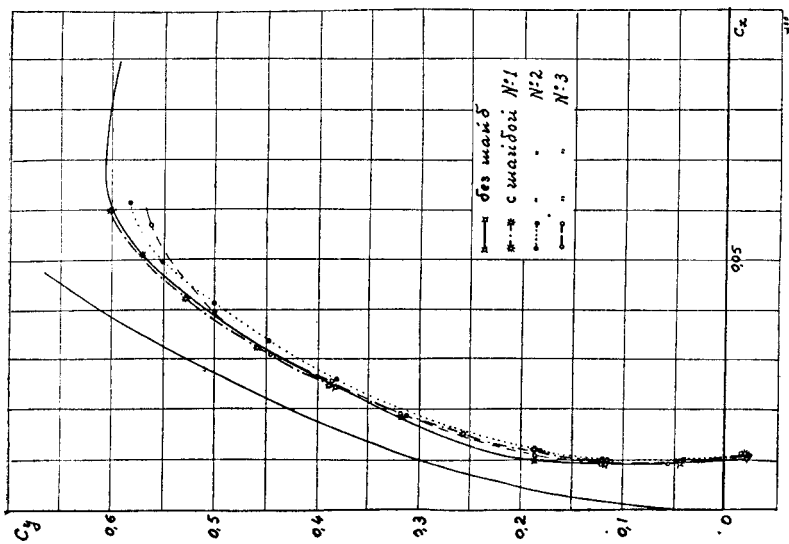
Фиг. 177.



Фиг. 178. Шайбы, ставившиеся на концы крыла № 405.



Фиг. 179. Влияние шайб фиг. 178 на подъемную силу крыла.



Фиг. 180. Влияние шайб фиг. 178 на кривую Лилленталя крыла.

СРЕДНЕЕ СЕЧЕНИЕ

Абсц.	орд. верх.	орд. ниж.
00	605	605
05	11,9	1,7
10	14,6	0,6
20	16,8	0,0
30	17,6	0,4
40	17,0	0,5
50	15,4	0,6
60	12,9	0,9
70	10,0	0,8
80	6,8	0,5
90	3,6	0,3
100	0,1	0,1
в % от хорды		

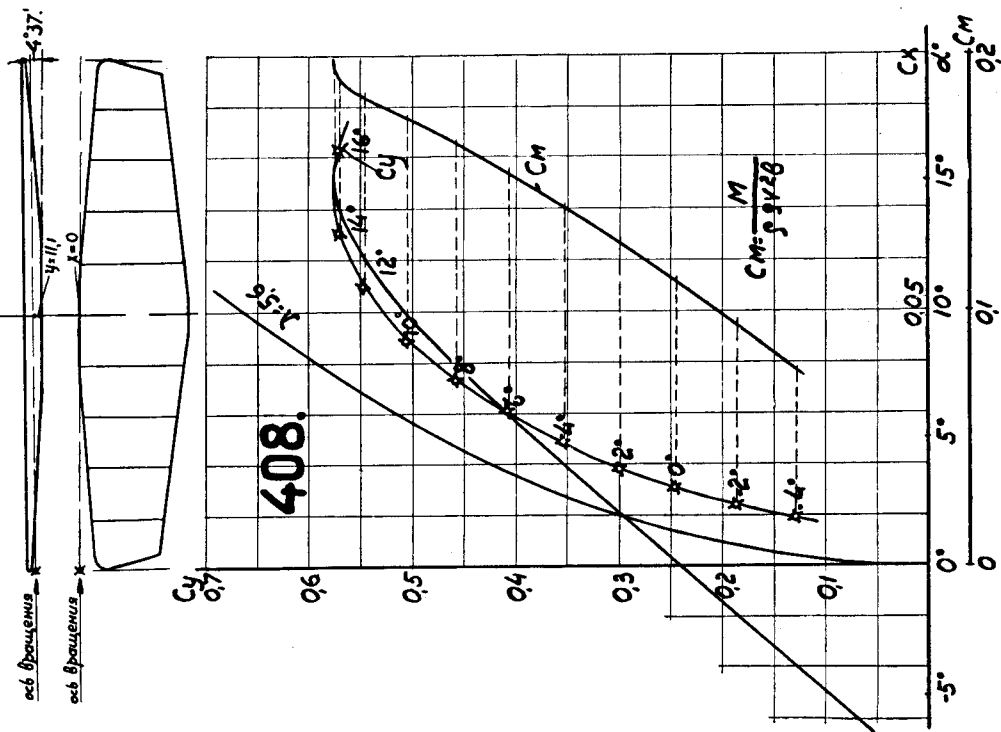
ПРОМЕЖ. СЕЧЕНИЕ.

Абсц.	орд. верх.	орд. ниж.
00	6,6	6,6
05	12,5	1,9
10	15,3	0,8
20	17,3	0,1
30	18,3	0,0
40	18,2	0,4
50	17,1	0,7
60	14,7	0,8
70	12,0	0,9
80	8,75	0,8
90	4,95	0,4
100	0,2	0,2
в % от хорды		

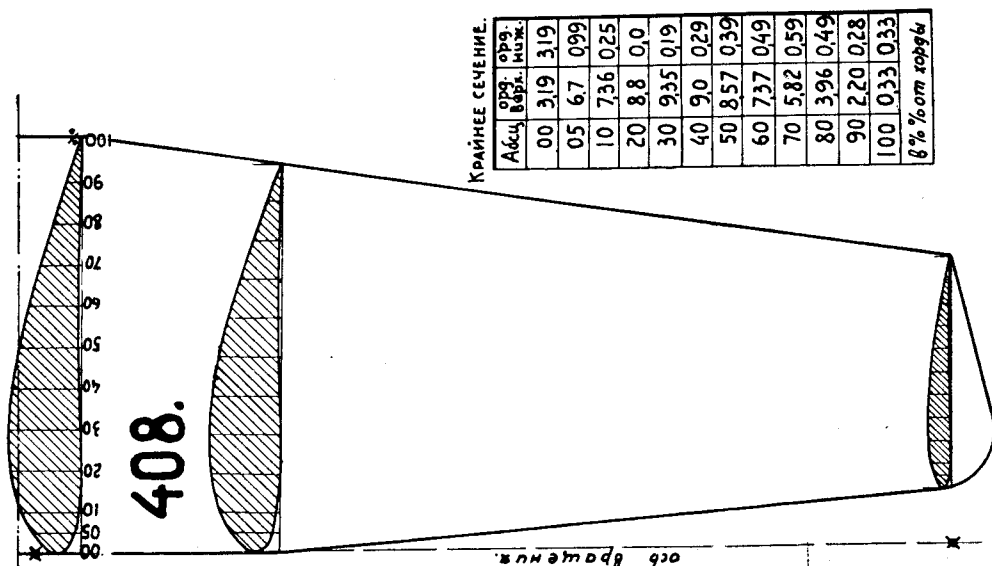
КРАЙНЕЕ СЕЧЕНИЕ.

Абсц.	орд. верх.	орд. ниж.
00	31,9	31,9
05	67	0,99
10	73,6	0,25
20	8,8	0,0
30	9,35	0,19
40	9,0	0,29
50	8,57	0,39
60	7,37	0,49
70	5,82	0,59
80	3,96	0,49
90	2,20	0,28
100	0,33	0,33
в % от хорды		

Фиг. 181.



Фиг. 182.

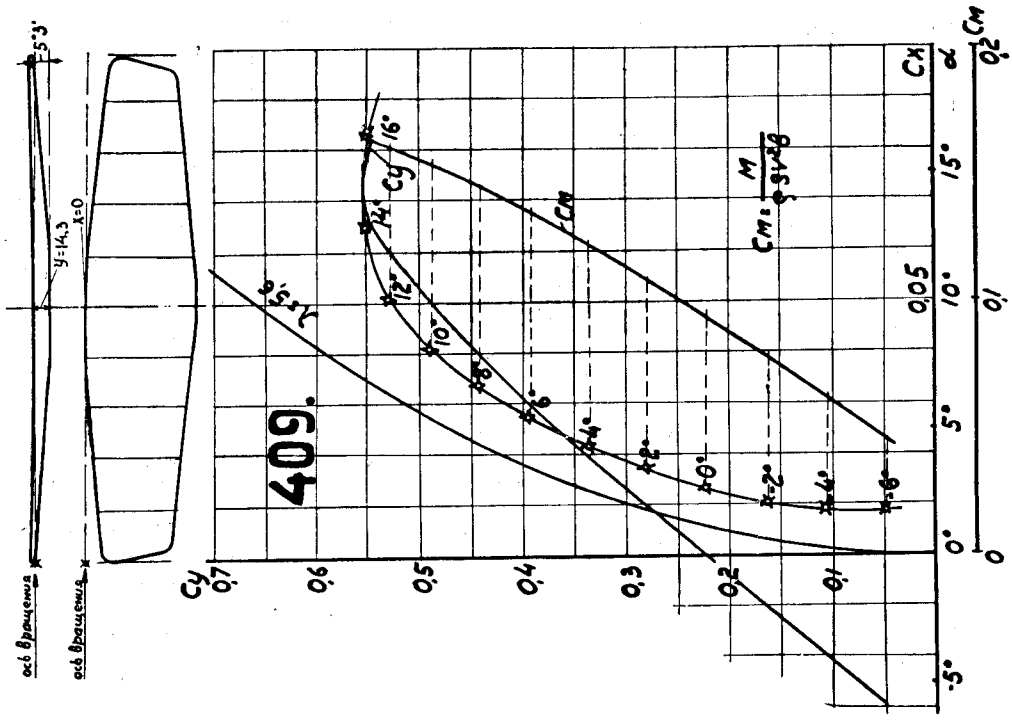


СРЕДНЕЕ СЕЧЕНИЕ

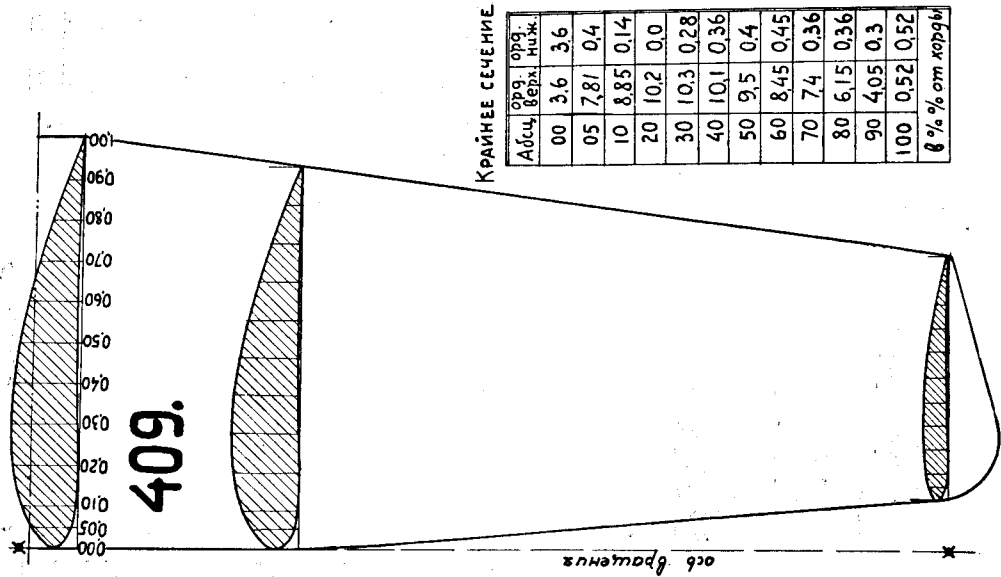
Абсц.	орг. верх.	орг. ниж.
00	6,2	6,2
05	11,2	1,6
10	13,6	0,5
20	16,0	0,0
30	16,8	0,3
40	16,1	0,5
50	14,6	0,7
60	12,4	0,8
70	9,9	0,8
80	6,8	0,7
90	3,45	0,4
100	0,2	0,2
в % от хорды.		

ПРОМЕЖ. СЕЧЕНИЕ

Абсц.	орг. верх.	орг. ниж.
00	7,1	7,1
05	12,8	1,87
10	15,0	0,7
20	17,3	0,0
30	18,0	0,46
40	17,3	0,5
50	16,3	0,6
60	14,2	0,6
70	11,6	0,6
80	8,3	0,4
90	4,5	0,2
100	0,2	0,2
в % от хорды		



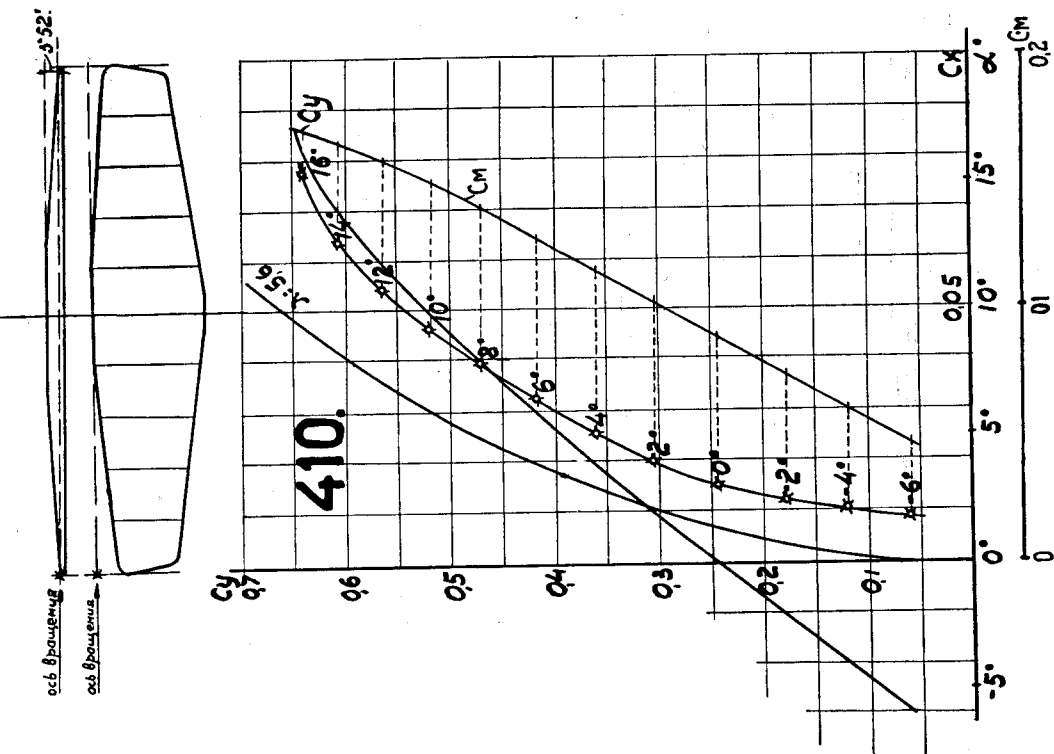
Фиг. 183.



КРАЙНЕЕ СЕЧЕНИЕ

Абсц.	орг. верх.	орг. ниж.
00	3,6	3,6
05	7,81	0,4
10	8,85	0,14
20	10,2	0,0
30	10,3	0,28
40	10,1	0,36
50	9,5	0,4
60	8,45	0,45
70	7,4	0,36
80	6,15	0,36
90	4,05	0,3
100	0,52	0,52
в % от хорды		

Фиг. 184.



Фиг. 185.

СРЕДНЕЕ СЕЧЕНИЕ.

Абсц.	орд.	верх.	ниж.
00	605	605	
05	119	17	
10	146	06	
20	168	00	
30	176	04	
40	170	05	
50	154	06	
60	129	09	
70	100	08	
80	68	05	
90	36	03	
100	01	01	
в % от хорды.			

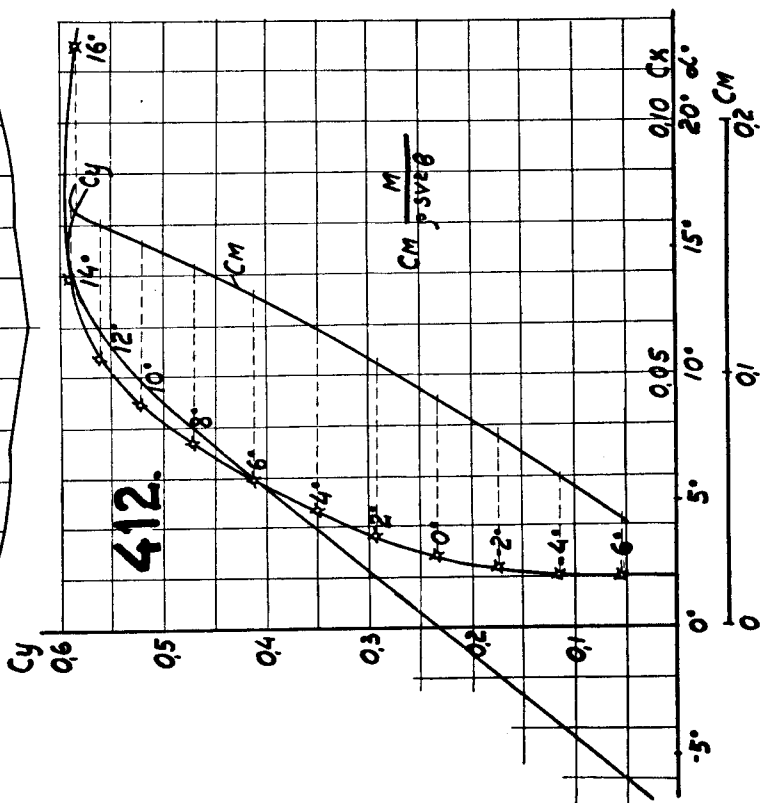
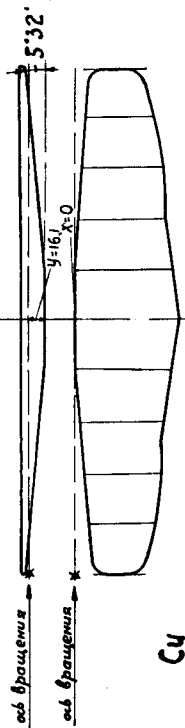
ПРОМЕЖ. СЕЧЕНИЕ.

Абсц.	орд.	верх.	ниж.
00	66	66	
05	125	19	
10	153	08	
20	173	01	
30	183	00	
40	182	04	
50	171	07	
60	147	08	
70	120	09	
80	875	08	
90	495	04	
100	02	02	
в % от хорды.			

КРАЙНЕЕ СЕЧЕНИЕ.

Абсц.	орд.	верх.	ниж.
00	319	319	
05	67	099	
10	736	025	
20	88	00	
30	935	019	
40	90	029	
50	857	039	
60	737	049	
70	582	059	
80	396	049	
90	220	028	
100	033	033	
в % от хорды.			

Фиг. 186.



Фиг. 187.

СРЕДНЕЕ СЕЧЕНИЕ.

Абсц.	орд. верх.	орд. ниж.
00	7.3	7.3
05	13.9	2.4
10	16.3	0.6
20	18.5	0.0
30	19.3	0.0
40	18.7	0.0
50	17.4	0.0
60	15.4	0.0
70	12.4	0.0
80	9.3	0.0
90	5.1	0.0
100	0.1	0.1
в % от хорды.		

ПРОМЕЖ. СЕЧЕНИЕ.

Абсц.	орд. верх.	орд. ниж.
00	6.17	6.17
05	10.8	2.58
10	13.6	1.58
20	16.4	0.2
30	16.9	0.0
40	16.3	0.0
50	14.8	0.0
60	12.5	0.0
70	9.7	0.0
80	6.7	0.0
90	3.6	0.0
100	0.2	0.2
в % от хорды.		

ось вращения

Крайнее сечение

Абсц.	орд. верх.	орд. ниж.
00	4.65	4.65
05	9.14	2.05
10	11.2	0.84
20	13.0	0.0
30	13.7	0.0
40	13.3	0.0
50	12.5	0.0
60	11.1	0.0
70	9.32	0.0
80	6.9	0.0
90	3.9	0.0
100	0.1	0.1
в % от хорды.		

Фиг. 188.

СРЕДНЕЕ СЕЧЕНИЕ.

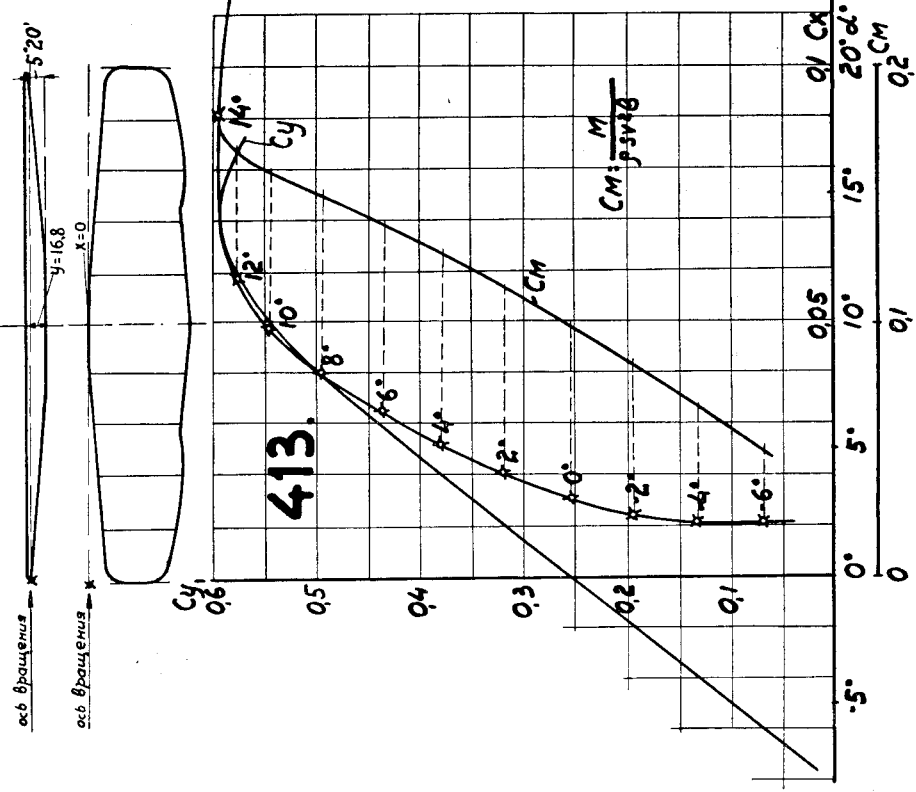
Абсц.	орг. верх.	орг. низ.
00	7,3	7,3
05	13,9	2,4
10	16,3	0,6
20	18,5	0,0
30	19,3	0,2
40	18,7	0,3
50	17,4	0,7
60	15,4	1,1
70	12,4	1,2
80	9,3	1,1
90	5,1	0,3
100	0,1	0,1
в % от хорды		

ПРОМЕЖ. СЕЧЕНИЕ.

Абсц.	орг. верх.	орг. низ.
00	6,17	6,17
05	10,8	2,58
10	13,6	1,58
20	16,4	0,2
30	16,9	0,0
40	16,3	0,3
50	14,8	0,5
60	12,5	0,7
70	9,7	0,75
80	6,7	0,7
90	3,6	0,3
100	0,2	0,2
в % от хорды		

КРАЙНЕЕ СЕЧЕНИЕ.

Абсц.	орг. верх.	орг. низ.
00	4,65	4,65
05	9,14	2,05
10	11,2	0,84
20	13,0	0,0
30	13,7	0,1
40	13,3	0,2
50	12,5	0,3
60	11,1	0,4
70	9,32	0,5
80	6,9	0,4
90	3,9	0,2
100	0,1	0,1
в % от хорды		

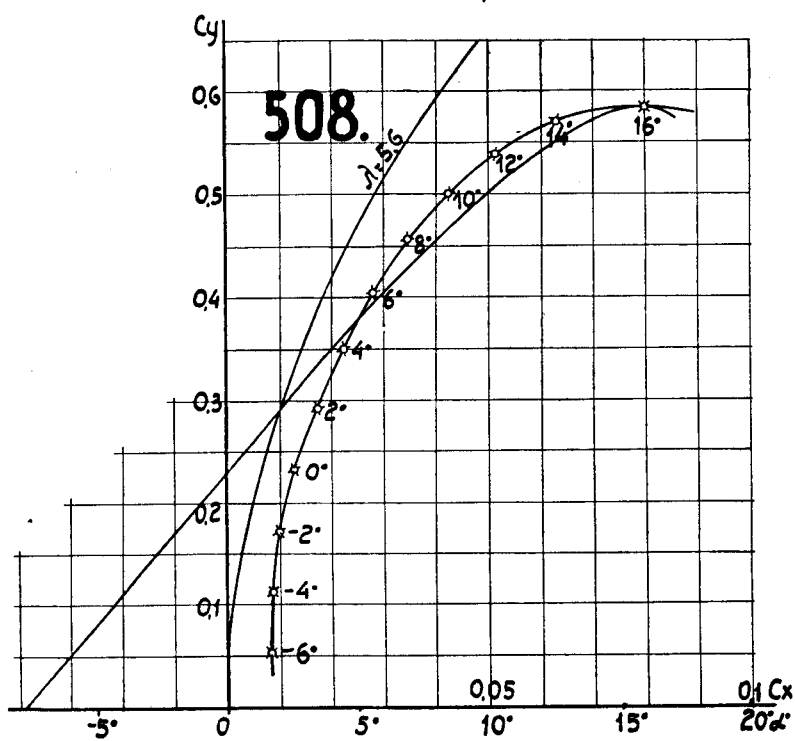
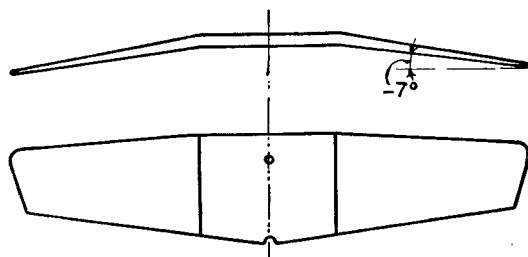


Фиг. 189.

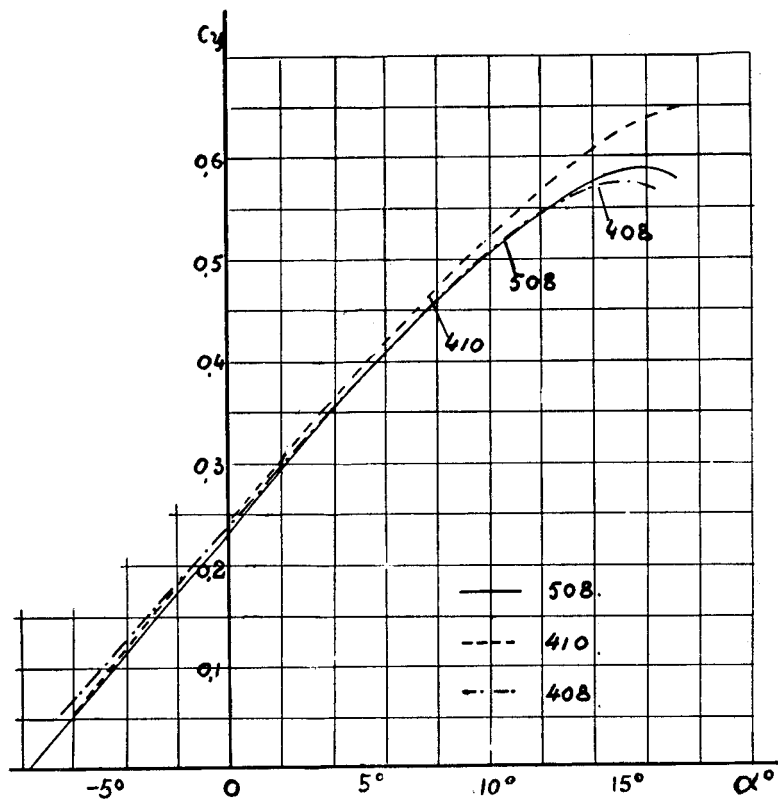
413.

Фиг. 190.

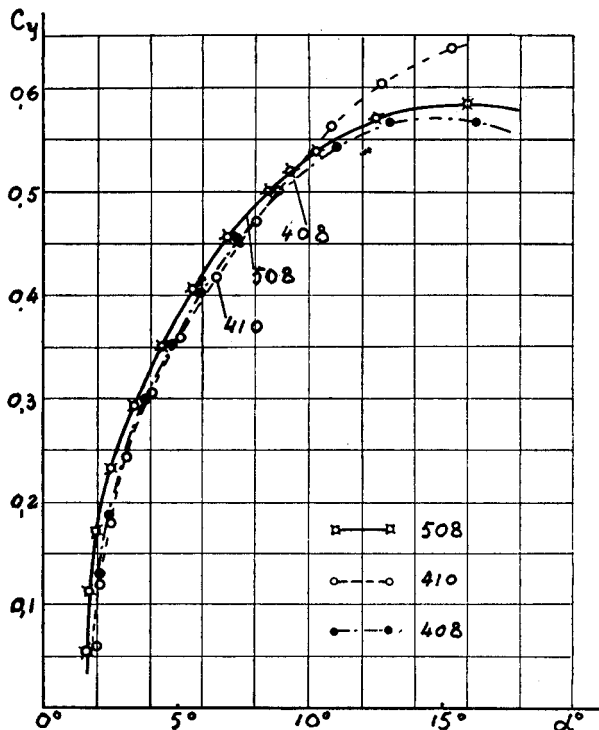




Фиг. 191.



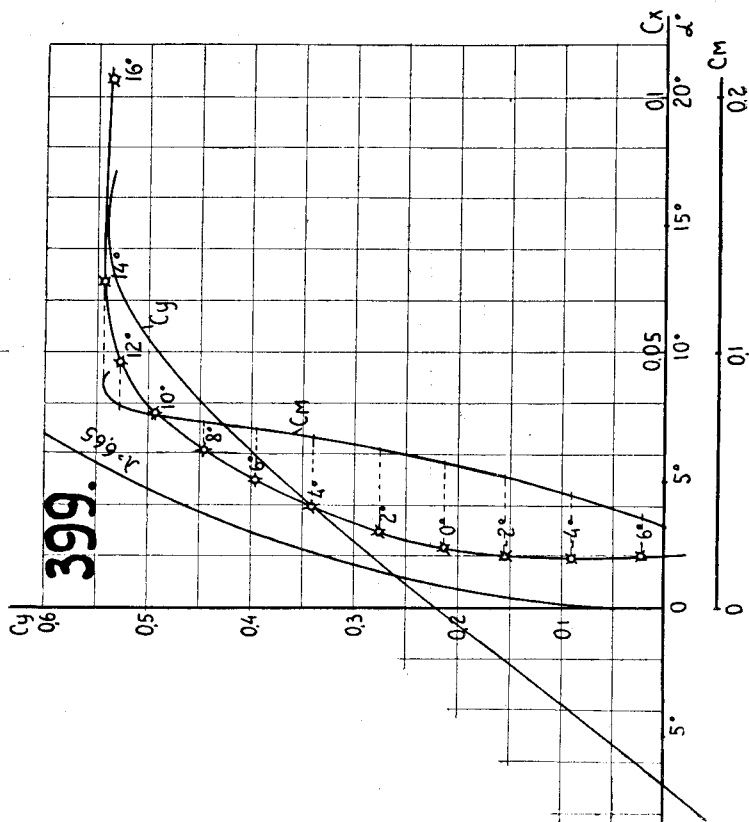
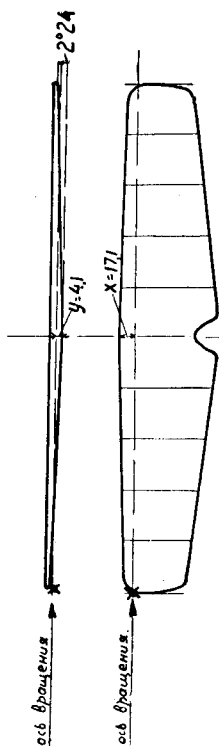
Фиг. 192. Влияние поперечного  $V$  на подъемную силу крыла.



Фиг. 193. Влияние поперечного  $V$  на кривую Лилиенталя.

Среднее сечение

Абсц. орд. верх. нитк.	Орда
00 4,2	4,2
05 12,0	01
10 14,0	00
20 16,0	00
30 16,0	00
40 15,1	00
50 14,0	00
60 12,3	00
70 9,7	00
80 7,0	00
90 3,9	00
100 0,2	0,2
% от корды	



Фиг. 194.

Промежуточ. сечение.

Абсц. орд. верх. нитк.	Орда
00 3,6	3,6
05 9,0	04
10 10,7	01
20 12,5	00
30 13,0	00
40 13,0	00
50 12,0	00
60 10,5	00
70 8,5	00
80 6,2	00
90 3,4	00
100 0,2	0,2
% от корды	

Крайнее сечение.

Абсц. орд. верх. нитк.	Орда
00 2,2	2,2
05 5,5	06
10 6,6	03
20 7,2	01
30 7,1	00
40 6,6	00
50 6,0	00
60 5,0	00
70 4,1	00
80 3,0	00
90 1,7	00
100 0,1	0,1
% от корды	

Фиг. 195.

Среднее сечение

Абц.	Верх.	Ниж.
00	0,75	0,75
05	4,2	0,4
10	5,5	0,75
20	6,9	1,25
30	7,5	1,8
40	7,4	1,9
50	6,9	1,9
60	6,15	1,55
70	4,9	1,25
80	3,8	0,7
90	2,2	0,1
100	0,2	0,2
в % от хорды.		

Промежуточное сечение

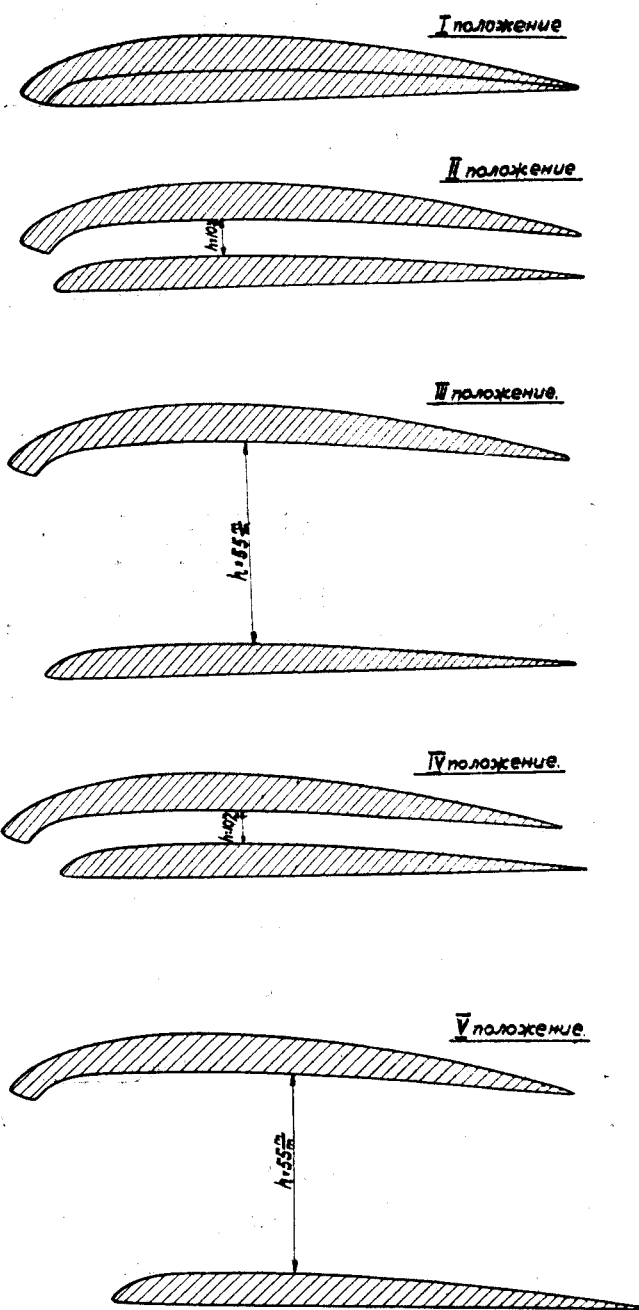
Абц.	Верх.	Ниж.
00	3,9	3,9
05	7,8	1,4
10	9,6	0,7
20	11,4	0,6
30	11,6	0,1
40	11,4	0,0
50	10,3	0,0
60	8,9	0,0
70	7,1	0,0
80	5,3	0,0
90	2,8	0,0
100	0,0	0,0
в % от хорды.		

Крайнее сечение

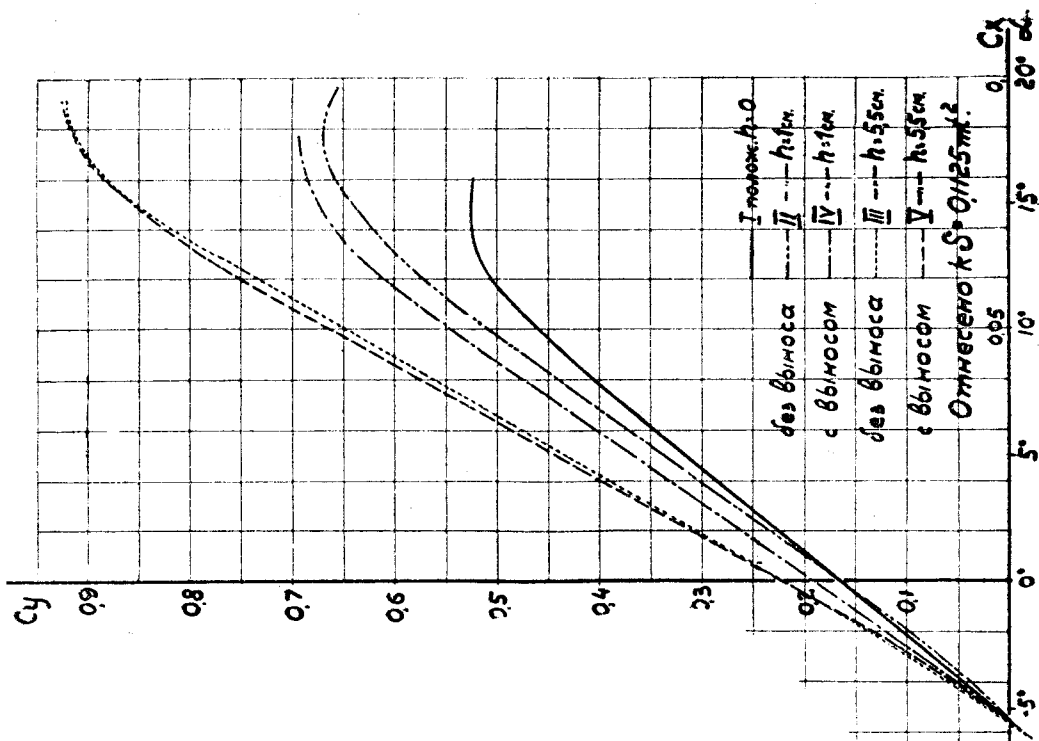
Абц.	Верх.	Ниж.
00	1,2	1,2
05	4,4	0,0
10	5,2	0,8
20	6,8	1,4
30	7,2	1,6
40	7,2	2,0
50	6,8	2,0
60	6,25	1,6
70	5,2	1,2
80	4,0	0,8
90	2,4	0,0
100	0,2	0,2
в % от хорды.		

Фиг. 196.

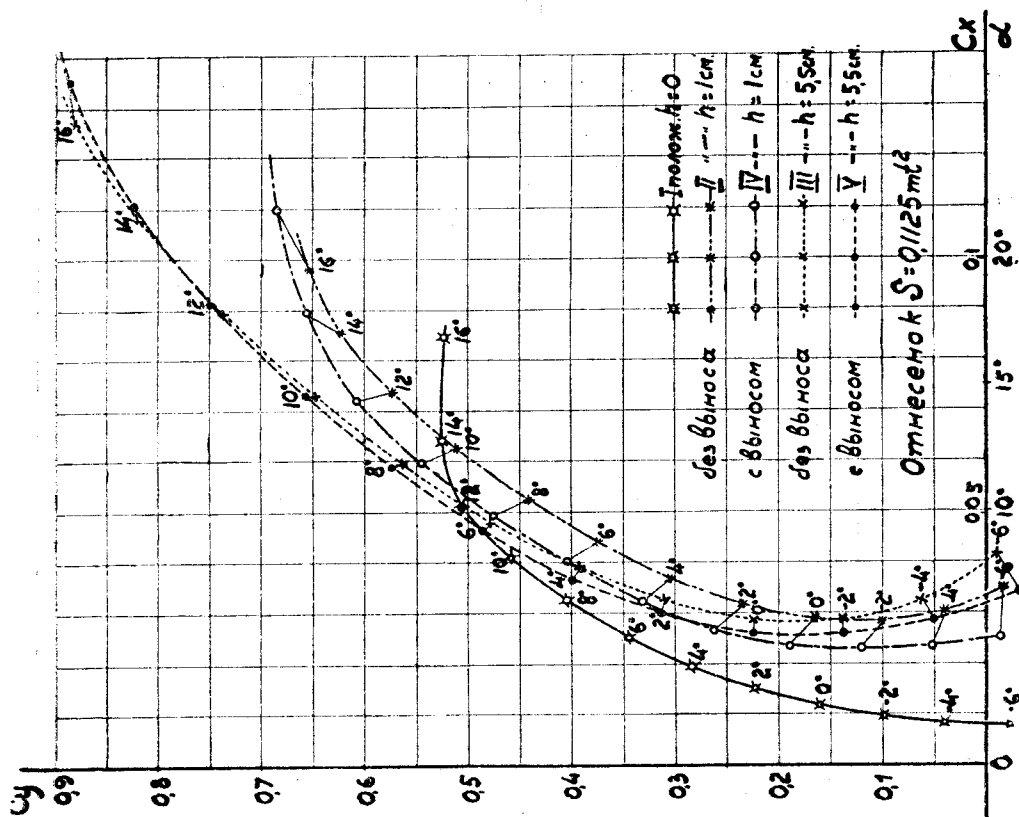
Фиг. 197.



Фиг. 198. Раздвижное крыло Б. Н. Юрьева.



Фиг. 199. Подъемная сила раздвижного крыла.



Фиг. 200. Кривая Лилленталя раздвижного крыла.

Таблицы величин  $C_x$ ,  $C_y$  и  $C_m$  для различных крыльев <sup>1)</sup>.

Таблица 1.

№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
299	— 6,8°	0,00240	0,006	0,054	303	— 6°	0,0280	0,078	
	— 6	0,00220	0,024	0,064		— 4	0,0188	0,004	
	— 4	0,00190	0,090	0,085		— 3,9	0,0185	0,000	
	— 2	0,00179	0,156	0,105		— 2	0,0140	0,066	
	0	0,00181	0,223	0,111		0	0,0120	0,136	
	+ 2	0,00212	0,290	0,138		+ 2	0,0122	0,205	
	4	0,00272	0,357	0,154		4	0,0150	0,272	
	6	0,00350	0,424	0,169		6	0,0200	0,335	
	8	0,00436	0,492	0,184		8	0,0270	0,395	
	10	0,00540	0,557	0,198		10	0,0355	0,449	
	12	0,00643	0,613	—		12	0,0463	0,498	
	14	0,00754	0,659	—		14	0,0600	0,535	
301	16	0,00975	0,685	—	304	15,4	—	0,546	
	18	—	0,695	—		16	0,0730	0,544	
	— 8°	—	—	—		— 7,7°	—	0,000	0,049
	— 6	0,0085	0,084	0,071		— 6	0,0110	0,045	0,064
	— 4	0,0086	0,128	0,088		— 4	0,0110	0,100	0,082
	— 2	0,0104	0,180	0,103		— 2	0,0128	0,165	0,099
	0	0,0140	0,240	0,117		0	0,0159	0,228	0,115
	+ 2	0,0197	0,306	0,133		+ 2	0,0208	0,296	0,131
	4	0,0267	0,373	0,148		4	0,0264	0,366	0,147
	6	0,0341	0,435	0,161		6	0,0330	0,430	0,162
	8	0,0422	0,489	0,172		8	0,0400	0,485	0,175
	10	0,0510	0,537	0,181		10	0,0471	0,533	0,186
302	12	0,0610	0,577	0,190	310	12	0,0550	0,575	0,197
	14	0,0720	0,617	0,198		14	0,0640	0,613	0,205
	16	0,0844	0,656	0,206		16	0,0740	0,639	0,212
	18	—	—	—		18	—	—	—
	— 7,2°	—	0,000	0,048		— 6,6°	0,0092	0,000	0,030
	— 6	0,0085	0,032	0,059		— 6	0,0090	0,021	0,036
	— 4	0,0083	0,087	0,073		— 4	0,0098	0,085	0,053
	— 2	0,0094	0,145	0,088		— 2	0,0115	0,154	0,069
	0	0,0123	0,206	0,103		0	0,0141	0,220	0,084
	+ 2	0,0170	0,266	0,119		+ 2	0,0181	0,287	0,099
	4	0,0230	0,327	0,135		4	0,0240	0,354	0,113
	6	0,0291	0,382	0,148		6	0,0325	0,420	0,127
302	8	0,0368	0,439	0,161		8	0,0432	0,479	0,137
	10	0,0447	0,491	0,172		10	0,0550	0,521	0,146
	12	0,0532	0,540	0,182		12	0,0790	0,549	0,152
	14	0,0621	0,577	0,188		14,4	—	0,561	0,162
	16	0,0710	0,590	0,190		16	—	—	—
	18	—	—	—		18	—	—	—

<sup>1)</sup> Таблицы составлены М. М. Селивановой.

Таблица 2.

№№ МОД.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ МОД.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
<u>311</u>	-- 8°	—	—	—	314	-- 8,4°	0,0123	0,000	0,064
	-- 6	0,0162	0,174	0,091		-- 6	0,0110	0,080	0,082
	-- 4	0,0183	0,230	0,107		-- 4	0,0120	0,150	0,097
	-- 2	0,0222	0,288	0,122		-- 2	0,0150	0,220	0,113
	0	0,0276	0,350	0,138		0	0,0191	0,289	0,128
	+ 2	0,0345	0,411	0,152		+ 2	0,0240	0,356	0,143
	4	0,0432	0,472	0,166		4	0,0300	0,418	0,159
	6	0,0528	0,531	0,180		6	0,0366	0,475	0,174
	8	0,0637	0,586	0,195		8	0,0443	0,521	0,187
	10	0,0766	0,636	0,208		10	0,0530	0,570	0,201
	12	0,0929	0,670	0,217		12	0,0620	0,615	0,214
312	14	0,1015	0,686	0,222	316	14	0,0730	0,640	0,224
	16	—	0,672	0,224		16	0,0923	0,650	0,228
	18	—	—	0,225		18	—	0,649	—
	-- 8°	—	—	—		-- 8°	—	—	—
	-- 6	0,0235	0,214	0,099		-- 6	0,0146	-- 0,049	0,012
	-- 4	0,0273	0,275	0,115		-- 4,4	0,0110	0,000	0,026
	-- 2	0,0320	0,330	0,129		-- 4	0,0098	+ 0,015	0,029
	0	0,0375	0,380	0,140		-- 2	0,0072	0,078	0,045
	+ 2	0,0450	0,430	0,152		0	0,0079	0,141	0,061
	4	0,0530	0,476	0,161		+ 2	0,0103	0,206	0,076
	6	0,0625	0,520	0,172		4	0,0150	0,270	0,091
313	8	0,0735	0,561	0,184	317	6	0,0209	0,330	0,106
	10	0,0855	0,587	0,192		8	0,0280	0,385	0,119
	12	0,1000	0,611	0,195		10	0,0375	0,431	0,131
	14	—	0,629	0,204		12	0,0470	0,469	0,143
	16	—	0,636	0,210		14	0,0575	0,491	0,151
	18	—	—	—		16	0,0830	0,495	0,160
	-- 12°	0,0458	0,000	—		-- 6°	0,0070	-- 0,010	0,019
	-- 6	0,0556	0,150	—		-- 5,7	—	0,000	0,021
	-- 4	0,0614	0,196	—		-- 4	0,0058	+ 0,050	0,034
	-- 2	0,0678	0,240	—		-- 2	0,0061	0,111	0,048
	0	0,0753	0,286	—		0	0,0080	0,170	0,062
317	+ 2	0,0844	0,330	—	317	+ 2	0,0120	0,230	0,076
	4	0,0950	0,375	—		4	0,0172	0,290	0,088
	6	0,1061	0,419	—		6	0,0240	0,350	0,099
	8	0,1192	0,464	—		8	0,0329	0,400	0,111
	10	0,1330	0,509	—		10	0,0442	0,440	0,124
	12	0,1474	0,554	—		12	0,0580	0,459	0,139
	14	—	0,600	—		14	—	0,456	—
	16	—	—	—		16	—	0,425	—
	18	—	—	—		18	—	—	—



Таблица 3.

№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
318	— 8°	—	—	—	321	— 8,2°	0,0340	0,000	0,056
	— 6	0,0270	0,250	0,111		— 6	0,0276	0,063	0,078
	— 4	0,0360	0,309	0,126		— 4	0,0160	0,117	0,095
	— 2	0,0450	0,355	0,139		— 2	0,0144	0,172	0,111
	0	0,0541	0,390	0,151		0	0,0155	0,230	0,127
	+ 2	0,0630	0,420	0,162		+ 2	0,0179	0,297	0,145
	4	0,0720	0,450	0,173		4	0,0244	0,363	0,161
	6	0,0812	0,475	0,182		6	0,0306	0,423	0,176
	8	0,0912	0,502	0,193		8	0,0381	0,481	0,187
	10	0,1010	0,526	0,201		10	0,0465	0,510	0,195
	12	0,1110	0,552	0,222		12	0,0561	0,536	0,197
	14	0,1212	0,579	0,243		14	0,0660	0,552	0,197
	16	0,1309	0,604	0,262		16	0,0800	0,560	0,195
	18	—	0,630	—		18	—	—	—
319	— 7,2°	0,0180	0,000	0,052	322	— 8°	—	—	—
	— 6	0,0140	0,033	0,064		— 6	0,0345	0,122	0,111
	— 4	0,0105	0,095	0,081		— 4	0,0283	0,184	0,132
	— 2	0,0103	0,155	0,098		— 2	0,0260	0,245	0,152
	0	0,0121	0,215	0,113		0	0,0270	0,309	0,171
	+ 2	0,0164	0,276	0,128		+ 2	0,0315	0,368	0,190
	4	0,0220	0,333	0,142		4	0,0380	0,425	0,205
	6	0,0275	0,385	0,155		6	0,0460	0,481	0,220
	8	0,0354	0,434	0,166		8	0,0553	0,535	0,236
	10	0,0450	0,471	0,172		10	0,0650	0,586	0,248
	12	0,0549	0,494	0,173		12	0,0750	0,634	0,259
	14	0,0700	0,503	0,171		14	0,0865	0,675	0,266
	16	—	0,502	—		16	0,0980	0,711	0,273
	18	—	—	—		18	—	0,744	—
320	— 6°	—	—	—	323	— 12°	0,0620	0,155	—
	— 4,5	0,0080	0,000	0,022		— 10	0,0680	0,196	—
	— 4	0,0070	0,015	0,026		— 8	0,0758	0,239	0,127
	— 2	0,0063	0,078	0,040		— 6	0,0840	0,280	0,140
	0	0,0080	0,140	0,056		— 4	0,0930	0,323	0,153
	+ 2	0,0118	0,203	0,072		— 2	0,1034	0,365	0,168
	4	0,0168	0,265	0,086		0	0,1141	0,408	0,184
	6	0,0230	0,324	0,100		+ 2	0,1250	0,450	0,201
	8	0,0319	0,375	0,110		4	0,1353	0,490	0,218
	10	0,0440	0,420	0,119		6	0,1459	0,534	0,237
	12	0,0600	0,455	0,127		8	—	0,575	0,252
	14	0,0830	0,480	0,139		10	—	0,617	0,276
	16	0,1052	0,490	0,148		12	—	0,660	0,293
	18	—	—	—		14	—	0,702	0,309

Таблица 4.

№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
324a	— 8°	—	—	—	326	— 8°	0,0260	— 0,020	0,039
	— 6	0,0078	0,000	0,042		— 5,5	0,0230	0,000	0,043
	— 4	0,0070	0,064	0,063		— 4	0,0180	+ 0,050	0,060
	— 2	0,0081	0,126	0,081		— 2	0,0145	0,118	0,080
	0	0,0113	0,190	0,098		0	0,0150	0,188	0,100
	+ 2	0,0150	0,250	0,114		+ 2	0,0174	0,256	0,115
	4	0,0200	0,310	0,128		4	0,0220	0,325	0,130
	6	0,0267	0,362	0,141		6	0,0288	0,395	0,146
	8	0,0350	0,408	0,152		8	0,0370	0,464	0,163
	10	0,0448	0,450	0,160		10	0,0460	0,533	0,179
	12	0,0611	0,488	0,171		12	0,0563	0,602	0,193
	14	0,0836	0,515	0,182		14	0,0670	0,665	0,206
324b	16	0,0905	0,518	0,194	327	16	0,0790	0,716	0,217
	18	—	—	0,206		18	—	0,732	0,227
	— 6°	—	—	—		— 8°	—	—	—
	— 4	—	—	—		— 6	0,0300	0,000	0,050
	— 3,9	0,0125	0,000	0,035		— 4	0,0204	0,070	0,071
	— 2	0,0101	0,069	0,053		— 2	0,0170	0,137	0,087
	0	0,0103	0,138	0,072		0	0,0170	0,208	0,105
	+ 2	0,0126	0,210	0,089		+ 2	0,0199	0,275	0,121
	4	0,0160	0,280	0,106		4	0,0248	0,341	0,137
	6	0,0220	0,350	0,123		6	0,0320	0,408	0,151
	8	0,0304	0,415	0,138		8	0,0404	0,473	0,166
	10	0,0406	0,475	0,151		10	0,0491	0,530	0,179
325	12	0,0519	0,530	0,161	328	12	0,0590	0,586	0,192
	14	0,0680	0,570	0,172		14	0,0689	0,632	0,203
	16	—	0,544	0,185		16	0,0790	0,679	0,213
	18	—	—	0,202		18	0,0940	0,720	0,222
	— 6°	—	—	—		— 7,6	0,0390	0,000	0,028
	— 4,2	0,0170	0,000	0,044		— 6	0,0308	0,052	0,048
	— 4	0,0161	0,007	0,046		— 4	0,0240	0,120	0,071
	— 2	0,0120	0,075	0,065		— 2	0,0210	0,190	0,092
	0	0,0112	0,146	0,084		0	0,0220	0,257	0,110
	+ 2	0,0130	0,216	0,100		+ 2	0,0258	0,326	0,126
	4	0,0170	0,286	0,116		4	0,0310	0,395	0,141
	6	0,0232	0,356	0,130		6	0,0369	0,462	0,156
	8	0,0318	0,425	0,145		8	0,0458	0,530	0,169
	10	0,0411	0,498	0,159		10	0,0556	0,597	0,182
	12	0,0520	0,561	0,172		12	0,0670	0,653	0,193
	14	0,0625	0,606	0,182		14	0,0800	0,705	0,204
	16	0,0800	0,629	0,185		16	0,0930	0,763	0,214
	18	—	0,630	0,197		18	—	0,740	—

Таблица 5.

№ МОД.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№ МОД.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
329	— 8,4°	0,0195	0,000	0,063	343	— 6°	0,0250	— 0,060	0,026
	— 6	0,0154	0,074	0,080		— 4,4	0,0180	— 0,000	0,045
	— 4	0,0160	0,135	0,096		— 4	0,0160	+0,015	0,049
	— 2	0,0178	0,195	0,115		— 2	0,0120	0,075	0,069
	0	0,0211	0,256	0,128		0	0,0110	0,134	0,085
	+ 2	0,0262	0,318	0,143		+ 2	0,0130	0,191	0,099
	4	0,0330	0,380	0,156		4	0,0170	0,247	0,115
	6	0,0409	0,442	0,169		6	0,0230	0,300	0,130
	8	0,0499	0,503	0,182		8	0,0310	0,350	0,143
	10	0,0600	0,552	0,193		10	0,0410	0,398	0,155
	12	0,0698	0,590	0,202		12	0,0540	0,441	0,165
	14	0,0800	0,635	0,212		14	0,0700	0,485	0,175
330	16	0,0911	0,671	0,221	344	16	0,0930	0,521	0,183
	18		0,695	0,228		18		0,552	0,191
	6°		0,095	0,003		— 6°	0,0280	— 0,046	0,025
	4	0,0138	0,032	+0,016		— 4,5	0,0210	— 0,000	0,042
	3	0,0114	0,000	+0,028		4	0,0190	+0,016	0,048
	2	0,0095	+0,033	+0,035		2	0,0130	0,076	0,070
	0	0,0080	+0,098	+0,051		0	0,0110	0,139	0,089
	+ 2	0,0087	+0,161	+0,066		+ 2	0,0130	0,200	0,106
	4	0,0120	+0,227	+0,083		4	0,0160	0,258	0,123
	6	0,0173	+0,291	+0,102		6	0,0220	0,313	0,138
	8	0,0250	+0,355	+0,118		8	0,0300	0,367	0,151
	10	0,0340	+0,412	+0,136		10	0,0400	0,419	0,163
342	12	0,0440	+0,466	+0,151	345	12	0,0520	0,469	0,172
	14	0,0549	+0,515	+0,165		14	0,0660	0,515	0,180
	16	0,0662	+0,546	+0,175		16			—
	18		+0,550	+0,185		18			—
	— 6°	0,0100	— 0,059	0,018		— 6°	0,0101	— 0,200	
	— 4,3	0,0205	0,000	0,036		— 4	0,0075	— 0,134	
	— 4	0,0190	+0,008	0,038		— 2	0,0060	— 0,065	
	— 2	0,0140	+0,070	0,057		— 0,3	0,0051	0,000	
	0	0,0120	+0,130	0,073		0	0,0050	+0,009	
	+ 2	0,0130	+0,190	0,088		+ 2	0,0060	0,084	
	4	0,0170	+0,248	0,103		4	0,0090	0,159	
	6	0,0235	+0,305	0,118		6	0,0122	0,230	
342	8	0,0318	+0,360	0,130	345	8	0,0170	0,296	
	10	0,0407	+0,411	0,141		10	0,0249	0,355	
	12	0,0530	+0,461	0,151		12	0,0411	0,395	
	14	0,0700	+0,508	0,160		14	0,0700	0,416	
	16	—	+0,535	0,166		16	0,1000	0,425	
	18	—	—	—		18	—	0,415	

Таблица 6.

№№ МОД.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ МОД.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m^{(*)}$
346	— 6°	0,0100	—0,190	—	349	— 6,1°	0,0121	0,000	0,035
	— 4	0,0065	—0,130	—		— 6	0,0120	0,004	0,036
	— 2	0,0043	—0,062	—		— 4	0,0106	0,070	0,047
	— 0,2	0,0042	0,000	—		— 2	0,0110	0,136	0,058
	0	0,0043	+0,008	—		0	0,0132	0,205	0,069
	+ 2	0,0057	+0,075	—		+ 2	0,0170	0,271	0,077
	4	0,0075	+0,142	—		4	0,0220	0,339	0,086
	6	0,0116	+0,212	—		6	0,0284	0,403	0,094
	8	0,0170	+0,281	—		8	0,0365	0,465	0,101
	10	0,0254	+0,342	—		10	0,0450	0,524	0,108
	12	0,0410	+0,389	—		12	0,0545	0,575	0,115
347	14	0,0661	+0,416	—	352	14	0,0660	0,620	0,121
	16	0,0935	+0,429	—		16	0,0841	0,662	0,128
	18	—	+0,430	—		18	—	0,661	0,135
	— 6°	0,0111	—0,195	—		— 8°	—	—	—
	— 4	0,0080	—0,130	—		— 6	0,0103	0,000	0,030
	— 2	0,0068	—0,062	—		— 4	0,0098	0,061	0,040
	— 0,4	0,0060	0,000	—		— 2	0,0102	0,125	0,051
	0	0,0060	+0,015	—		0	0,0128	0,190	0,061
	+ 2	0,0071	+0,085	—		+ 2	0,0160	0,254	0,071
	4	0,0102	+0,152	—		4	0,0205	0,315	0,079
	6	0,0141	+0,216	—		6	0,0270	0,379	0,087
348	8	0,0198	+0,272	—	354	8	0,0346	0,441	0,095
	10	0,0280	+0,325	—		10	0,0440	0,506	0,102
	12	0,0470	+0,367	—		12	0,0530	0,568	0,109
	14	0,0750	+0,400	—		14	0,0640	0,630	0,116
	16	0,1050	+0,416	—		16	0,0760	0,675	0,123
	18	—	+0,420	—		18	0,0982	0,670	0,129
	— 6°	0,0140	—0,213	—		— 6,3°	0,0183	0,000	0,036
	— 4	0,0099	—0,152	—		— 6	0,0172	0,009	0,038
	— 2	0,0070	—0,075	—		— 4	0,0138	0,071	0,051
	— 0,3	0,0063	0,000	—		— 2	0,0126	0,135	0,060
	0	0,0062	+0,012	—		0	0,0140	0,200	0,067
	+ 2	0,0076	+0,091	—		+ 2	0,0175	0,263	0,077
349	4	0,0120	+0,165	—	355	4	0,0222	0,326	0,085
	6	0,0182	+0,230	—		6	0,0280	0,391	0,094
	8	0,0262	+0,265	—		8	0,0361	0,457	0,103
	10	0,0380	+0,332	—		10	0,0461	0,521	0,111
	12	0,0600	+0,372	—		12	0,0560	0,577	0,119
	14	0,0880	+0,401	—		14	0,0661	0,630	0,125
	16	—	+0,420	—		16	0,0770	0,676	0,131
	18	—	+0,425	—		18	—	0,715	0,136

\*) Положение осей моментов при испытаниях на  $C_m$  моделей №№ 349, 352 и 354 указано в тексте и на чертежах.

Таблица 7.

№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
355	— 6°	0,0201	—0,101	—	368	— 6°	0,0320	—0,055	0,005
	— 4	0,0100	—0,064	—		— 4,4	0,0260	0,000	0,027
	— 2	0,0065	—0,013	—		— 4	0,0233	+0,016	0,032
	— 1,5	0,0065	0,000	—		— 2	0,0180	0,087	0,054
	0	0,0078	+0,041	—		0	0,0150	0,160	0,076
	+ 2	0,0114	0,100	—		+ 2	0,0154	0,231	0,095
	4	0,0157	0,156	—		4	0,0200	0,305	0,114
	6	0,0204	0,212	—		6	0,0266	0,375	0,131
	8	0,0261	0,265	—		8	0,0350	0,445	0,147
	10	0,0330	0,316	—		10	0,0450	0,515	0,164
	12	0,0412	0,368	—		12	0,0555	0,581	0,179
	14	0,0520	0,415	—		14	0,0665	0,640	0,194
358	15,3	0,0615	0,425	—	370	16	0,0798	0,696	0,205
	16	0,0661	0,420	—		18	—	0,725	—
	— 6°	—	—	—		— 8°	—	—	—
	— 4	0,0100	—0,150	—		— 6	—	—0,125	—
	— 2	0,0071	—0,081	—		— 4	0,0090	—0,064	—
	0	0,0059	—0,022	—		— 2	0,0059	0,000	—
	+ 0,7	0,0059	0,000	—		0	0,0058	+0,060	—
	2	0,0060	+0,040	—		+ 2	0,0078	0,125	—
	4	0,0078	0,102	—		4	0,0116	0,186	—
	6	0,0109	0,165	—		6	0,0161	0,245	—
	8	0,0150	0,227	—		8	0,0234	0,299	—
	10	0,0206	0,290	—		10	0,0345	0,349	—
365	12	0,0285	0,351	—	370a	12	0,0485	0,391	—
	14	0,0390	0,395	—		14	0,0726	0,433	—
	15	0,0550	0,406	—		16	0,0990	0,460	—
	16	0,0740	0,396	—		18	—	0,473	—
	— 6°	0,0260	—0,074	0,005		— 6°	0,0110	—0,135	—0,014
	— 4	0,0180	—0,006	0,028		— 4	0,0084	—0,075	+0,005
	— 3,8	0,0170	—0,000	0,031		— 2	0,0073	—0,014	0,022
	— 2	0,0123	+0,061	0,047		— 1,6	0,0072	0,000	0,026
	0	0,0109	0,128	0,065		0	0,0075	+0,049	0,039
	+ 2	0,0119	0,195	0,083		+ 2	0,0090	0,110	0,053
	4	0,0155	0,259	0,098		4	0,0119	0,175	0,068
	6	0,0210	0,321	0,114		6	0,0168	0,238	0,083
	8	0,0280	0,380	0,128		8	0,0233	0,301	0,096
	10	0,0365	0,435	0,140		10	0,0320	0,365	0,109
	12	0,0460	0,485	0,153		12	0,0459	0,426	0,123
	14	0,0569	0,518	0,164		14	0,0605	0,456	0,138
	16	0,0632	0,533	0,176		16	—	0,458	0,159
	18	—	0,535	0,188		18	—	—	—

Таблица 8.

№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
371	— 4°	0,0084	— 0,020	—	372а	— 6°	—	—	—
	— 3,3	0,0082	— 0,000	—		— 4,5	0,0120	0,000	0,088
	— 2	0,0080	+ 0,041	—		— 4	0,0120	0,013	0,090
	0	0,0080	0,103	—		— 2	0,0120	0,065	0,106
	+ 2	0,0094	0,163	—		0	0,0129	0,115	0,121
	4	0,0130	0,225	—		+ 2	0,0150	0,181	0,133
	6	0,0200	0,286	—		4	0,0182	0,250	0,145
	8	0,0300	0,346	—		6	0,0230	0,320	0,155
	10	0,0420	0,397	—		8	0,0290	0,382	0,164
	12	0,0572	0,443	—		10	0,0364	0,440	0,171
	14	0,0755	0,483	—		12	0,0448	0,492	0,179
	16	0,1084	0,510	—		14	0,0525	0,540	0,187
371а	17	—	0,512	—	373	16	0,0620	0,580	0,194
	18	—	0,510	—		18	—	0,614	—
	— 6°	0,0090	— 0,095	0,035		— 6°	—	—	—
	— 4	0,0080	— 0,032	0,054		— 5,5	—	0,000	—
	— 3	0,0078	0,000	0,062		— 4	—	+ 0,046	—
	— 2	0,0080	+ 0,032	0,070		— 2	0,0150	0,109	—
	0	0,0088	0,100	0,086		0	0,0160	0,170	—
	+ 2	0,0110	0,167	0,101		+ 2	0,0182	0,230	—
	4	0,0135	0,235	0,115		4	0,0215	0,291	—
	6	0,0178	0,301	0,129		6	0,0270	0,354	—
	8	0,0245	0,360	0,142		8	0,0340	0,410	—
	10	0,0360	0,415	0,153		10	0,0410	0,453	—
372	12	0,0421	0,465	0,165	373а	12	0,0501	0,488	—
	14	0,0600	0,506	0,180		14	0,0600	0,509	—
	16	0,0780	0,524	0,194		16	0,0700	0,516	—
	16,6	—	0,525	0,198		18	—	0,518	—
	— 6°	—	—	—		— 4,8°	0,0111	0,000	0,050
	— 4	—	—	—		— 4	0,0112	+ 0,026	0,055
	— 2	0,0092	0,058	—		— 2	0,0126	0,092	0,068
	0	0,0111	0,110	—		0	0,0143	0,160	0,080
	+ 2	0,0134	0,175	—		+ 2	0,0178	0,225	0,094
	4	0,0163	0,238	—		4	0,0222	0,292	0,105
	6	0,0204	0,305	—		6	0,0280	0,360	0,116
	8	0,0260	0,355	—		8	0,0355	0,425	0,128
372	10	0,0355	0,413	—		10	0,0430	0,485	0,138
	12	0,0448	0,442	—		12	0,0510	0,538	0,149
	14	0,0540	0,456	—		14	0,0600	0,584	0,159
	16	0,0615	0,562	—		16	0,0700	0,622	0,168
	17	—	0,463	—		16,8	—	0,603	0,171
	18	—	0,460	—		18	—	0,615	0,173

Таблица 9.

№№ МОД.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ МОД.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
385	— 6°	0,0070	— 0,045	0,021	388	— 8,1°	—	0,000	0,044
	— 4,6	0,0067	0,000	0,034		— 6	0,0120	0,066	0,061
	— 4	0,0065	+0,017	0,039		— 4	0,0120	0,130	0,078
	— 2	0,0071	0,076	0,056		— 2	0,0139	0,196	0,096
	0	0,0090	0,136	0,072		0	0,0175	0,264	0,113
	+ 2	0,0120	0,194	0,088		+ 2	0,0230	0,335	0,132
	4	0,0160	0,255	0,104		4	0,0293	0,401	0,151
	6	0,0222	0,310	0,120		6	0,0360	0,465	0,168
	8	0,0305	0,363	0,135		8	0,0440	0,522	0,182
	10	0,0415	0,410	0,148		10	0,0530	0,567	0,192
	12	0,0550	0,450	0,160		12	0,0642	0,600	0,198
	14	0,0830	0,480	0,174		14	0,0763	0,625	0,202
386	15,2	—	0,485	0,183	389	16	0,0894	0,640	0,204
	16	—	0,481	0,189		18	—	—	—
	— 6°	0,0073	— 0,037	0,033		— 8°	—	—	—
	— 4,7	0,0071	— 0,000	0,045		— 6	0,0130	0,151	0,085
	— 4	0,0070	+0,022	0,051		— 4	0,0153	0,208	0,098
	— 2	0,0071	0,085	0,067		— 2	0,0195	0,263	0,112
	0	0,0090	0,146	0,084		0	0,0245	0,321	0,124
	+ 2	0,0120	0,209	0,100		+ 2	0,0310	0,380	0,136
	4	0,0170	0,265	0,116		4	0,0380	0,434	0,147
	6	0,0223	0,321	0,131		6	0,0462	0,483	0,157
	8	0,0292	0,375	0,144		8	0,0551	0,525	0,166
	10	0,0375	0,424	0,154		10	0,0650	0,562	0,175
387	12	0,0475	0,473	0,161	390	12	0,0759	0,592	0,182
	14	0,0595	0,494	0,170		14	0,0900	0,615	0,187
	15,4	—	0,502	0,176		16	0,1080	0,631	0,216
	16	—	0,501	0,179		18	—	—	—
	— 6°	0,0074	— 0,028	0,029		— 10°	0,0131	0,115	0,076
	— 5	0,0074	— 0,000	0,038		— 8	0,0142	0,171	0,096
	— 4	0,0076	+0,031	0,046		— 6	0,0172	0,230	0,113
	— 2	0,0082	0,092	0,064		— 4	0,0215	0,282	0,127
	0	0,0102	0,153	0,082		— 2	0,0265	0,332	0,140
	+ 2	0,0135	0,213	0,099		0	0,0330	0,380	0,152
	4	0,0184	0,271	0,116		+ 2	0,0400	0,421	0,161
	6	0,0240	0,330	0,131		4	0,0480	0,460	0,170
387	8	0,0315	0,387	0,145		6	0,0570	0,495	0,178
	10	0,0399	0,439	0,157		8	0,0670	0,526	0,186
	12	0,0508	0,480	0,168		10	0,0793	0,551	0,193
	14	0,0630	0,502	0,178		12	0,0940	0,571	0,199
	14,5	—	0,505	0,180		14	0,1080	0,585	0,205
	16	0,0980	0,490	0,187		16	—	—	0,214

Таблица 10.

№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
391	— 6°	—	—0,105	—	395	— 6°	0,0260	—0,050	0,025
	— 4	0,0070	—0,040	0,009		— 4,4	0,0191	0,000	0,043
	— 2,8	0,0062	0,000	0,018		— 4	0,0180	+0,013	0,048
	— 2	0,0061	+0,025	0,024		— 2	0,0130	0,075	0,066
	0	0,0070	0,090	0,039		0	0,0118	0,140	0,085
	+ 2	0,0089	0,156	0,053		+ 2	0,0130	0,203	0,100
	4	0,0120	0,220	0,068		4	0,0160	0,265	0,116
	6	0,0168	0,285	0,082		6	0,0219	0,330	0,131
	8	0,0221	0,345	0,095		8	0,0290	0,391	0,147
	10	0,0292	0,405	0,109		10	0,0375	0,452	0,161
	12	0,0375	0,460	0,122		12	0,0469	0,510	0,175
	14	0,0504	0,510	0,134		14	0,0554	0,561	0,188
392	15,6	0,0621	0,531	0,141	396	16	0,0650	0,606	0,200
	16	0,0652	0,530	0,144		19,2	—	0,645	—
	— 6°	0,0250	—0,185	—		— 6°	0,0250	—0,003	0,051
	— 4	0,0155	—0,121	—		— 5,9	0,0249	0,000	0,053
	— 2	0,0092	—0,058	—		— 4	0,0190	+0,056	0,072
	— 0,2	0,0070	0,000	—		— 2	0,0161	0,116	0,090
	0	0,0067	+0,008	—		0	0,0160	0,176	0,106
	+ 2	0,0083	0,071	—		+ 2	0,0175	0,237	0,120
	4	0,0135	0,136	—		4	0,0207	0,298	0,135
	6	0,0211	0,201	—		6	0,0261	0,360	0,149
	8	0,0322	0,265	—		8	0,0330	0,419	0,163
	10	0,0500	0,328	—		10	0,0401	0,474	0,176
394	12	0,0770	0,385	—	397	12	0,0490	0,525	0,187
	14	0,1090	0,422	—		14	0,0581	0,574	0,147
	16	0,1250	0,434	—		16	0,0683	0,618	0,206
	18	0,1380	0,430	—		18	0,0810	0,660	0,212
	— 6°	0,0225	—0,085	0,012		— 7,6°	—	0,000	0,056
	— 4	0,0138	—0,019	0,031		— 6	0,0310	+0,045	0,073
	— 3,4	0,0120	0,000	0,037		— 4	0,0248	0,101	0,095
	— 2	0,0091	+0,045	0,050		— 2	0,0210	0,160	0,113
	0	0,0082	0,110	0,069		0	0,0200	0,218	0,129
	+ 2	0,0091	0,176	0,086		+ 2	0,0220	0,275	0,143
	4	0,0130	0,236	0,103		4	0,0260	0,334	0,157
	6	0,0181	0,296	0,119		6	0,0320	0,390	0,172
399	8	0,0250	0,355	0,134	400	8	0,0389	0,449	0,186
	10	0,0325	0,415	0,149		10	0,0472	0,506	0,199
	12	0,0405	0,474	0,161		12	0,0570	0,562	0,211
	14	0,0502	0,530	0,172		14	0,0675	0,614	0,221
	16	0,0603	0,574	0,181		16	0,0787	0,660	0,230
	17,6	—	0,581	—		18	—	—	—



Таблица 11.

№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
398	— 6°	0,0147	—0,011	0,045	402	— 6°	0,0201	0,196	0,096
	— 5,5	0,0149	0,000	0,046		— 4	0,0232	0,244	0,107
	— 4	0,0150	+0,032	0,052		— 2	0,0275	0,290	0,118
	— 2	0,0160	0,081	0,060		0	0,0331	0,335	0,130
	0	0,0178	0,135	0,070		+ 2	0,0395	0,385	0,141
	+ 2	0,0203	0,191	0,081		4	0,0471	0,431	0,152
	4	0,0244	0,245	0,095		6	0,0560	0,478	0,163
	6	0,0308	0,320	0,113		8	0,0653	0,522	0,174
	8	0,0395	0,390	0,133		10	0,0755	0,565	0,184
	10	0,0495	0,450	0,153		12	0,0870	0,601	0,196
	12	0,0586	0,498	0,166		14	0,1002	0,629	0,206
399	14	0,0685	0,550	0,178	405	16	—	—	0,216
	16	0,0790	0,605	0,187		18	—	—	0,226
	— 6,9°	0,0101	0,000	0,031		— 6,1°	0,0099	0,000	0,029
	— 6	0,0100	+0,027	0,035		— 6	0,0098	0,005	0,030
	— 4	0,0099	0,091	0,044		— 4	0,0090	0,068	0,040
	— 2	0,0101	0,155	0,051		— 2	0,0100	0,132	0,047
	0	0,0115	0,220	0,056		0	0,0120	0,197	0,055
	+ 2	0,0149	0,283	0,061		+ 2	0,0150	0,261	0,063
	4	0,0200	0,340	0,066		4	0,0195	0,327	0,070
	6	0,0250	0,398	0,070		6	0,0260	0,390	0,077
	8	0,0309	0,446	0,072		8	0,0328	0,451	0,083
401	10	0,0378	0,490	0,075	408	10	0,0410	0,510	0,089
	12	0,0478	0,524	0,079		12	0,0490	0,568	0,094
	14	0,0637	0,539	0,084		14	0,0601	0,605	0,097
	15	—	0,540	0,087		15	—	0,610	0,103
	16	—	0,538	0,090		16	0,0706	0,598	0,106
	— 8°	—	—	—		— 8°	—	—	—
	— 6	0,0121	0,115	0,081		— 6	—	0,071	—
	— 4	0,0140	0,175	0,097		— 4	0,0095	0,130	0,078
	— 2	0,0171	0,231	0,112		— 2	0,0121	0,188	0,096
	0	0,0215	0,287	0,127		0	0,0150	0,245	0,113
	+ 2	0,0260	0,340	0,141		+ 2	0,0191	0,300	0,127
401	4	0,0320	0,391	0,155	408	4	0,0245	0,354	0,142
	6	0,0400	0,440	0,168		6	0,0305	0,406	0,155
	8	0,0488	0,485	0,178		8	0,0370	0,457	0,168
	10	0,0590	0,530	0,188		10	0,0448	0,505	0,178
	12	0,0700	0,570	0,195		12	0,0550	0,545	0,185
	14	0,0811	0,598	0,205		14	0,0650	0,567	0,190
	16	0,0955	0,605	0,214		15,6	—	0,573	—
	18	—	—	—		16	0,0820	0,572	0,192

Таблица 12.

№№ МОД.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ МОД.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
409	— 7,7°	—	0,000	0,031	412	— 7,9°	—	0,000	0,028
	— 6	0,0088	0,047	0,045		— 6	0,0100	0,055	0,042
	— 4	0,0090	0,106	0,062		— 4	0,0101	0,115	0,059
	— 2	0,0102	0,164	0,078		— 2	0,0119	0,175	0,074
	0	0,0135	0,221	0,094		0	0,0140	0,234	0,090
	+ 2	0,0175	0,280	0,108		+ 2	0,0180	0,294	0,105
	4	0,0220	0,336	0,122		4	0,0234	0,352	0,118
	6	0,0275	0,394	0,135		6	0,0300	0,412	0,131
	8	0,0340	0,444	0,146		8	0,0370	0,470	0,142
	10	0,0410	0,489	0,155		10	0,0449	0,521	0,153
	12	0,0507	0,529	0,162		12	0,0540	0,560	0,160
	14	0,0650	0,551	0,165		14	0,0700	0,588	0,167
	14,6	—	0,553	0,168		15	—	0,591	0,170
	16	0,0840	0,550	0,170		16	0,1160	0,587	0,178
410	— 8,2°	—	0,000	0,033	413	— 8,2°	—	0,000	0,031
	— 6	0,0090	0,056	0,047		— 6	0,0109	0,070	0,050
	— 4	0,0105	0,118	0,060		— 4	0,0110	0,131	0,066
	— 2	0,0123	0,180	0,073		— 2	0,0121	0,194	0,083
	0	0,0150	0,241	0,087		0	0,0155	0,255	0,098
	+ 2	0,0200	0,305	0,102		+ 2	0,0205	0,320	0,114
	4	0,0254	0,361	0,115		4	0,0265	0,378	0,126
	6	0,0325	0,418	0,127		6	0,0330	0,436	0,138
	8	0,0395	0,472	0,140		8	0,0402	0,495	0,149
	10	0,0462	0,521	0,150		10	0,0490	0,544	0,158
	12	0,0540	0,567	0,159		12	0,0589	0,575	0,167
	14	0,0632	0,610	0,166		14	0,0910	0,594	0,175
	16	0,0772	0,640	0,171		16	—	0,584	—
	18	—	—	—		18	—	—	—
411	— 6°	0,0170	— 0,043	0,006	414	— 6,4°	0,0080	0,000	0,032
	— 4,6	0,0120	0,000	0,021		— 6	0,0080	0,010	0,034
	— 4	0,0110	+ 0,018	0,026		— 4	0,0080	0,070	0,048
	— 2	0,0090	0,078	0,046		— 2	0,0090	0,133	0,063
	0	0,0098	0,139	0,065		0	0,0112	0,195	0,077
	+ 2	0,0125	0,201	0,083		+ 2	0,0159	0,256	0,092
	4	0,0170	0,266	0,098		4	0,0210	0,320	0,106
	6	0,0230	0,328	0,112		6	0,0271	0,377	0,119
	8	0,0300	0,386	0,127		8	0,0352	0,430	0,130
	10	0,0385	0,443	0,140		10	0,0440	0,479	0,140
	12	0,0490	0,490	0,151		12	0,0530	0,517	0,147
	14	0,0613	0,519	0,163		14	0,0630	0,545	0,156
	14,5	—	0,521	0,165		16	0,0730	0,563	0,162
	16	0,0968	0,510	0,166		18	—	0,570	—

Таблица 13.

№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
417	— 8,8°	—	0,000	0,049	420	— 6,5°	—	0,000	0,038
	— 6	0,0096	0,082	0,089		— 6	0,0170	0,021	0,045
	— 4	0,0111	0,141	0,084		— 4	0,0120	0,079	0,065
	— 2	0,0140	0,201	0,099		— 2	0,0120	0,141	0,081
	0	0,0175	0,262	0,115		0	0,0140	0,202	0,097
	+ 2	0,0230	0,321	0,129		+ 2	0,0180	0,263	0,113
	4	0,0290	0,380	0,142		4	0,0234	0,326	0,130
	6	0,0360	0,435	0,155		6	0,0300	0,390	0,146
	8	0,0440	0,484	0,165		8	0,0380	0,455	0,162
	10	0,0540	0,526	0,174		10	0,0480	0,516	0,179
	12	0,0642	0,560	0,180		12	0,0590	0,574	0,193
	14	0,0775	0,578	0,183		14	0,0710	0,624	0,206
418	15	—	0,580	0,183	421	16	0,0830	0,665	0,217
	16	—	0,577	0,182		18	—	0,692	—
	— 8°	—	—	0,091		— 6,6°	—	0,000	0,035
	— 6	0,0186	0,226	0,104		— 6	0,0075	0,020	0,042
	— 4	0,0226	0,281	0,117		— 4	0,0083	0,080	0,056
	— 2	0,0275	0,332	0,128		— 2	0,0101	0,145	0,072
	0	0,0334	0,381	0,139		0	0,0130	0,206	0,086
	+ 2	0,0410	0,429	0,149		+ 2	0,0170	0,265	0,299
	4	0,0490	0,470	0,157		4	0,0221	0,320	0,112
	6	0,0582	0,507	0,165		6	0,0282	0,379	0,125
	8	0,0680	0,540	0,173		8	0,0369	0,430	0,135
	10	0,0780	0,569	0,179		10	0,0451	0,475	0,143
419	12	0,0893	0,591	0,185	422	12	0,0549	0,512	0,151
	14	0,1030	0,607	0,189		14	0,0641	0,540	0,156
	16	—	0,616	0,192		16	0,0760	0,562	—
	18	—	—	—		18	—	—	—
	— 10°	0,0170	0,139	0,087		— 6,8°	—	0,000	0,035
	— 8	0,0200	0,190	0,102		— 6	0,0080	0,025	0,040
	— 6	0,0246	0,241	0,119		— 4	0,0082	0,085	0,054
	— 4	0,0295	0,291	0,134		— 2	0,0100	0,144	0,069
	— 2	0,0350	0,344	0,149		0	0,0130	0,202	0,082
	0	0,0421	0,395	0,164		+ 2	0,0170	0,260	0,095
	+ 2	0,0506	0,446	0,178		4	0,0229	0,319	0,109
	4	0,0598	0,490	0,190		6	0,0285	0,375	0,122
	6	0,0690	0,527	0,201		8	0,0355	0,427	0,134
	8	0,0793	0,555	0,211		10	0,0450	0,480	0,145
	10	0,0910	0,575	0,219		12	0,0556	0,532	0,153
	12	0,1050	0,590	0,224		14	0,0634	0,562	0,159
	14	—	0,596	0,229		16	0,0700	0,574	0,163
	16	—	—	0,232		17	—	0,570	—

Таблица 14.

№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
423	— 6°	0,0061	— 0,080	0,008	426	— 6°	0,0075	— 0,055	0,019
	— 4,1	0,0059	0,000	0,019		— 4,2	0,0063	0,000	0,032
	— 4	0,0058	+0,003	0,020		— 4	0,0062	+0,009	0,034
	— 2	0,0060	0,064	0,034		— 2	0,0067	0,070	0,049
	0	0,0075	0,125	0,049		0	0,0080	0,132	0,062
	+ 2	0,0100	0,187	0,061		+ 2	0,0108	0,195	0,077
	4	0,0149	0,250	0,078		4	0,0152	0,258	0,090
	6	0,0201	0,312	0,092		6	0,0212	0,320	0,105
	8	0,0270	0,375	0,108		8	0,0283	0,375	0,117
	10	0,0368	0,425	0,119		10	0,0379	0,425	0,128
	12	0,0494	0,460	0,131		12	0,0500	0,465	0,138
	14	0,0670	0,482	0,140		14	0,0670	0,490	0,149
424	14,4	—	0,484	—	427	16	—	0,500	0,160
	16	—	0,479	—		18	—	—	—
	— 6°	0,0070	— 0,027	0,020		— 6°	0,0060	— 0,005	0,025
	— 5,1	0,0062	0,000	0,029		— 5,8	0,0061	0,000	0,027
	— 4	0,0060	+0,035	0,038		— 4	0,0069	+0,055	0,040
	— 2	0,0061	0,097	0,054		— 2	0,0080	0,115	0,054
	0	0,0080	0,160	0,069		0	0,0111	0,176	0,068
	+ 2	0,0110	0,222	0,085		+ 2	0,0134	0,240	0,081
	4	0,0156	0,280	0,099		4	0,0182	0,300	0,095
	6	0,0225	0,335	0,112		6	0,0250	0,359	0,108
	8	0,0302	0,388	0,121		8	0,0330	0,410	0,117
	10	0,0410	0,435	0,128		10	0,0420	0,454	0,126
425	12	0,0570	0,470	0,138	428	12	0,0520	0,480	0,134
	14	0,0790	0,485	0,148		13,5	—	0,492	0,139
	15	—	0,488	—		14	0,0650	0,490	0,141
	16	—	0,488	—		16	—	0,475	0,146
	— 6°	0,0070	— 0,069	—		— 6°	0,0052	— 0,025	0,018
	— 4	0,0060	— 0,006	0,012		— 5,2	0,0060	0,000	0,025
	— 3,8	0,0059	0,000	0,014		— 4	0,0050	+0,031	0,032
	— 2	0,0060	+0,059	0,028		— 2	0,0062	0,092	0,047
	0	0,0070	0,140	0,045		0	0,0095	0,154	0,061
	+ 2	0,0095	0,184	0,062		+ 2	0,0140	0,215	0,077
	4	0,0138	0,246	0,078		4	0,0180	0,275	0,091
	6	0,0200	0,310	0,096		6	0,0240	0,337	0,106
426	8	0,0270	0,373	0,113	429	8	0,0313	0,395	0,119
	10	0,0360	0,435	0,128		10	0,0404	0,441	0,131
	12	0,0450	0,489	0,142		12	0,0530	0,475	0,142
	14	0,0551	0,522	0,155		14	0,0660	0,491	0,150
	15,1	—	0,530	0,163		15	—	0,495	0,152
	16	—	0,525	0,168		16	—	0,489	0,154

Таблица 15.

№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
429	— 6°	0,0069	— 0,005	0,030	432	— 6°	0,0076	— 0,036	0,018
	— 5,8	0,0069	0,000	0,032		— 4,8	0,0077	0,000	0,027
	— 4	0,0068	+0,053	0,045		— 4	0,0079	+0,027	0,033
	— 2	0,0086	0,110	0,060		— 2	0,0088	0,092	0,047
	0	0,0100	0,169	0,075		0	0,0105	0,157	0,061
	+ 2	0,0130	0,225	0,088		+ 2	0,0134	0,224	0,075
	4	0,0172	0,284	0,102		4	0,0176	0,290	0,090
	6	0,0235	0,341	0,114		6	0,0243	0,360	0,106
	8	0,0310	0,400	0,125		8	0,0325	0,421	0,120
	10	0,0386	0,447	0,135		10	0,0408	0,472	0,132
	12	0,0481	0,485	0,143		12	0,0514	0,511	0,142
	14	0,0612	0,498	0,152		14	0,0631	0,535	0,149
	14,3	—	0,500	0,154		16	0,0756	0,544	0,155
	16	—	0,494	0,159		18	0,0890	0,546	0,158
430	— 6°	0,0115	— 0,038	0,019	433	— 7,7°	—	0,000	0,054
	— 4,8	0,0099	0,000	0,030		— 6	—	0,060	0,072
	— 4	0,0089	+0,025	0,038		— 4	0,0120	0,125	0,092
	— 2	0,0080	0,090	0,057		— 2	0,0140	0,191	0,110
	0	0,0090	0,157	0,074		0	0,0176	0,259	0,129
	+ 2	0,0111	0,220	0,090		+ 2	0,0230	0,326	0,148
	4	0,0150	0,279	0,106		4	0,0302	0,392	0,166
	6	0,0200	0,336	0,120		6	0,0391	0,455	0,183
	8	0,0295	0,392	0,136		8	0,0485	0,515	0,198
	10	0,0370	0,445	0,150		10	0,0585	0,571	0,211
	12	0,0472	0,490	0,162		12	0,0700	0,624	0,224
	14	0,0619	0,516	0,172		14	0,0826	0,665	0,234
	16	0,1110	0,525	0,180		16	0,0989	0,695	0,242
	18	—	—	—		18	—	—	—
431	— 7,3°	—	0,000	0,044	434	— 8,6°	—	0,000	0,044
	— 6	0,0080	0,050	0,054		— 6	0,0082	0,080	0,066
	— 4	0,0093	0,120	0,070		— 4	0,0100	0,140	0,084
	— 2	0,0118	0,185	0,084		— 2	0,0130	0,202	0,102
	0	0,0154	0,249	0,099		0	0,0172	0,270	0,118
	+ 2	0,0200	0,309	0,113		+ 2	0,0231	0,339	0,136
	4	0,0215	0,366	0,127		4	0,0310	0,404	0,154
	6	0,0335	0,421	0,139		6	0,0390	0,465	0,170
	8	0,0422	0,469	0,150		8	0,0482	0,525	0,186
	10	0,0513	0,509	0,159		10	0,0600	0,580	0,201
	12	0,0600	0,535	0,166		12	0,0715	0,626	0,212
	14	0,0683	0,551	0,173		14	0,0815	0,665	0,221
	16	0,0742	0,560	0,177		16	—	—	0,228
	18	—	0,565	0,179		18	—	—	—

Т а б л и ц а 16.

№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
435	— 7,4°	—	0,000	0,022	438	— 7,7°	—	0,000	0,051
	— 6	0,0079	0,043	0,035		— 6	—	0,055	0,067
	— 4	0,0085	0,105	0,052		— 4	0,0102	0,115	0,085
	— 2	0,0111	0,169	0,069		— 2	0,0103	0,176	0,103
	0	0,0150	0,230	0,087		0	0,0130	0,239	0,120
	+ 2	0,0201	0,291	0,105		+ 2	0,0180	0,300	0,138
	4	0,0270	0,355	0,122		4	0,0250	0,363	0,158
	6	0,0350	0,417	0,140		6	0,0330	0,425	0,176
	8	0,0430	0,481	0,156		8	0,0425	0,487	0,192
	10	0,0525	0,539	0,171		10	0,0530	0,541	0,205
	12	0,0660	0,580	0,184		12	0,0642	0,585	0,215
	13,6	—	0,595	0,194		14	0,0749	0,613	0,221
436	14	0,0860	0,593	0,196	439	16	—	0,620	0,227
	16	—	—	0,207		18	—	—	0,230
	— 6°	0,0060	— 0,026	0,019		— 8,7°	—	0,000	0,045
	— 5,1	0,0060	0,000	0,025		— 6	0,0121	0,097	0,063
	— 4	0,0060	+ 0,032	0,032		— 4	0,0141	0,166	0,078
	— 2	0,0072	0,095	0,046		— 2	0,0172	0,240	0,092
	0	0,0100	0,155	0,062		0	0,0220	0,310	0,107
	+ 2	0,0140	0,218	0,076		+ 2	0,0282	0,385	0,124
	4	0,0192	0,285	0,091		4	0,0353	0,453	0,140
	6	0,0263	0,350	0,106		6	0,0440	0,517	0,152
	8	0,0340	0,411	0,119		8	0,0536	0,578	0,162
	10	0,0430	0,474	0,131		10	0,0651	0,625	0,170
437	12	0,0533	0,515	0,141	442	12	0,0761	0,651	0,175
	12,8	—	0,522	0,147		14	0,0900	0,660	0,179
	14	0,0766	0,504	0,150		16	0,1062	0,650	0,181
	16	—	—	0,157		18	—	0,626	0,181
	— 6°	0,0075	0,045	0,029		— 6°	0,0081	— 0,004	0,027
	— 4	0,0075	0,075	0,047		— 5,8	0,0080	0,000	0,029
	— 2	0,0084	0,123	0,064		— 4	0,0075	+ 0,050	0,047
	0	0,0119	0,188	0,081		— 2	0,0079	0,115	0,066
	+ 2	0,0160	0,250	0,099		0	0,0090	0,190	0,085
	4	0,0212	0,315	0,117		+ 2	0,0122	0,260	0,103
	6	0,0280	0,381	0,135		4	0,0170	0,330	0,120
	8	0,0370	0,441	0,152		6	0,0230	0,394	0,135
437	10	0,0467	0,492	0,168		8	0,0300	0,449	0,150
	12	0,0574	0,530	0,182		10	0,0381	0,495	0,162
	14	0,0770	0,550	0,196		12	0,0481	0,530	0,174
	14,5	—	0,551	0,199		14	0,0613	0,544	0,184
	16	0,1092	0,541	0,206		15	—	0,545	0,189
	18	—	—	—		16	—	—	0,194

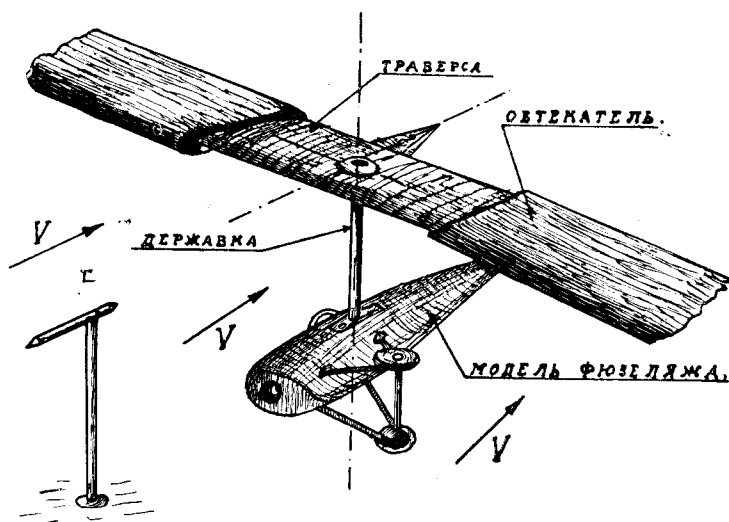
Таблица 17.

№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$	№№ мод.	$\alpha$	$C_x$	$C_y$	$C_m$
443	— $6^\circ$	—	—	—	445	— $6,4^\circ$	—	0,000	0,040
	— 4	0,0050	— 0,018	0,015		— 6	—	0,010	0,043
	— 3,4	0,0050	0,000	0,018		— 4	0,0100	0,080	0,064
	— 2	0,0051	— 0,045	0,028		— 2	0,0110	0,147	0,083
	0	0,0070	0,110	0,042		0	0,0131	0,215	0,100
	+ 2	0,0100	0,174	0,057		+ 2	0,0165	0,276	0,115
	4	0,0139	0,235	0,071		4	0,0220	0,341	0,130
	6	0,0195	0,300	0,085		6	0,0300	0,404	0,144
	8	0,0290	0,359	0,099		8	0,0410	0,460	0,158
	10	0,0450	0,405	0,109		10	0,0540	0,511	0,168
	12	0,0730	0,444	0,122		12	0,0716	0,551	0,177
	14	0,1052	0,471	0,138		14	0,0995	0,576	0,185
	15	0,1213	0,480	0,148		16	0,1260	0,585	0,190
	16	0,1350	0,476	0,159		18	—	0,580	—
444	— $6^\circ$	—	—	0,020	446	— $8^\circ$	—	—	—
	— 4,8	—	0,000	0,032		— 6	—	—	—
	— 4	0,0060	0,026	0,040		— 4	0,0063	0,000	0,030
	— 2	0,0071	0,090	0,058		— 2	0,0063	0,068	0,460
	0	0,0092	0,150	0,072		0	0,0080	0,135	0,061
	+ 2	0,0122	0,215	0,086		+ 2	0,0123	0,201	0,077
	4	0,0168	0,278	0,099		4	0,0160	0,270	0,084
	6	0,0235	0,343	0,113		6	0,0220	0,335	0,110
	8	0,0330	0,411	0,128		8	0,0299	0,403	0,126
	10	0,0446	0,465	0,141		10	0,0398	0,465	0,140
	12	0,0630	0,506	0,153		12	0,0510	0,511	0,153
	14	0,0960	0,532	0,168		14	0,0700	0,534	0,166
	16	0,1130	0,544	0,180		14,6	—	0,535	0,169
	18	—	—	0,192		16	—	0,531	0,177

## ГЛАВА VII.

### Испытания фюзеляжей.

Испытание фюзеляжей производится в нашей Лаборатории двумя способами. Если требуется определить только лобовое сопротивление фюзеляжа, то модель испытывается большей частью на ниточном подвесе. Если же модель испытывалась и на лобовое сопротивление, и на подъемную силу при разных углах атаки, то испытания производились на приборе „Г“ трубы № 2. В этом случае модель укреплялась к траверсе прибора на державке в виде круглого стержня (см. фиг. 201).

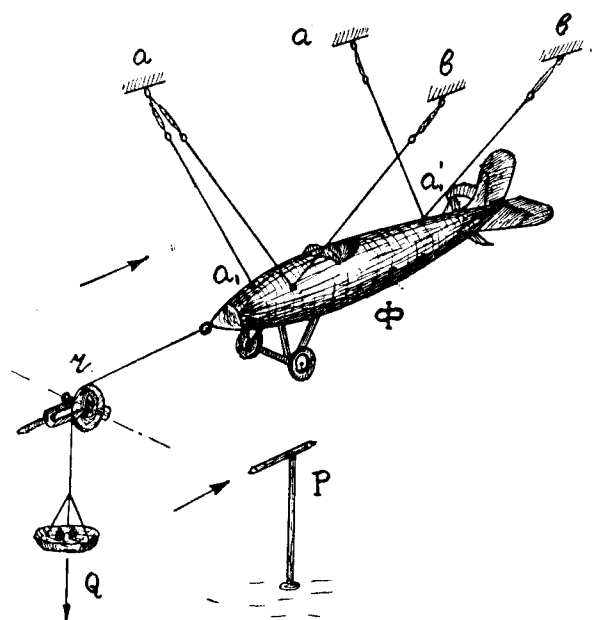


Фиг. 201. Схема испытания фюзеляжа на весах Г трубы № 2.

За нулевой угол установки (угол атаки) принимался угол  $\alpha$  между направлением потока и верхним ланжероном фюзеляжа или в случае фюзеляжа монокока за нулевой угол атаки принимался угол, образуемый продольной осью фюзеляжа и направлением потока. При испытании фюзеляжа на приборе „Г“ для исключения косизны потока фюзеляж испытывался „прямо“ и „обратно“, подобно крыльям. За искомую кривую коэффициента лобового сопротивления или подъемной силы принималась средняя кривая между полученными при прямой и обратной продувке. При подсчете коэффициентов  $C_x$  и  $C_y$  учитывалось сопротивление державки, для чего последняя тарировалась на траверсе при разных скоростях потока. При подсчете тарировочной кривой теоретически подсчитывалось сопротивление части державки,

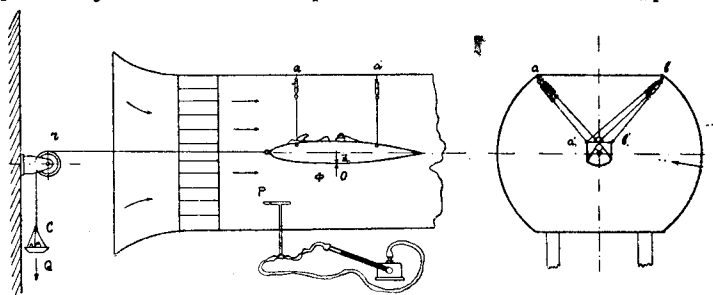


врезаемой во время испытаний в модель. Кроме того, при тарировке державки отпаивалась пластинка, к которой собственно и прикреплялся фюзеляж и которая врезывалась в модель.



Фиг. 202. Схема испытания фюзеляжа на ниточном подвесе.

новке моделей в трубе строго наблюдалось, чтобы плоскости передних и задних проволок были вполне параллельны друг другу и перпендикулярны к оси трубы. При описанной подвеске на пяти проволоках модель при обдувке висит совершенно спокойно и не „рыскает“.



Фиг. 203. Схема установки фюзеляжа на ниточном подвесе в трубе № 2.

При такой установке модель фюзеляжа может свободно качаться по направлению оси трубы. Для измерения силы лобового сопротивления к середине носа фюзеляжа прикреплялась нитка, которая выводилась через коллектор наружу из трубы, где перекидывалась через блок г. К ней прикреплялась чашка С для гирь Q, уравновешивающих лобовое сопротивление модели. Нулевое положение модели наблюдалось через боковое отверстие трубы по стрелке Z и по отметке O, сделанной на противоположной стенке трубы на ее внутренней стороне.

Коэффициенты  $C_x$   $C_y$  отнесены к площади миделевого сечения фюзеляжа, обычно равного наибольшему поперечному сечению фюзеляжа. На всех диаграммах испытаний фюзеляжей указано, где взято миделевое сечение и дана его площадь S.

При испытании на ниточном подвесе фюзеляж подвешивался, как показано на схеме фиг. 202 и 203, посредством пяти тонких проволок а, а<sub>1</sub>, b и b<sub>1</sub>, прикрепленных одним своим концом к фюзеляжу, а другим к стенкам трубы. При уста-

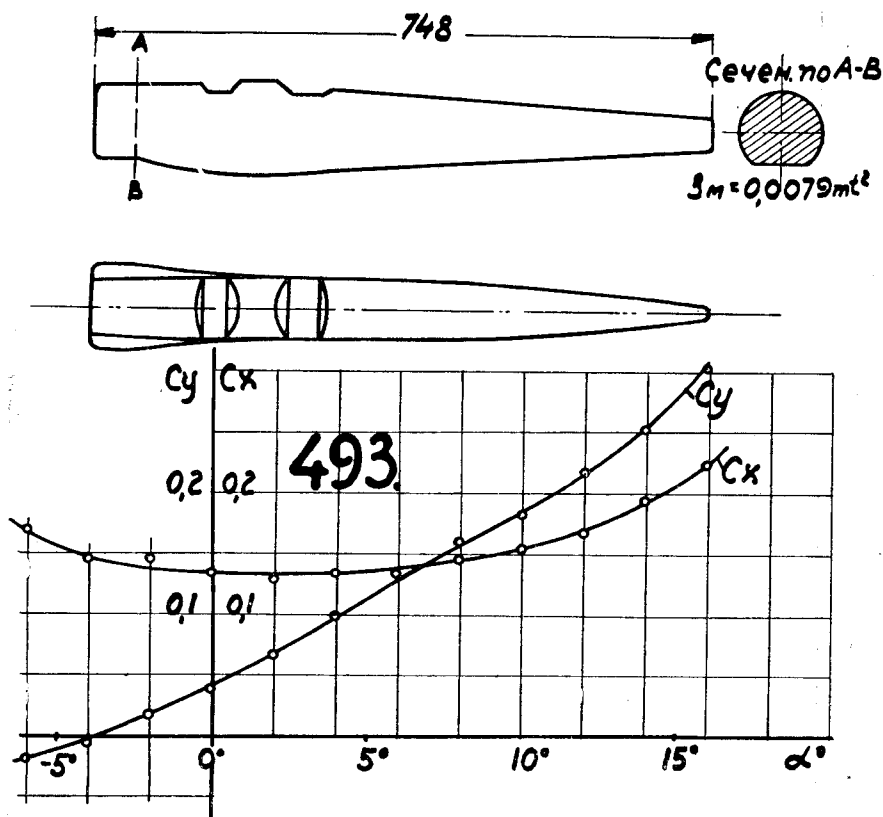
Испытание фюзеляжей на ниточном подвесе производилось при нескольких скоростях, при чем каждый опыт заключался в получении опытных точек при возрастании скорости потока и при ее убывании. При подсчете протоколов учитывалось сопротивление проволок, при чем за коэффициент лобового сопротивления проволоки принималась величина  $C_{x \text{ пров.}} = 0,52$ , найденная при испытании проволоки на тросовом приборе (см. гл. IX—Испытание проволок, тросов, лент и пр.).

На фиг. 204—212 мы даем результаты испытаний девяти моделей фюзеляжей. Модели 493 и 595 испытывались с решетчатым лобовым радиатором и со сплошной пластинкой, поставленной на его место; в обоих случаях замечается, что при малых скоростях лобовое сопротивление фюзеляжа с решетчатым радиатором больше, чем при сплошной пластинке; при больших скоростях потока, однако, у нас наблюдалось обратное явление.

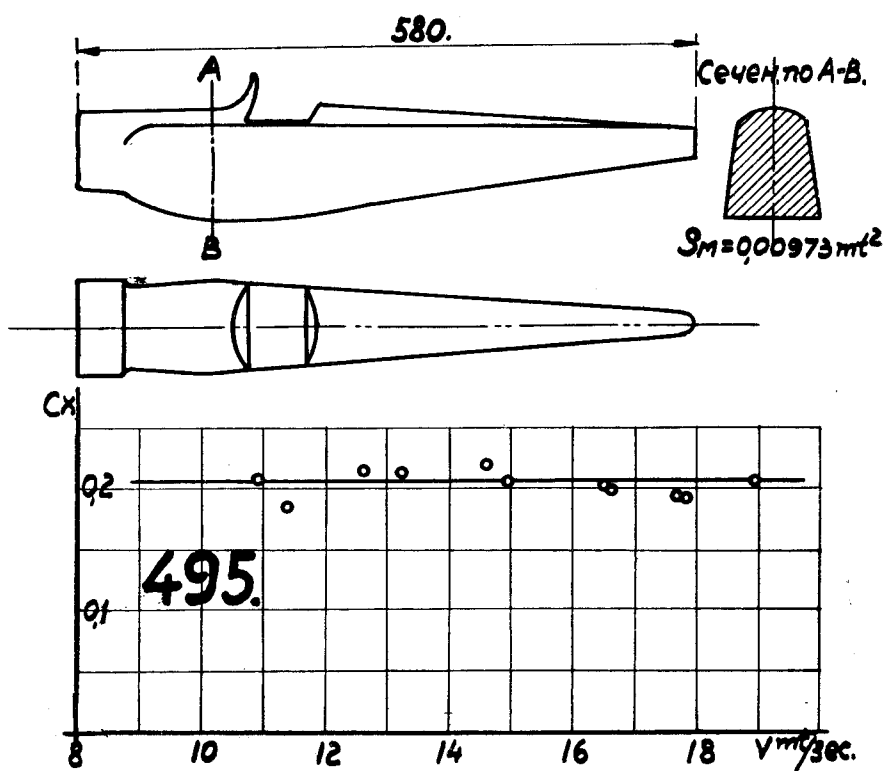
Наименьшим лобовым сопротивлением из приводимых здесь фюзеляжей обладает модель № 500 (см. фиг. 210), для которой  $C_x \cong 0,08$ .

В главе XI, где описываются испытания моделей самолетов, мы приводим результаты опытов еще с несколькими фюзеляжами, соответствующими испытанным там целым моделям самолетов. Среди этих фюзеляжей мы встречаем несколько весьма хорошей формы, дающих при наличии козырька и головы летчика коэффициент  $C_x = 0,05$ .

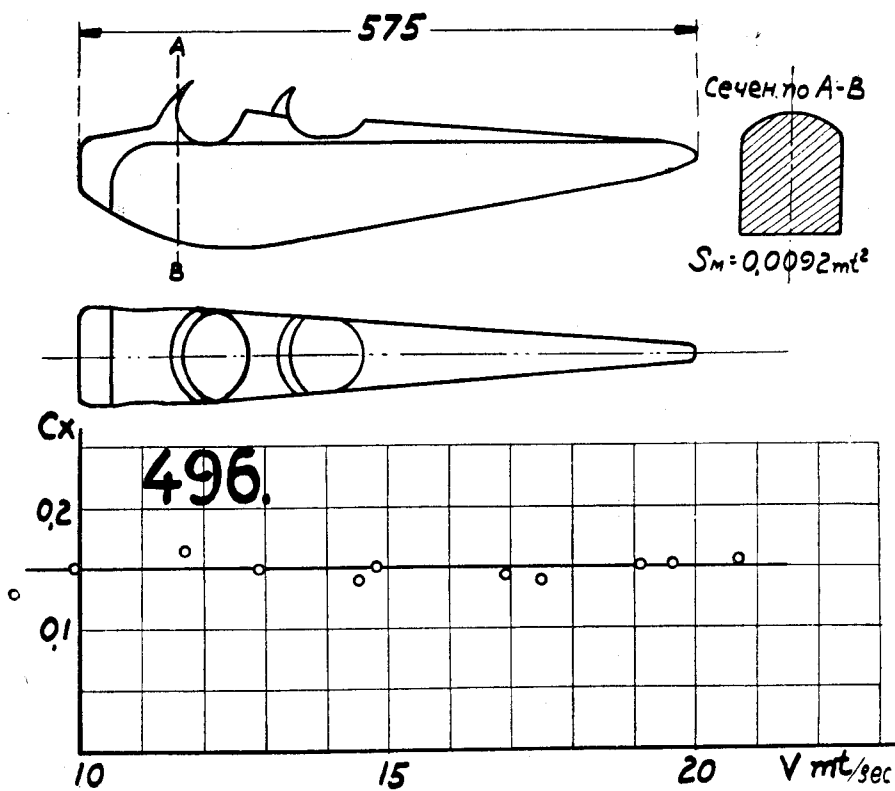
На фиг. 213, 214 и 215 мы даем результаты испытаний трех лодок гидропланов.



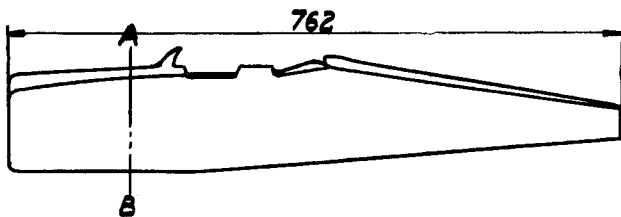
Фиг. 204.



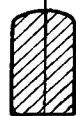
Фиг. 205.



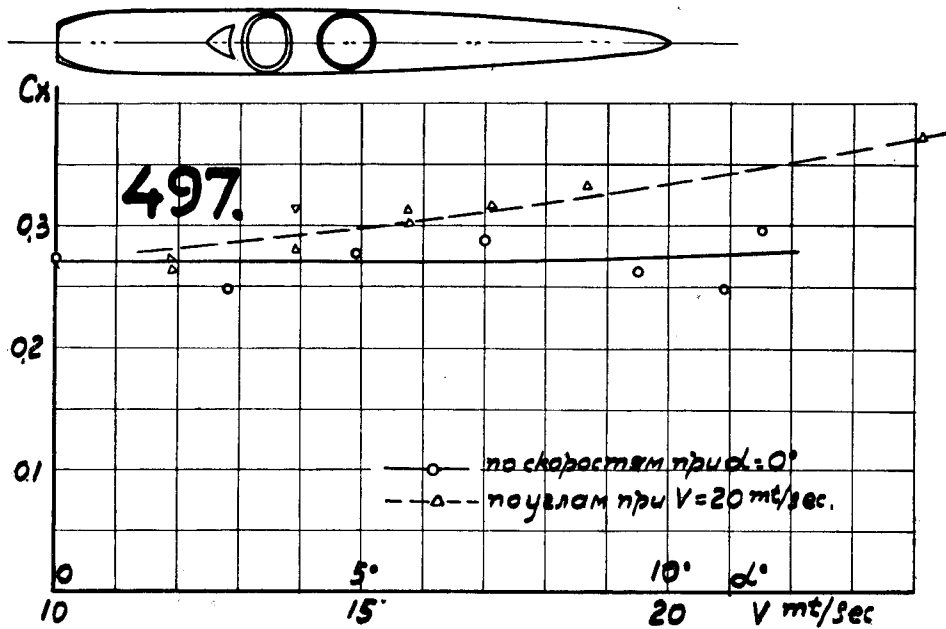
Фиг. 206.



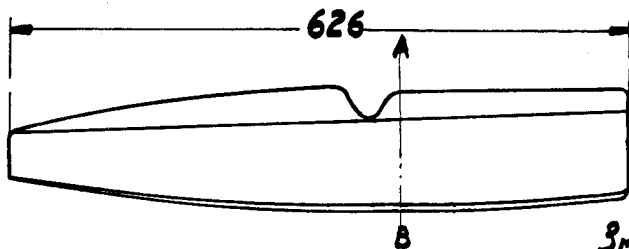
Сеченье по А-В.



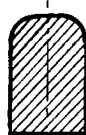
$$S_M = 0.0102 \text{ м}^2$$



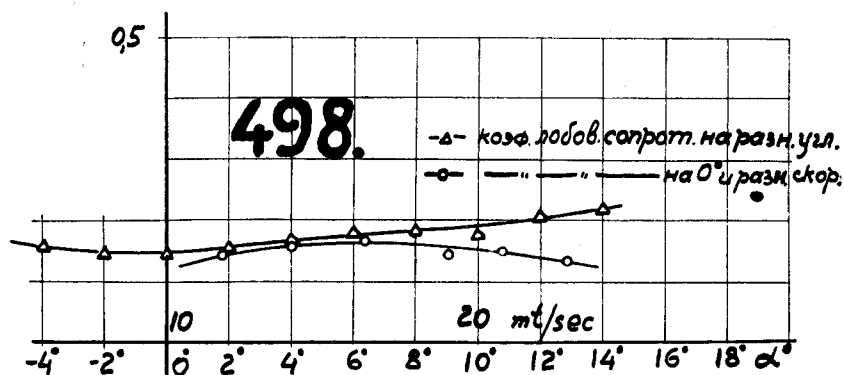
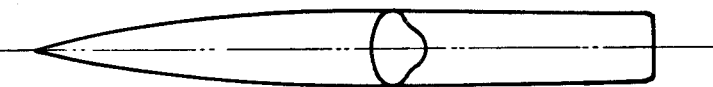
Фиг. 207.



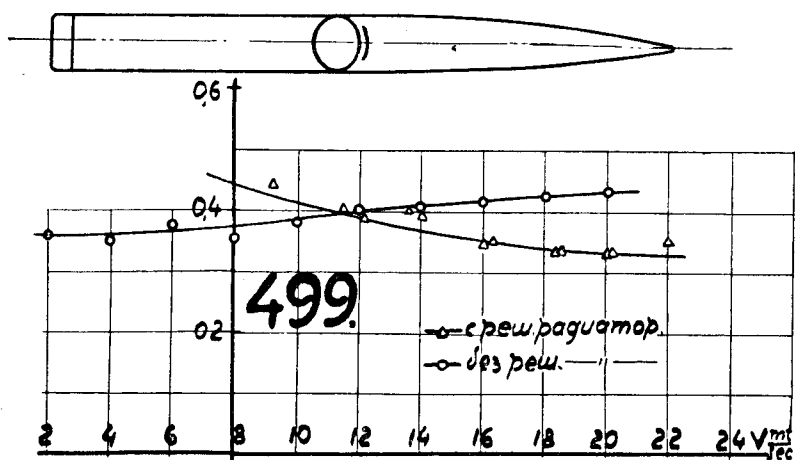
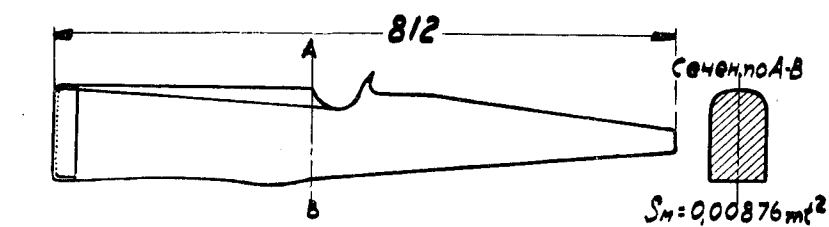
Сеченье по А-В



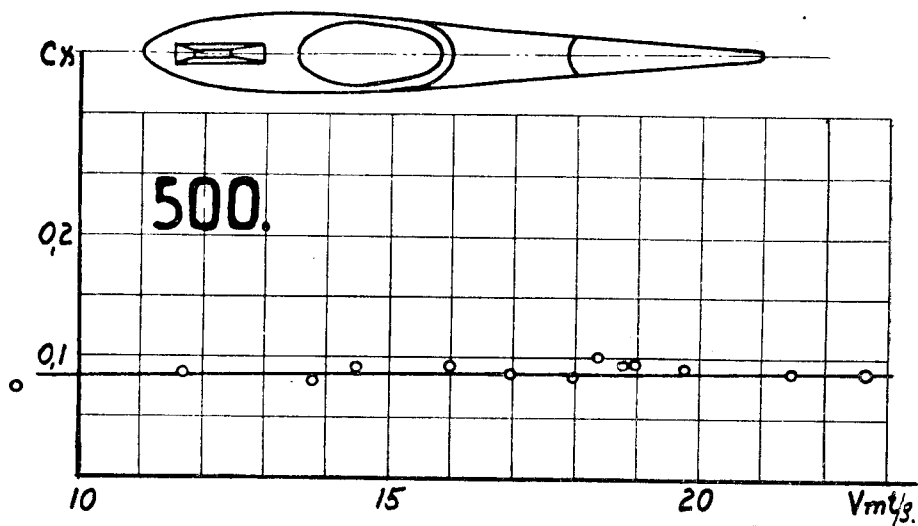
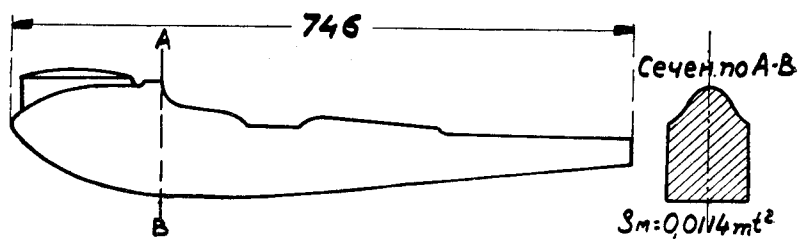
$$S_M = 0.00896 \text{ м}^2$$



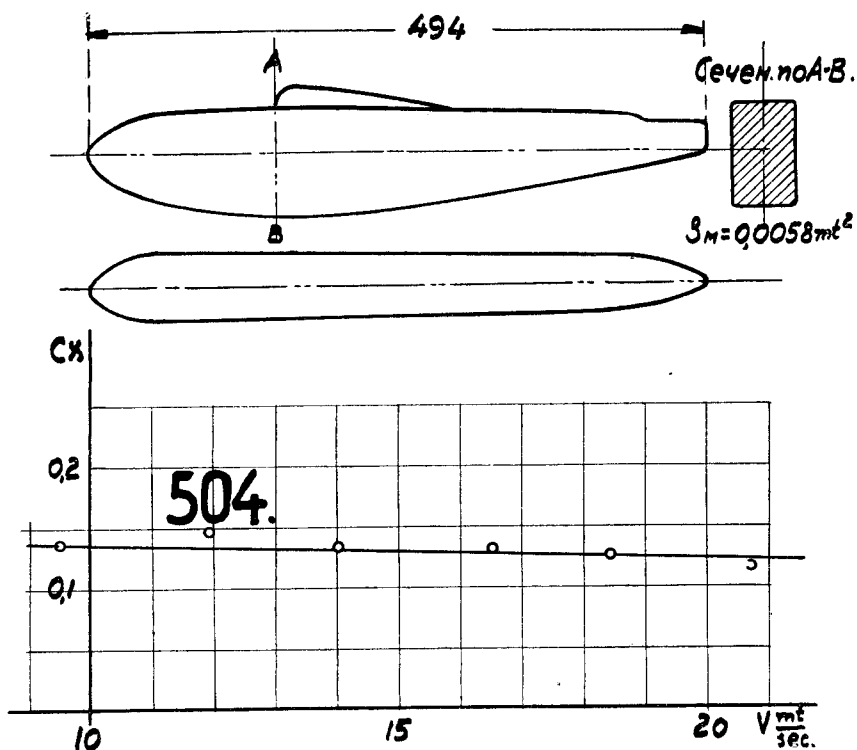
Фиг. 208.



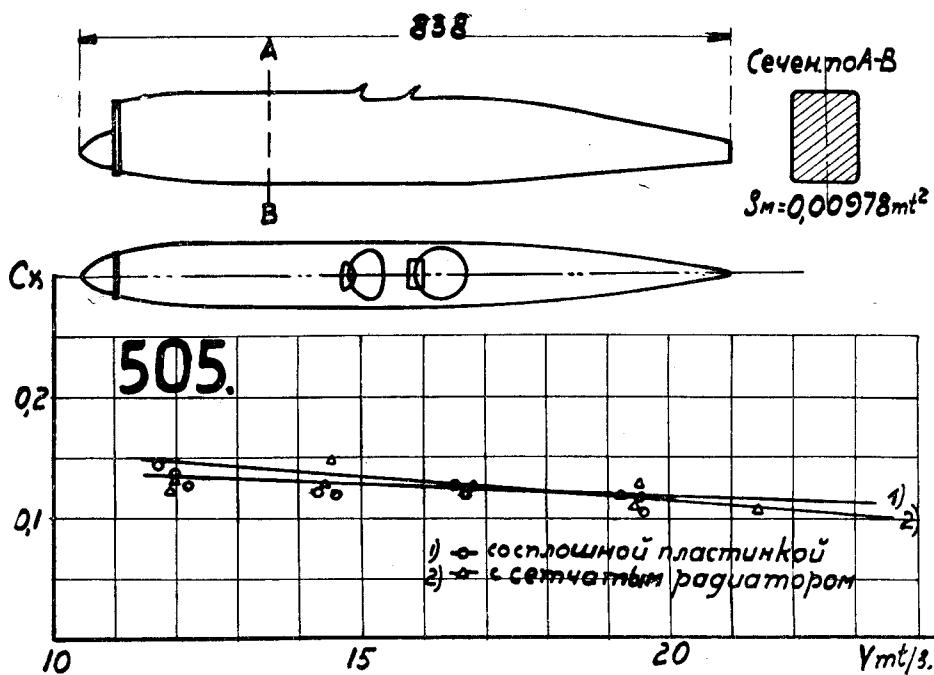
Фиг. 209.



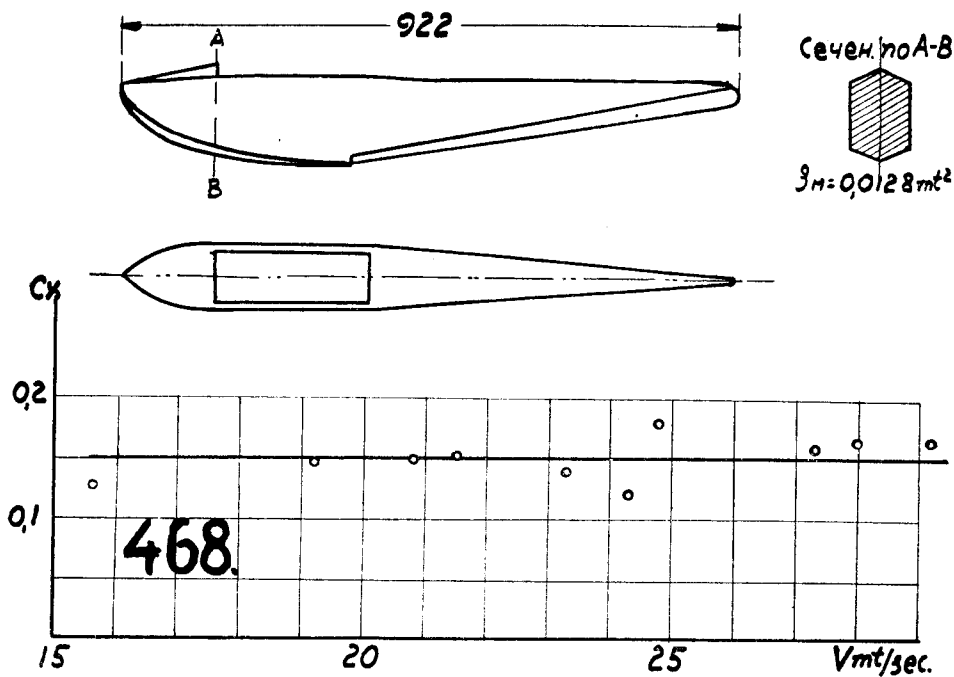
Фиг. 210.



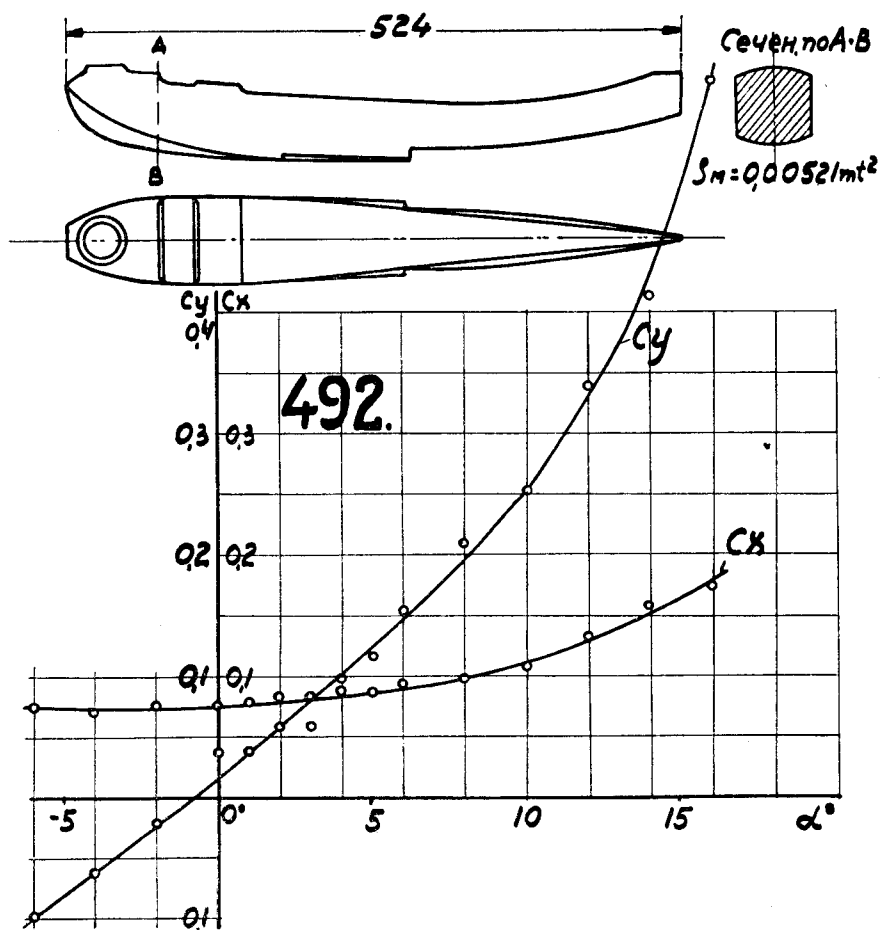
Фиг. 211.



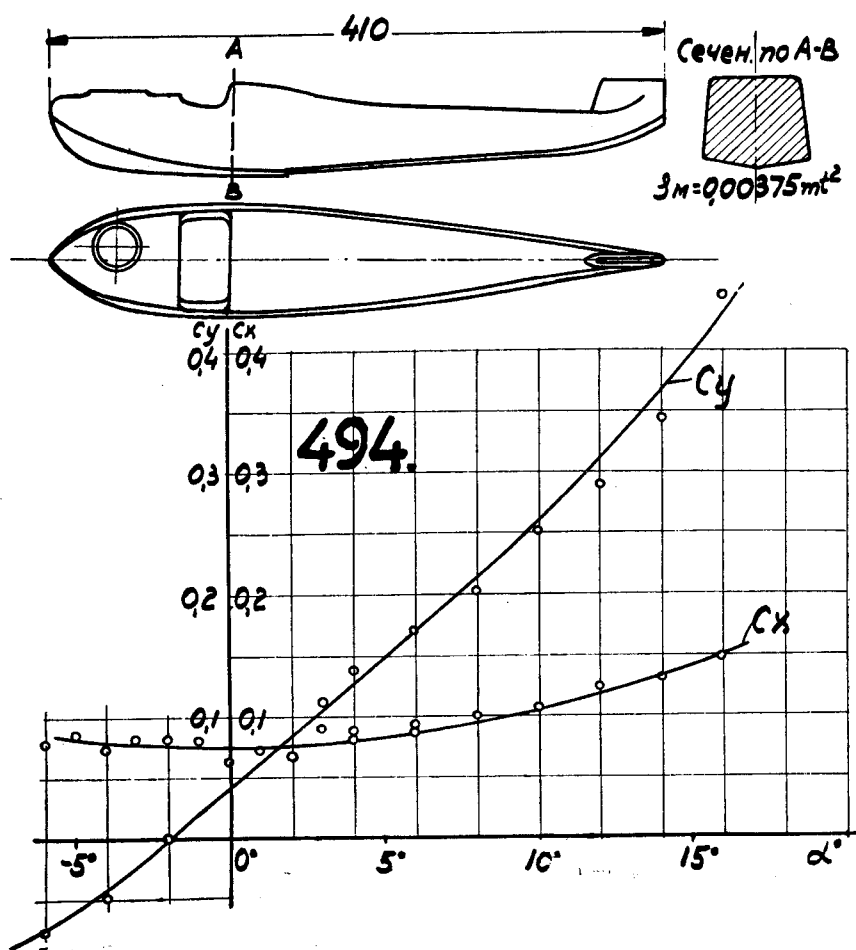
Фиг. 212.



Фиг. 213.



Фиг. 214.



Фиг. 215.



## ГЛАВА VIII.

### Испытания стоек <sup>1)</sup>.

Эти испытания велись в нашей Лаборатории с очень давних времен, однако большинство этих опытов было произведено в плоской трубе № 1, где испытывались собственно не стойки, а как бы вырезанные из стойки куски с длиной в 295 мм и с „хордою“, лежащею в пределах от 200 до 300 мм. Зазор между стенками трубы и торцами этих „стоек“ был равен 2,5 мм.

Влияние этого зазора изучалось в 1920—22 гг. в специальных опытах, для чего его изменяли в довольно широких пределах. Оказалось, что величина зазора довольно заметно влияет на получаемое в опытах лобовое сопротивление.

Оправданием для этой методики было следующее рассуждение: поток, обтекающий длинную стойку, должен быть весьма близким к плоско-параллельному, следовательно, делая опыт в плоской трубе, мы и исследуем как бы вырез из такой стойки. Однако, исследования крыльев в плоской трубе показали, что как влияние зазоров, так и конечность воздушного потока этой трубы по сравнению с размерами модели крыла вызывают весьма заметное изменение аэродинамической картины явления, и получающееся течение отнюдь нельзя рассматривать как бесконечный поток, обтекающий цилиндрическое тело.

Поэтому за последние годы возникли большие сомнения в возможности перенесения результатов опытов, произведенных в плоской трубе со „стойками“ на те длинные стойки, какие только и употребляются на аэропланах. Эти сомнения имели под собою еще то основание, что коэффициенты сопротивления, полученные в плоской трубе, всегда оказывались значительно большими, чем полученные и у нас, и за границей на длинных стойках и в нормальных трубах.

Поэтому перед печатанием этого отчета было решено произвести точный сравнительный опыт со стойкою одного и того же профиля в плоской трубе и в трубе № 3. Выбрана была труба № 3, как наиболее точный прибор Лаборатории.

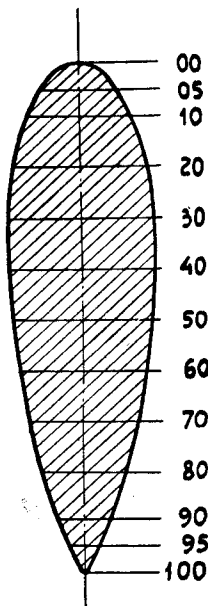
Для возможности вынести попутно заключение и о точности нормальных опытов в разных лабораториях было решено взять для

---

<sup>1)</sup> Описанные здесь исследования стоек велись П. Ф. Усачевой и А. В. Раковским.

этих опытов стойку, уже подробно испытанную за границей. В качестве такой стойки была выбрана стойка № 2, детально изученная в Америке в Вашингтонской Лаборатории (см. N. A. C. A. Report, № 137). Форма сечения этой стойки дана на фиг. 216.

Абсц	Орп.
00	0.0
05	15.32
10	20.9
20	26.1
30	28.1
40	28.3
50	27.0
60	24.7
70	21.0
80	16.2
90	10.0
95	5.8
100	0.0
8% от хорды	

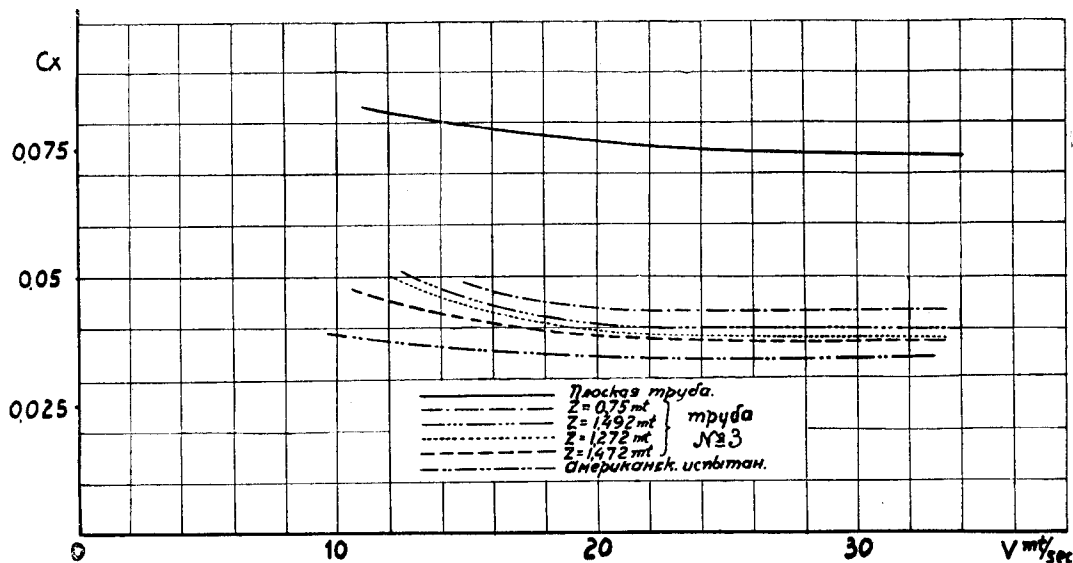


Фиг. 216. Профиль стойки, испытанной у нас и в Америке. (См. N.A.C.A., Techn. Report, № 137, стойка № 2).

В плоской трубе профиль этой стойки был испытан в обычном для нее порядке, т.-е. модель стойки при хорде в 200 мм имела длину 295 мм. В трубе № 3 опыт повторялся несколько раз, при чем первоначальная длина стойки была равна 1,492 м и затем последовательно укорачивалась путем обрезания до 0,75 м.

Результаты этих опытов представлены на фиг. 217.

Как это делается всегда при исследовании лобового сопротивления, опыт велся при целом ряде последовательно увеличивающихся скоростей потока, таким образом можно было построить кривую изменения  $C_x$  в зависимости от  $V$ . При таких испытаниях, как правило, на малых скоростях, вследствие малости получающихся чисел Рейнольдса, коэффициент  $C_x$  имеет несколько большую величину, чем при больших скоростях. По мере увеличения скорости



Фиг. 217. Результаты опытов со стойкою (фиг. 216), произведенных у нас в трубах № 1 и № 3 и в Америке.

кривые  $C_x$  асимптотически стремятся к некоторым постоянным предельным значениям.

Как видим, плоская труба дала почти точно в два раза бóльшую величину коэффициента  $C_x$ , чем труба № 3.

При этом по мере укорачивания стойки в трубе № 3 величина коэффициента  $C_x$  все время возрастала.

На эту же диаграмму мы нанесли результаты американских опытов. Как видим, они довольно хорошо совпадают с нашими, произведенными в трубе № 3.

Американские коэффициенты  $C_x$  получились несколько меньшими, чем у нас, повидимому, из-за не совсем удачной методики опытов, примененной американцами. У них испытываемая стойка помещалась перед толстым, идущим параллельно ей и поперек всей трубы обтекателем, в котором была скрыта траверса аэродинамических весов. Этот обтекатель должен был несколько уменьшать скорость потока, набегающего на модель, и тем самым уменьшать и ее сопротивление. Измеритель же скорости всегда ставится далеко от препятствий и дает верные показания. Таким образом, коэффициент  $C_x$  должен был у американцев уменьшиться в отношении  $\left(\frac{V_c}{V}\right)^2$ , где  $V_c$  — действительная скорость потока, набегающего на модель.

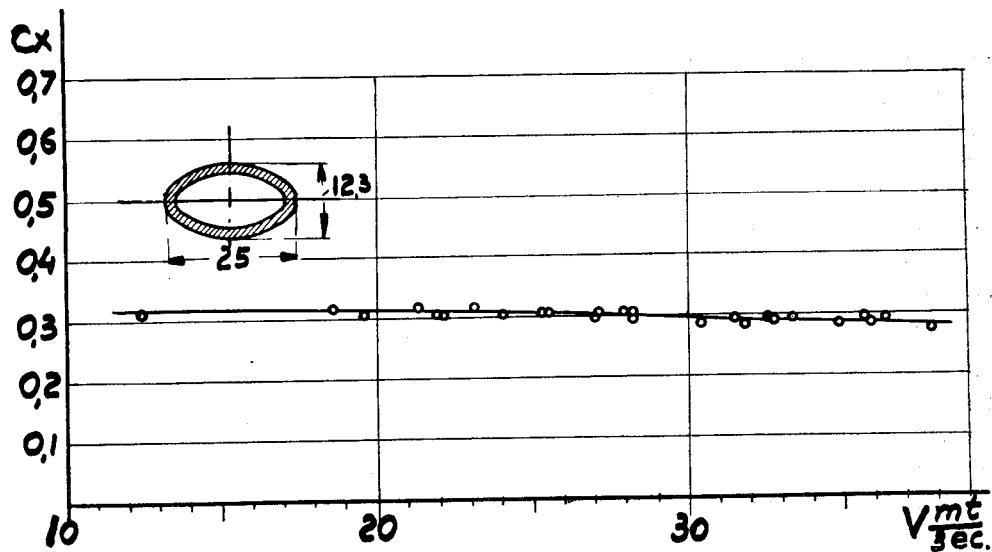
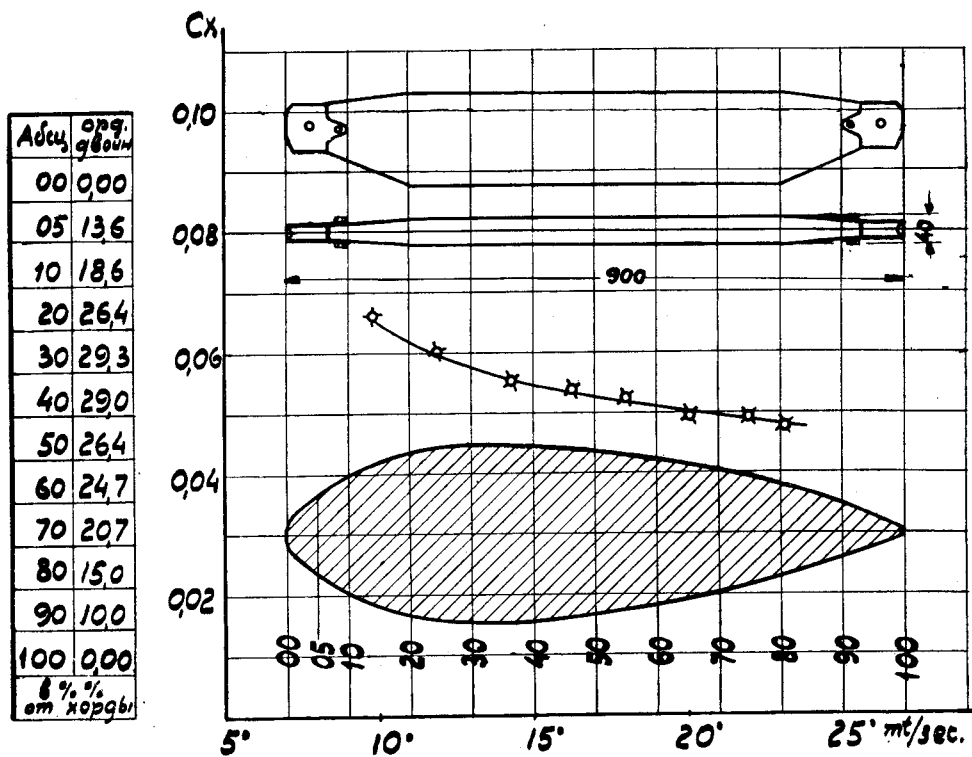
Из этих опытов следует, что применявшаяся ранее методика испытания стоек в плоской трубе № 1 не верна и дает значительно преувеличенные коэффициенты лобовых сопротивлений. Из сравнения наших опытов в трубе № 3 с американскими видно, что при нормальных испытаниях стоек получается в различных лабораториях точность измерений вполне достаточная для целей практики.

Употреблявшаяся в этих опытах стойка была совершенно цилиндрическою. В действительности же на аэропланах употребляются стойки, обычно несколько сужающиеся к концам. Кроме того, концы стоек вделываются в металлические башмачки. Поэтому было весьма интересно сравнить результаты предыдущей продувки с опытами над нормальной аэропланною стойкою с башмачками. Для этого нами была взята прямо с одного аэроплана его стойка и испытана в трубе № 2. При больших скоростях для нее получился коэффициент  $C_x = 0,043$ , что также хорошо совпадает с цифрами, даваемыми заграничными лабораториями (см. фиг. 218).

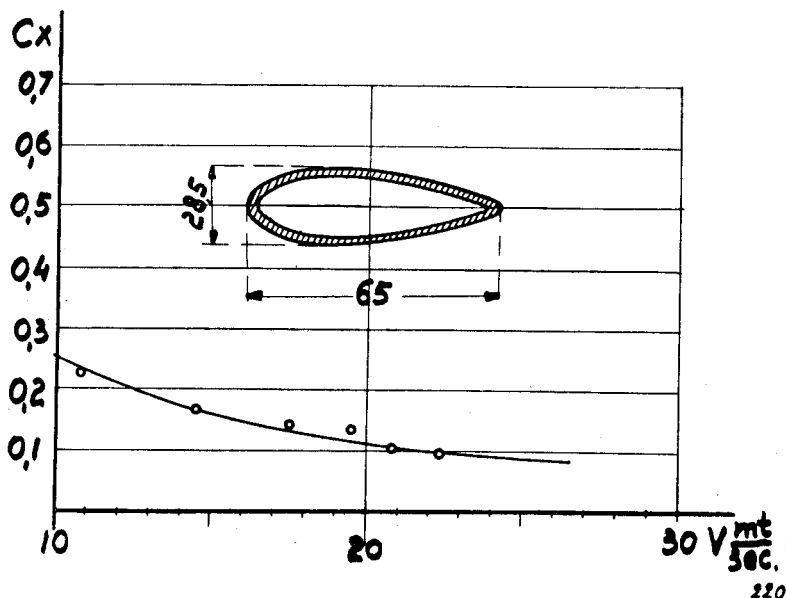
Несколько длинных стоек было испытано в нашей Лаборатории также на „троссовом приборе“ (см. главу IX). Мы здесь приведем полученный таким способом результат испытания чечевицеобразной стальной трубы (см. фиг. 219) и трубы удобообтекаемой формы (см. фиг. 220). Они имели длину 1500 мм, а основные размеры сечения были: у первой —  $12,3 \times 25$  и у второй —  $28,5 \times 65$  мм.

Переходим теперь к описанию опытов, произведенных на плоской трубе № 1. Как мы уже видели, эти опыты не пригодны для непосредственного перенесения на аэропланые стойки, так как там и

здесь аэродинамическая картина получается совершенно различная. Однако, случай, весьма близкий по аэродинамической обстановке, может встретиться на практике при расчете различных дросселей и



клапанов, устанавливаемых в каналах. Эти опыты можно будет также использовать при теоретических исследованиях по вопросу о действии ограниченного потока на тело, в нем находящееся. Поэтому мы приводим в этой книге также и результаты опытов в плоской трубе „с стойками“, но для экономии места мы даем диаграммы в малом масштабе (см. фиг. от 221 до 252).

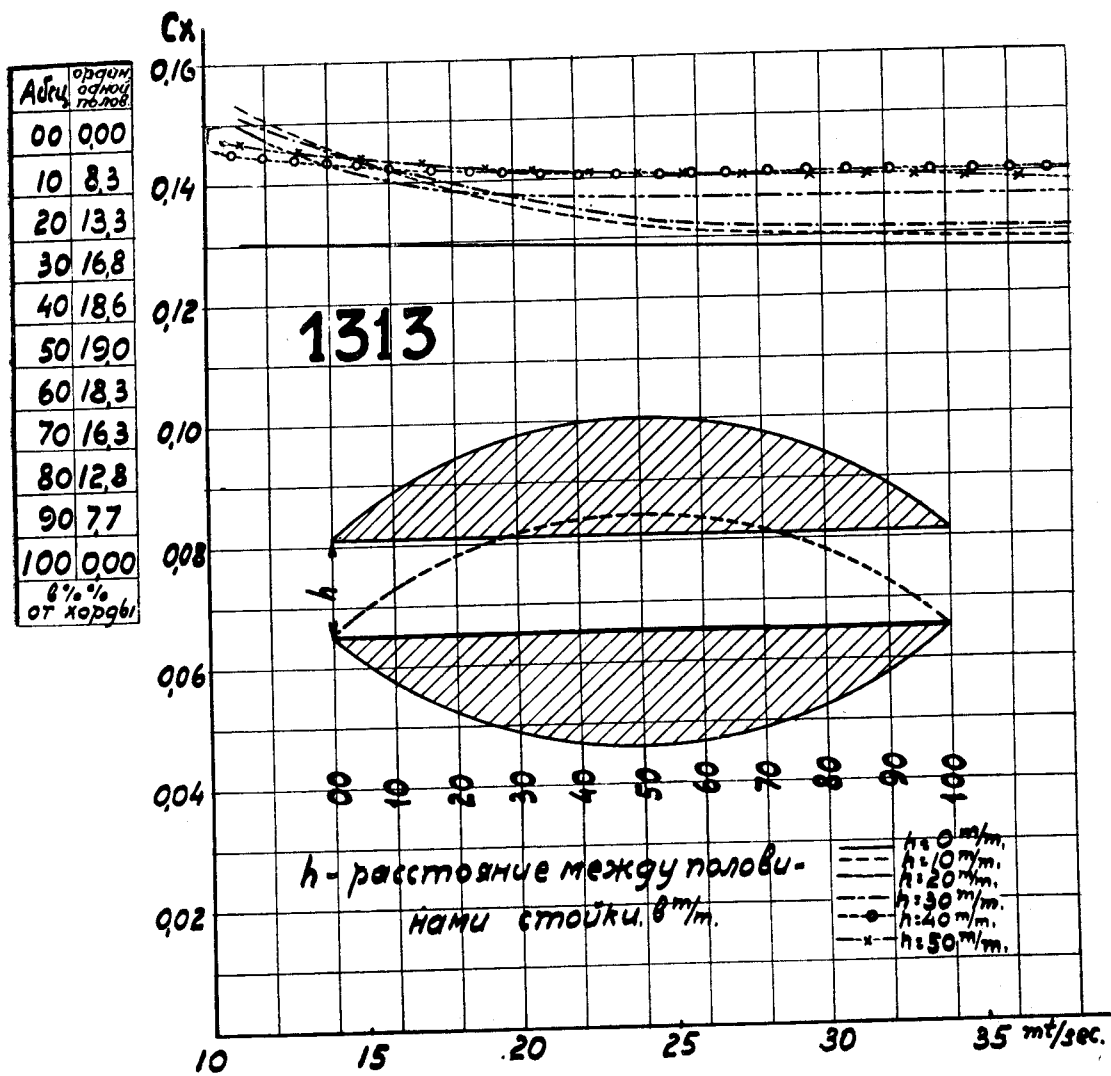


Фиг. 220. Испытание удобообтекаемой стальной стойки.

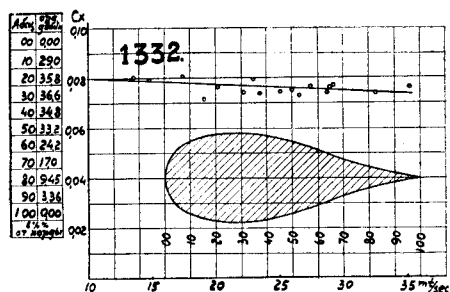
Среди этих опытов весьма интересны произведенные нами повторные исследования над прорезною стойкою Г. И. Лукьянова. Эта стойка состояла из двух раздвижных половинок, расстояние между которыми можно было изменять в широких пределах. Оказалось, что даже при малых раздвижениях сопротивление такой стойки остается практически постоянным. Вместе с тем момент инерции в поперечном направлении у такой стойки весьма сильно возрастает. При этой системе очень легко получить стойку с равными моментами инерции как в плоскости полета, так и в перпендикулярном ему направлении, при сохранении такого же воздушного сопротивления, как и у простой стойки. Такое устройство могло бы быть с пользою применено на больших бипланах.

Среди остальных профилей очень интересны симметричные инверсии параболы (см. фиг. 222—226). Они дали в плоской трубе очень малое сопротивление. Повидимому, они вообще являются телами „наименьшего сопротивления“; поэтому в ближайшее время мы предполагаем произвести опыты с длинными стойками этого типа в трубе № 3.

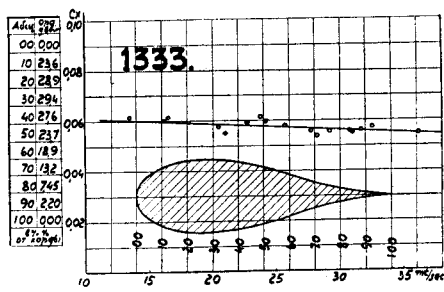
Далее, на фиг. 226 до 252, изображены остальные профили. Некоторые из них дают очень капризное протекание кривых коэффициента сопротивления  $C_x$ , что наблюдалось также и в других лабораториях <sup>1)</sup>.



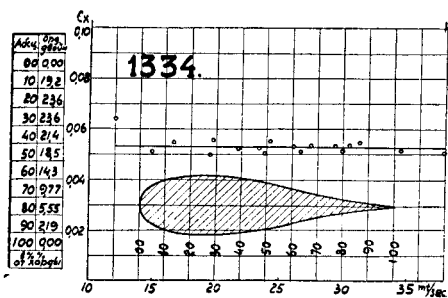
Фиг. 221. Опыт с раздвижной стойкой Г. И. Лукьянова в плоской трубе № 1. Длина хорды 300 мм.



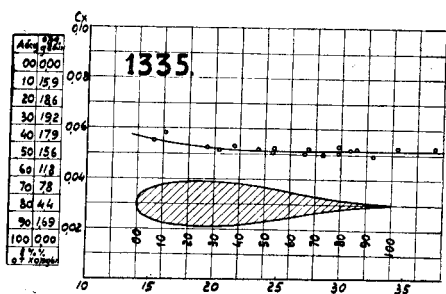
Фиг. 222.



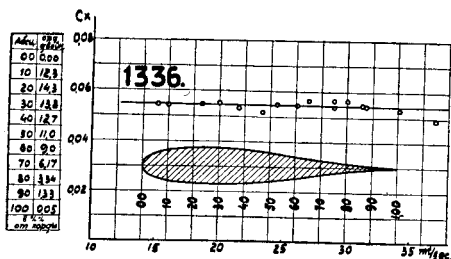
Фиг. 223.



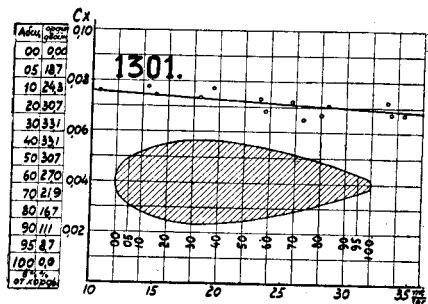
Фиг. 224.



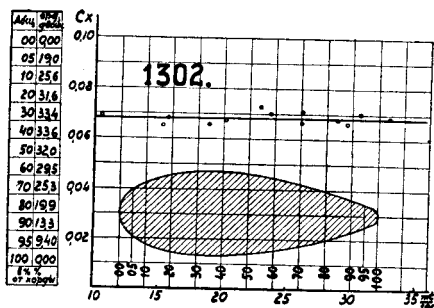
Фиг. 225.



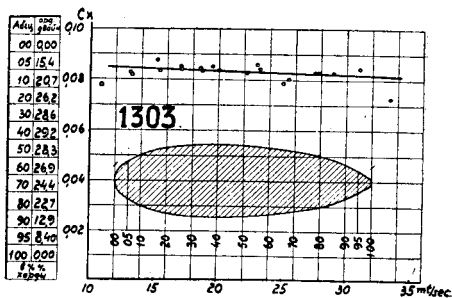
Фиг. 226.



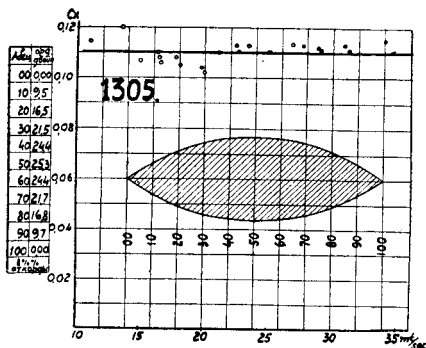
Фиг. 227.



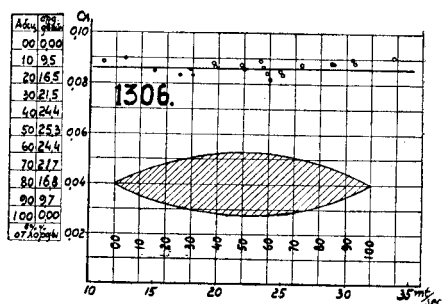
Фиг. 228.



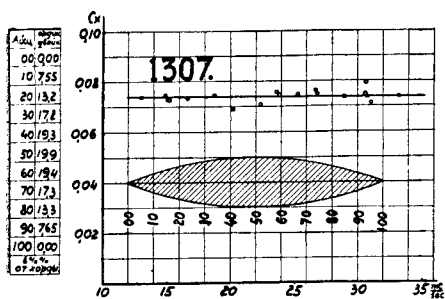
Фиг. 229.



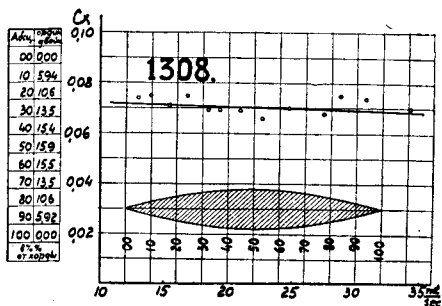
Фиг. 230.



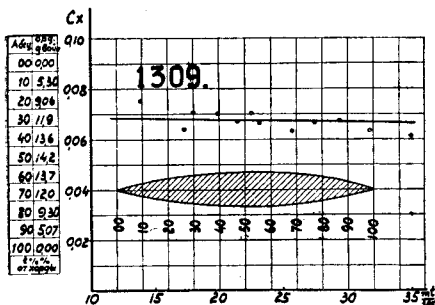
Фиг. 231.



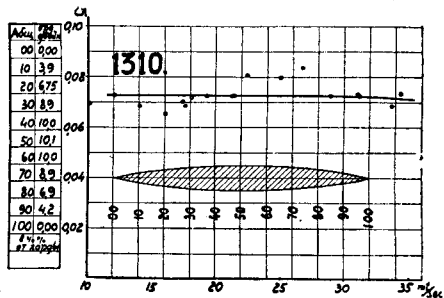
Фиг. 232.



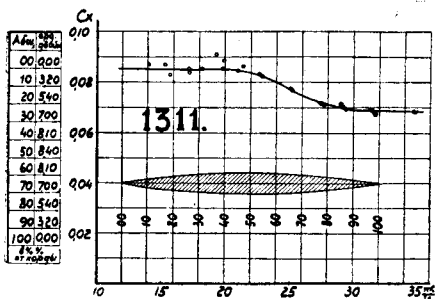
Фиг. 233.



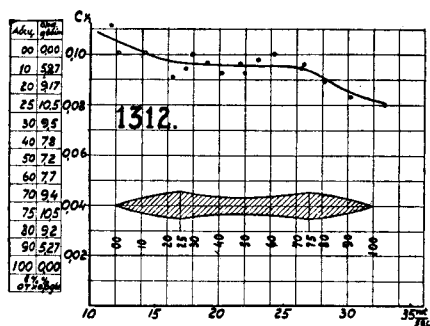
Фиг. 234.



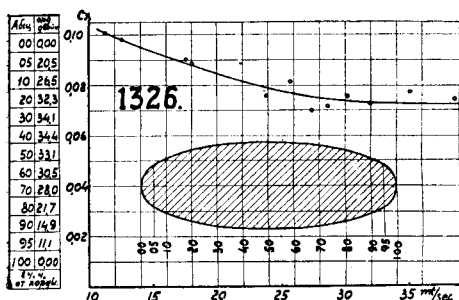
Фиг. 235.



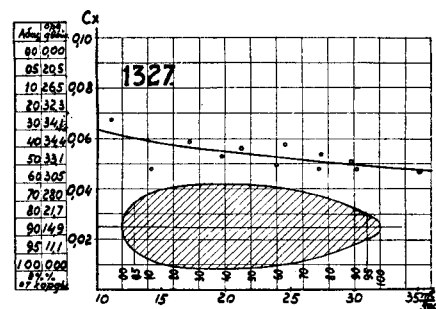
Фиг. 236.



Фиг. 237.

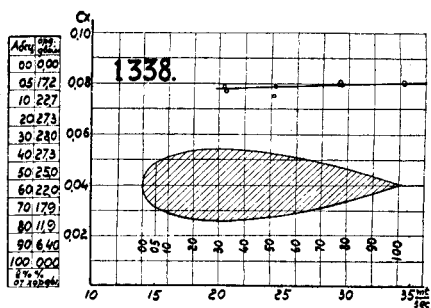


Фиг. 238.

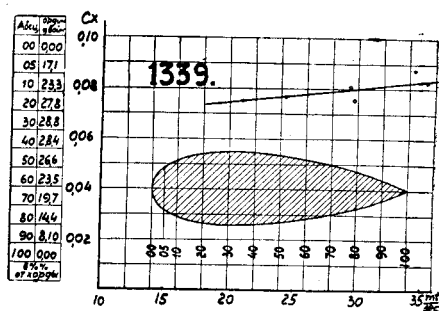


Фиг. 239.

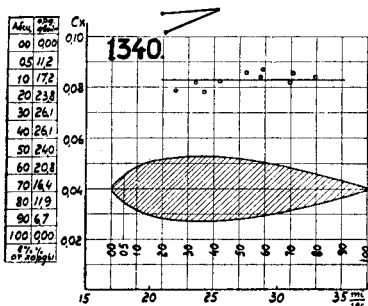




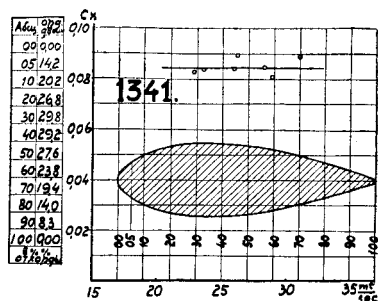
Фиг. 240.



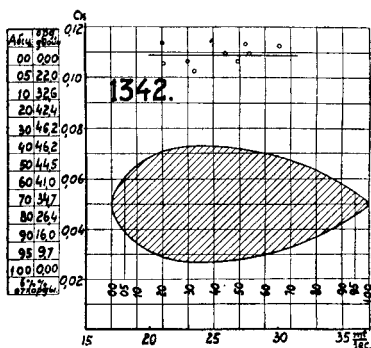
Фиг. 241.



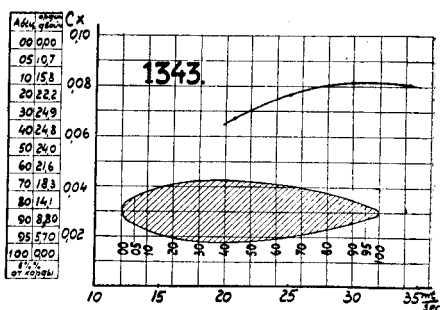
Фиг. 242.



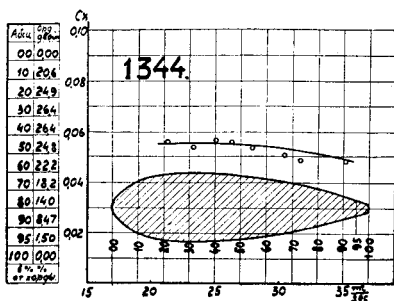
Фиг. 243.



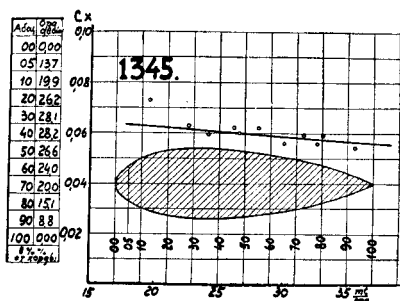
Фиг. 244.



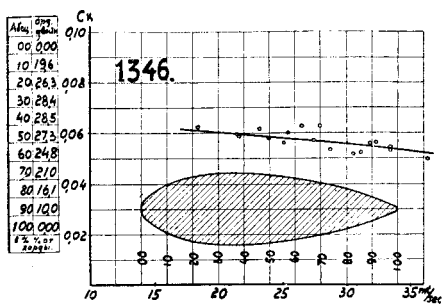
Фиг. 245.



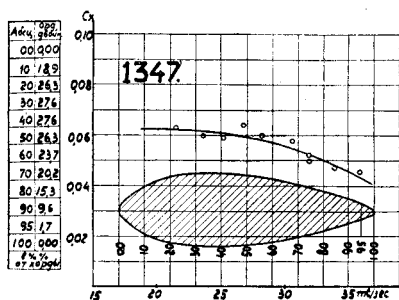
Фиг. 246.



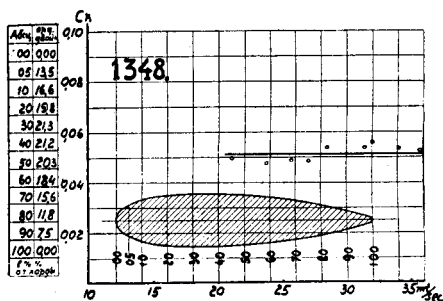
Фиг. 247.



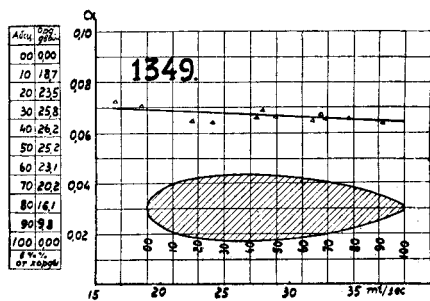
Фиг. 248.



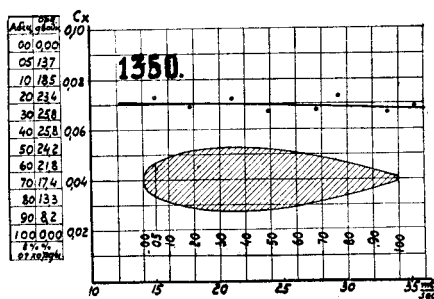
Фиг. 249.



Фиг. 250.



Фиг. 251.



Фиг. 252.

## ГЛАВА IX.

### Испытания троссов, проволок, лент и пр.

Исследование сопротивления троссов, проволок, лент, труб и пр. производилось на специальном приборе, так называемом троссовом приборе, схематический чертеж которого дан на фиг. 253<sup>1)</sup>. Прибор устанавливается на плоской трубе № 1. Устройство его таково: ось прибора, стальная труба АВ лежит на антифрикционных роликах R и R<sub>1</sub>, подобных применяемым в машине Атвуда. На концах стержня АВ шарнирно прикреплены две щеки D и D<sub>1</sub>, вращающиеся вокруг осей, перпендикулярных к оси АВ. В нижнем конце этих щек имеются болты b и b<sub>1</sub>, на которые и одевается загнутый и запаянный или заплетенный петлей тросс, проволока или лента M, продетые сквозь боковые стенки трубы S, для чего в них специально для этой цели сделаны узкие горизонтальные щели. Натяжение тросса, ленты или проволоки регулируется тендером T, помещенным на проволоке n, стягивающей верхние концы боковых щек D и D<sub>1</sub> прибора. Чувствительность прибора регулируется смещением груза m вдоль вертикальной оси, укрепленной на оси прибора АВ. Смещение грузов Q и Q<sub>1</sub> вызывает перемещение центра тяжести прибора в горизонтальном направлении.

К нулевому положению прибор приводится при помощи грузов, накладываемых на весовую чашку С.

Самые испытания удобнее всего вести при такой регулировке прибора, чтобы он был в положении, близком к нейтральному, что достигается соответствующим подбором положения грузов m, Q и Q<sub>1</sub>.

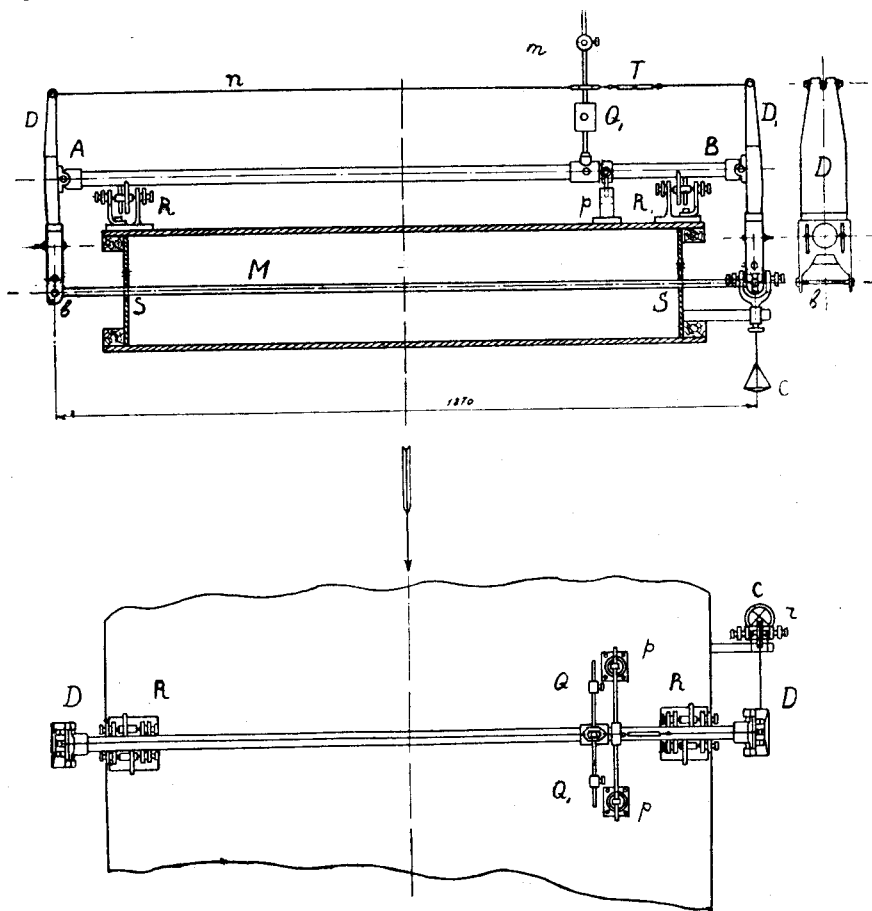
Для уменьшения сильных колебаний прибора во время опыта, вызываемых, с одной стороны, пульсациями потока, с другой стороны, малой устойчивостью прибора, по обеим сторонам оси АВ устанавливаются два демпфера p и p<sub>1</sub>. В данном случае демпферы состоят из стаканчиков, наполненных маслом, в которое опущены поршни в виде круглых пластинок с диаметром, немного меньшим внутреннего диаметра стаканчиков. Таким образом, между поршнем и внутренней стенкой стаканчика получается узкая щель, через которую и просачивается

<sup>1)</sup> В своем первоначальном виде прибор был построен А. Н. Туполевым для старых весов плоской трубы. Вследствие ненадежности работы этих весов мы их заменили новыми, описанными в главе III, соответственно с чем пришлось совершенно заново переконструировать и троссовый прибор. Эту работу, а также и большую часть опытов с троссами, провел А. Л. Леймер.

масло при движении поршня. Самые поршни соединены шарнирно с концами коромысла, укрепленного на оси АВ перпендикулярно к ней.

Лобовое сопротивление троса, лент или проволоки уравновешивалось грузами  $q$  на чашке С, соединенной с болтом в при помощи нити, перекинутой через ролик г.

Испытания тросов производились методом мгновенных отсчетов при разных скоростях потока в пределах от 10 до 40 м/сек.



Фиг. 253. Прибор для испытания лент и тросов на лобовое сопротивление.  
Плоская труба № 1.

Далее мы приводим результаты испытаний проволок и круглых труб в порядке возрастания их диаметра, начиная от проволоки диаметром  $d=0,57$  мм и кончая трубой с диаметром  $d=22$  мм (см. фиг. 254 до фиг. 264 включительно).

Во всех случаях коэффициенты  $C_x$  лобового сопротивления отнесены к миделевому сечению проволоки или трубы, т.-е.

$$S = d \cdot l,$$

где  $l$  равно расстоянию между внутренними сторонами боковых стенок

трубы т.-е. 1,5 м. Из диаграмм фиг. 254—258 видно, что для проволок с диаметром до  $d=5$  мм значение коэффициента  $C_x$  колеблется в пределах от  $C_x=0,45$  до  $C_x=0,55$ , при чем как среднее его значение можно принять  $C_x=0,49$ . Для проволок и труб большего диаметра, начиная с  $d=6$  мм, значение коэффициента возрастает до среднего значения  $C_x=0,59$ .

На фиг. 265 даны результаты испытаний гладкой хлопчатобумажной нити диаметром  $d=0,52$ , употребляемой в лаборатории при некоторых опытах на ниточном подвесе. Весьма наглядною на этой диаграмме является зависимость коэффициента лобового сопротивления от скорости потока.

Для еще большего выяснения этого влияния на фиг. 266 дана сводная диаграмма вышеприведенных результатов испытания, на которой коэффициенты  $C_x$  разных проволок и нити нанесены в зависимости от характеристики опыта, т.-е. в зависимости от произведения скорости потока  $V$  м/сек. на диаметр проволоки  $d$  мм, т.-е. в зависимости от  $K=Vd$  м. мм/сек.

Мы видим, что до некоторого значения характеристики опыта, в данном случае до  $K \cong 15$  м. мм/сек., коэффициент лобового сопротивления падает, достигая значения  $C_x=0,46$ . После этого критического значения характеристики  $C_x$  опять возрастает, достигает при  $K > 200$  м. мм/сек. среднего значения  $C_x=0,57$ , которое затем сохраняет при дальнейшем возрастании характеристики опыта. К сожалению, в приводимых опытах нельзя было получить значений характеристики, больших 800.

В большинстве диаграмм замечается значительный разброс точек, что объясняется трудностью измерения малых сил, действующих на тонкие проволоки.

При испытаниях очень тонких проволок и нитей получались столь малые силы, что и для их измерения приходилось испытывать не одну проволоку или нить, а несколько, натянутых в вертикальной плоскости. Расстояние между ними при этом бралось довольно большое, чтобы избежать их взаимного влияния.

При подсчете результатов испытаний толстых труб не учтено влияние стенок аэродинамической трубы вследствие недостаточной выясненности этого вопроса.

На фиг. 267, 268 и 269 даны результаты испытания трех троссов, отличающихся не только диаметром, но и числом стренг и плетением. Коэффициент их лобового сопротивления колеблется между значениями  $C_x=0,51$  до  $C_x=0,58$ . Сравнивая эти значения со значениями для коэффициентов проволок, мы видим, что они мало отличаются друг от друга.

На фиг. 270 даны результаты испытания того же тросса ( $d=10$  мм), результаты испытания коего даны на фиг. 269, но с присоединением к нему деревянного обтекателя. Сравнение этих двух диаграмм показывает, какое значительное улучшение вносит в смысл

уменьшения сопротивления даже такой простой обтекатель. В то время как для троса  $C_x = 0,52$ , для того же троса, но с обтекателем, в среднем  $C_x = 0,37$ , т.е. меньше, чем в первом случае на 30%.

Еще бóльшую разницу в коэффициентах мы видим при сравнении результатов испытания лент с результатами, полученными для проволок.

На фиг. 271 — 275 даны результаты испытания пяти русских лент, изготовленных по нормам Научного Комитета УВВС. Отличаются они как своими размерами, так и отношением ширины к толщине. Эти отношения соответственно равны: 3,35; 3,6; 3,84; 3,95; 3,96.

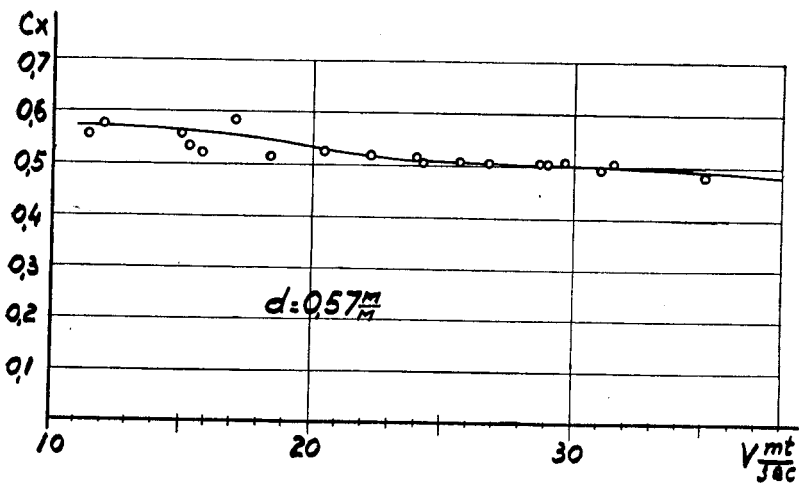
Ленты с первыми двумя соотношениями ширины и толщины являются менее выгодными, чем последующие три ленты, давшие все коэффициенты  $C_x$  меньший, чем первые две, а именно  $C_x \cong 0,1$ . Сравнивая сопротивление ленты с сопротивлением проволоки или троса того же диаметра, мы видим, что сопротивление ленты в 4,5 — 5 раз меньше сопротивления троса или проволоки.

Если же принять во внимание, что площадь сечения ленты примерно в три раза больше, чем у проволоки с диаметром, равным толщине ленты, то выгода замены у самолета проволок лентами становится еще большею.

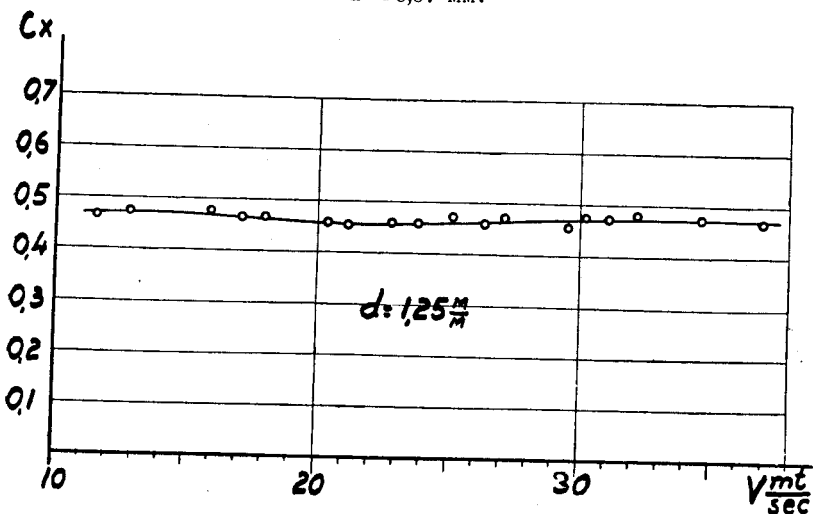
Грубо можно принять, что замена проволок лентами той же прочности уменьшает сопротивление растяжек аэроплана в десять раз.

В заключение приводим результаты исследования нормального тендера (см. фиг. 276). Для определения его сопротивления между щеками  $DD_1$  тросового прибора была натянута цепь из 6 тендеров, соединенных проволокой известного уже сопротивления. При подсчете коэффициента  $C_x$  за площадь  $S$  была взята площадь проекции тендера на плоскость, перпендикулярную к потоку. Она вычислена при положении тендера, данном на чертеже, и такой же мере ввинченности его ушков.

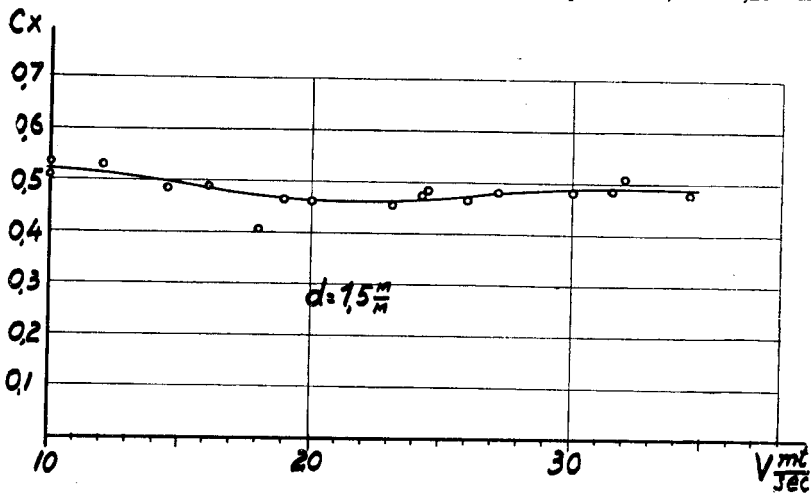
Кроме приведенных здесь деталей, на тросовом приборе были испытаны еще эллиптические стальные трубы и амортизации для лыж. Результаты этих испытаний приведены в соответствующих главах этой книги.



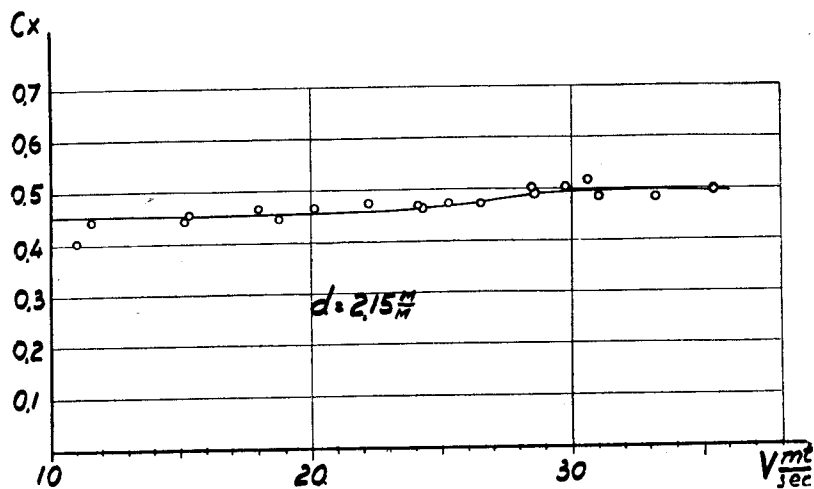
Фиг. 254. Испытание железной проволоки, слегка покрытой ржавчиной,  $d = 0.57 \text{ мм}$ .



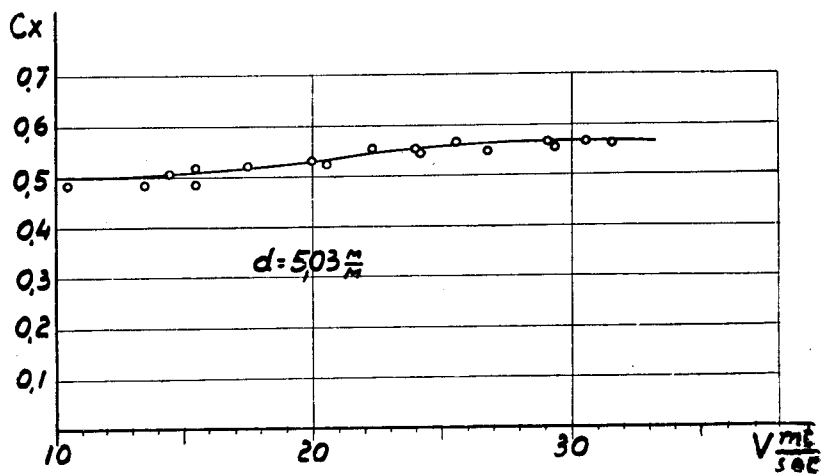
Фиг. 255. Испытание стальной, неполированной проволоки;  $d = 1.25 \text{ мм}$ .



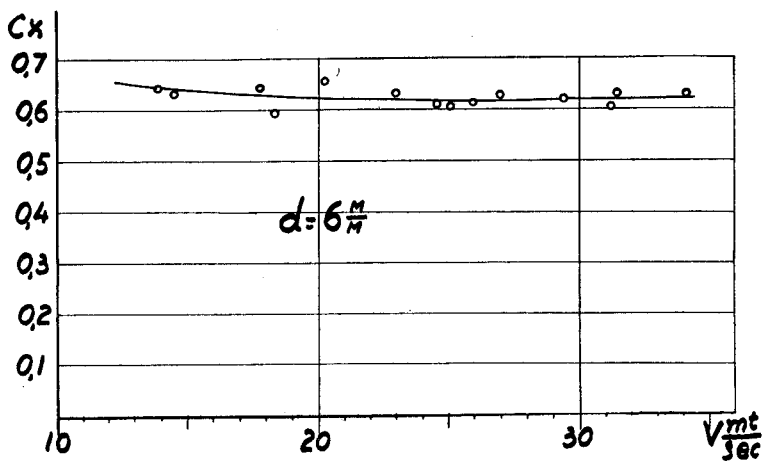
Фиг. 256. Испытание стальной, чистой проволоки,  $d = 1.5 \text{ мм}$ .



Фиг. 257. Испытание стальной, слегка покрытой ржавчиной проволоки,  $d = 2,15 \text{ мм}$ .

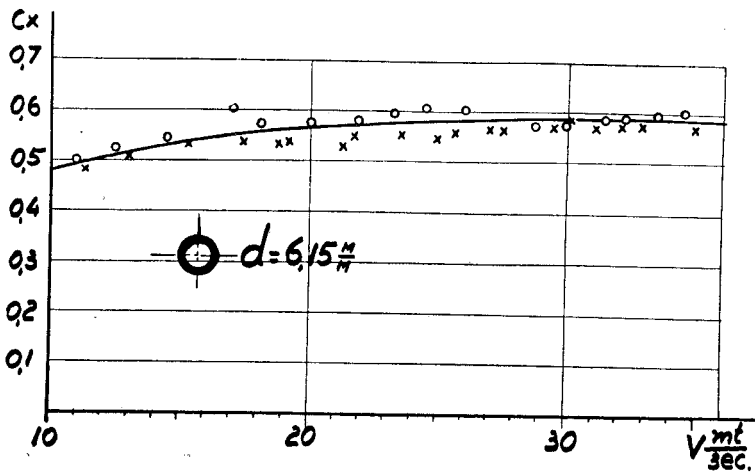


Фиг. 258. Испытание стальной, полированной проволоки,  $d = 5,03 \text{ мм}$ .

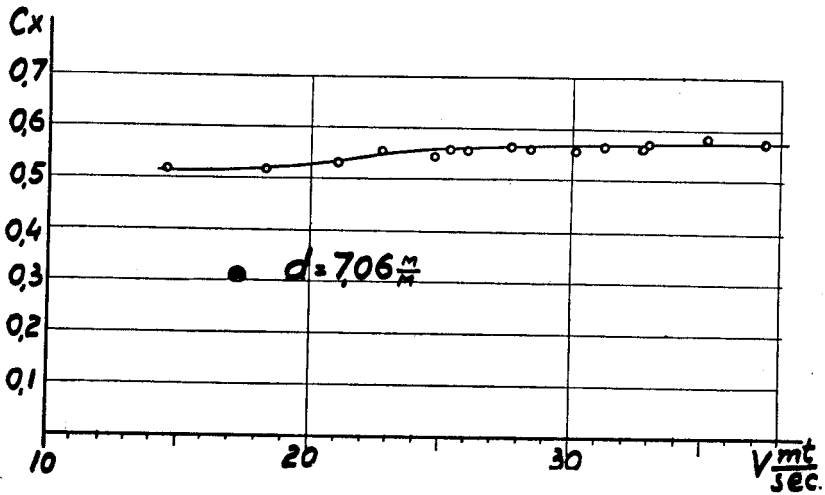


Фиг. 259. Испытание троса,  $d = 6 \text{ мм}$ .

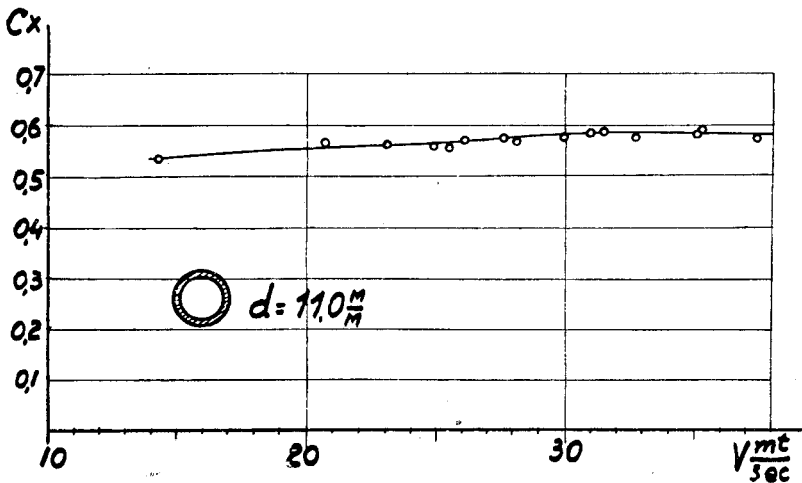




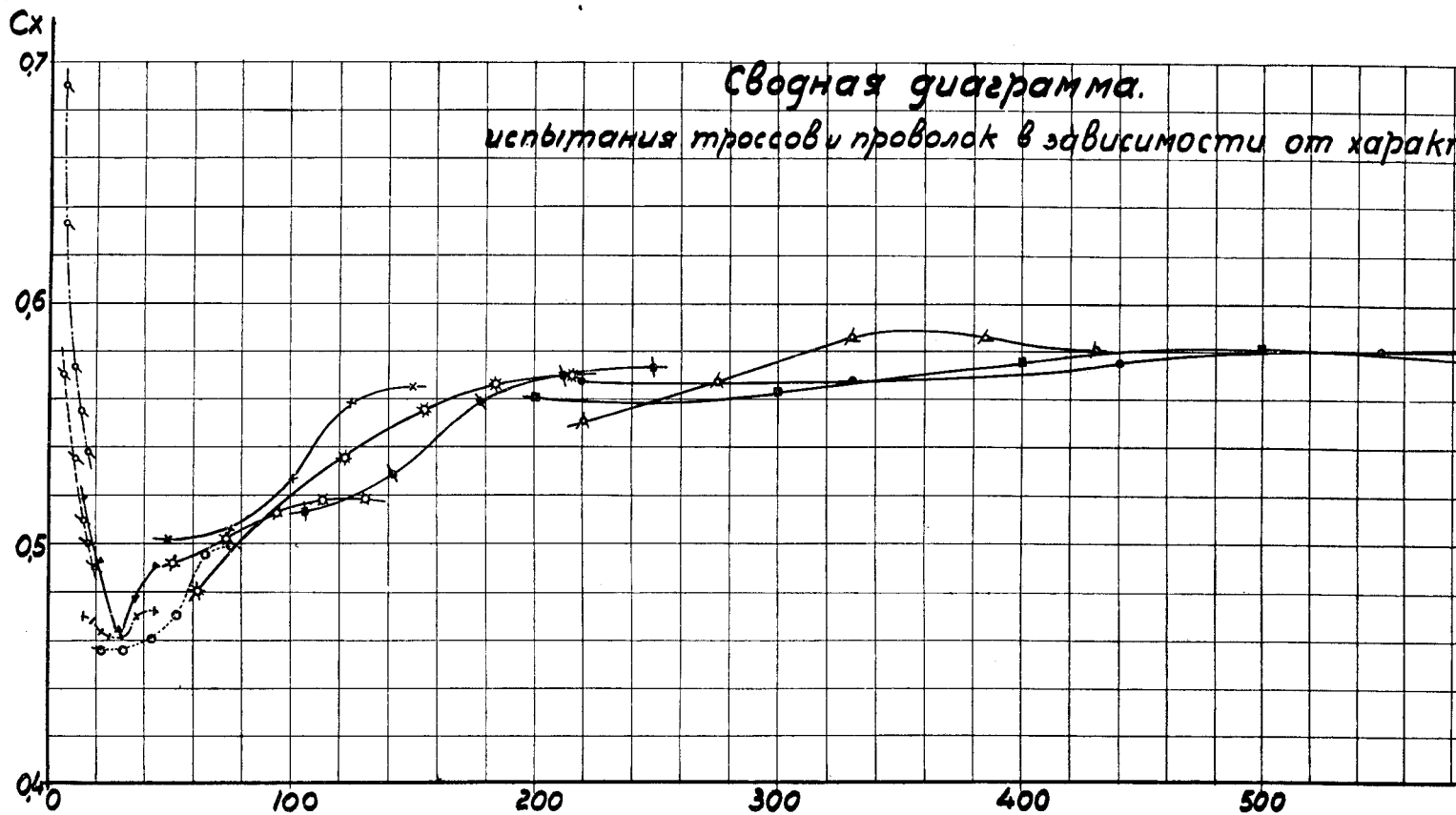
Фиг. 260. Испытание гладкой стальной трубки,  $d = 6,15$  мм.



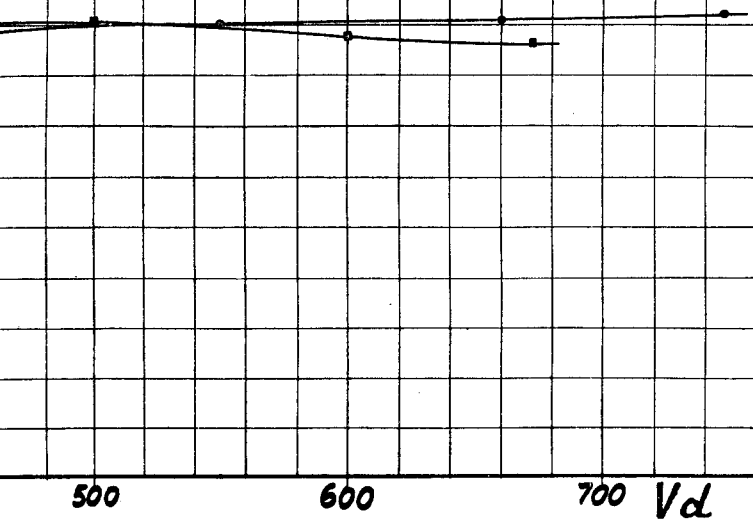
Фиг. 261. Испытание гладкого медного прутка,  $d = 7,06$  мм.



Фиг. 262. Испытание гладкой стальной трубы,  $d = 11$  мм.

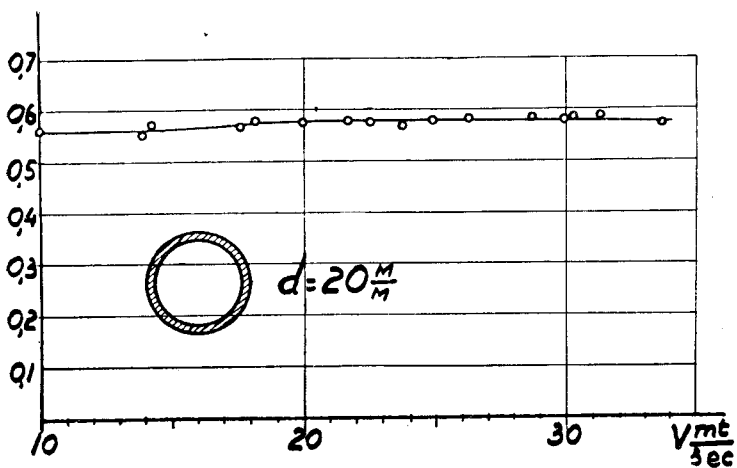


ности от характеристики

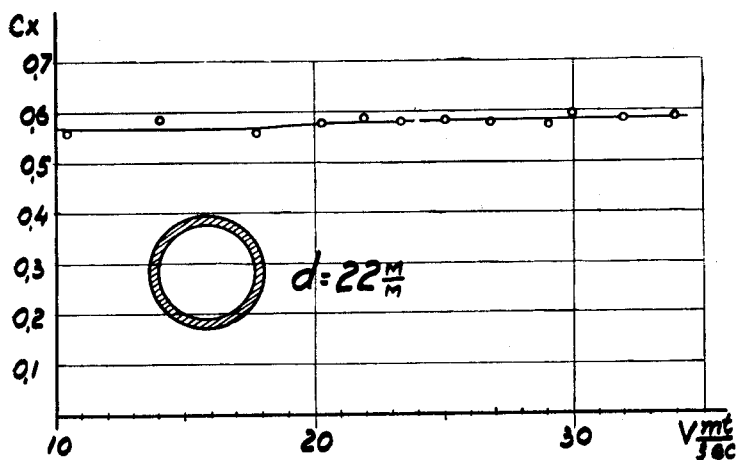


Фиг. 266.

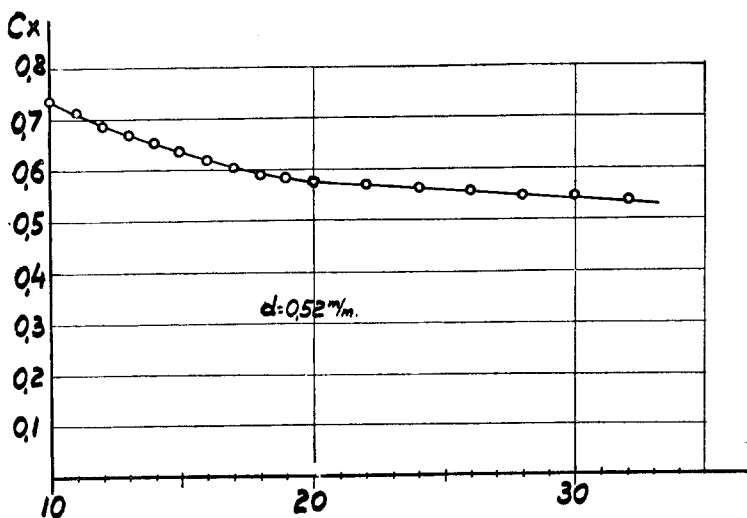
Услов. обознач.	$d_m$	Модель	№ № прот.
—○—○—○—	0,52	Нитка кручен.	
—△—△—△—	0,57	Проволока жел.	817
—+—+—+—	1,25	— " — " — " —	829
—▲—▲—▲—	1,5	— " — стальн.	868
—○—○—○—	2,15	— " — " —	872
—×—×—×—	3,75	Троссы бстрен	831
—×—×—×—	5,03	Проволока	696
—*—*—*—	6,15	Трубка	766
—◆—◆—◆—	7,06	Прутек медн.	767
—△—△—△—	11,0	Труба	796
—■—■—■—	20,0	— " —	793
—●—●—●—	22,0	— " —	794



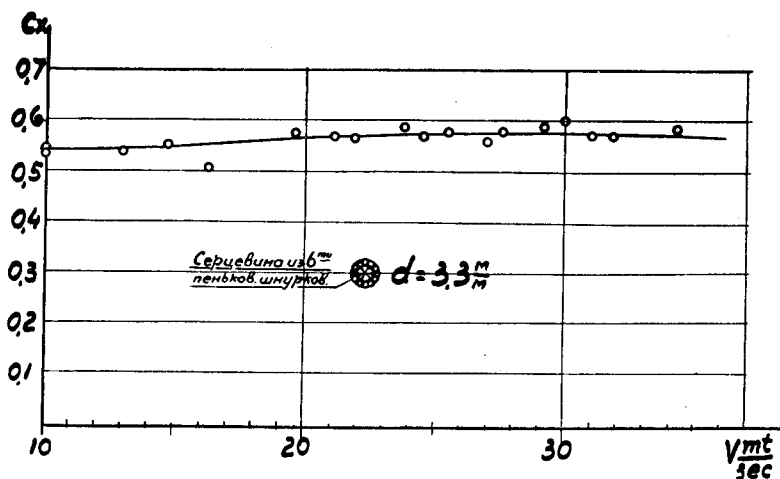
Фиг. 263. Испытание гладкой стальной трубы,  $d = 20 \text{ мм}$ .



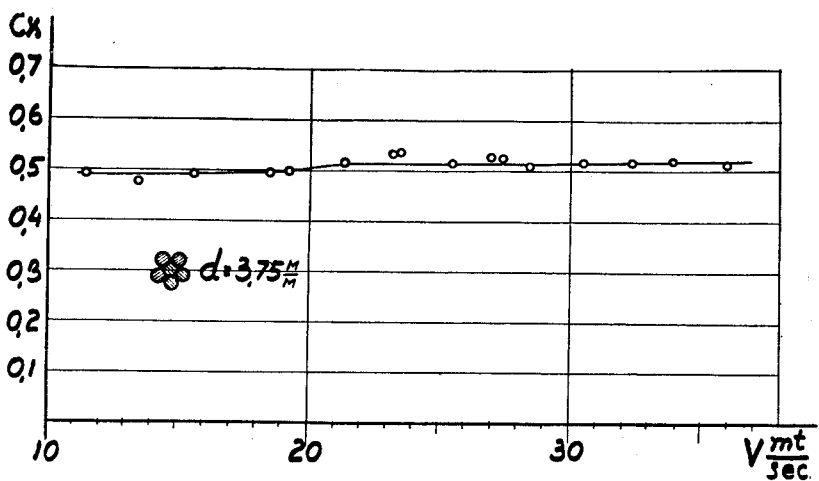
Фиг. 264. Испытание гладкой стальной трубы,  $d = 22 \text{ мм}$ .



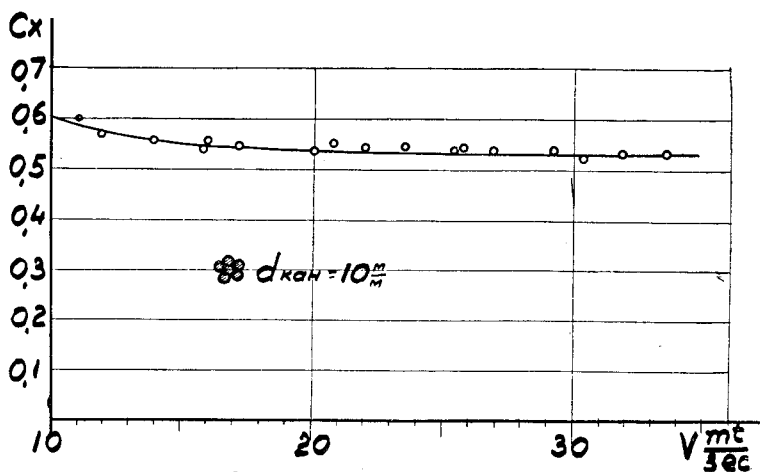
Фиг. 265. Испытание катушечной хлопчатобумажной нити, употребляемой для подвешивания в трубах малых моделей,  $d = 0,52 \text{ мм}$ .



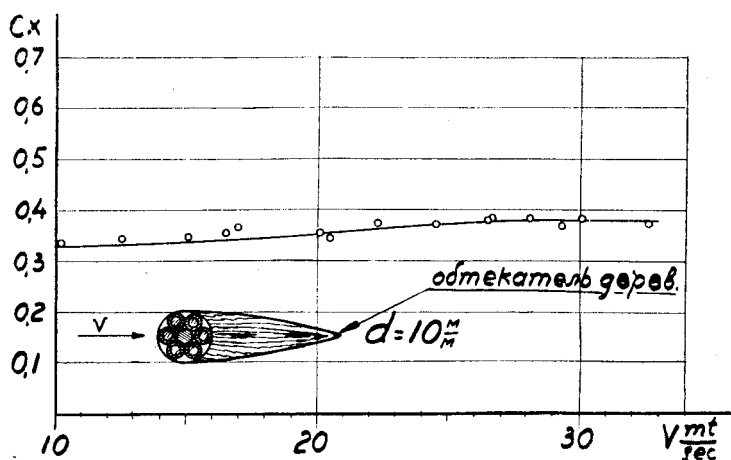
Фиг. 267. Испытание троса с  $d = 3,3$  мм. Плетение 12 проволок  $d = 0,7$  мм на пеньковой сердцевине.



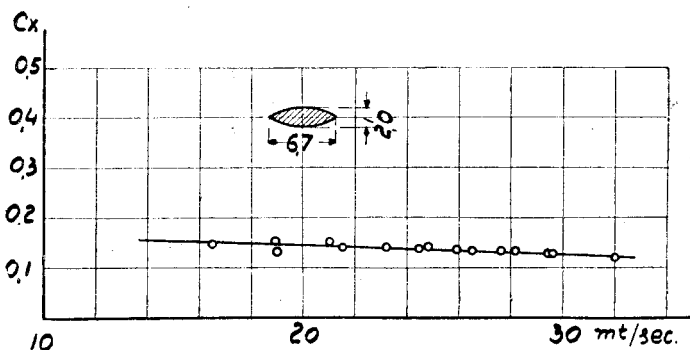
Фиг. 268. Испытание троса с  $d = 3,75$  мм. Плетение 6 стренг.



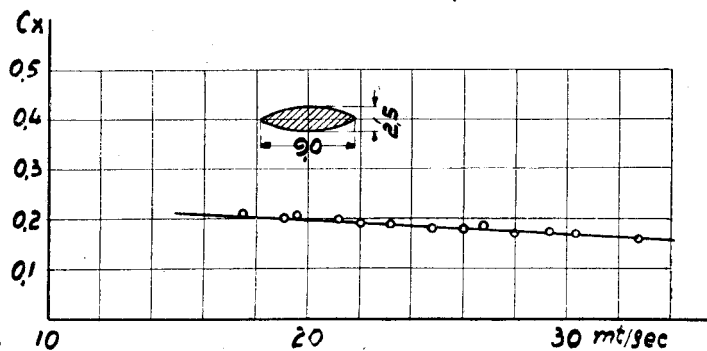
Фиг. 269. Испытание троса с  $d = 10$  мм. Плетение 6 стренг.



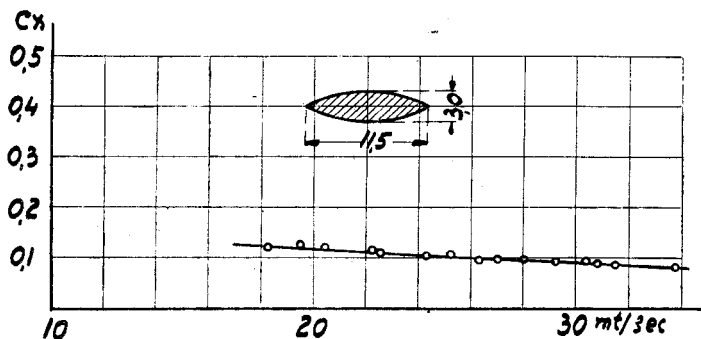
Фиг. 270. Испытание троса с обтекателем  $d = 10 \text{ мм}$ .



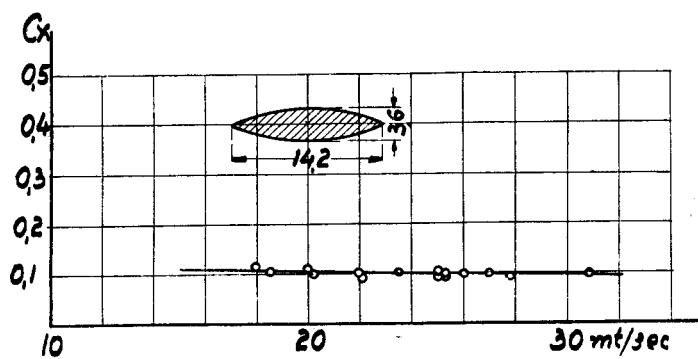
Фиг. 271. Испытание стальной ленты с размерами  $6,7 \times 2,0 \text{ мм}$ .



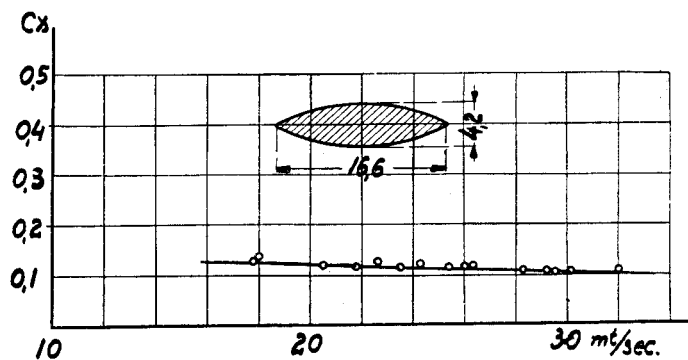
Фиг. 272. Испытание стальной ленты с размерами  $9,0 \times 2,5 \text{ мм}$ .



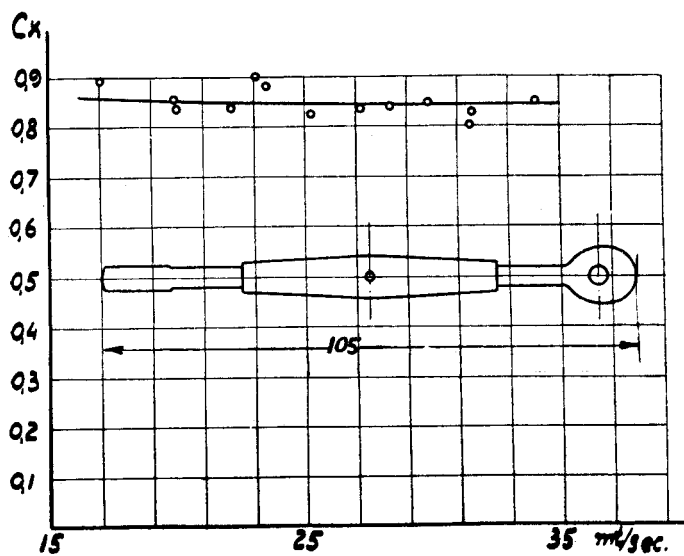
Фиг. 273. Испытание стальной ленты с размерами  $11,5 \times 3,0 \text{ мм}$ .



Фиг. 274. Испытание стальной ленты с размерами  $14,2 \times 3,6$  мм.



Фиг. 275. Испытание стальной ленты с размерами  $16,6 \times 4,2$  мм.



Фиг. 276. Испытание тендера.

## ГЛАВА X.

### Испытания аэропланов лыж и колес.

Значение аэропланов лыж для нашего Союза очень велико, так как при длительности и снежности нашей зимы было бы невозможно без них вообще эксплуатировать зимой самолеты.

Поэтому интерес к лыжам появился у нас очень давно<sup>1)</sup>. Мы можем по праву гордиться тем фактом, что у нас в России были разработаны впервые лыжи современной формы, т.-е. с обтекателями<sup>2)</sup>.

Любопытно, что за границей и до сих пор еще делают иногда самолетные лыжи в виде одной только тонкой подошвы, а это вызывает по нашим опытам увеличение сопротивления примерно в два раза.

Однако, долгое время эти лыжи строились кустарным способом и индивидуально для каждого самолета. При этом часто делались различные конструктивные предложения, оценить которые было совершенно невозможно вследствие отсутствия необходимых цифровых материалов. Вследствие этого Научный Комитет УВВС решил всесторонне исследовать вопрос о работе самолетных лыж.

На Аэродинамическую Лабораторию, которой раньше приходилось испытывать лишь случайные одиночные лыжи, выпала при этом задача исследования всевозможных типов лыж с точки зрения действующих на них в полете аэродинамических сил.

Наших конструкторов интересовал не только вопрос о величине аэродинамического сопротивления лыжи, но и более тонкие вопросы о величине действующих на лыжу опрокидывающих моментов и поперечных сил.

Этими воздействиями определялась толщина резиновых растяжек, удерживающих лыжи в нормальном положении в полете. Было желательно выяснить вопрос о необходимой минимальной толщине этих растяжек, так как ими вызываются добавочные лобовые сопротивления.

Лыжи, испытанные в Лаборатории, резко разделяются на два рода — лыжи в натуру и сильно уменьшенные деревянные модели лыж.

<sup>1)</sup> См. Н. Р. Лобанов. Техника воздухоплавания. 1913 г.

<sup>2)</sup> Заслуга в этом деле принадлежит Аэротехническому заводу и его руководителям Н. Р. Лобанову, М. Ф. Адамчику и А. Л. Кузнецову.



Большинство изготовленных на заводе моделей были очень малыми и первоначально возникали даже сомнения в рациональности их испытания вследствие малости получающихся при этом чисел Рейнольдса. Однако, Научный Комитет интересовал на первых порах лишь сравнительный результат испытания и, кроме того, было необходимо возможно скорее получить подъемную силу и момент лыжи, что могло быть сделано быстро лишь на малых моделях.

Кроме того, заграничные и наши исследования показывают, что размеры моделей или, говоря точнее, Рейнольдсово число влияют, главным образом, на лобовое сопротивление, подъемная же сила и опрокидывающий момент зависят от них мало.

Таким образом, при экспериментировании на малых моделях лыж следовало ожидать получения несколько преувеличенных значений для коэффициента лобовых сопротивлений  $C_x$  и довольно надежных данных относительно поперечной к потоку силы и момента.

Окончательные результаты предполагалось проверить уже на лыжах в натуральный размер.

Опыты было решено вести в трубе № 1, так как в ней было очень легко оперировать с малыми моделями. При этом она работала благодаря малости моделей уже не как плоская труба, а как обычная труба с размерами  $0,3 \times 1,5$  м.

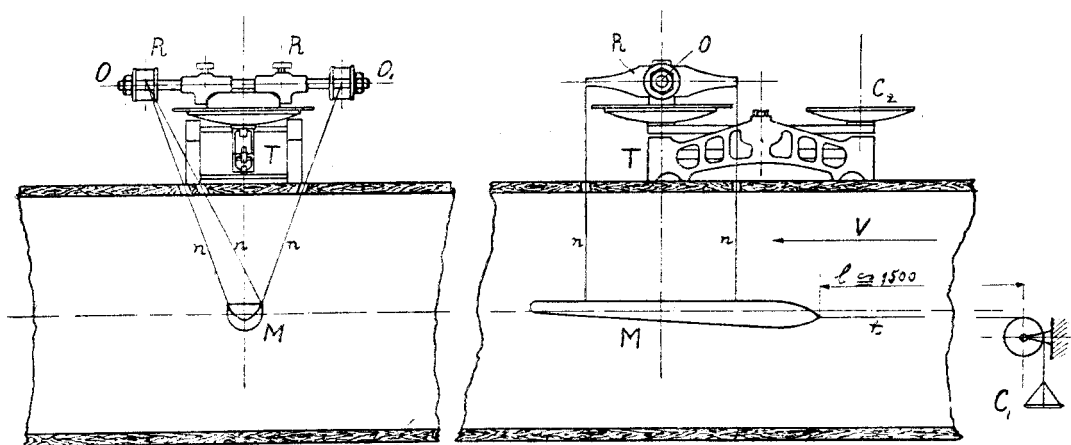
Лишь модель № 10 была испытана в трубе № 2, так как она была очень широка, и если бы опыт велся в трубе № 1, то могло бы сказаться влияние на модель стенок трубы.

При экспериментировании со столь малыми моделями лыж возник целый ряд затруднений. Лобовые сопротивления были определены безо всяких затруднений на ниточном подвесе, аналогичном описанному в главе о фюзеляжах (см. гл. VII), но измерение подъемной силы и моментов потребовало постройки двух специальных приборов, так как развивавшиеся при обдувке малых моделей силы были столь малы, что не могли быть измерены на имевшихся у этой трубы № 1 весах (см. фиг. 12).

Таким образом, для снятия поляр были построены маленькие двухкомпонентные весы (см. фиг. 277). Они несколько напоминают весы Л. Прандтля; модель  $M$  висела у них на нитях  $p$ ,  $p$  и лобовое сопротивление измерялось оттяжкой  $t$  с весовой чашкою  $C_1$ . Подъемная сила передавалась на чашку простых „столовых“ торговых весов  $T$  и измерялась накладыванием гирь на другую их чашку  $C_2$ . Ниточный подвес был прикреплен к особой раме  $R$ , вращающейся около оси  $OO_1$ . Таким образом, было легко изменять угол атаки лыжи. Весы эти оказались вполне удовлетворительными и показали хорошую чувствительность.

Другие весы служили для определения аэродинамического момента, действующего на модель лыжи. Они состояли в основном из оси  $OO_1$ , на которой укреплялась модель  $M$  (см. фиг. 278). Внизу вне аэродинамической трубы к этой оси был прикреплен шкив  $S$ , через

который перекинута нить  $p$ , идущая через блок  $b_1$  к весовой чашке  $C_1$ . Накладывая гири на эту чашку, легко определить момент по формуле  $M = Qr$ , где  $Q$  — груз и  $r$  — радиус шкива  $S^1$ ).

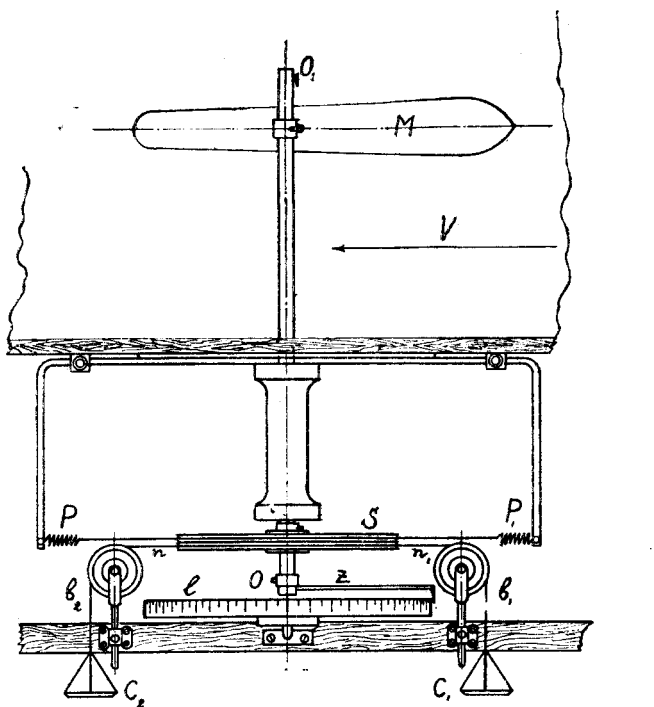


Фиг. 277. Аэродинамические весы для испытания малых моделей лыж.

Угол атаки подошвы лыжи отсчитывался по лимбу  $l$  при помощи стрелки  $Z$ .

И тут возникали на первых порах большие затруднения из-за неустойчивости лыж, и в первых пробных опытах не удавалось даже произвести ни одного измерения. Эти затруднения были преодолены введением сильных стабилизирующих пружин  $P$  и  $P_1$  и чувствительного индикатора, на чертеже не показанного, указывающего малейший поворот оси  $OO_1$ . Для измерения отрицательных моментов прибавлена вторая чашка  $C_2$  и блок  $b_2$ .

В конце концов удалось получить весьма чувствительный прибор, позволивший с большою



Фиг. 278. Аэродинамические весы для определения закидывающего момента малых моделей лыж.

<sup>1</sup>) Весы для опытов с моделями лыж были спроектированы С. Астабатьяном и А. Енгибарьяном. Опыты велись ими же и А. В. Раковским, который произвел также и обработку экспериментов.

точностью построить для моделей кривые коэффициента моментов  $C_m = \frac{M}{\rho S \bar{V}^2 L}$ . При определении этого коэффициента в качестве характерной длины  $L$  мы всюду брали полную длину лыжи, за площадь  $S$  мы брали площадь миделя; положение оси вращения указано на диаграммах. Через  $F$  обозначена опорная площадь лыж.

Таблица моделей лыж. Все размеры в метрах.

№	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
$F \text{ м}^2$	0,065	0,022	0,0197	0,0211	0,0186	0,0149	0,0142	0,0147	0,0142	0,014	0,0138
$L \text{ м}$	0,442	0,443	0,388	0,391	0,491	0,392	0,315	0,315	0,310	0,313	0,313
$S \text{ м}^2$	0,00747	0,00246	0,00179	0,00203	0,00205	0,00167	0,00184	0,00200	0,00160	0,00163	0,00127

Переходим теперь к изложению результатов опытов, произведенных на этих малых моделях. На диаграммах фиг. 281, 284—288, 292, 295, 296, 299 и 302 даны кривые  $C_x$  по скорости потока. На всех кривых при увеличении скорости получилось уменьшение коэффициента  $C_x$ , — это служит признаком, что числа Рейнольдса были во время опыта несколько малыми.

При больших скоростях величина  $C_x$  лежит у лыж без козелка в пределах от 0,15 до 0,20. При этом она мало зависит от формы поперечного сечения и сильно уменьшается при относительном уширении лыжи.

Это особенно ясно получилось на специально построенных для выяснения этого вопроса весьма широких моделях лыжи № 10 и № 24 (см. фиг. 281 и 303). Испытывалась лыжа № 10 в трубе № 2 на приборе „Г“ (см. фиг. 14) и на ниточном подвесе в трубе № 1. Опыты в обоих случаях дали для лобового сопротивления величину  $C_x = 0,1$ .

Модели №№ 12, 20 имели козелки, остальные их не имели.

Из сравнения опытов с этими моделями видим, что постановка козелка очень сильно увеличила коэффициент сопротивления (см. фиг. 285 и 299) и довела его до величины 0,3 т.-е.  $C_x$  от постановки козелка в этих опытах удвоился.

Коэффициенты  $C_y$  и  $C_x$  по  $\alpha$  для этих лыж даны на фиг. 282, 289, 293, 297, 300 и 303. Угол атаки считался по нижней опорной поверхности лыжи. Как видим, подъемная сила у лыж получилась очень небольшая, за исключением модели 10, фиг. 282, что, естественно, объясняется ее шириной. Коэффициент подъемной силы  $C_y$  отнесен во всех диаграммах, как и  $C_x$ , к площади миделя модели.

Уже давно летчики при полетах на самолетах с лыжами жалуются, что при слабой затяжке резиновых растяжек, удерживающих лыжи в правильном положении, лыжи легко закидываются и тогда заметно уменьшается скорость полета.

Из рассмотрения наших диаграмм это становится совершенно понятным, так как при угле атаки в  $10^\circ$  сопротивление лыжи приблизительно удваивается.

Опрокидывающий момент был определен на моделях 10, 15, 16 и 18 (см. фиг. 283, 290, 294 и 298). Он во всех случаях на рабочих углах атаки ( $\pm 10^\circ$ ) оказывается дестабилизирующим. Чем шире лыжа, тем больше этот момент. Округленная форма сечения, по-видимому, несколько его уменьшает. В общем при отклонении на  $10^\circ$  для коэффициента момента получается в среднем величина, близкая к  $C_m = 0,08 - 0,10$ .

Было важно выяснить вопрос, сильно ли скажутся Рейнольдсовы числа на величине этого коэффициента. Для этого модель 15 была испытана на момент при угле атаки  $5^\circ$  при различных скоростях потока. Оказалось (см. фиг. 291), что эта величина практически остается постоянной.

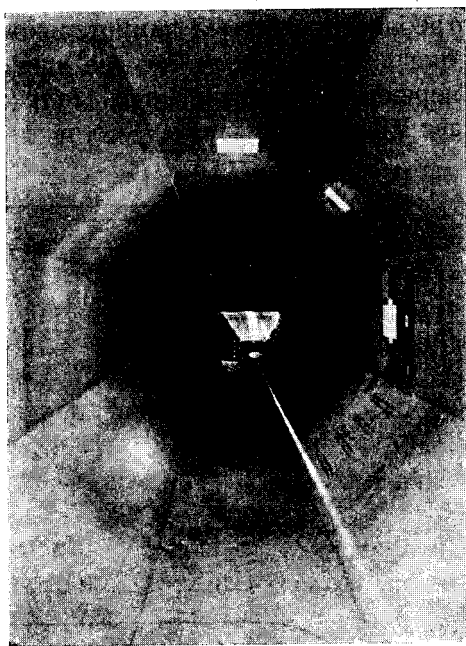
Переходим теперь к опытам с лыжами в натуру.

Таблица лыж, испытанных в натуру.

№	21	22	23
L м	2,730	2,21	2,12
S м <sup>2</sup>	0,076	0,082	0,189

В этих опытах определялся на ниточном подвесе (см. фиг. 279) коэффициент  $C_x$ , а на специальных весах, изображенных на фиг. 280, — коэффициент  $C_m$ .

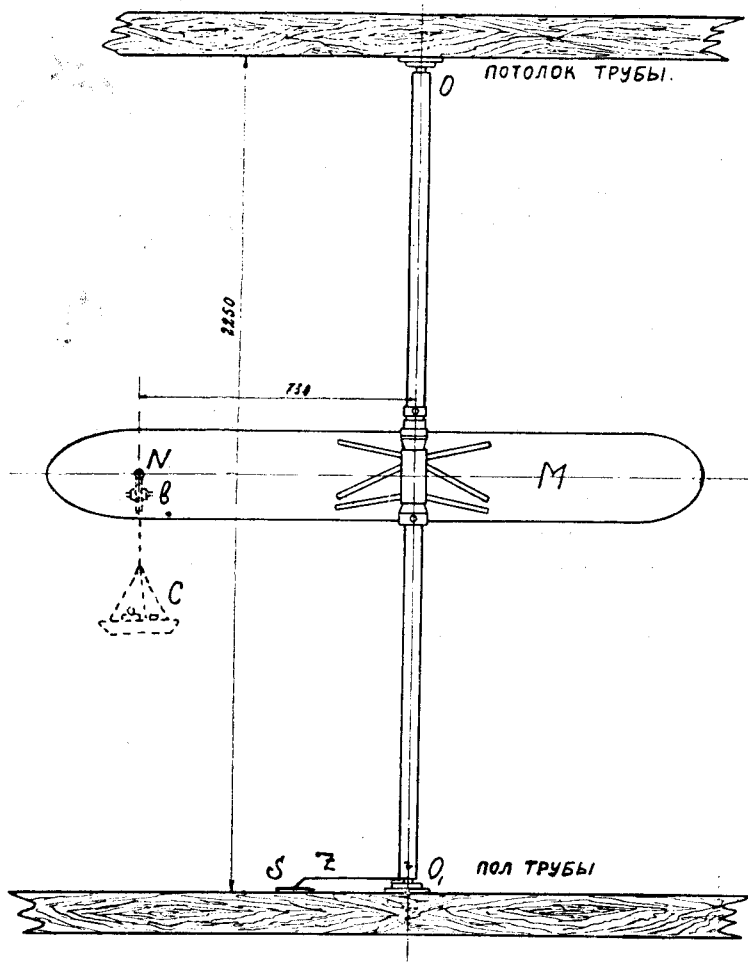
Моментные веса были очень просты. К стальной трубе  $OO_1$ , установленной в точках  $O$  и  $O_1$  на шариковых подшипниках и пяте, прикреплялась самолетная лыжа  $M$ . В точке  $N$  к лыже прикреплялась нить, идущая перпендикулярно плоскости чертежа во вне трубы. Эта нить перекидывалась снаружи трубы через блоки „b“ и имела две весовые чашки  $C$  (на чертеже видна лишь одна), накладывая на которые гири, можно было измерять обычным порядком и момент.



Фиг. 279. Аэропланная лыжа в натуру на проволочном подвесе во второй рабочей части трубы № 3. Диаметр трубы 2,25 мм.

Угол атаки лыжи определялся по шкале  $S$  при помощи стрелки  $Z$ .

При определении лобового сопротивления возникли большие затруднения из-за большого веса самолетных лыж. Вследствие этого потребовалось весьма внимательное приведение лыжи в „нулевое положение“, так как иначе ее вес дает слагающую по направлению нити, измеряющей сопротивление. Подробнее об этом уже было сказано в главе VII при описании опытов с фюзеляжами. Вследствие больших



Фиг. 280. Весы для определения опрокидывающего момента лыж в натуру. Труба № 3, вторая рабочая часть.

размеров лыж, их пришлось испытывать во второй части, в то время только что построенной и еще не вполне законченной трубы № 3. Труба в то время еще не имела спрямляющей решетки, и поток в ней несколько пульсировал. Это вызывало некоторое раскачивание лыжи, что весьма затрудняло ведение опыта и давало большой разброс опытных точек.

В конце концов удалось справиться и с этими затруднениями и получить вполне удовлетворительные диаграммы.

Всего было испытано 3 самолетных лыжи: 2 деревянных—№ 21 и 22 и одна дюралюминиевая—№ 23 (см. фиг. 304—309). Деревянные лыжи имели форму, очень близкую к уже испытанным малым моделям. Поэтому весьма интересно сравнить полученные результаты. Мы видим, что у лыж № 21 и 22 получились коэффициенты  $C_x = 0,18$  и  $0,15$ , т.-е. примерно такие же, какие получались у малых моделей без козелка.

Объяснить это очень легко. Рейнольдсово число должно было особенно сильно отразиться на лобовом сопротивлении именно козелка, так как у лыжи в натуру величина хорд стоек, образующих козелок, была порядка 50 мм, а у модели она равнялась всего лишь 5 мм. В этих условиях в натуре коэффициент стойки будет близок к  $0,04$  (см. опыты со стойками, глава VIII), а у стойки модели он будет близок к коэффициенту сопротивления аэропланнх лент, равному приблизительно  $0,2$ , т.-е. в 5 раз большему. Поэтому козелок в модели давал сопротивление, равное корпусу лыжи, а в натуру он должен давать лишь небольшую часть его.

На лыже № 22 была сделана попытка уменьшить сопротивление козелка, одев на него фанерный обтекатель (см. фиг. 306), однако никакого выигрыша такое устройство не дало.

Форма козелка указана на чертеже пунктиром.

Этот же вопрос исследовался на модели № 24 (см. фиг. 303). Модель № 24 была очень широкою и коэффициент ее сопротивления был поэтому мал. Постановка на нее козелка весьма удобообтекаемой формы увеличила сопротивление на 50%.

Величина коэффициента момента  $C_m$  получалась у лыжи № 22 (см. фиг. 307) весьма близкою к тем, какие были найдены на моделях. Точно также и самый характер кривой  $C_m$  и у лыжи № 21 (см. фиг. 305) близок к найденному ранее. К сожалению, эту лыжу не удалось испытать при больших углах атаки, так как вследствие ее большой длины она слишком близко подходила к стенкам трубы, что могло вызывать нежелательное искажение потока и дать неверные значения для коэффициентов.

Металлическая лыжа № 22 (см. фиг. 308 и 309) имела очень полную форму и вследствие этого ее коэффициент сопротивления имел очень малую величину, а именно:  $C_x = 0,06$ . Коэффициент момента у нее имеет нормальную величину и его кривая имеет обычное протекание по углам атаки (при  $10^\circ - C_m \cong 0,1$ ).

На этих опытах еще раз подтверждается известное положение экспериментальной аэродинамики, по которому при опытах на малых моделях получаются сравнительно надежные результаты лишь для подъемных сил и для моментов, а лобовые сопротивления имеют преувеличенно большие по сравнению с натурою значения.

Обычно при изменении числа Рейнольдса  $R$  в широких пределах величина  $C_x$  изменяется при малых  $R$  по закону, близкому к гипербо-

лическому. На фиг. 310 мы построили эту зависимость для всех испытанных у нас лыж как в натуру, так и на моделях, при чем вместо числа Рейнольдса мы, по примеру Теоретического Отдела ЦАГИ, взяли условную характеристику опыта, равную  $V\sqrt{S}$ , где вместо линейного размера лыжи фигурирует условная длина  $\sqrt{S}$ , т.-е. средний поперечный размер миделя. Коэффициенты для лыж с козелками представлены кружками, а без них — крестиками.

Если через полученные так точки провести средние линии, то получается действительно нормальная картина влияния числа Рейнольдса на коэффициент лобового сопротивления  $C_x$ .

Однако, следует помнить, что здесь изображена не одна модель, а целый их ряд, и при том различной формы. Из того обстоятельства, что на диаграмме все же наметилась некоторая средняя линия, следует, что для лыж важен не столько один какой-нибудь из характерных размеров, а средний размер, — в данном случае  $\sqrt{S}$ .

В общем для нормальной лыжи получается в среднем для больших скоростей коэффициент  $C_x \cong 0,18$ .

Для удобства сравнения различных лыж лучше вместо этого коэффициента брать коэффициент  $C_{x0} = \frac{Q}{\rho F V^2}$ , отнесенный к опорной площади  $F$  лыжи, так как размеры лыжи на самолете определяются именно этою величиною, получающеюся из расчета лыжи на проваливание в снег; так, например, по нашим техническим условиям, давление на снег не должно превышать 1000 кг на  $m^2$ . Для нормальных лыж получается в среднем  $\frac{F}{S} \cong 11$ . Тогда  $C_{x0} \cong 0,016$ .

Любопытно, что хотя у металлической лыжи  $C_x = 0,07$ , однако  $C_{x0} = 0,07 \frac{S}{F} \cong 0,07 \cdot \frac{1}{3} = 0,023$ , т.-е. сопротивление ее на 1  $m^2$  опорной поверхности больше, чем у обыкновенной лыжи. Из этого следует, что при выработке рациональной формы лыжи нужно непременно исходить из коэффициента  $C_{x0}$ , а не из простого коэффициента лобового сопротивления  $C_x$ .

При этом нужно еще к сопротивлению лыж прибавлять и сопротивление ее креплений, т.-е. расчальных проволок и резиновых, пружинящих стяжек.

Для выяснения вопроса о сопротивлении стяжек мы сделали специальный опыт на троссовом приборе трубы № 1 (см. фиг. 253) с двумя нормальными растяжками (см. фиг. 311 и 312). В виду неудобства применения в данном случае абсолютных коэффициентов, был взят коэффициент  $R_x$ , дающий сопротивление по формуле:

$$Q = R_x \cdot V^2.$$

Из графика фиг. 311 видно, что  $R_x$  достигает величины 0,0006.

Изображенная на фиг. 312 стяжка состояла собственно из стяжки (амортизационный шнур  $d = 12,2$  мм) и предохранительной проволоки  $d = 2$  мм, идущей позади нее. Такое устройство обычно и применяется на самолетах.

При сильной затяжке этой стяжки она при обдувке не вибрировала, и коэффициент  $R_x$  у нее получился равным 0,0007.

Если эту стяжку испытывать в слабо натянутом состоянии, то она сильно вибрирует и ее лобовое сопротивление возрастает и достигает величины 0,0008, т.-е. увеличивается на 30%.

Легко видеть, что общее сопротивление лыжной установки довольно велико. Так, для самолета со скоростью полета в 50 м/сек. и весом в 2500 кг получим для лыж с  $F = 2,5$  м<sup>2</sup>, имеющих 4 стяжки, из которых две с предохранительной проволокою, следующие сопротивления:

от лыжи:

$$Q_{\text{л}} = C_{\text{хо}} \rho F V^2 = 0,016 \cdot \frac{1}{8} \cdot 2,5 \cdot 50^2 = 12,5 \text{ кг},$$

от 2 стяжек с проволокою:

$$Q_{\text{сп}} = 2 R_x V^2 = 2 \cdot 0,0007 \cdot 50^2 = 3,5 \text{ кг},$$

от 2 стяжек без проволоки:

$$Q_c = 2 \cdot R_x V^2 = 2 \cdot 0,0006 \cdot 50^2 = 3 \text{ кг}$$

Всего:

$$Q = Q_{\text{л}} + Q_{\text{сп}} + Q_c = 19 \text{ кг}.$$

Это сопротивление при коэффициенте полезного действия винта  $\eta = 0,7$  возьмет от мощности мотора:

$$N = \frac{Q V}{\eta \cdot 75} = \frac{19 \cdot 50}{0,7 \cdot 75} \cong 18 \text{ л. с.}$$

Интересно сравнить сопротивление лыж с сопротивлением колес.

На фиг. 313, 314 даны два колеса с затянутыми спицами, испытанные в нашей Лаборатории на ниточном подвесе (см. фиг. 315). Как видим, у одного колеса получился  $C_x = 0,19$ , а у другого, большего диаметра,  $C_x = 0,12$ . Коэффициенты отнесены у колес к условной площади  $S = bD$ , где  $D$  — диаметр покрышки и  $b$  — ее ширина.

В среднем для колес с затянутыми спицами можно считать  $C_x \cong 0,16$ .

Для условий предыдущего примера можно взять размер колеса, равный  $800 \times 150$  мм. Принимая для него  $C_x = 0,16$ , получим сопротивление:

$$Q_k = C_x \rho S V^2 = 0,16 \cdot \frac{1}{8} \cdot 0,8 \cdot 0,15 \cdot 50^2 = 6 \text{ кг},$$

а для двух колес —  $6 \times 2 = 12$  кг.



Таким образом, лыжная установка дает увеличение сопротивления на  $\frac{19-12}{12} \cdot 100 \cong 60\%$  по сравнению с колесами. При этом сопротивление самого корпуса лыжи равно 12,5 кг, т.-е. оно очень близко к сопротивлению колеса.

Путь к уменьшению сопротивления лыжной установки заключается в уничтожении внешней ее расчалки, для чего можно помещать все пружины внутри корпуса лыжи. Эта идея и была использована в испытанной у нас металлической лыже. Другой путь предлагает Н. Р. Лобанов. У него опрокидывающий аэродинамический момент лыжи уничтожается прикрепленным в конце ее стабилизатором.

Однако, для современного самолета с мотором в 420 л. с. сопротивление стяжек является сравнительно ничтожной величиной. Так, принимая его по предыдущему примеру в 6,5 кг, получим потребную на него затрату мощности в виде:

$$N = \frac{Q \cdot V}{\eta \cdot 75} = \frac{6,5 \cdot 50}{0,7 \cdot 75} = 6,2 \text{ л. с.}$$

Следовательно, при моторе в 420 л. с. она составит всего лишь  $\frac{6,2}{420} \cdot 100 \cong 1,5\%$  от мощности мотора, т.-е. величину сравнительно ничтожную.

При подобных исследованиях обычно совершенно не учитывается вес лыж. Для его учета, т.-е. для более правильного сравнения лыж, нужно рассматривать их с точки зрения их „авиационного веса“. Под этим термином понимается тот добавочный вес, каким можно будет нагрузить самолет, если с него снять исследуемую деталь, — в данном случае лыжу.

По этому правилу мы видим, что, во-первых, мы при такой операции получим вес лыжи со стяжками  $G$  и, кроме того, уменьшим сопротивление самолета на величину  $Q$ .

Если теперь несколько увеличить подъемную силу крыльев, увеличив угол атаки самолета, и довести полное сопротивление самолета до прежней величины, то при его качестве  $x = \frac{P}{Q}$  мы сможем догрузить его на величину  $x Q$ .

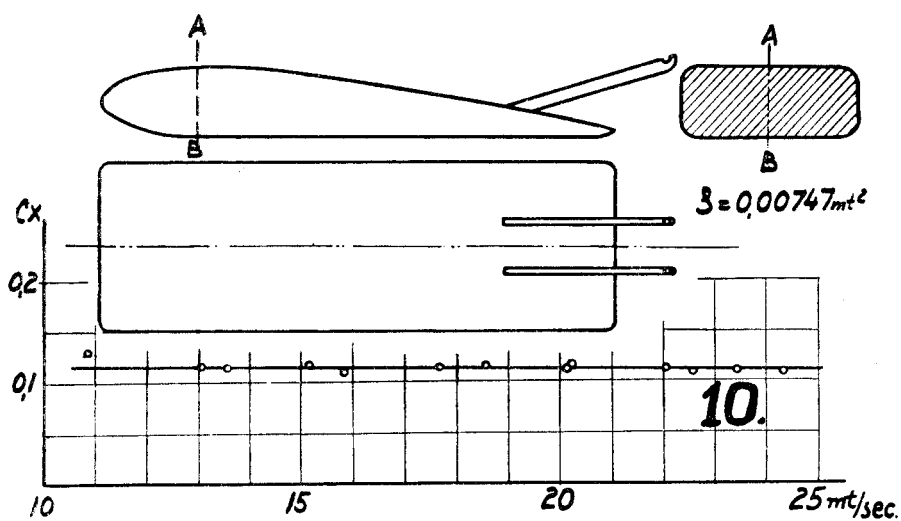
Таким образом, авиационный вес лыжи будет равен

$$G + x (C_x \rho S V^2 + R_x V^2).$$

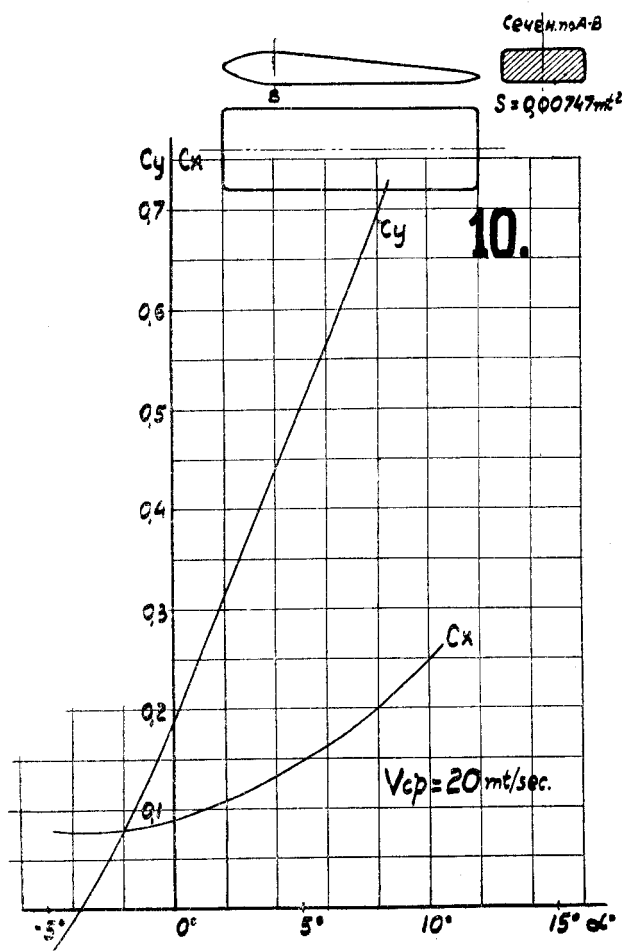
Отнеся этот авиационный вес к 1 м<sup>2</sup> опорной площади лыжи  $F$  и разделив все выражение на  $\rho V^2$ , получим величину:

$$j = \frac{G + x (C_x \rho S V^2 + R_x V^2)}{F \rho V^2}.$$

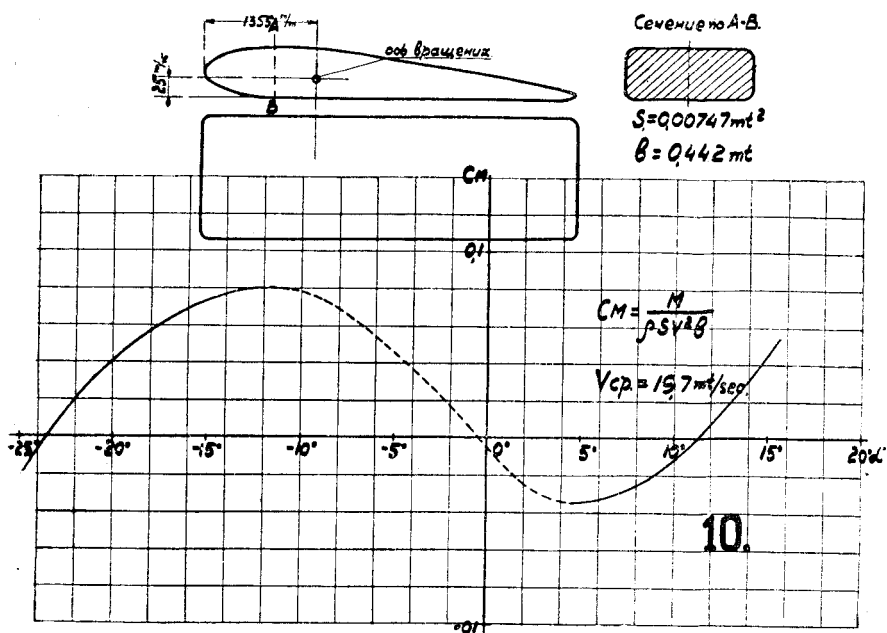
Этой величиной и следует руководствоваться при выборе для самолета таких деталей, как лыжи или колеса.



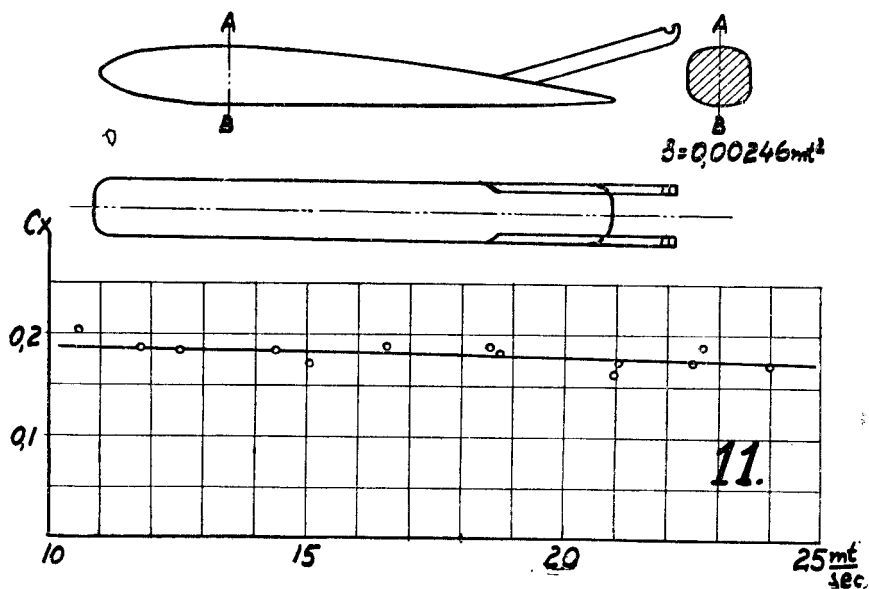
Фиг. 281. Лобовое сопротивление модели широкой лыжи № 10 на разных скоростях.



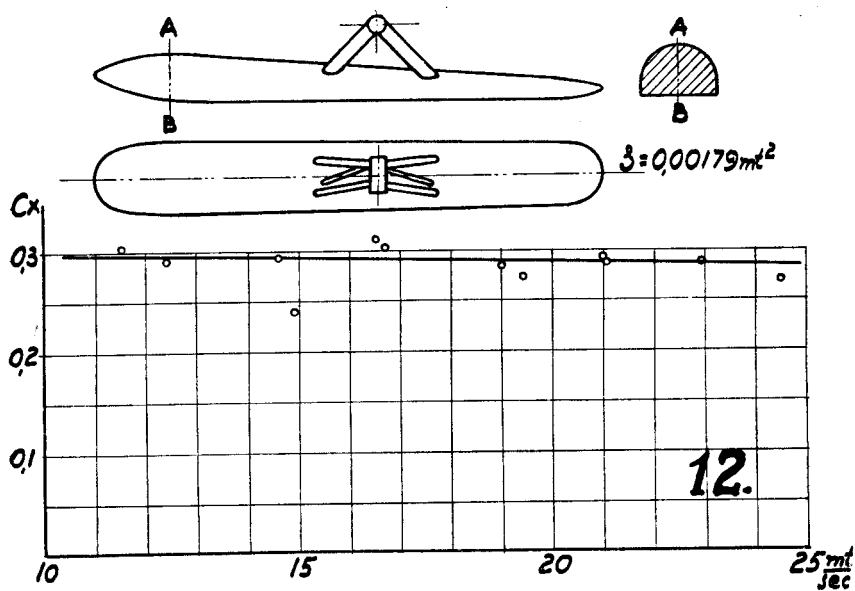
Фиг. 282. Подъемная сила и лобовое сопротивление модели лыж № 10 на разных углах атаки. Средняя скорость потока 20 м/сек.



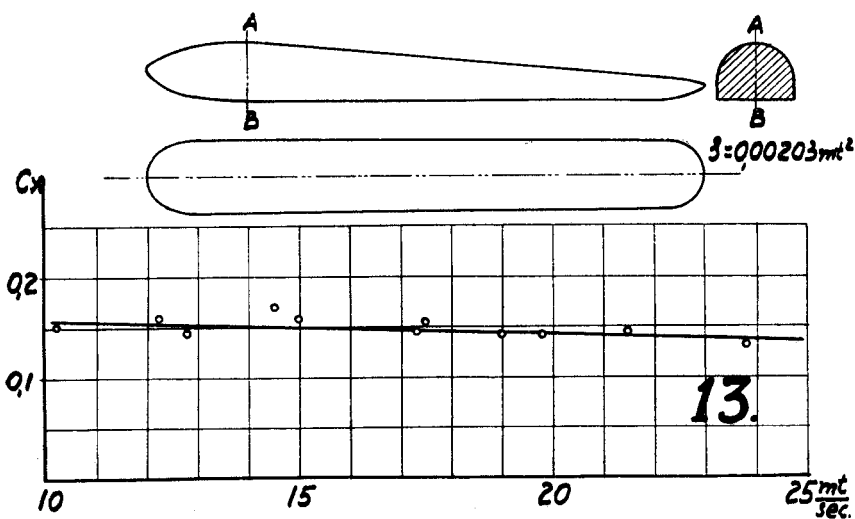
Фиг. 283. Опрокидывающий модель лыжи № 10 аэродинамический момент.



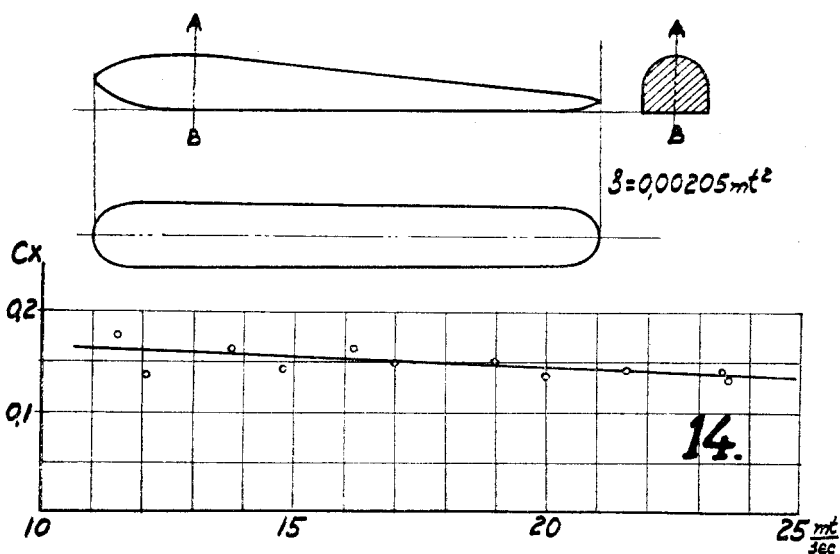
Фиг. 284. Лобовое сопротивление модели лыжи № 11 на разных скоростях.



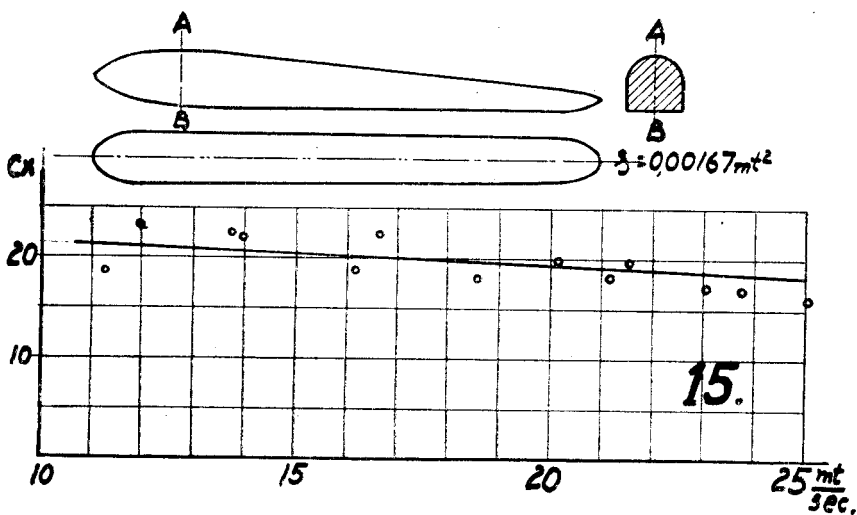
Фиг. 285. Лобовое сопротивление модели лыжи № 12 на разных скоростях.



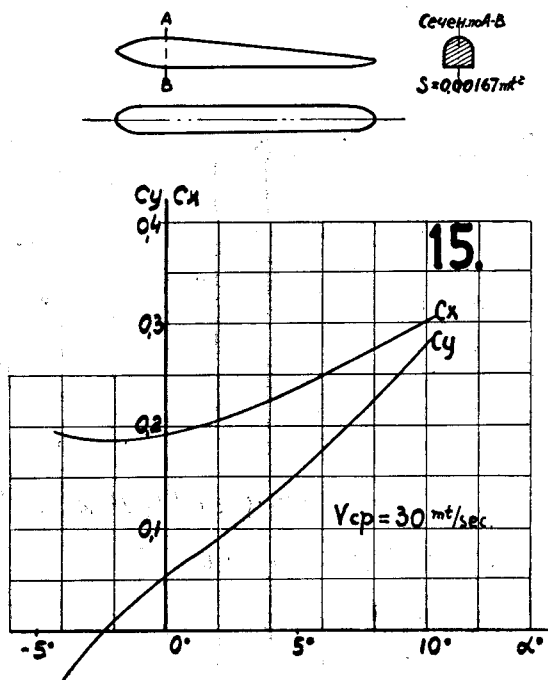
Фиг. 286. Лобовое сопротивление модели лыжи № 13 на разных скоростях.



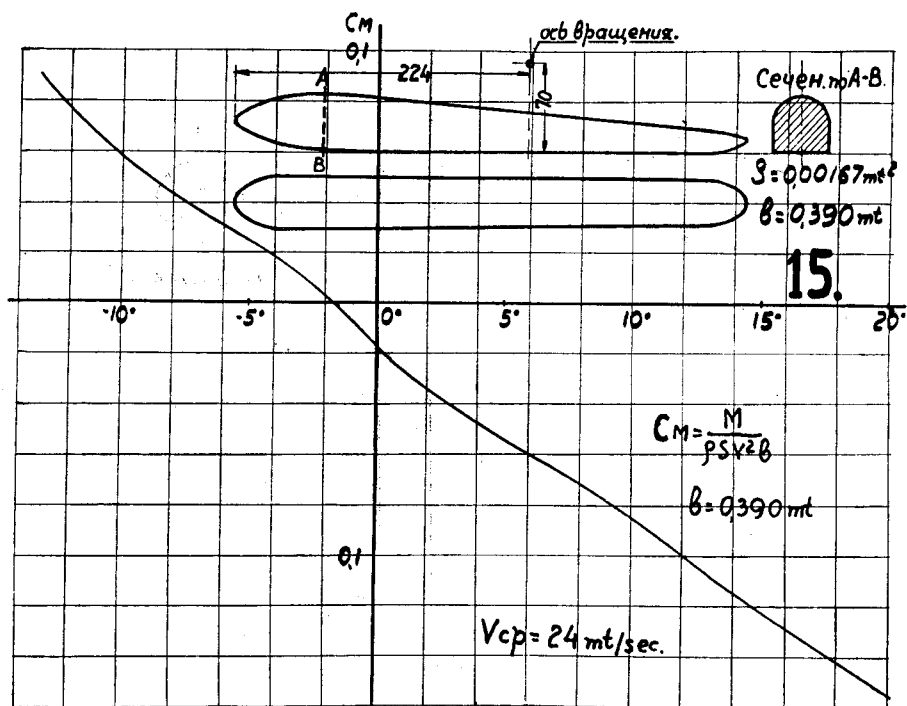
Фиг. 287. Лобовое сопротивление модели лыжи № 14 на разных скоростях.



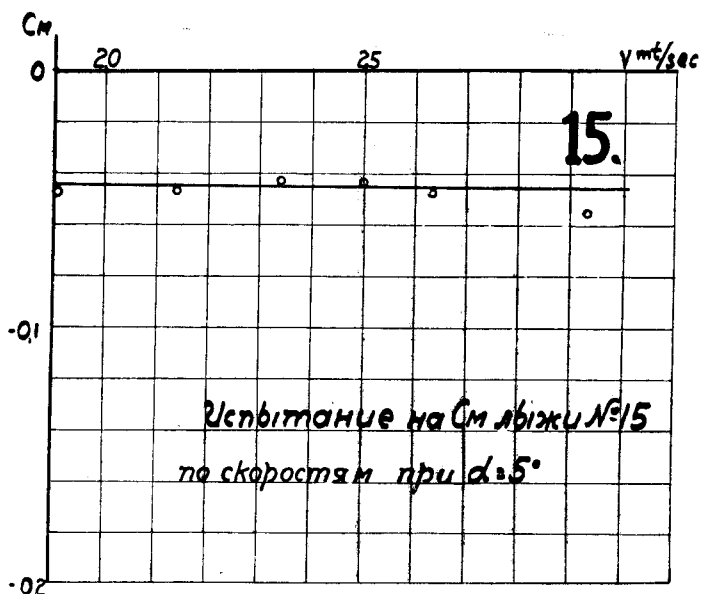
Фиг. 288. Лобовое сопротивление модели лыжи № 15 на разных скоростях.



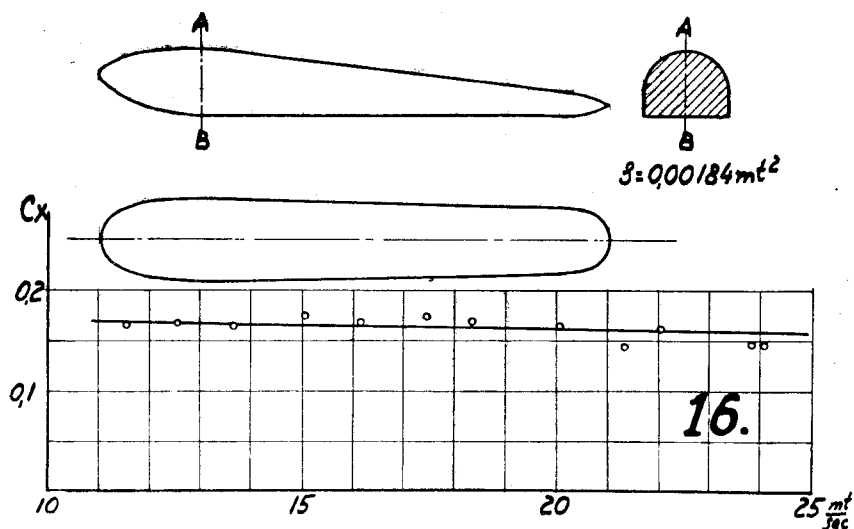
Фиг. 289. Подъемная сила и сопротивление модели лыжи № 15 при разных углах атаки. Средняя скорость потока 30 м/сек.



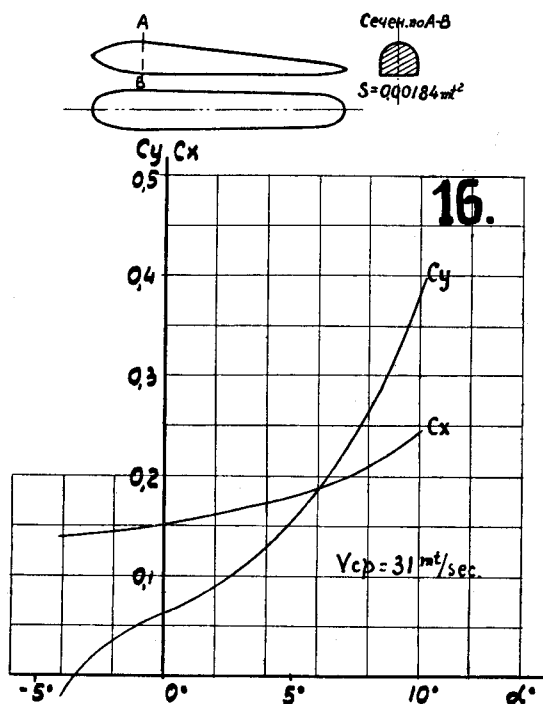
Фиг. 290. Опрокидывающий момент модели лыжи № 15. Средняя скорость потока 24 м/сек.



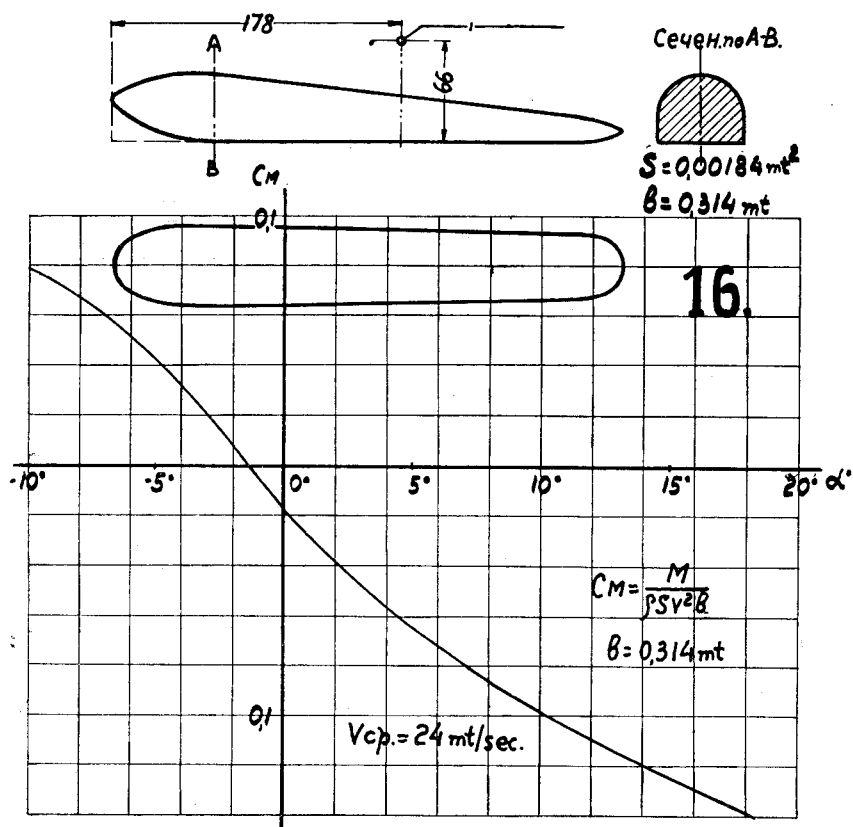
Фиг. 291. Опрокидывающий момент модели лыжи № 15 при угле атаки  $5^\circ$  и при разных скоростях потока.



Фиг. 292. Лобовое сопротивление модели лыжи № 16 на разных скоростях.

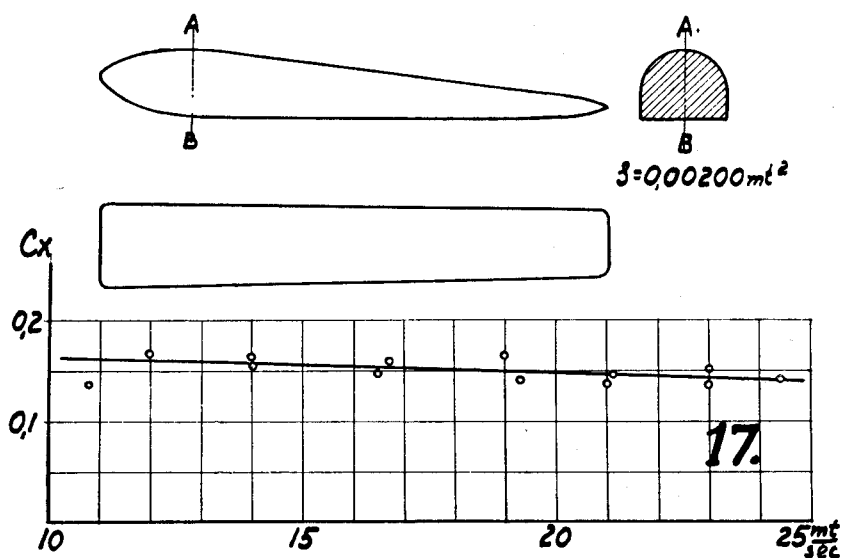


Фиг. 293. Подъемная сила и лобовое сопротивление модели лыжи № 16 на разных углах атаки.

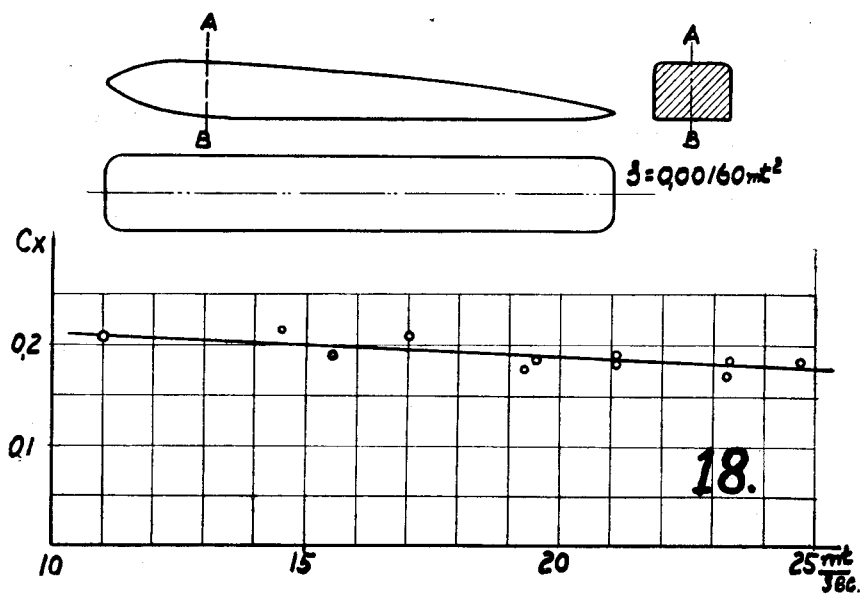


Фиг. 294. Опрокидывающий момент лыжи № 16.

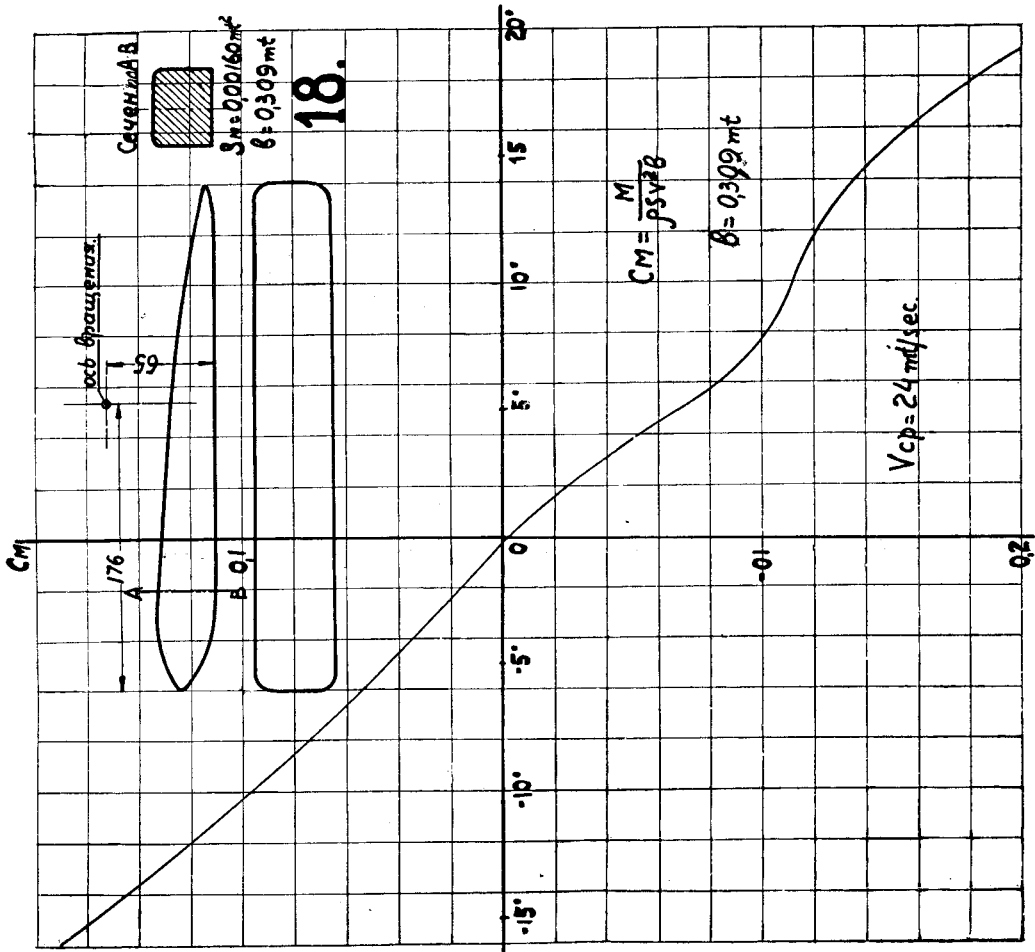




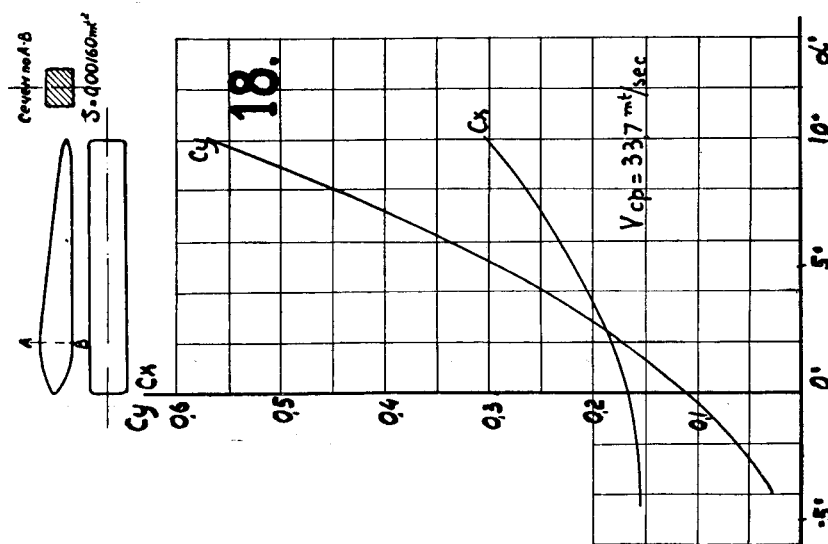
Фиг. 295. Лобовое сопротивление модели лыжи № 17 на разных скоростях.



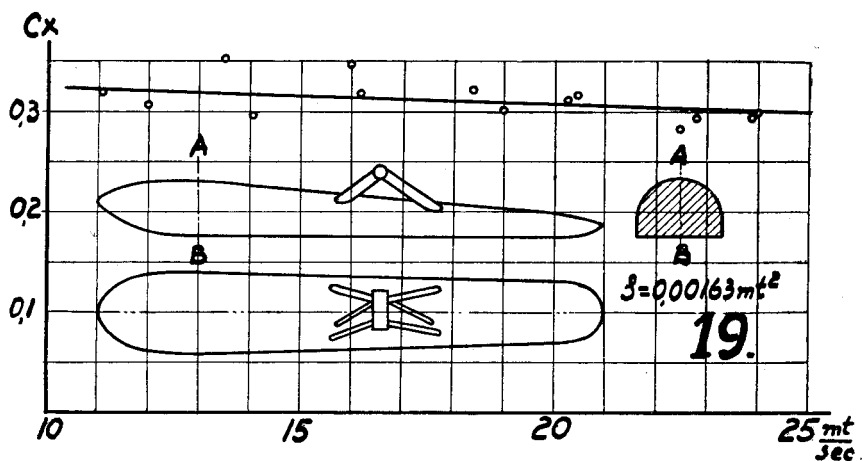
Фиг. 296. Лобовое сопротивление модели лыжи № 18 на разных скоростях.



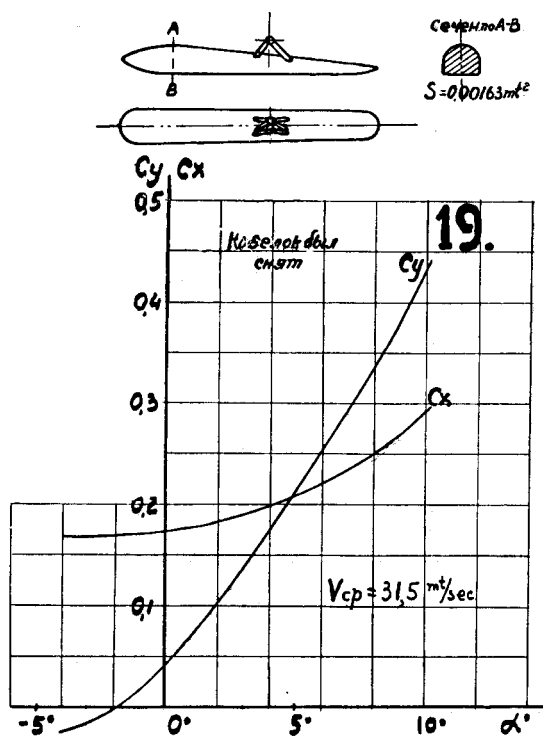
Фиг. 298. Опрокидывающий момент модели лыжи № 18.



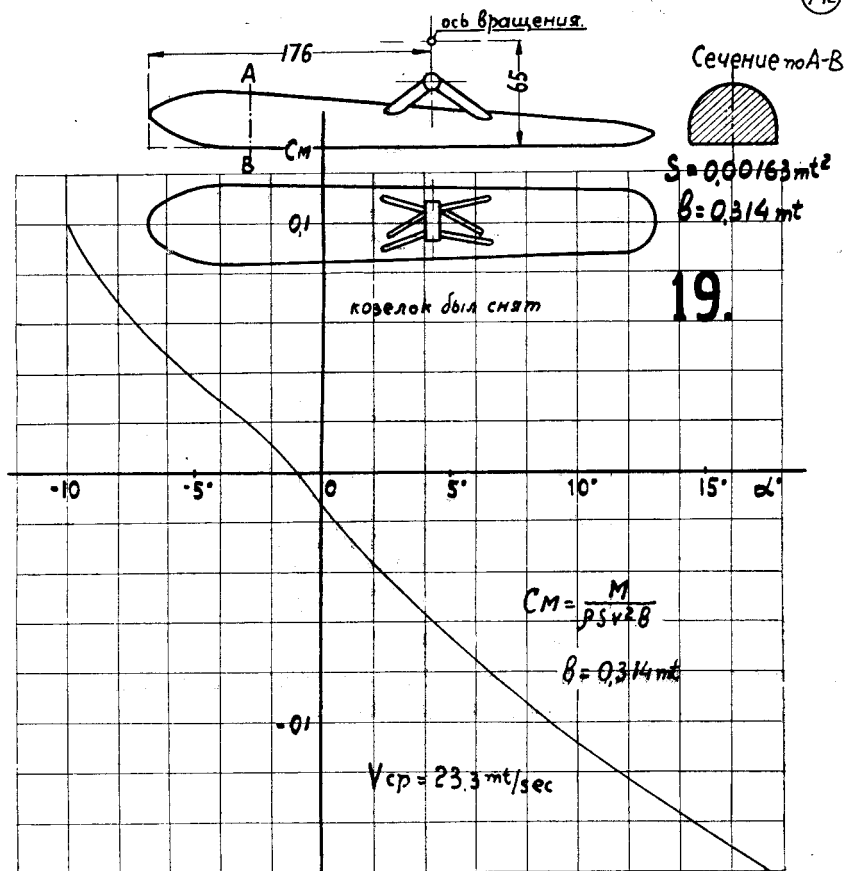
Фиг. 297. Подъемная сила и лобовое сопротивление модели лыжи № 18.



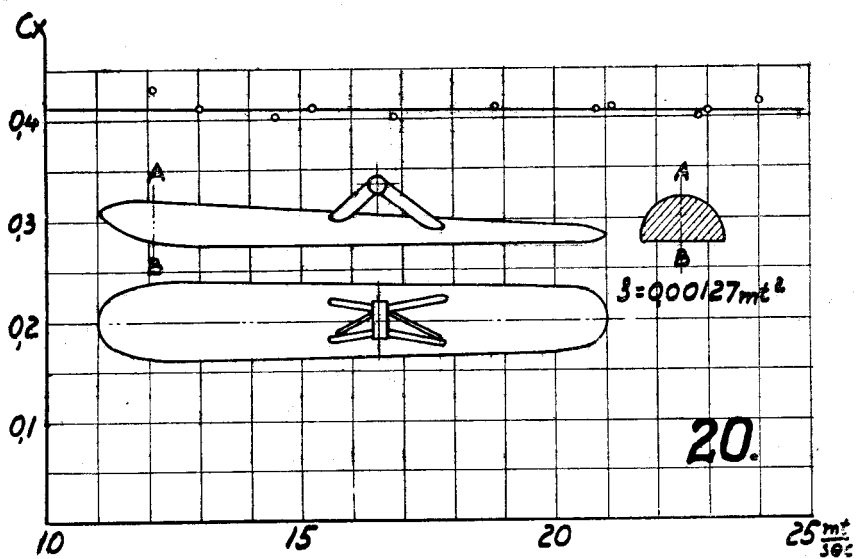
Фиг. 299. Лобовое сопротивление модели лыжи № 19 на разных скоростях.



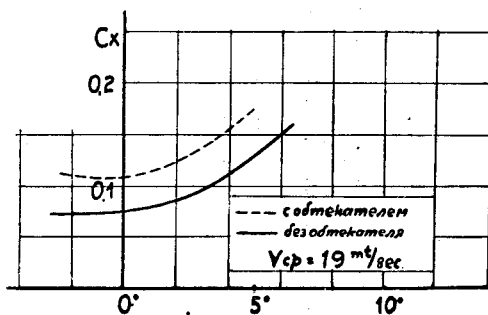
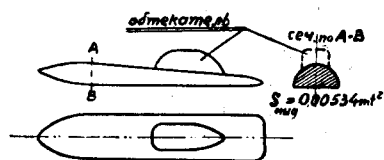
Фиг. 300. Подъемная сила и лобовое сопротивление модели лыжи № 19 на разных углах атаки.



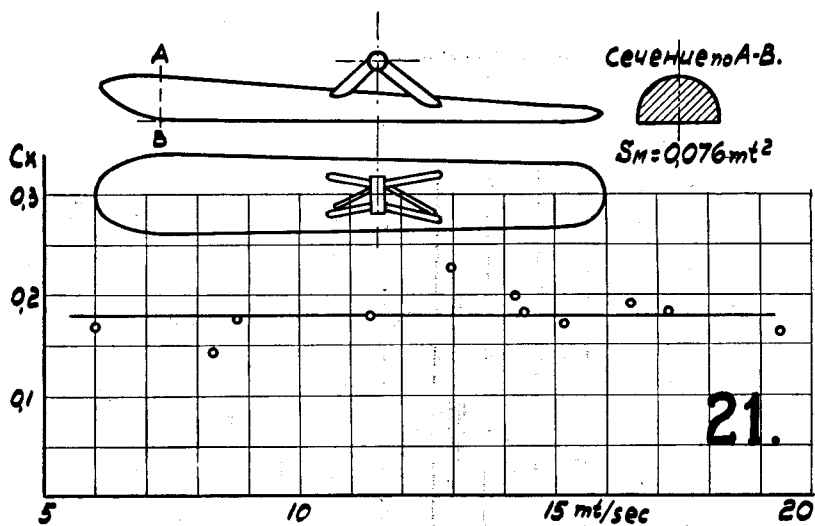
Фиг. 301. Опрокидывающий момент модели лыжи № 19.



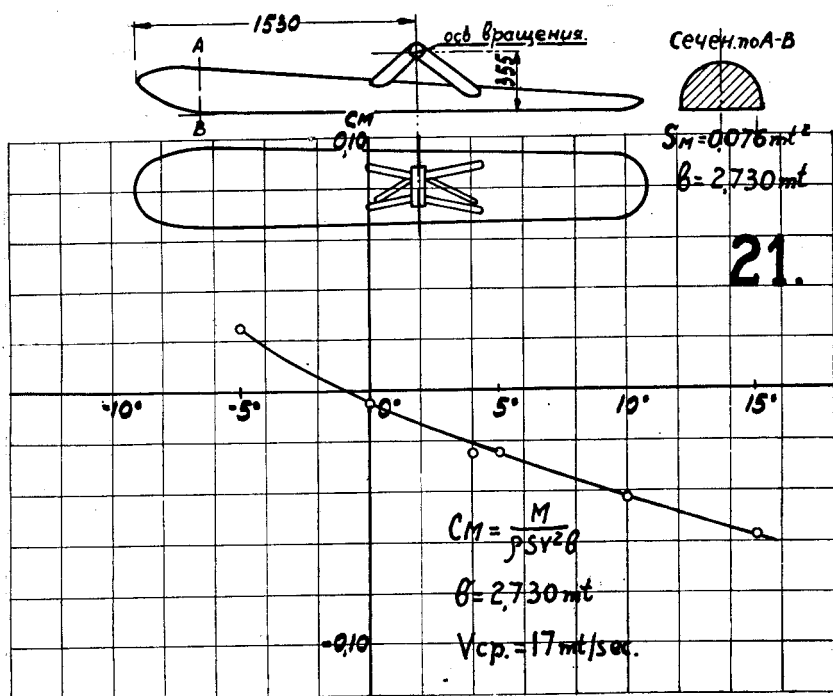
Фиг. 302. Лобовое сопротивление модели лыжи № 20 на разных скоростях.



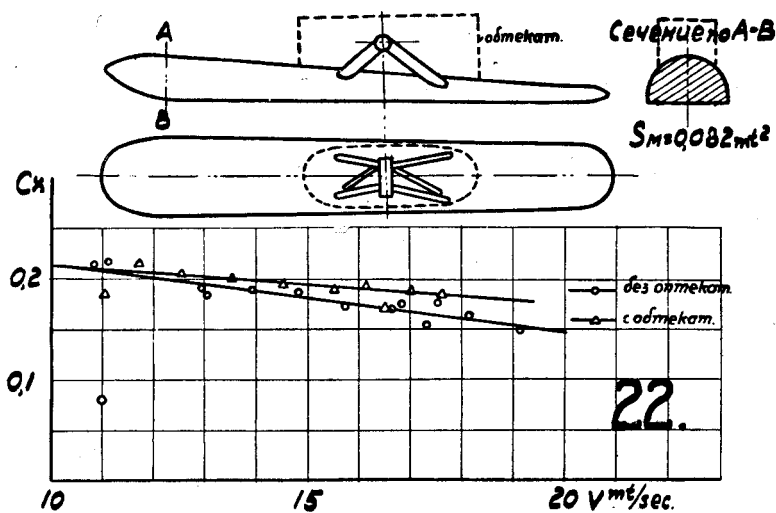
Фиг. 303. Лобовое сопротивление модели лыжи № 24 с обтекаемым козелком и без него на разных углах атаки.



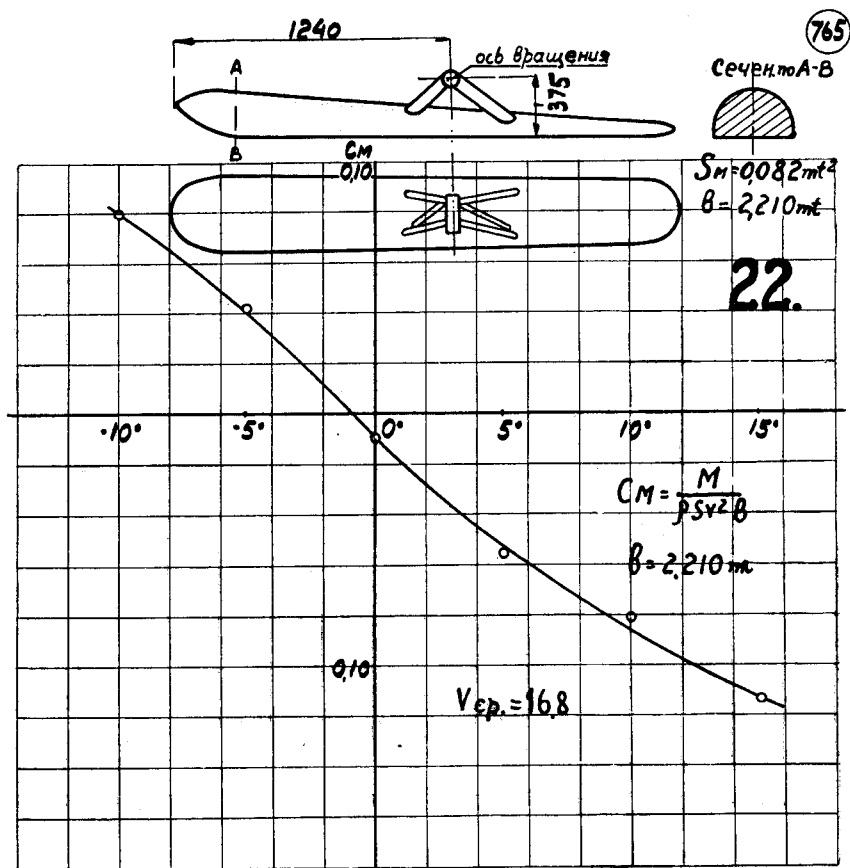
Фиг. 304. Лобовое сопротивление лыжи № 21 в натуру по скорости.



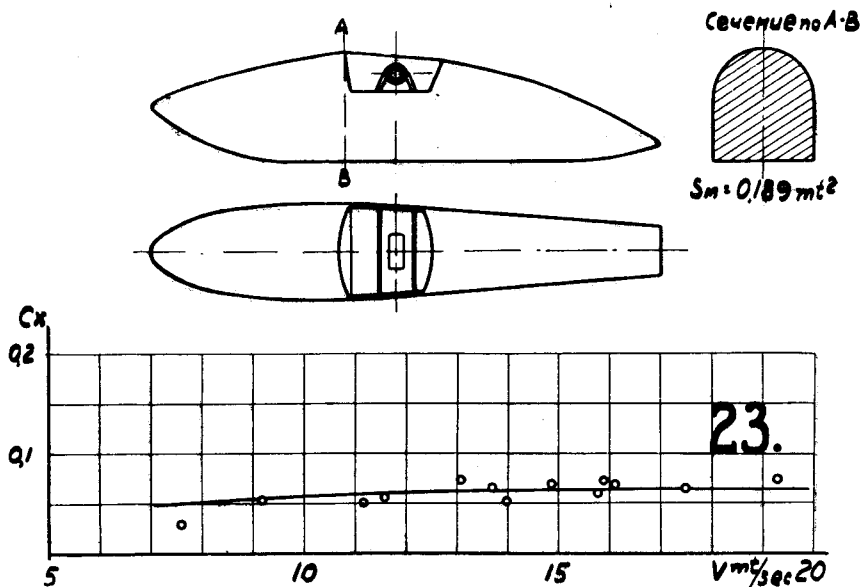
Фиг. 305. Опрокидывающий момент лыжи № 21 в натуру по углам атаки.



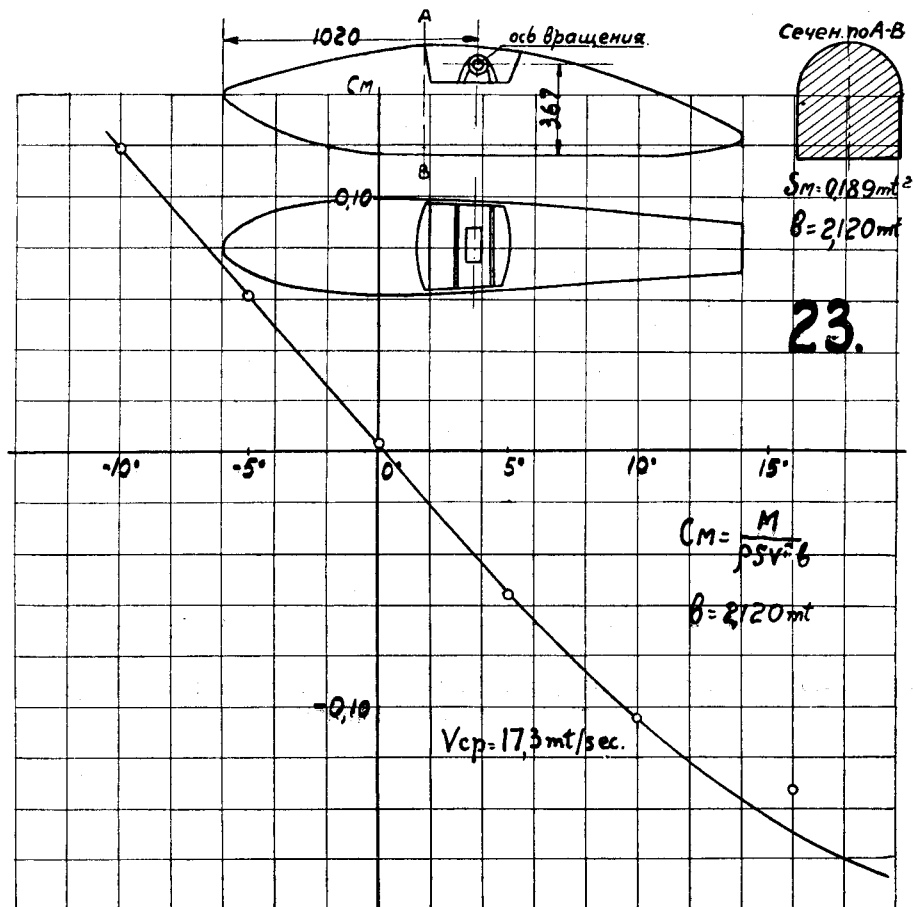
Фиг. 306. Лобовое сопротивление лыжи № 22 в натуру на разных скоростях.  
Влияние обтекателя на сопротивление.



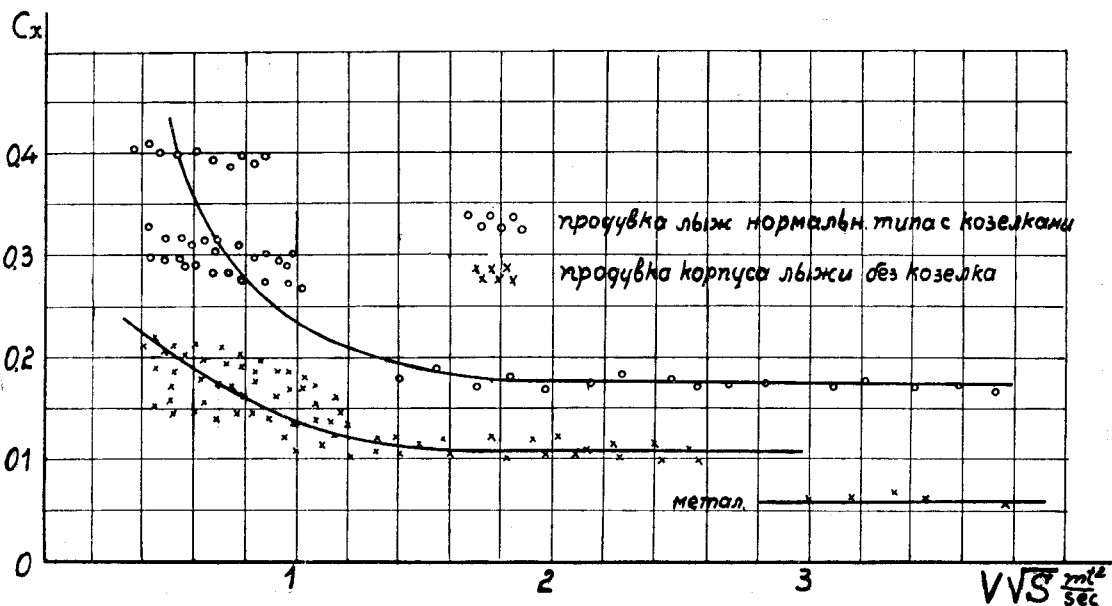
Фиг. 307. Опрокидывающий момент лыжи № 22 в натуре на разных углах атаки.



Фиг. 308. Лобовое сопротивление металлической лыжи № 23 в натуре на разных скоростях.

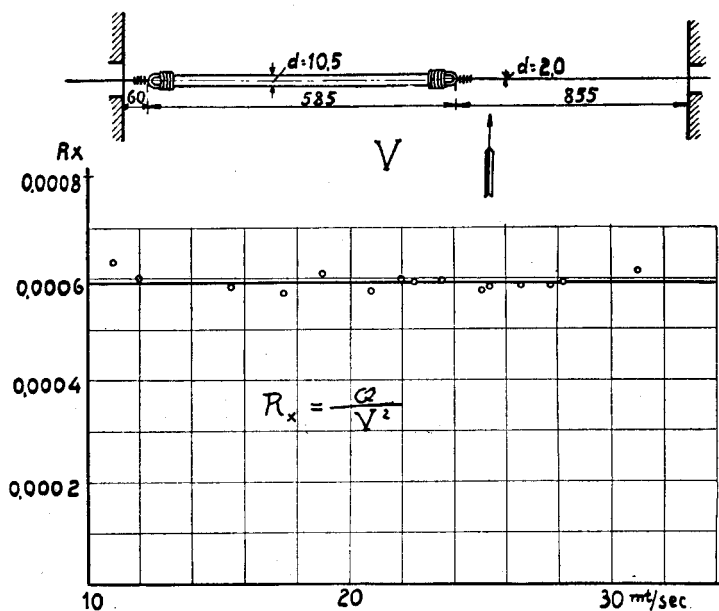


Фиг. 309. Опрокидывающий момент металлической лыжи № 23 в натуре на разных углах атаки.

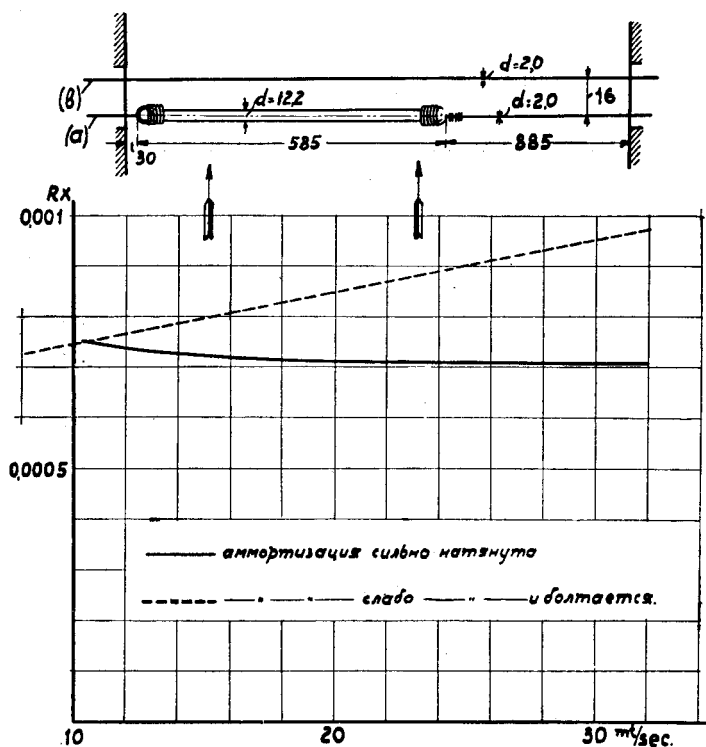


Фиг. 310. Сводная диаграмма испытаний лыж на лобовое сопротивление по условным характеристикам опыта, равным  $V\sqrt{S}$ .

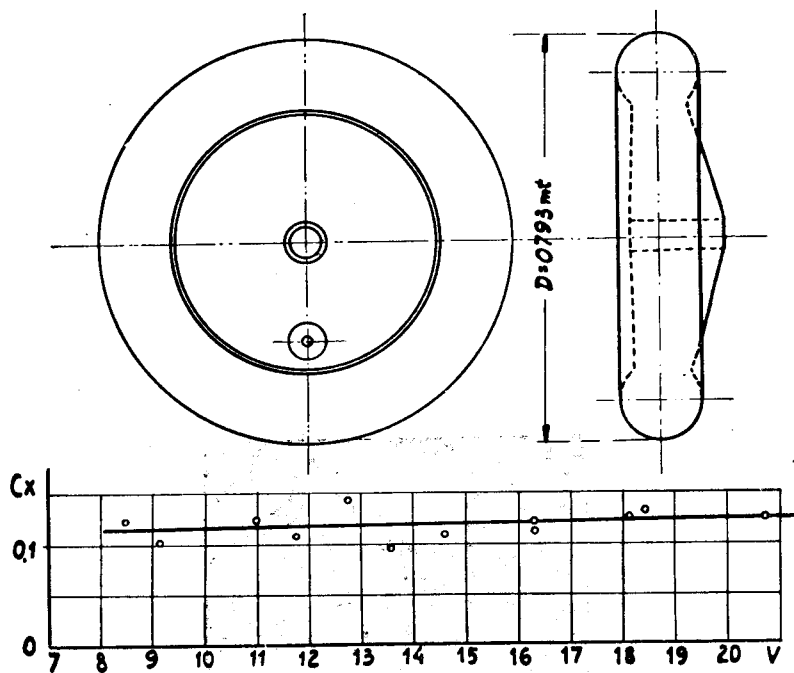




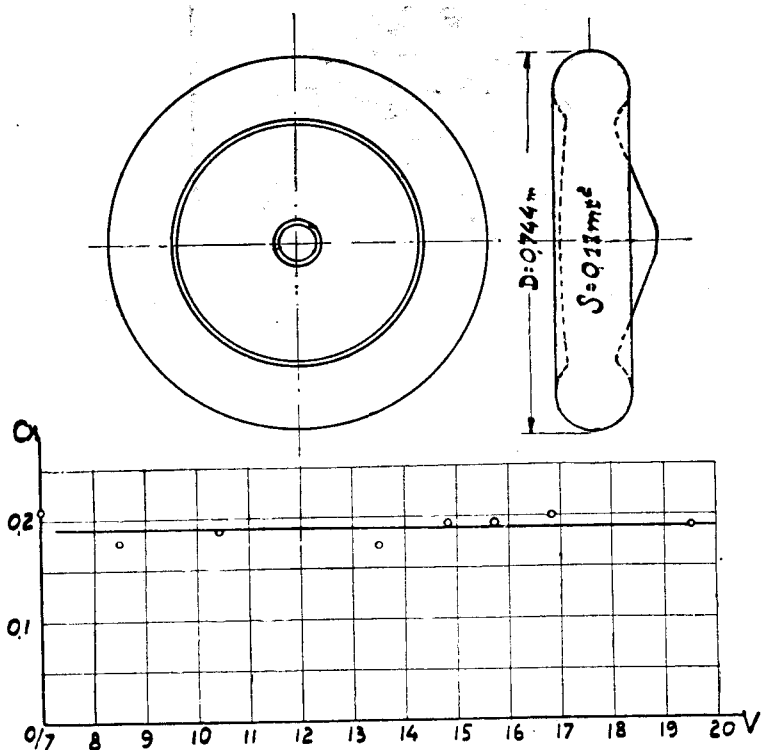
Фиг. 311. Лобовое сопротивление упругой лыжной стяжки из резинового амортизационного шнура с  $d=10,5$  мм.



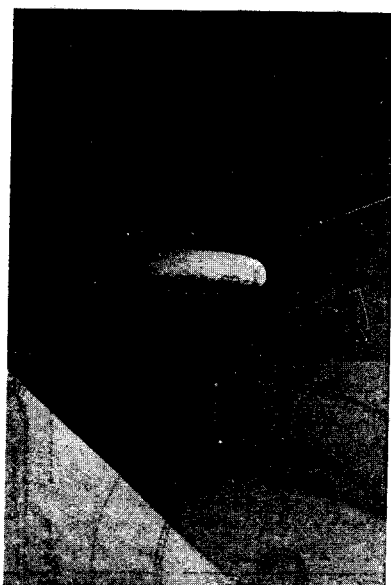
Фиг. 312. Лобовое сопротивление упругой лыжной стяжки из резинового амортизационного шнура с  $d=12,2$  мм и с предохранительной проволокой с  $d=2$  мм. Вибрирующая стяжка дает большее сопротивление.



Фиг. 313. Лобовое сопротивление 1-го аэропланного колеса в натуру на разных скоростях.



Фиг. 314. Лобовое сопротивление 2-го аэропланного колеса в натуру на разных скоростях потока.



Фиг. 315. Испытание аэропланного колеса в трубе № 3 во второй рабочей части ( $D = 2,25$  м) на проволочном подвесе.

## ГЛАВА XI.

### Испытание моделей самолетов.

Согласно постановления Научного Комитета Управления Военных Воздушных Сил СССР все вновь строящиеся типы самолетов должны испытываться на моделях в Аэродинамической Лаборатории. Начиная с осени 1924 года в Аэродинамической Лаборатории и стали производить такие испытания полных моделей самолетов. До весны 1925 года за неготовностью трубы Н. К. (см. гл. II) все опыты с самолетами производились в 1,5-метровой трубе № 2 с небольшими моделями самолетов с размахом крыльев в 600—750 мм. Принимая во внимание, что измеряемые моменты пропорциональны кубу масштаба, а измеряемые силы пропорциональны квадрату масштаба, совершенно ясно, что результаты опытов с малыми моделями менее точны, чем результаты опытов с моделями больших размеров, и если точность определения сил получается достаточною при испытании модели в 1,5-метровой трубе, то для определения моментов испытания в этой трубе недостаточно удовлетворительны. На трудность точно измерять силы при определении моментов на малых моделях указывает и получающийся значительно больший разброс опытных точек на диаграммах при испытании малых моделей, чем при испытании больших. Особенно трудно было измерять силы при определениях моментов у тех малых моделей самолетов, которые были мало устойчивы на весах, когда при различных углах атаки величины моментов мало отличаются друг от друга. Не малое влияние оказывают на результаты испытаний малых моделей самолетов и Рейнольдсовы числа, которые в нашей старой трубе № 2 не могут быть получены достаточно большими, чтобы приблизить постановку опыта с моделью к действительной обстановке полета самолета в воздухе. При испытаниях малых моделей самолетов стойки, колеса, фюзеляж и другие детали обладают большим лобовым сопротивлением, чем у больших моделей, что вызывает у них большее торможение набегающего на хвост модели потока. Этот тормозящий эффект отражается на опытных кривых в том отношении, что для малых моделей кривые моментов идут положе (моменты меньше при тех же углах атаки), чем для больших моделей.

Принимая вышеизложенное во внимание, как только постройка трубы № 3 стала подходить к концу, Лаборатория решила перенести опыты по устойчивости самолетов в большое сечение этой трубы,

для чего пришлось строить модели самолетов вдвое больших размеров для того, чтобы они соответствовали 2,25-метровой части трубы № 3. Большая часть самолетов, испытанных за зиму 1924/1925, были весной 1925 года снова переиспытаны, но уже в виде больших моделей с размахом крыльев до 1115 мм, что дало возможность выявить попутно и влияние размеров модели на ее аэродинамические характеристики. В настоящее время в 1,5-метровой трубе определяются только  $C_y$  и  $C_x$  самолетов на малых моделях; определение же моментов производится исключительно в 2,25-метровой трубе на больших моделях. Как только закончится постройка весов для этой трубы, то и силовые испытания ( $C_y$  и  $C_x$ ) будут перенесены в нее.

Описание испытаний, произведенных над моделями самолетов, мы начнем с модели № 8/18, подвергшейся наиболее подробному изучению.

Отметим еще, что все испытанные у нас модели будут называться здесь их текущими лабораторными номерами.

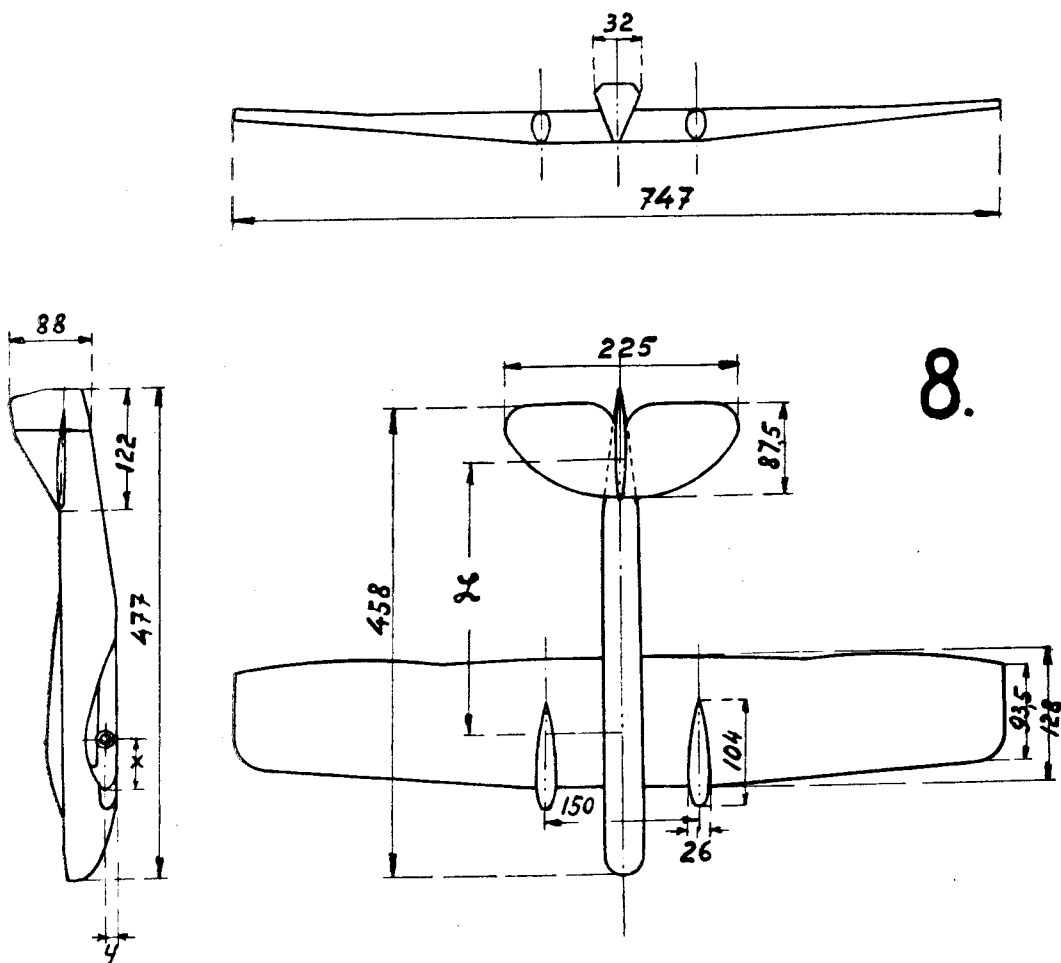
---

### Модель самолета № 8/18.

Самолет этот был испытан в виде двух моделей: малой № 8 и большой № 18. Общий вид модели № 8 с ее главными размерами дан на фигуре 316, фотография той же модели дана на фигуре 317. Малая модель была испытана с двумя вариантами фюзеляжа. При предварительном выяснении ее продольной устойчивости (см. фиг. 321 и 322) модель была испытана с фюзеляжем первого варианта. Затем в процессе проектирования выяснилась конструктивная неудовлетворительность этого фюзеляжа и он был заменен другим, вторым вариантом, с которым и производились все дальнейшие аэродинамические испытания. На фиг. 318 дана кривая Лилиенталя и кривая  $C_y$  модели самолета № 8 со вторым вариантом фюзеляжа. Испытание было произведено на приборе „Г“ 1,5-метровой трубы, описание которого дано в гл. III. К траверсе модель была прикреплена при помощи плоской державки, подобной державкам, употребляемым при испытании крыльев, но с наклонной передней пластинкой, врезаемой сбоку в фюзеляж таким образом, чтобы крылья лежали в вертикальной плоскости по установке модели на приборе „Г“. Измерение сил подъемной и лобового сопротивления производилось обычным методом, как у крыльев. Коэффициенты  $C_x$  и  $C_y$  при подсчете отнесены были к площади крыльев  $S = 0,0916 \text{ м}^2$ . Для исключения влияния косизны потока модель была испытана „прямо“ и „обратно“, т.е. повернута вокруг продольной оси на  $180^\circ$ . При подсчетах было принято во внимание влияние державки (была протарирована державка на траверсе) и учтено влияние стенок трубы, согласно методу, описанному в гл. IV, при чем в поправочных формулах за  $S$  бралась площадь крыльев самолета. Обработанные таким путем кривые Лилиенталя и  $C_y$  по  $\alpha$  нанесены на диаграмму фиг. 318. На фиг. 319 дана кривая Лилиенталя и кривая  $C_y$  той же модели самолета № 8, но со снятым горизонтальным хвостовым оперением. При обработке опытных данных были учтены те же факторы, как и в первом случае. Сравнивая кривые диаграмм фиг. 318 и фиг. 319, мы видим, что за счет снятия горизонтального оперения во втором случае уменьшилось лобовое сопротивление ( $C_x$ ) на  $13\%$  на летных углах, т.е. от  $-2^\circ$  до  $+6^\circ$ , и на  $22\%$  при посадочном угле. Что касается подъемной силы, то для модели без горизонтального оперения  $C_y$  меньше, чем

для полной модели, и уменьшение это достигает 14% для посадочного угла и 5—8% для летных углов.

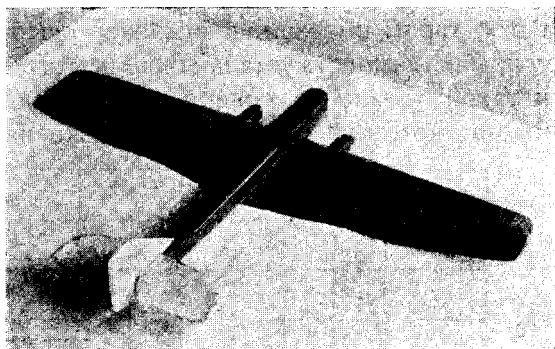
Как было указано выше, предварительные испытания модели самолета № 8 для определения ее продольной устойчивости были произведены с моделью с первым вариантом фюзеляжа. Целью этих испытаний было, во-первых, выяснить общий характер продольной устойчивости модели при двух возможных положе-



Фиг. 316. Общий вид модели самолета № 8.

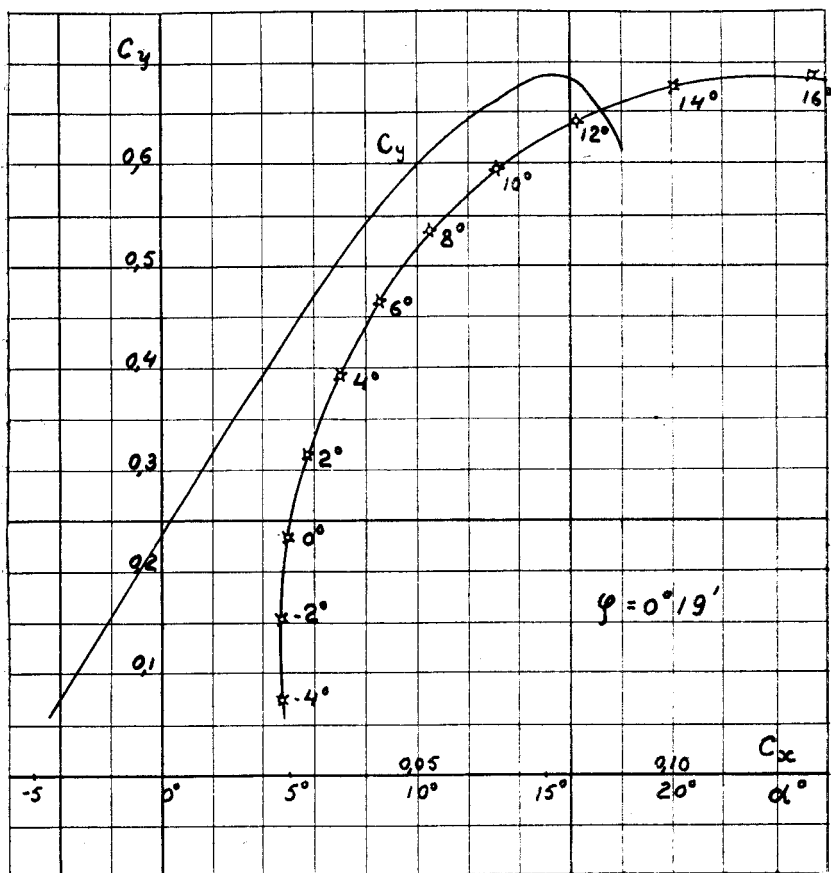
Площадь крыльев . . . . .	0,916 м²
Относительная площадь в 0/0,0 от площади крыльев:	
всего горизонтального оперения . . . . .	15,10/0
всего вертикального оперения . . . . .	5,70/0
Размах модели . . . . .	747 мм
Условная длина модели . . . . .	279 мм
Координаты центра тяжести с нагрузкой . . . . .	X=34,3 мм, Y= 5,1 мм
"       "       "       без нагрузки . . . . .	X=52,0 мм, Y= 29,6 мм

соответствующих центрам тяжести самолета при полной нагрузке и без нагрузки, и, во-вторых, подобрать угол установки стабилизатора. Согласно просьбе конструкторов этот угол был подобран так, что машина была сбалансирована при нулевом угле атаки крыльев, т.-е. момент ее продольной устойчивости равнялся нулю при угле атаки, равном нулю. Сам опыт производился следующим образом.



Фиг. 317. Фотография модели самолета № 8.

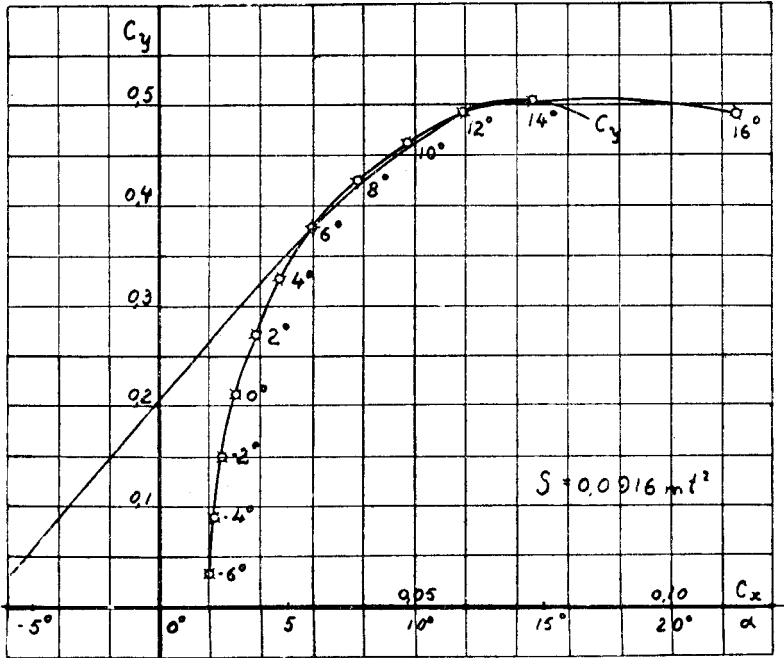
В трубе при помощи проволочных растяжек укреплялась вилка W (см. фиг. 320 и 321), между коническими „центрами“ „с“ и „с'“ которой устанавливалась при помощи винтов V и V<sub>1</sub>



Фиг. 318. Кривая Лилиенталя и  $C_y$  по  $\alpha$  для модели самолета № 8 без шасси.



модель самолета М со врезанными в ней латунными пластинками  $l$  с просверленными в них „центрами“, лежащими на оси перпендикулярной к плоскости симметрии самолета, проходящей через его центр тяжести. Эта ось, таким образом, и являлась осью вращения всей модели. При этом крылья самолета устанавливались строго в вертикальной плоскости. При такой установке совершенно исключается влияние веса модели самолета, который отражается только на трении в нижнем „центре“.



Фиг. 319. Кривая Лилиенталя и  $C_y$  по  $\alpha$  для модели самолета № 8 без шасси и хвостового оперения.

Для измерения момента у хвоста модели самолета укреплялась нить  $p_1$ , перекинутая по выходе через отверстия в двух боковых стенках трубы через блоки  $г$  и  $г_1$ , к которым были подвешены чашки  $g$  и  $g_1$  для накладывания грузов, уравнивающих положение самолета при разных углах атаки. Отсчет углов атаки производился так же, как и в случае определения аэродинамического момента крыльев, т.-е. по шкале  $S$ , укрепленной поперек аэродинамической трубы на некотором расстоянии от заднего конца модели самолета при помощи укрепленной на модели стрелки  $z$ . Регулировалась установка так, чтобы добавка груза в 2 грамма на одну из весовых чашек вызывала вращение модели.

Подсчет коэффициента момента продольной устойчивости производился аналогично тому, как для коэффициента момента крыльев, по формуле

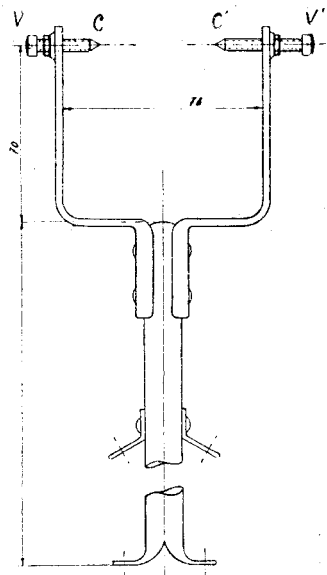
$$C_{mz} = \frac{M}{\rho S V^2 L},$$

где величина  $L$  — условная линейная величина, равная расстоянию от заднего конца передней трети хорды крыла до заднего конца передней трети хорды горизонтального хвостового оперения. Эта величина  $L$  для каждой модели самолета указана как на общем виде, так и на всех диаграммах испытаний устойчивости самолета.

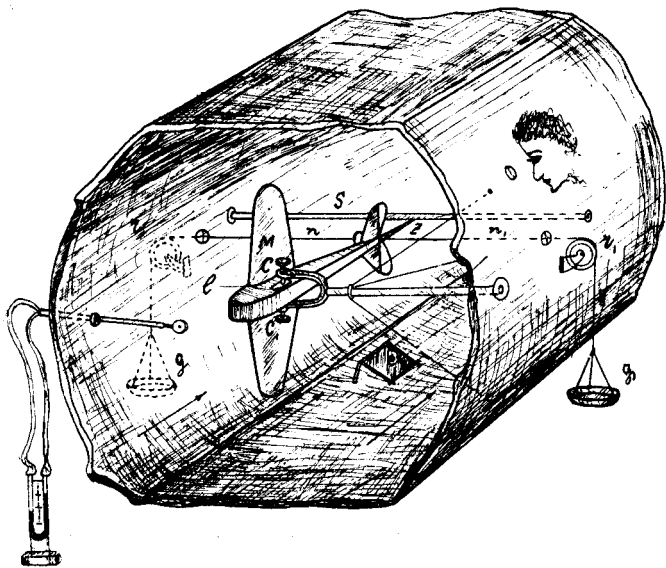
При подсчетах величины  $M$  была введена поправка и на обдувку нити.

Знак момента брался согласно указаниям, данным в гл. III, т.е. за положительный момент принимался тот, который стремился повернуть модель в сторону отрицательных углов атаки.

Первый же опыт с моделью № 8 показал, что она устойчива при обоих заданных положениях центра тяжести, см. фиг. 322, но не может быть сбалансирована так, чтобы получить  $C_{mx} = 0$  при  $\alpha = 0^\circ$ , при данной конструкторами установке горизонтального оперения, имевшего плоскую поверхность сверху. Лаборатория тогда предложила повернуть горизонтальное оперение на  $180^\circ$  вокруг оси симметрии, т.е. установить его плоской



Фиг. 320. Вилка с „центрами“ для опытов с продольной устойчивостью.

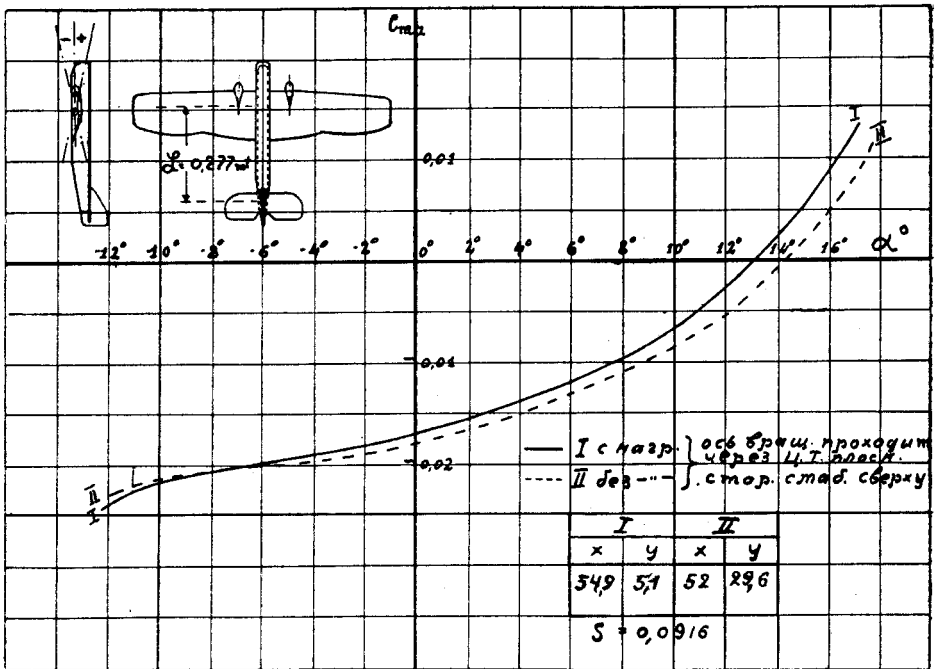


Фиг. 321. Схема опыта с продольной устойчивостью моделей самолетов.

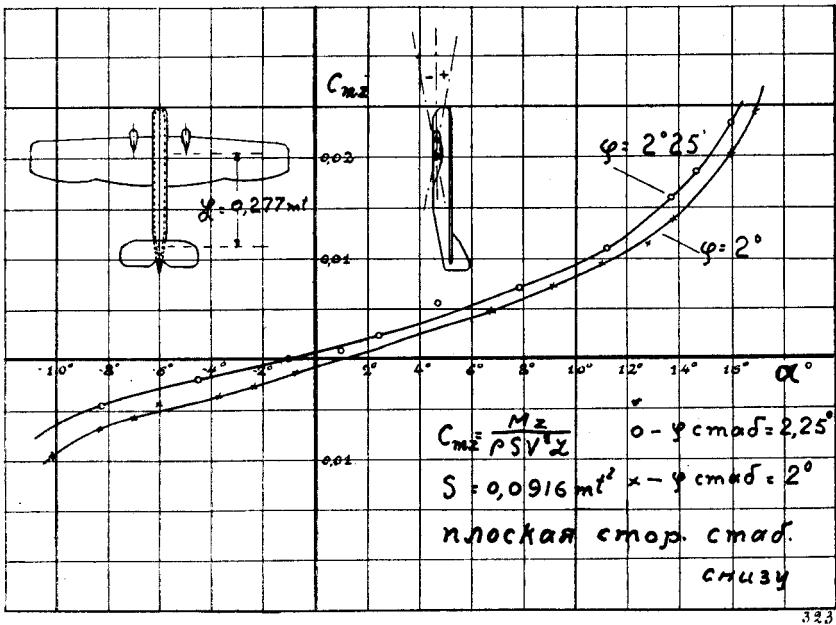
поверхностью вниз. При этой установке оперения, как видно из диаграммы фиг. 323, модель самолета могла быть сбалансирована желаемым образом, для чего нужно было установить стабилизатор под углом  $\varphi = 2,25^\circ$ . Напомним, что угол  $\varphi$  есть угол, образованный центральной хордой крыла с хордой горизонтального хвостового оперения (см. фиг. 18).

После этих опытов было приступлено к изучению органов управления. При конструировании больших самолетов вопрос выбора размеров органов управления является

чрезвычайно существенным, если иметь в виду, что с увеличением размеров самолетов, с сохранением подобия, усилия на ручку возрастают пропорционально кубу масштаба. Приходится думать о разгрузке летчика от этих усилий.



Фиг. 322. Момент продольной устойчивости модели самолета № 8 при двух положениях центра тяжести.



Фиг. 323. Момент продольной устойчивости модели самолета № 8 при перевернутом на  $180^\circ$  горизонтальном оперении.

Здесь возможны два пути. Один из них, это — устройство передаточных механизмов к летчику с большим передаточным числом. Этот путь связан с уменьшением манёвренности машины.

Другой путь, более рациональный, заключается в конструировании органов управления таким образом, чтобы они не давали сами больших аэродинамических нагрузок, для чего приходится, как известно, делать у органов управления различные компенсаторы.

За меру усилий у элерона или руля следует брать момент аэродинамических сил, действующих на него относительно оси его вращения.

Такой момент называется шарнирным моментом. Зная его величину, легко вычислить усилия во всех частях передаточного механизма и определить силу, какую должен приложить летчик к рычагам управления или штурвалу.

При обработке опытов, для облегчения пересчета момента на натуральные условия работы, принято пользоваться коэффициентом шарнирного момента, определяемым из формулы:

$$C_{ш} = \frac{M_{ш}}{\rho S V^2 b},$$

где  $S$  — площадь руля или элерона в  $m^2$  и  $b$  — их наибольшая хорда в м. Лаборатории пришлось проделать большую работу по выработке рулей и элеронов для самолета этой модели № 8/18.

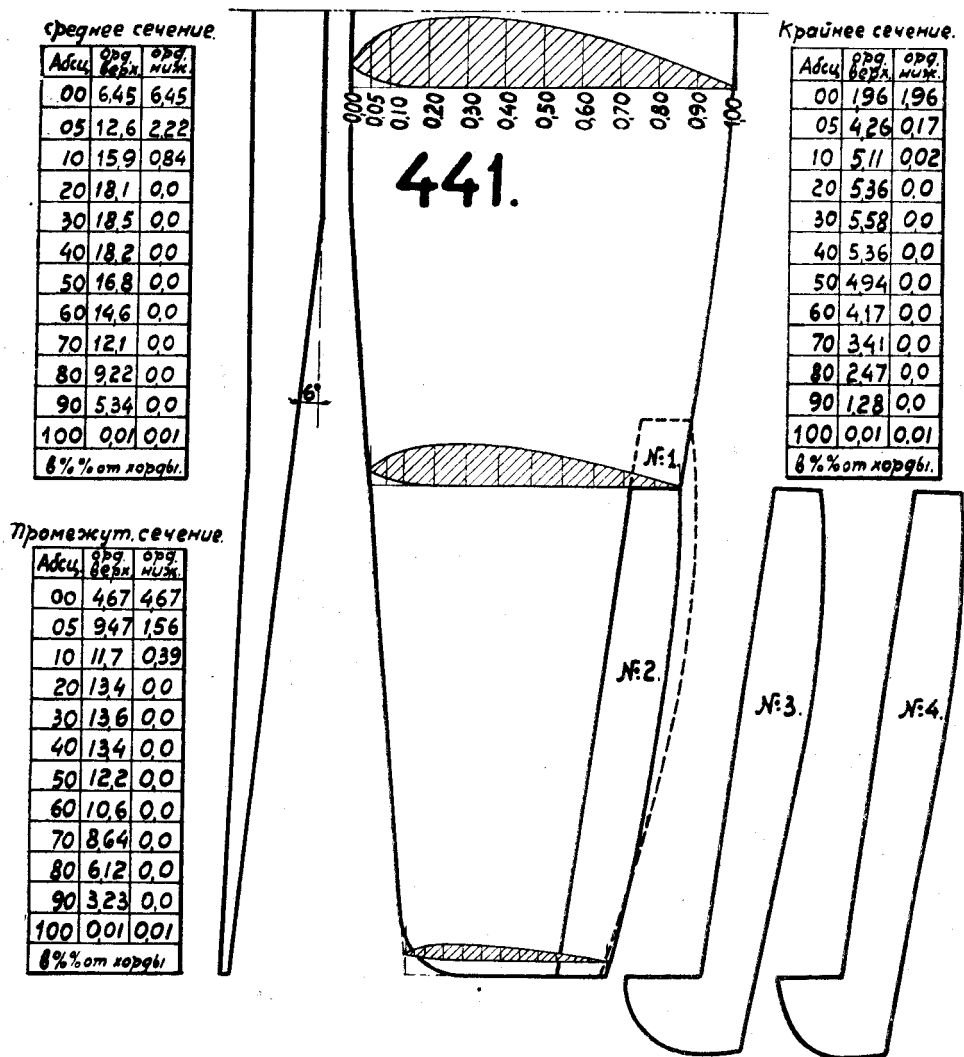
Сначала была выработана форма элерона. Для более точного экспериментирования это исследование велось на большой модели одного крыла самолета (см. фиг. 324).

Модель крыла укреплялась при помощи тонких металлических подпорок обтекаемой формы к полу 1,5-метровой трубы № 2 или трубы № 3 под требуемым углом атаки  $\alpha$ , при чем за угол атаки принимался угол между направлением корневой хорды крыла и продольной осью трубы. К элерону прикреплялась стрелка, перпендикулярная к оси его вращения, и к его задней кромке привязывалась нить, продетая сквозь отверстия в боковых стенках трубы, перекинутая вне ее через блоки, к которым привешивались чашки для гирь, уравнивающих момент при разных отклонениях элерона. Углы отклонения элерона измерялись аналогичным образом, как углы атаки самолета при испытании его на продольную устойчивость, т.-е. при помощи шкалы, лежащей в плоскости вращения стрелки, т.-е. в данном случае установленной наклонно вследствие наклонного положения оси вращения элерона.

В силу того, что ось вращения элерона была наклонна, при подсчете опытных данных приходилось учитывать грузы, требующиеся для приведения в заданное положение элерона, отклонявшегося вследствие своей тяжести в сторону.

При обработке опытов учитывался также и момент от обдувки стрелки и нити. Для более точного определения момента, создаваемого

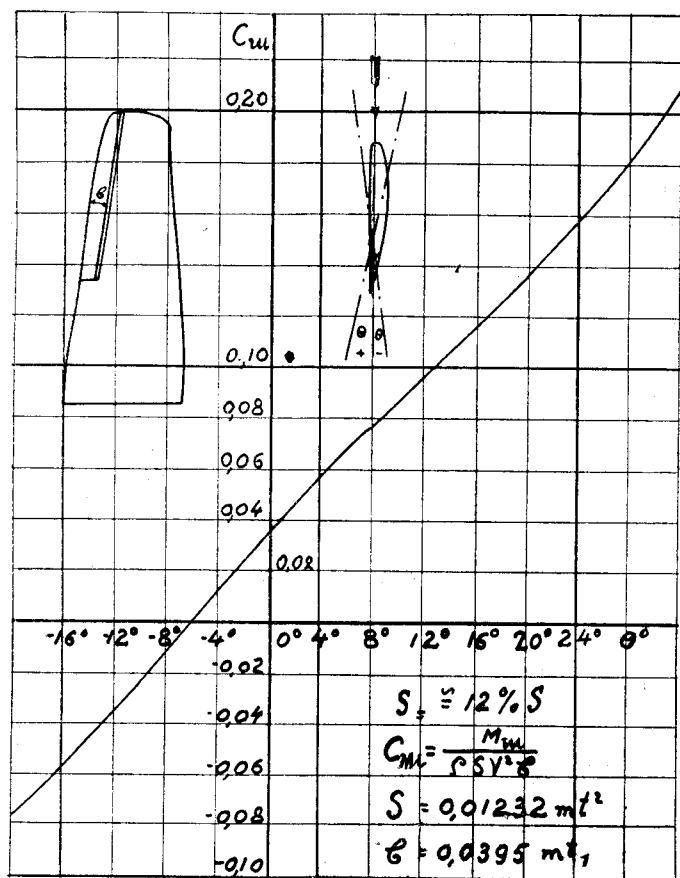
стрелкой, был определен шарнирный момент элерона с одной стелкой, затем для того же элерона опыт был повторен при наличии трех одинаковых стрелок. Сравнивая полученные результаты этих двух опытов, удалось достаточно точно определить момент от стрелки.



Фиг. 324. Модель крыла с различными элеронами.

Момент от нити учитывался подсчетом. Результаты испытаний первого варианта элерона без компенсатора (см. фиг. 325) с площадью, равной 0,01232 м<sup>2</sup>, т.е. составляющего около 12% от площади крыла, показали, что при предполагаемой конструкторами высоте кабаника потребуются со стороны летчика чрезмерно большие усилия на ручку для отклонения элерона таких размеров. В том же отношении неудовлетворительным оказался и второй вариант элерона с площадью 0,01074 м<sup>2</sup>, т.е. равной 10% от площади крыльев.

Третьим был испытан элерон с компенсатором типа Авро. При первоначально выбранной площади компенсатора, равной 41,2% от площади элерона, он оказался чересчур большим, и вся система оказалась перекомпенсированною. В дальнейшем, по получении от конструкторов точных данных о величине желаемого шарнирного момента элерона, Лаборатория смогла подсчитать и приблизительно подобрать необходимую площадь компенсатора, которая оказалась равною 35% от площади элерона.

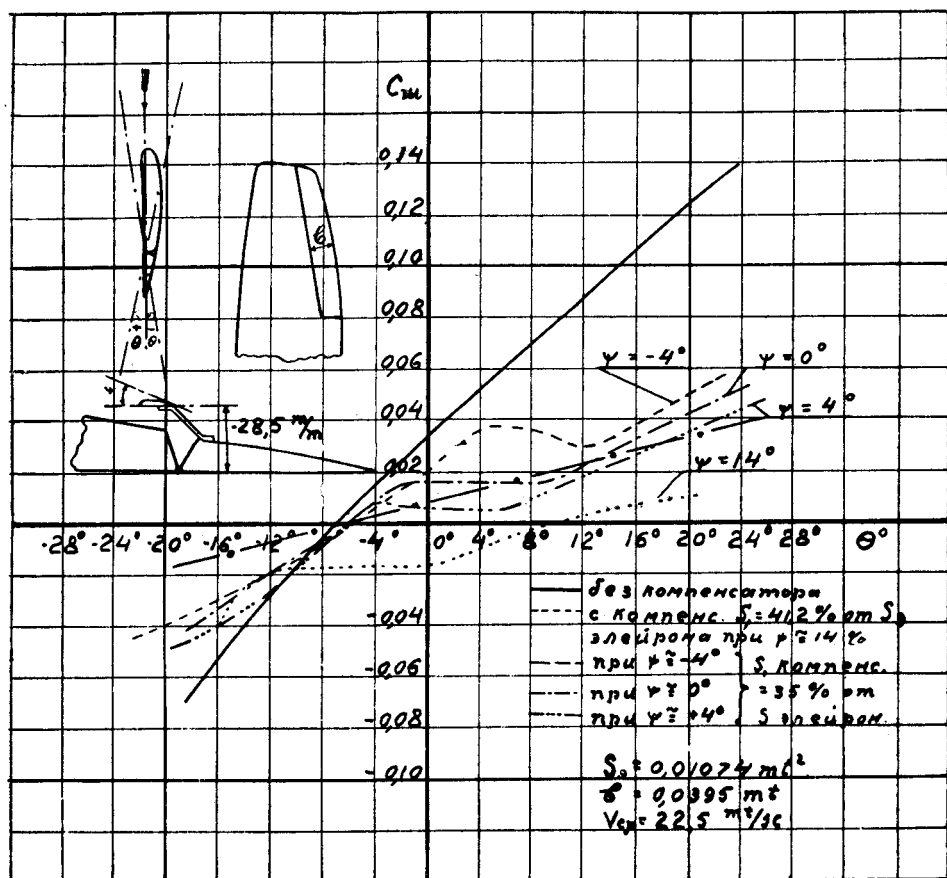


Фиг. 325. Шарнирный момент элерона модели крыла фиг. 324.

На фиг. 326 дана сводка результатов испытаний второго и третьего варианта элеронов, при чем при испытании третьего варианта не только изменялась площадь компенсатора, но также и его деградация, т.е. угол между хордой элерона и хордой компенсатора. Кроме того, для сравнения нанесена жирным штрих-пунктиром прямая требуемого конструкторами шарнирного момента элерона.

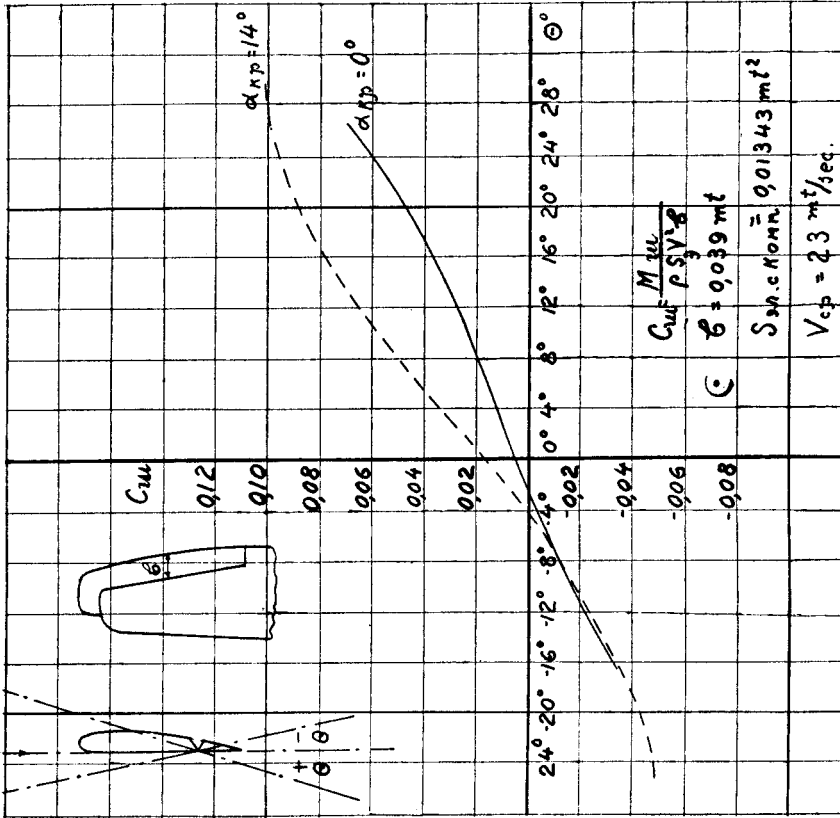
Однако элерон этого типа, с площадью компенсатора в 35% от площади элерона и с установкой компенсатора под углом  $\psi = 4^\circ$  относительно элерона, оказался конструктивно непригодным из-за

большой высоты стоек, поддерживающих компенсатор. Попытки приблизить компенсатор к крылу не увенчались успехом вследствие того, что он своей передней кромкой упирался в верхнюю поверхность крыла даже при малых отклонениях элерона.

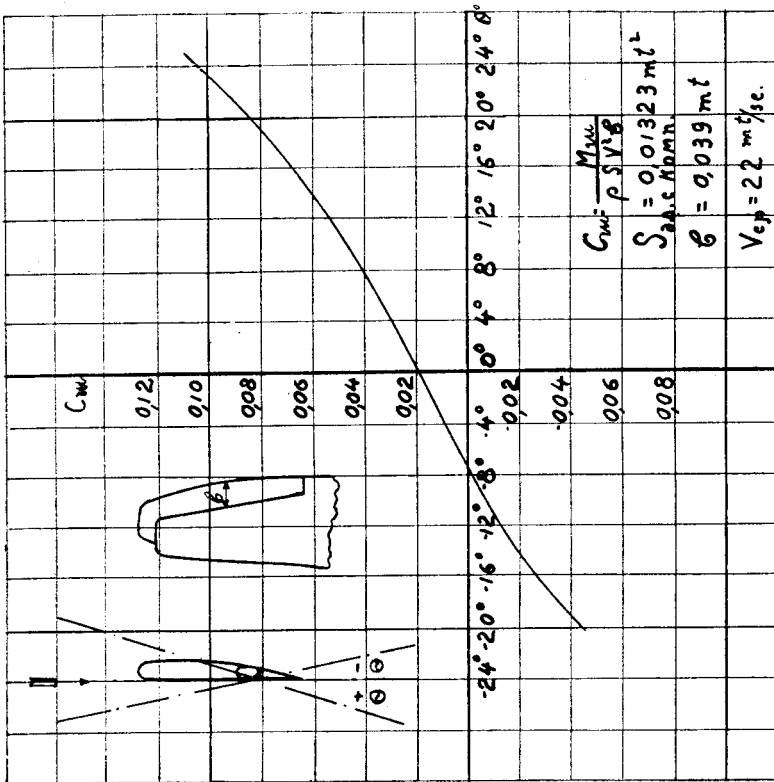


Фиг. 326. Шарнирные моменты элерона с компенсатором типа Авро.

Лабораторией было тогда предложено испытать простую форму элерона с боковым компенсатором. На фиг. 327 даны результаты определения шарнирного момента элерона с боковым компенсатором с площадью в  $14\%$  от площади элерона; эта величина оказалась недостаточной. Окончательно удовлетворил требованию конструкторов элерон с компенсатором с площадью в  $17\%$  от площади элерона т.е. увеличенный против предыдущего на  $3\%$ . Для этого последнего элерона, как видно из диаграммы фиг. 328 шарнирный момент был определен не только при нулевом угле атаки крыльев  $\alpha = 0^\circ$ , но также при посадочном угле атаки,  $\alpha_{\text{пос}} = 14^\circ$ . Сравнивая эти две кривые, мы замечаем некоторое аэродинамическое затемнение элерона крылом при большом угле атаки. При установке крыла под углом атаки  $\alpha_{\text{пос}} = 14^\circ$  шарнирный момент, начиная с  $\theta = -6^\circ$ , больше шарнирного момента элерона при установке крыла под углом  $\alpha = 0^\circ$ .

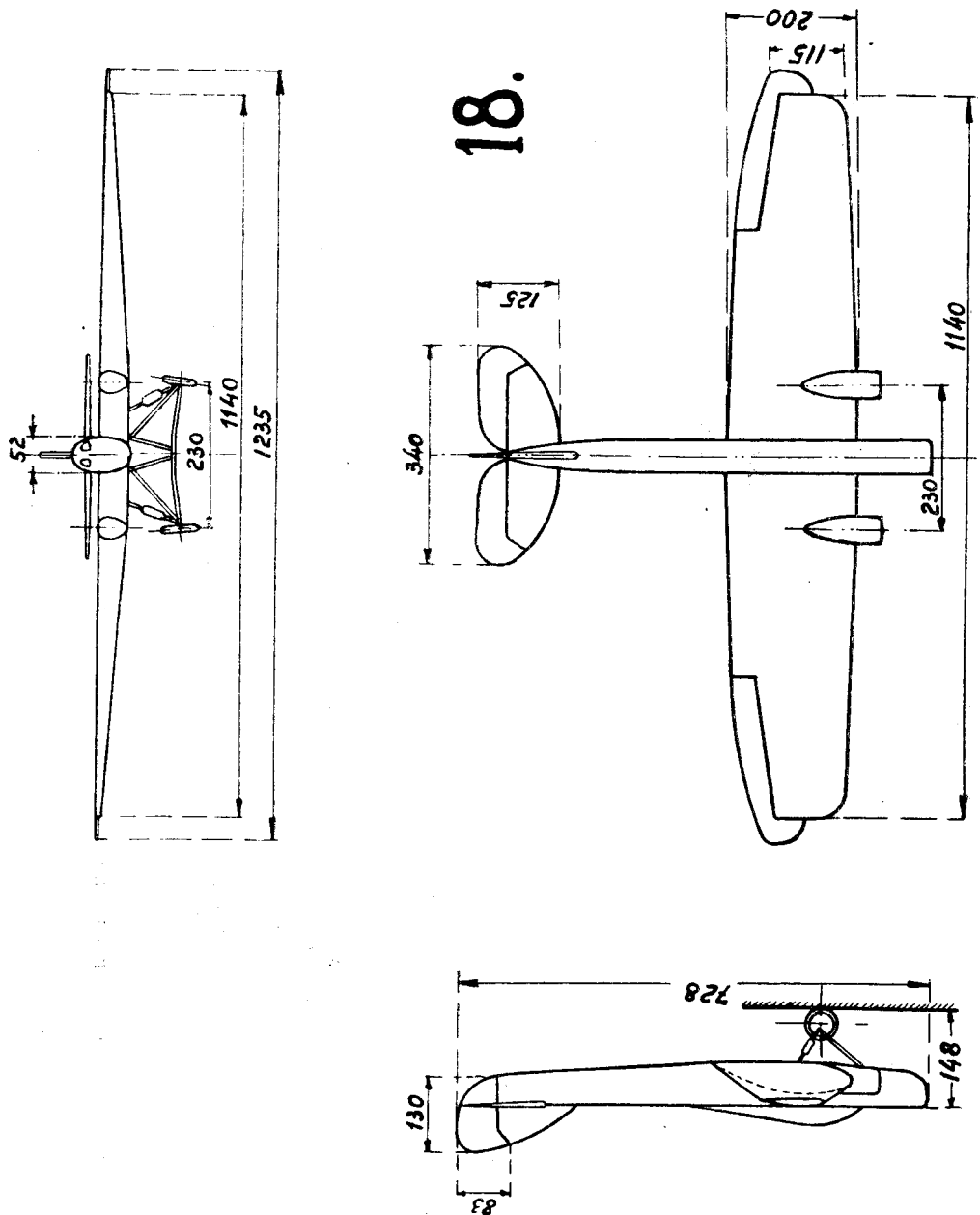


Фиг. 328. Шарнирные моменты элерона 2-го с боковым компенсатором при двух углах атаки  $\alpha = 0^\circ$  и  $14^\circ$ .



Фиг. 327. Шарнирные моменты элерона 1-го с боковым компенсатором.

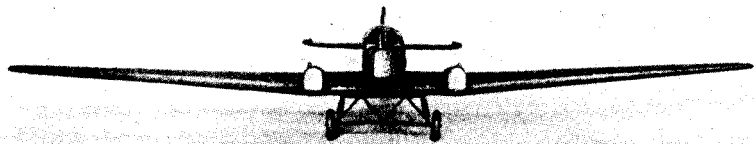




Фиг. 329. Общий вид модели самолета № 18.

Площадь крыльев . . . . .	0,2135 м <sup>2</sup>
Относительная площадь в % от площади крыльев:	
всего горизонтального оперения . . . . .	14,84%
руля высоты . . . . .	7,10%
всего вертикального оперения . . . . .	5,68%
руля направления . . . . .	3,29%
Размах модели . . . . .	1140 мм
Условная длина модели . . . . .	434 мм
Координаты центра тяжести с нагрузкой . . . . .	X = 50,2 мм, Y = 7,3 мм
"       "       "       без нагрузки . . . . .	X = 75,0 мм, Y = 42,7 мм

Кроме элеронов были также исследованы и хвостовые органы управления. Эти испытания, как и все последующие испытания, были произведены на полной модели самолета № 18, общий вид которой с размерами дан на фиг. 329, 330 и 331.



Фиг. 330. Фотография модели самолета № 18.

На этой модели крылья были цельные, т.-е. без вращающихся элеронов и без выступающих частей элеронов с компенсаторами. Вращающиеся элероны были приделаны к модели самолета только впоследствии, по окончательном их подборе, на модели одного крыла (см. фиг. 324). Опыты в виду срочности всей экспериментальной работы по этому самолету велись одновременно и с полной моделью № 18 и с моделями отдельных крыльев.

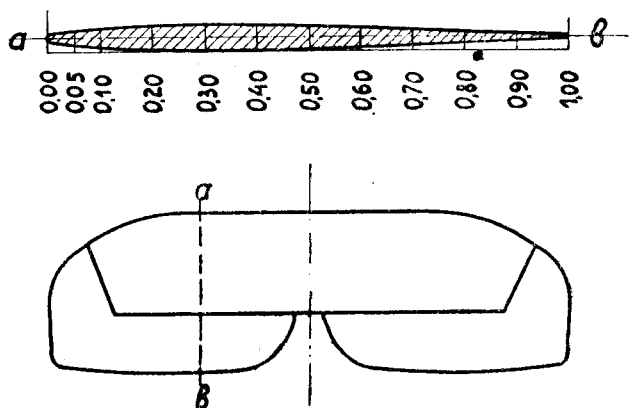


Фиг. 331. Фотография хвостового оперения модели № 18.

Для определения шарнирного момента рулей высоты опыт велся на самой модели самолета, для чего последняя укреплялась неподвижно на центровом приборе в 2,25-метровом сечении трубы № 3 (нормально этот прибор служит для испытания модели самолетов на продольную устойчивость) таким образом, что горизонтальное хвостовое оперение лежало в вертикальной плоскости, чем исключалось влияние веса рулей на их отклонение. Углы отклонения рулей и силы, уравнивающие их, измерялись подобно тому, как при определении шарнирного момента элерона, т.-е. с помощью стрелки, горизонтально укрепленной поперек трубы шкалы, и чашек для гирь, прикрепленных к нитям, присоединенным к рулям и перекинутым по выходе из

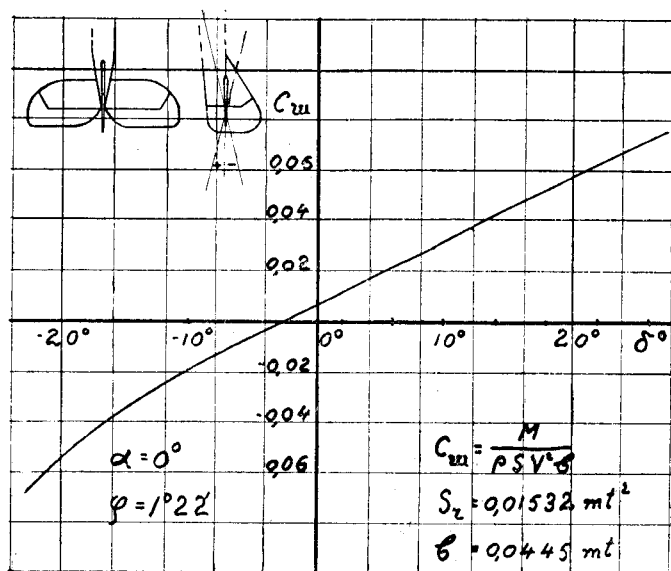
трубы через два блока. Для получения одновременного отклонения рулей высоты они были наглухо скреплены вместе тонкой металлической пластинкой.

При подсчете протоколов испытаний принимался во внимание момент от обдужки нити. За линейную величину „b“ бралась макси-



Фиг. 332. Горизонтальное хвостовое оперение модели № 18.

мальная ширина рулей (от задней кромки до оси вращения). Коэффициенты шарнирных моментов рулей высоты  $C_{ш}$  отнесены к площади рулей с компенсаторами. Знаки углов отклонения рулей высоты  $\delta$  определялись следующим образом:  $\delta^\circ$  считалась отрицательной, если



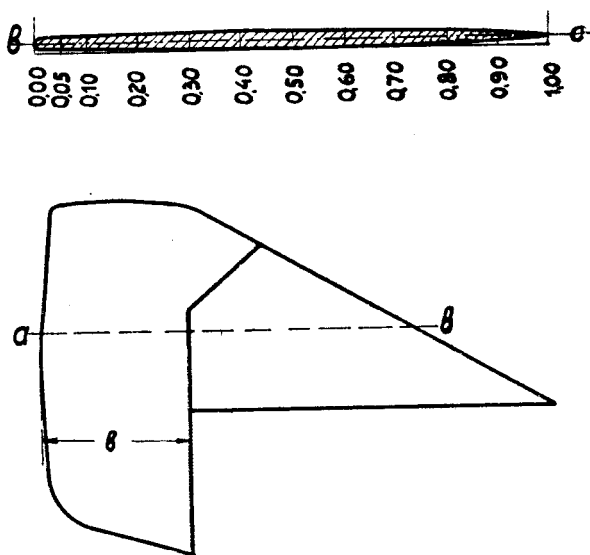
Фиг. 333. Шарнирный момент рули высоты фиг. 332.

рули отклонены кверху, т.-е. вызывают увеличение угла атаки крыльев самолета, и, обратно,  $\delta$  — положительна, если рули наклонены вниз, т.-е. вызывают пикирование самолета. На фиг. 332 дан общий вид

горизонтального хвостового оперения модели самолета № 18 и на диаграмме фиг. 333 приведены коэффициенты шарнирного момента его рулей высоты в зависимости от их угла отклонения; угол атаки при этом был равен нулю ( $\alpha=0^\circ$ ) и угол установки стабилизатора  $\varphi=1^\circ 22'$ . Заметим, что величина компенсаторов составляла в этом случае 10,6% от площади рулей.

Кроме рулей высоты было исследовано действие вертикального оперения, для чего был определен момент устойчивости пути  $M_y$  (см. фиг. 17). Действие руля направления особенно важно знать при многомоторных самолетах. В данном случае задачей исследований было изучить действие на самолет руля направления не только при

Абсц.	орд.
00	0,00
05	2,16
10	2,50
20	3,00
30	3,58
40	3,70
50	3,57
60	3,43
70	2,91
80	2,57
90	1,57
100	0,00
в % от $S_{\text{руль}}$	

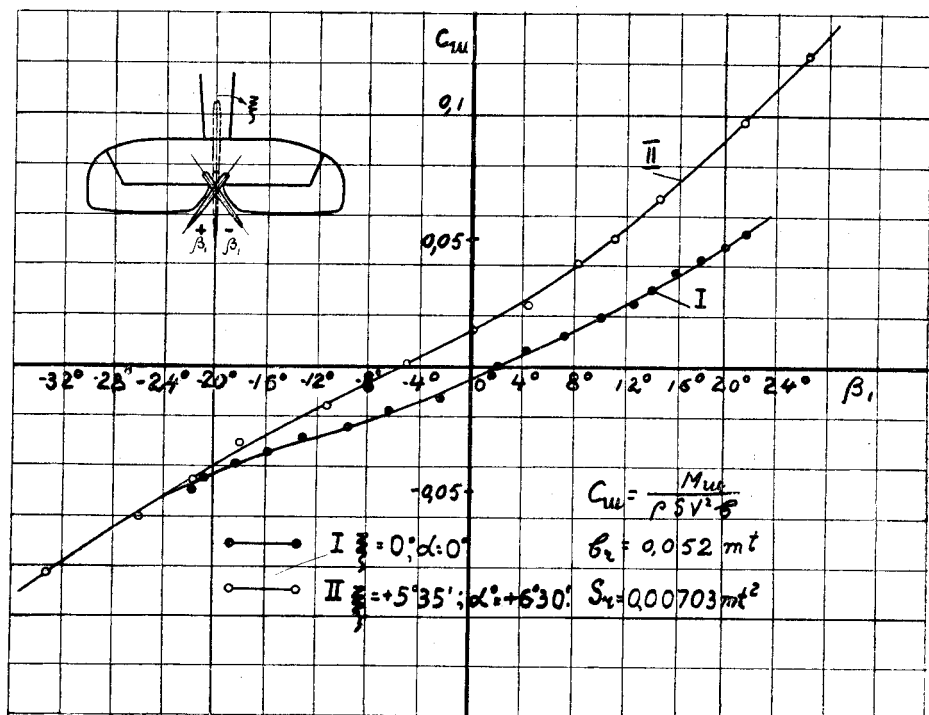


Фиг. 334. Общий вид вертикального хвостового оперения модели № 18.

работе двух моторов самолета, но и при работе лишь одного мотора. В последнем случае для уравнивания момента от мотора было предусмотрено отклонение киля на некоторый угол  $\xi$ . Однако, прежде чем приступить к определению момента устойчивости пути, необходимо было убедиться, что на руле направления не получаются чрезмерные усилия. Для этой цели руль направления сперва был исследован на шарнирный момент при среднем положении киля и при отклонении его на угол  $\xi=5^\circ 35'$ .

На фиг. 334 дан общий вид вертикального оперения модели самолета № 18 и на сводной диаграмме фиг. 335 — коэффициенты шарнирного момента руля направления  $C_{\text{ш}}$  в зависимости от его углов отклонения  $\beta_1$ . Угол  $\beta_1$  отсчитывался от плоскости симметрии модели самолета. Принятые во время опыта знаки этого угла указаны на диаграммах испытания.

В первом случае (фиг. 335 кривая I) киль был направлен по плоскости симметрии самолета, т.е. его угол отклонения  $\xi = 0^\circ$ . Угол атаки крыльев  $\alpha$  равнялся  $0^\circ$ . Несимметричность расположения кривой  $C_{ш}$  по  $\beta_1$  и непрохождение ее через начало координат могут быть объяснены с одной стороны, возможным небольшим эксцентриситетом оси вращения и, с другой стороны, не вполне симметричным изготовлением самой модели самолета. Это отклонение не может быть объяснено косизной потока, так как исследования потока в 2,25-метровом сечении трубы № 3 показали, что косизна потока при наличии спрямляющей решетки выражается величиною в несколько минут, что практически совершенно не ощутимо.



Фиг. 335. Шарнирный момент руля направления при двух установках поворотного киля.

Во втором случае (фиг. 335 кривая II) принималось, что работает только один мотор и что его момент уравнивается моментом киля при его максимально конструктивно возможном отклонении на угол  $\xi = 5^\circ 35'$ . Угол атаки крыльев, соответствующий углу атаки при полете самолета с одним мотором, был  $\alpha = 6^\circ 30'$ .

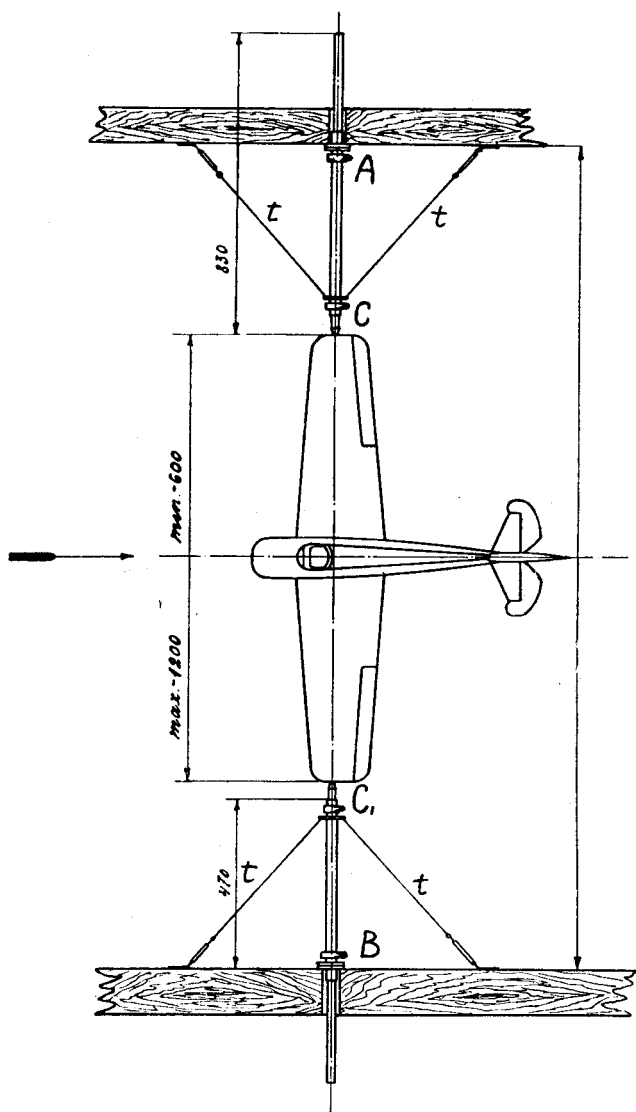
Как и в случае определения шарнирного момента эйлера, так и в данном случае, на основании кривых I и II фиг. 335 можно усмотреть затемняющее действие киля. При угле его установки  $\xi = 5^\circ 35'$ , как и следовало ожидать при принятой системе знаков углов (см. фиг. 335), шарнирный момент руля направления равен нулю при отклонении на угол  $\beta_1 = -5^\circ 30'$ .

Полученная величина шарнирного момента и характер ее протекания по углам  $\beta_1$  оказались для конструкторов вполне подходящими. Этими исследованиями была вполне выяснена форма органов управления для этого самолета.

После этого уже можно было приступить к исследованию машины в целом. В этих исследованиях пользовались моделью № 18. На ней были изучены вопросы устойчивости и управляемости для всех трех ее осей.

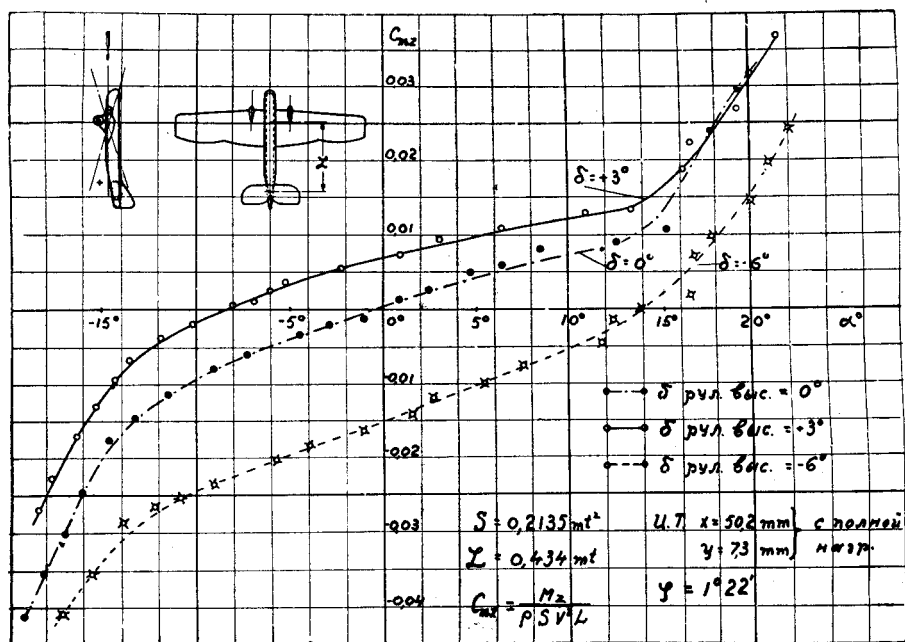
Описание исследований устойчивости мы начнем с продольной устойчивости. На фиг. 323 были даны кривые продольной устойчивости малой модели (№ 8) этого самолета, которая была испытана без шасси. При испытании большой модели (№ 18), с несколько другой формой оперения, пришлось подобрать новый установочный угол стабилизатора, который оказался равным  $1^\circ 22'$  вместо выбранного для малой модели угла  $\varphi = 2^\circ 08'$ . При таком угле момент продольной устойчивости самолета равнялся 0, при угле атаки  $\alpha = 0^\circ$ .

Испытание на продольную устойчивость большой модели № 18 самолета № 8/18 было произведено в 2,25-метровом сечении трубы № 3 на так называемом „центровом приборе“, схема которого дана на фиг. 336. Как видно из схемы, вилка с „центрами“, применявшаяся при испытании малой модели самолета, в этом приборе заменена двумя



Фиг. 336. Центральный прибор для второго рабочего сечения трубы № 3.

металлическими стержнями А и В с остриями С и С<sub>1</sub> на концах, выдвигающимися из металлических труб, наглухо укрепленных к нижней и верхней стенкам трубы. Чтобы предупредить отклонение или изгиб стержней во время опыта, они растягиваются проволоками (t), как это показано на фиг. 336. Для установки модели между центрами С и С<sub>1</sub> к концам крыльев прикреплялись металлические пластинки с просверленными в них коническими гнездами, лежащими на оси, проходящей через заданный центр тяжести самолета и перпендикулярной к продольной плоскости симметрии. Такой центровой прибор меньше искажает поток, чем вилка. Опыты, произведенные для изучения степени влияния вилки на результаты исследования продольной устойчивости, показали, что присутствие вилки дает для  $C_{mz}$  ошибку примерно в 1—2%. Самое испытание модели № 18 на продольную устойчивость и обработка протоколов производились тем же методом, какой был уже описан при изложении опытов с моделью самолета № 8.



Фиг. 337. Момент продольной устойчивости модели № 18 при трех углах отклонения руля высоты:  $+3^\circ$ ,  $0^\circ$  и  $-6^\circ$ .

Модель № 18 была испытана при трех положениях рулей высоты, именно при  $\delta = 0^\circ$  (нормальный полет) и двух подобранных путем проб углах отклонения рулей, равных  $+3^\circ$  и  $-6^\circ$  (см. фиг. 337)

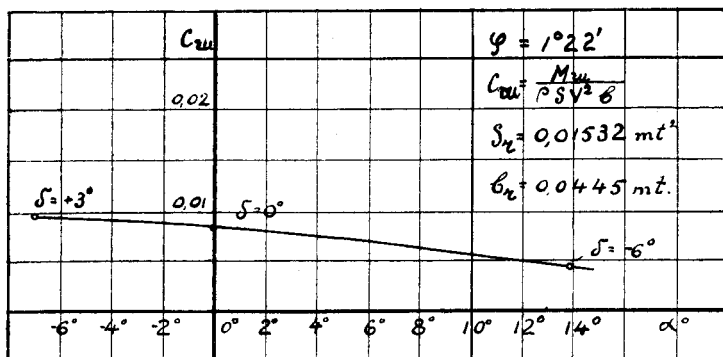
Одно из этих положений соответствовало режиму пикирования самолета, а другое — случаю посадки.

В первом случае  $\delta = +3^\circ$ , и тогда самолет устанавливался сам собою под углом атаки  $\alpha \cong -8^\circ$  (т.е. при этом  $C_{mz} = 0$ ), а во втором случае  $\delta = -6^\circ$ , чему соответствовал угол атаки  $\alpha = 14^\circ$ . Угол же

$\alpha = 14^\circ$  дает, на основании опытов с моделью № 8 (см. фиг. 318) максимальное значение  $C_y = 0,58$ .

Из этих опытов видно, что модель № 8/18 обладает хорошою продольною устойчивостью.

Для подсчета усилий, действующих на рычаги управления при приведении самолета в разное летное положение, был определен шарнирный момент рулей высоты при углах их отклонения, соответствующих определенным углам атаки самолета. Результаты этих испытаний изображены на фиг. 338.



Фиг. 338. Шарнирный момент руля высоты при разных углах атаки модели самолета № 18 и при соответствующих им углах отклонения руля высоты.

Для выяснения вопроса, насколько будет продольно устойчивым самолет, модель № 8/18, если им не управлять и бросить рули, было произведено испытание модели № 18 на продольную устойчивость при свободно вращающихся рулях высоты; как видно из диаграммы фиг. 339, на которой даны результаты этого опыта, самолет вполне устойчив и со свободными рулями высоты.

Для проверки теоретических подсчетов продольной устойчивости самолета для модели № 18 был определен продольный момент при снятом горизонтальном хвостовом оперении. При этом, для получения возможности сделать точные измерения, его пришлось взять относительно некоторой оси вращения, координаты которой даны на диаграмме испытания (см. фиг. 340) т.-е. относительно оси, вынесенной значительно вперед против центра тяжести действительного самолета. Это испытание производилось по способу установки моделей на вилке.

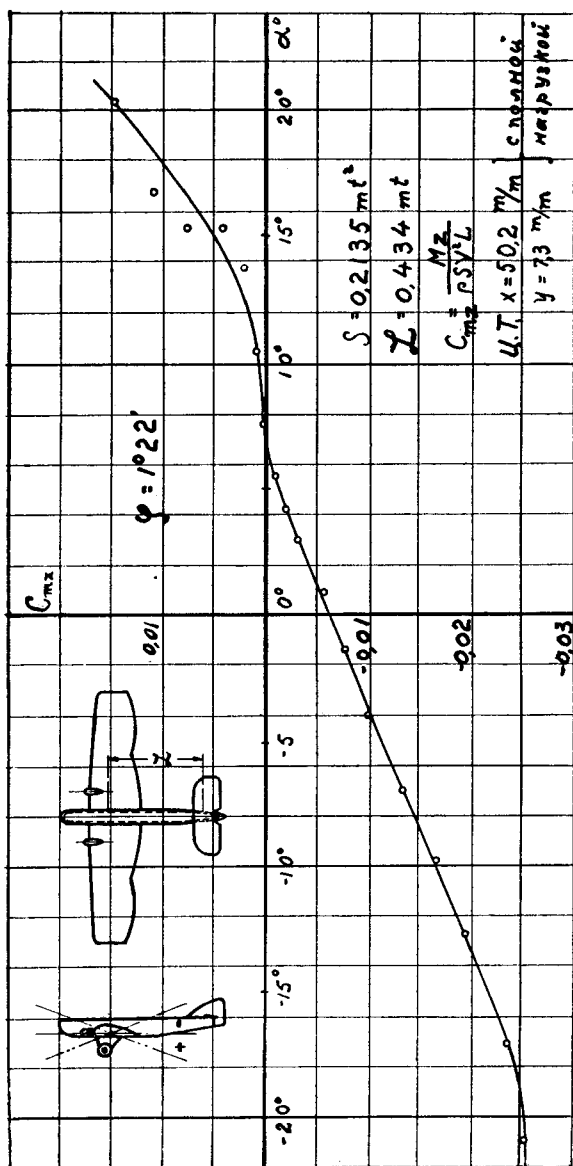
Для перехода к центру тяжести приходилось делать определение момента путем теоретического пересчета и пользоваться при этом кривою Лилиентала, полученною на модели № 8 (см. фиг. 318).

Сравнение опытных данных с расчетными показало, что хотя теоретические кривые и близки по характеру к опытным, но все же по числовой величине они заметно отличаются друг от друга. Это обстоятельство может быть объяснено неточностью обычных формул, по которым вычисляется скос потока за самолетом, а также и влиянием на хвостовое оперение фюзеляжа и других частей самолета.



Эти опыты снова подчеркнули необходимость изучения моделей всех новых самолетов в аэродинамических трубах.

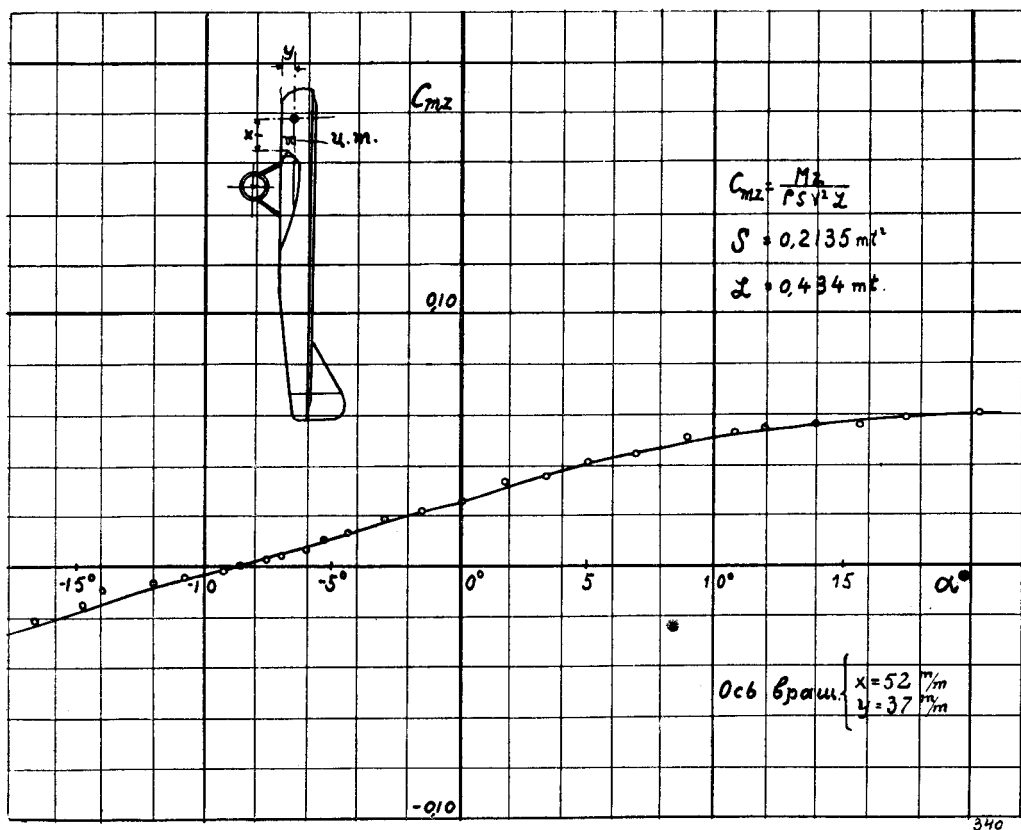
Обратимся теперь к испытанию моделей самолета № 8/18 на устойчивость пути. В этих опытах применялась установка, описанная



Фиг. 339. Момент продольной устойчивости модели самолета № 18 со свободными рулями.

в главе X и применявшаяся при исследовании опрокидывающего момента лыж в натуре в 2,25-метровом сечении трубы № 3. Модель самолета укреплялась на металлическом стержне, проходящем через центр тяжести самолета так, чтобы самолет стоял под заданным углом атаки, в данном случае  $\alpha = 0^\circ$ . На концах стержень был снабжен шариковыми подшипниками и подпятником, что давало возможность

модели самолета вращаться в горизонтальной плоскости с самым незначительным трением. Углы отклонения самолета и моменты определялись обычным методом, при помощи стрелки и нити. На фиг. 341 даны результаты испытаний модели самолета № 18 на устойчивость пути при разных углах  $\beta_1$  отклонения руля направления; киль при этом был укреплен под углом  $\xi = 0^\circ$ .

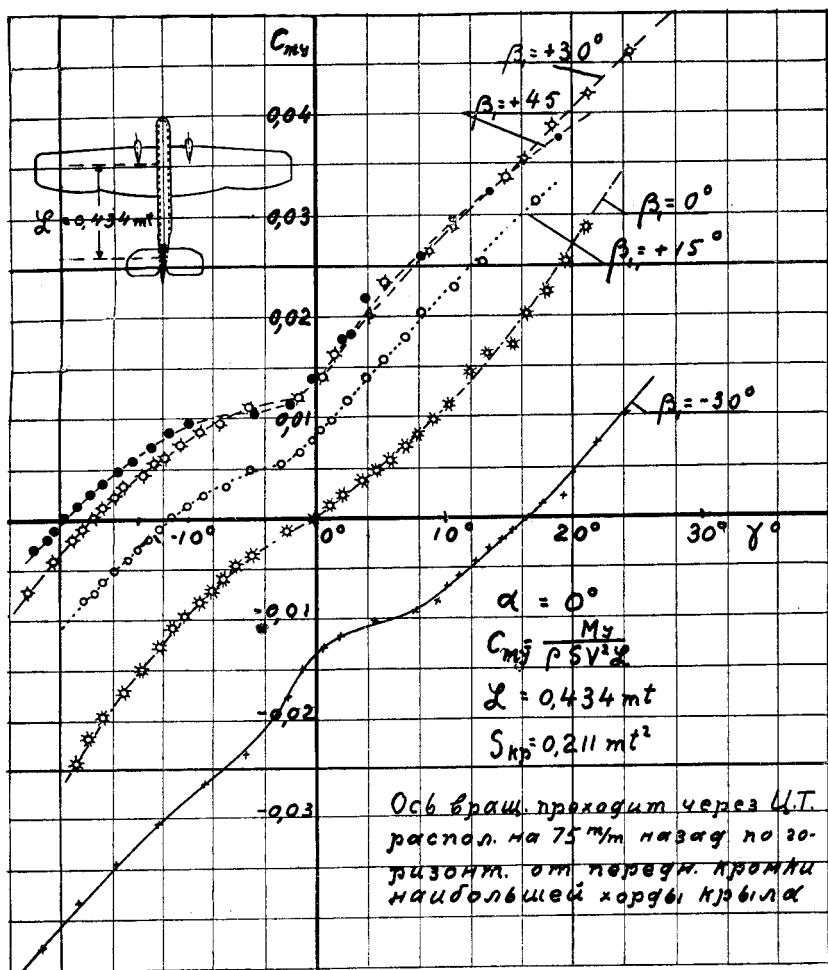


Фиг. 340. Момент продольной устойчивости модели самолета № 18 со снятым горизонтальным хвостовым оперением и с вынесенною вперед осью вращения.

Принятые у нас знаки момента и углов отклонения указаны на эскизе модели, приведенном на диаграмме (фиг. 342). Характерно, что все моменты по абсолютной величине уменьшаются при углах отклонения модели самолета  $\gamma^\circ$ , близких к нулю. Это объясняется заслоняющим действием на оперение фюзеляжа и оси вращения, вызывающих уменьшение скорости потока, набегающего на хвост.

Сравнивая полученные кривые, мы видим, что после некоторого определенного отклонения руля направления, в данном случае после его отклонения в  $\pm 30^\circ$ , дальнейшее его отклонение почти не вызывают изменения в моменте устойчивости пути модели самолета. Действительно, кривые моментов при  $\beta_1 = 30^\circ$  и  $\beta_1 = 45^\circ$  почти сливаются друг с другом.

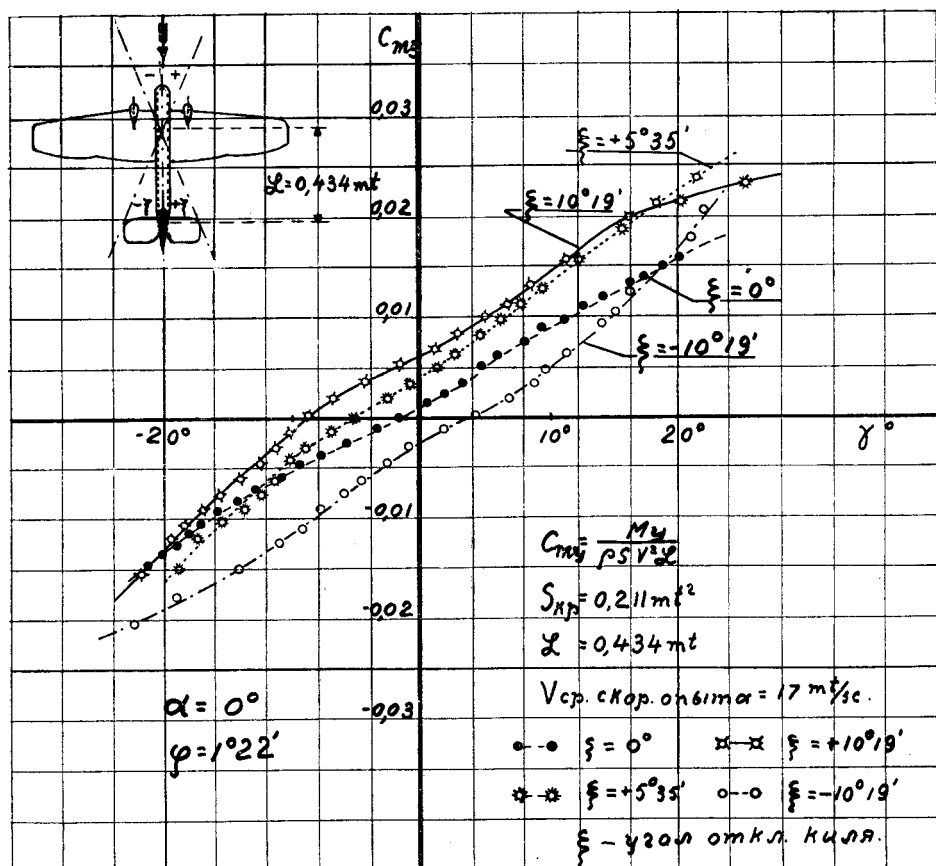
Учитывая возможность полета с одним мотором Лаборатория исследовала вопрос устойчивости пути самолета модели № 8/18 при разных отклонениях киля и свободно вращающемся руле направления. Предварительные опыты относились лишь к величине шарнирного момента (см. фиг. 335). На диаграмме фиг. 342 даны кривые коэффициента момента устойчивости пути  $C_{\text{мy}}$  при четырех разных отклонениях киля.



Фиг. 341. Момент устойчивости пути модели самолета № 18 при различных отклонениях руля направления.

Знаки углов  $\xi$  и  $\gamma$  даны на чертеже. Хотя полученные кривые идут сравнительно плавно, тем не менее замечается некоторая их незакономерность. Возможно, что на них все же сказалось влияние руля поворота, который хотя и вращался свободно, но очевидно иногда, вследствие трения в шарнирах, задерживался в некоторых положениях, не соответствующих его положению при совершенно свободном вращении. Полученные кривые показали конструкторам, что для уравнивания момента одного работающего мотора при другом выключенном доста-

точно отклонить киль на  $5^{\circ}35'$ . Этот угол и был принят за исходный при последующих опытах с вертикальным оперением, как при определении шарнирного момента руля направления (см. фиг. 335), так и при определении момента руля направления относительно оси, проходящей вертикально через центр тяжести самолета при положении самолета, определяемом углом атаки  $\alpha=6^{\circ}$  и  $\gamma=0^{\circ}$ . Результаты этого последнего испытания даны на диаграмме фиг. 343. Целью этого

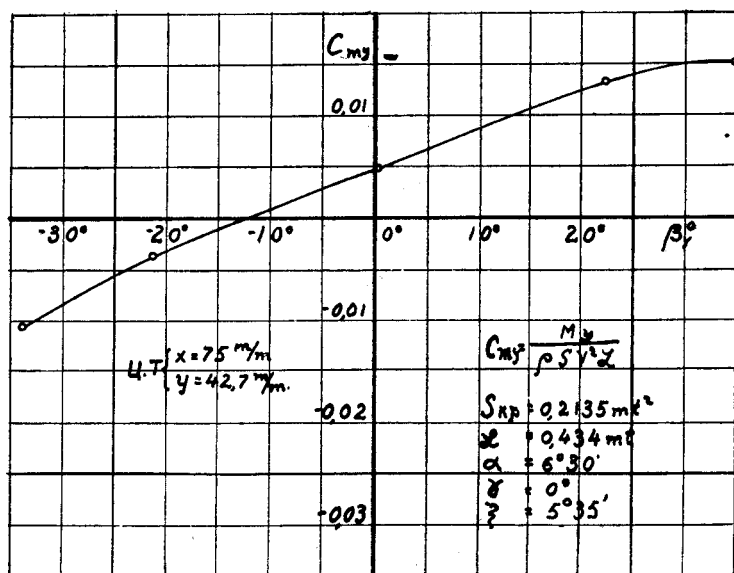


Фиг. 342. Момент устойчивости пути модели самолета № 18 при различных отклонениях поворотного килля и свободном руле направления.

испытания было, с одной стороны, желание определить, какое отклонение руля направления может компенсировать момент, получаемый при отклоненном киле на  $\xi = 5^{\circ}35'$ , в чем может встретиться необходимость в случае выключения и второго мотора, когда желают, чтобы самолет шел по прямолинейному пути. Такая компенсация получается, как видно из диаграммы, при отклонении руля направления на угол  $\beta_1 = -12,5^{\circ}$ . С другой стороны, с помощью этой диаграммы можно определить моменты, необходимые для поддержания самолета в первоначальном положении, т.е.  $\gamma = 0^{\circ}$ , при разных отклонениях руля направления. Эта диаграмма позволяет исследовать влияние неравно-

мерной работы моторов на самолете. Этот опыт производился на приборе для определения устойчивости пути, причем самолет при различных установках руля направления приводился в нулевое положение,  $\gamma = 0^\circ$ , при помощи накладывания гирь на весовые чашки.

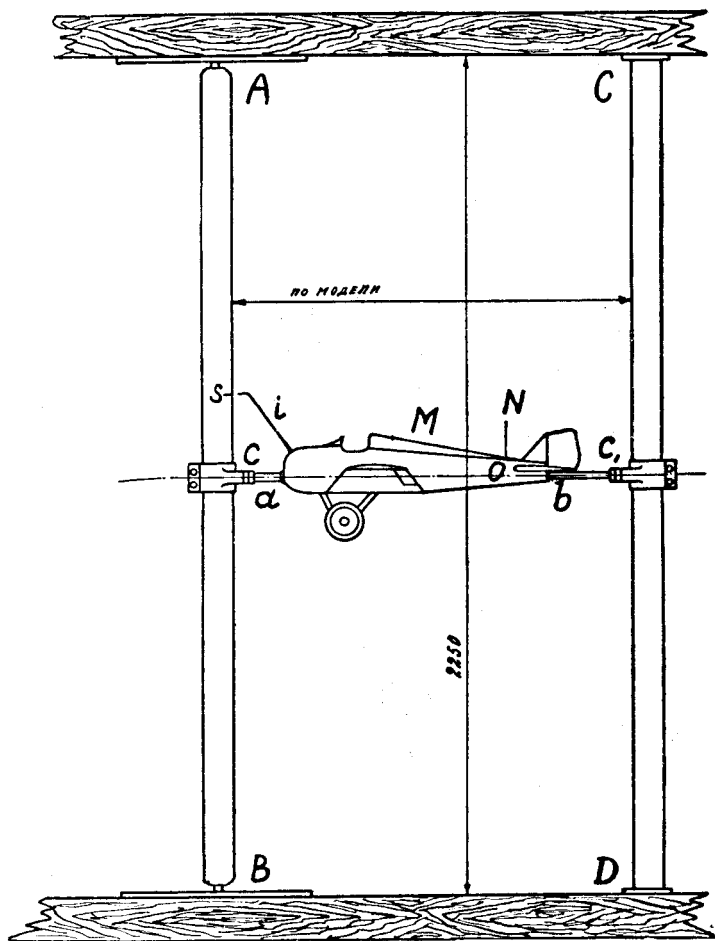
В заключение на модели самолета № 8/18 был у нас впервые поставлен опыт по определению момента элеронов относительно заданной конструкторами продольной оси самолета, проходящей через центр тяжести. Постановка опыта была следующая.



Фиг. 343. Момент руля направления относительно центра тяжести модели самолета № 18 при отклоненном киле на  $5^\circ 35'$ .

В модель самолета (см. фиг. 344) спереди и сзади фюзеляжа были врезаны металлические стержни а и б, направление которых совпадало с направлением заданной оси. Они своими свободными концами вставлялись в шариковые подшипники С и С<sub>1</sub>, врезанные в две деревянные стойки АВ и CD обтекаемой формы, укрепленные в рабочем 2,25-метровом сечении трубы № 3. Силы измерялись грузами на чашках, соединенных нитями (N) (перекинутыми по выходе через отверстия в боковых стенках трубы через блоки), с вертикальным стержнем ON высотой в 10 см, вделанном вертикально на верхней поверхности фюзеляжа модели. Нити на фиг. 344 идут перпендикулярно к плоскости чертежа и представляются на нем точкою N. Нулевое положение самолета, т.е. его симметричное положение относительно горизонтальной плоскости, отмечалось при помощи индикатора i, сделанного в виде изогнутой проволоки, укрепленной у носа фюзеляжа, и по отметке S, сделанной на передней стойке установки. На фиг. 345 дана фотография модели самолета № 8/18, установленной в трубе для определения моментов элеронов. Опыт был произведен при

двух скоростях потока — 10 м/сек и 18 м/сек и двух углах атаки самолета, именно  $\alpha = 0^\circ$  и  $\alpha = 14^\circ$ , т.-е. при посадочном угле и угле, соответствующем максимальной скорости полета. В случае угла атаки  $\alpha = 14^\circ$  ось вращения модели была установлена наклонно под этим углом, что было достигнуто наклонной врезкой шариковых подшипников в стойки AB и CD. Во время опыта элероны закреплялись под



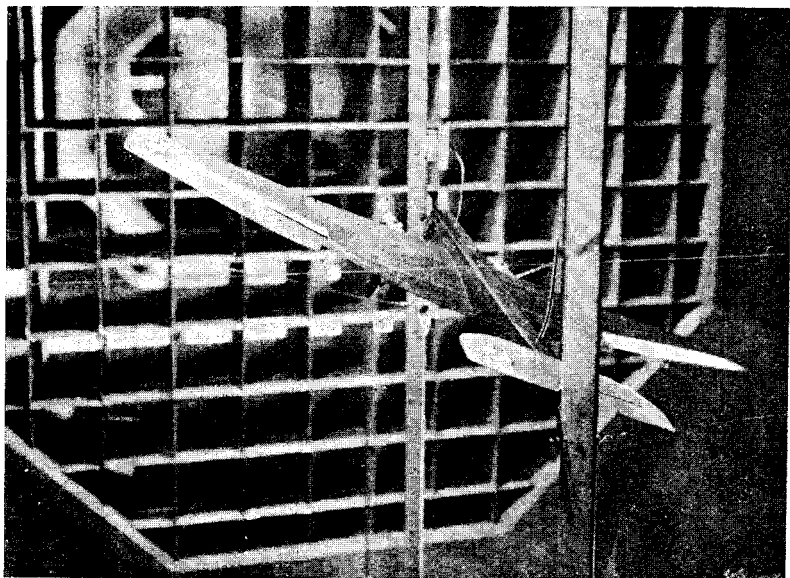
Фиг. 344. Прибор для определения восстанавливающего момента элеронов.

углами  $\theta = \pm 5^\circ$ ,  $\pm 15^\circ$  и  $\pm 25^\circ$  к хорде крыла, и грузами на весовых чашках самолет приводился в нулевое положение. При подсчете коэффициента момента элеронов по формуле

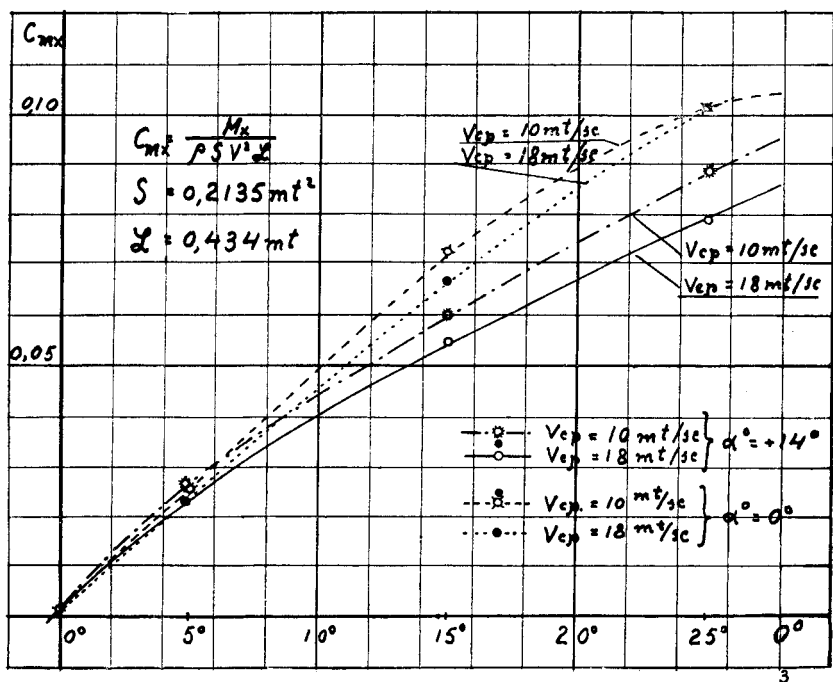
$$C_{mx} = \frac{M_x}{\rho S V^2 L}$$

за линейную величину  $L$  принималась условно величина расстояния от заднего конца передней трети хорды крыла до заднего конца передней трети хорды горизонтального оперения, т.-е. одна и

та же величина бралась при подсчете всех моментов самолета. В случае определения момента элеронов было бы удачнее отнести коэффициенты  $C_{mx}$  к размаху крыльев или к расстоянию между центрами



Фиг. 345. Изучение восстанавливающего момента элеронов модели самолета № 18 во втором рабочем сечении трубы № 3.



Фиг. 346. Момент элеронов модели самолета № 18 при двух углах атаки ( $0^\circ$  и  $14^\circ$ ) и при двух скоростях потока (10 м/сек. и 18 м/сек.).

элеронов, однако, чтобы не вводить новой линейной величины, предпочли отнести и  $C_{mx}$  к обычной величине  $L$ . На диаграмме фиг. 346 даны результаты этого последнего испытания модели самолета № 8/18,

На этом мы заканчиваем описание экспериментальных исследований, произведенных над моделями № 8 и 18. Мы привели здесь лишь наиболее интересные из них или являющиеся окончательными результатами ряда испытаний. Мелкие предварительные опыты, пробы, подборы и т. п. мы здесь не описываем. Опыты были описаны приблизительно в хронологическом порядке.

---

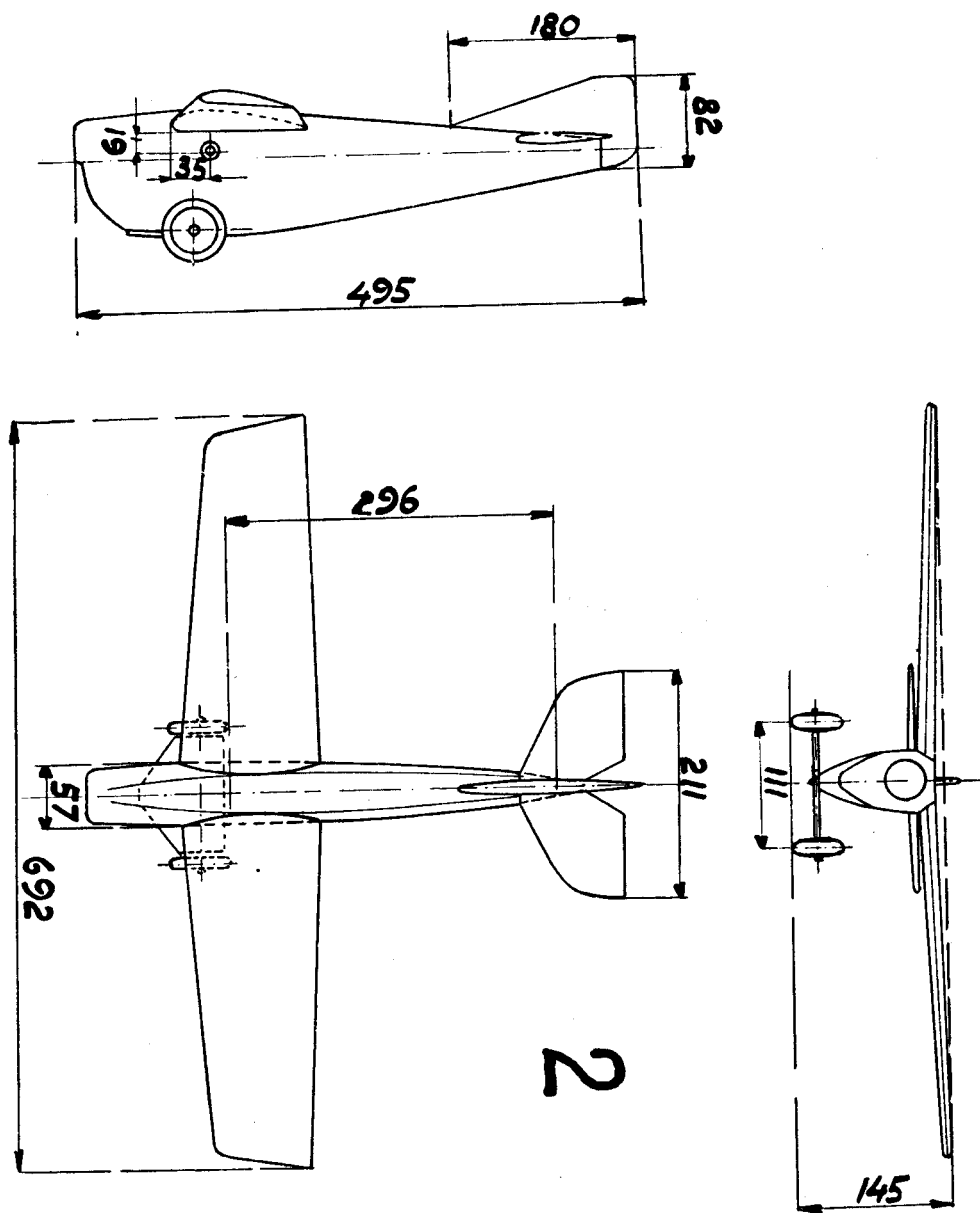


## Модель самолета № 2.

На фиг. 347 дан общий вид модели самолета № 2 и на фиг. 348 — фотографический снимок с той же модели. Это — модель пассажирского самолета. Она была испытана уже после того, как построенный самолет оказался недостаточно удовлетворительным в смысле послушности рулю направления и устойчивости пути. Как видно из фиг. 347, этот самолет обладает треугольным фюзеляжем, сильно выступающим вперед и имеющим большую высоту; вследствие этого у самолета получался, повидимому, очень большой закидывающий момент от передней части фюзеляжа при его отклонениях от плоскости полета. Для преодоления этого момента необходимо большое вертикальное оперение. Так как этот самолет обладал очень хорошими другими аэродинамическими качествами, то решено было модель этого самолета испытывать только на устойчивость пути, для чего Аэродинамической Лаборатории конструкторами были даны пять различных вертикальных оперений, общий вид которых дан на фиг. 349. На фиг. 350 дана сводная диаграмма результатов испытаний этой модели на устойчивость пути со всеми пятью вариантами вертикального оперения. Вертикальные оперения, как видно из фиг. 349, отличались не только величиной, но и своей формой. Влияние размеров вертикального оперения на момент устойчивости пути  $M_y$  особенно ясно при сравнении результатов испытания модели самолета с вертикальными оперениями № 1 и № 2, которые по форме очень близки друг к другу, но отличаются величиной. Площадь оперения № 1 составляет 9,53% от площади крыльев, площадь оперения № 2 — 8,25%. Таким образом, площади этих двух оперений относятся друг к другу как 1:0,865. Соответственно этому коэффициенты  $C_{my}$  момента устойчивости пути для оперения № 1 в среднем больше, чем для оперения № 2 на 8—10%. При вертикальном оперении № 3 с площадью в 6,65% от площади крыльев, т.е. площадью, относящейся к площади оперения № 1 приблизительно как 1:0,7, его кривая коэффициента моментов идет значительно ниже кривой оперения № 1.

Сравнивая оперения № 2 и № 3, мы видим, что оперение № 3 может быть получено из оперения № 2 путем отрезания узкой полоски по линии, намеченной на фиг. 349 пунктиром.

Однако, отрезание этой узкой полоски, составляющей всего лишь около 1% от площади крыльев, вызывает уменьшение значений коэф-



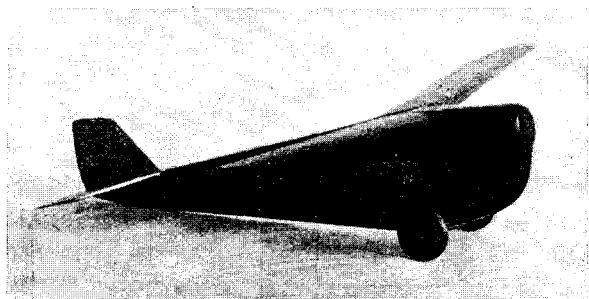
Фиг. 347. Общий вид модели самолета № 2.

Площадь крыльев . . . . .	0,072 м²
Относительная площадь в ‰ от площади крыльев:	
всего вертикального оперения № 1 . . . . .	9,65‰
"        "        "        № 2 . . . . .	8,25‰
"        "        "        № 3 . . . . .	6,65‰
"        "        "        № 4 . . . . .	8,00‰
"        "        "        № 5 . . . . .	9,80‰
Размах модели . . . . .	692 мм
Условная длина модели . . . . .	296 мм
Координаты центра тяжести . . . . .	X = 35 мм, Y = 19 мм
Средняя скорость потока . . . . .	20,5 м/с.

коэффициентов  $C_{\text{ту}}$  на 25% по сравнению с оперением № 1 при одних и тех же углах  $\gamma$  отклонения модели самолета.

Влияние формы вертикального оперения ясно видно из сравнения кривых, полученных для оперения № 2 и № 4. Оперение № 4 отличается от всех предыдущих своей большей высотой и очень коротким килем. Площадь его меньше площади оперения № 2 и тем не менее коэффициент момента устойчивости пути при оперении № 4 больше полученного при оперении № 2, вплоть до угла поворота самолета  $\gamma = 20^\circ$ . Лишь после угла  $\gamma = 20^\circ$  момент от оперения № 4 становится меньше момента оперения № 2. Кривая коэффициента  $C_{\text{ту}}$  для оперения № 4 носит характер совершенно отличный от характера кривых  $C_{\text{ту}}$  по  $\gamma$  для первых трех вариантов оперения. Если за меру

устойчивости самолета принимать наклон кривых  $C_{\text{ту}}$  по  $\gamma$ , т.е. величину  $\frac{dM_y}{d\gamma}$ , то, сравнивая кривые  $C_{\text{ту}}$  для всех четырех вертикальных оперений, мы видим, что для углов  $\gamma$  в интервале  $\pm 10^\circ$  величина этой производной у оперения № 4



Фиг. 348. Фотография модели самолета № 2.

значительно превосходит производную, взятую для предыдущих трех вариантов.

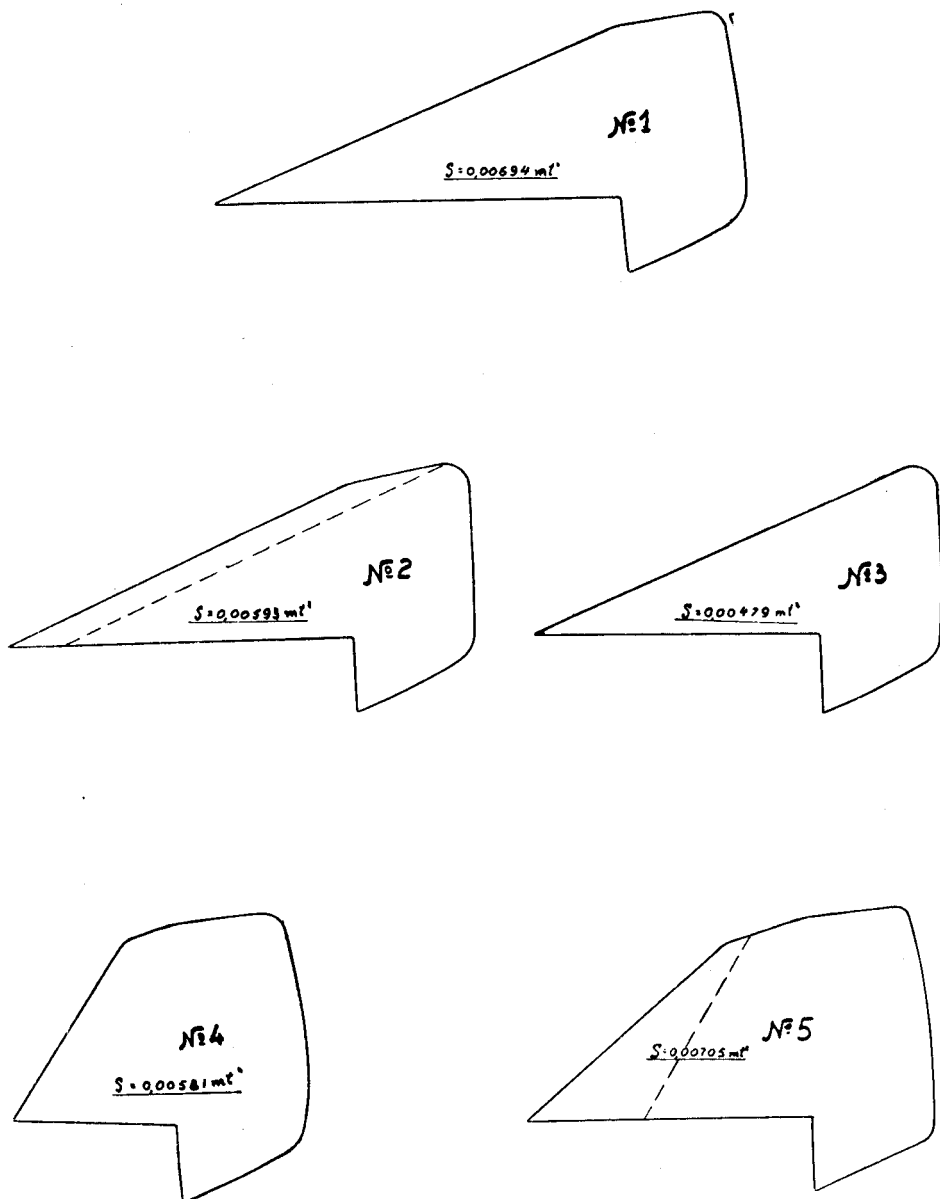
На основании всех этих опытов, конструкторами был выработан пятый вариант оперения (№ 5), сохранивший высоту оперения № 4 и очертание его руля, но с увеличенной площадью киля на величину, отделенную на чертеже оперения № 5 пунктиром. Это изменение площади киля, как видно из диаграммы фиг. 350, дало машине еще большую устойчивость пути.

Все вышеописанные опыты были произведены в 1,5-метровой трубе № 2 на специальном приборе для испытания моделей самолетов на устойчивость пути. Фотографии этого прибора даны на фиг. 351 и 352. Модель самолета была укреплена на стержне А (оси вращения) под углом  $\alpha = 0^\circ$  к направлению потока. Углы отклонения модели самолета  $\gamma$  отсчитывались непосредственно по помещенному под трубу лимбу L с нанесенными на нем градусными делениями, при помощи стрелки Z. Уравновешивающие боковой момент самолета грузы клались на чашки С и  $C_1$ , соединенные нитями п, перекинутыми через блоки г и  $г_1$  со шкивом S, укрепленным на оси А. Благодаря шкиву S достигалось постоянство величины плеча, на которое действует сила нити.

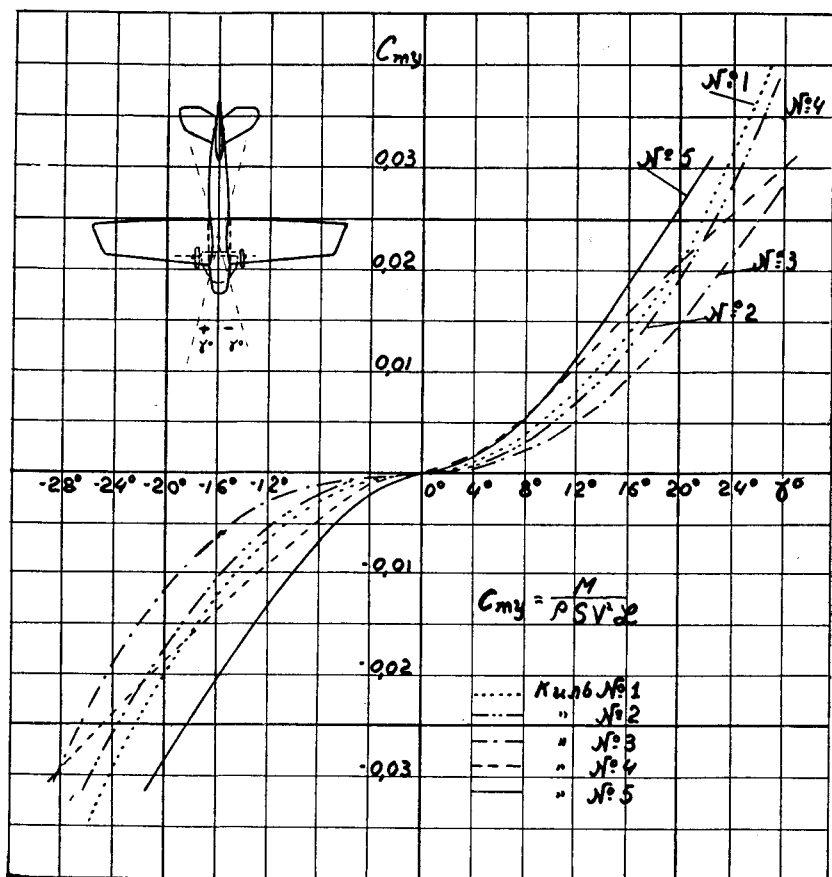
Подсчет коэффициента  $C_{\text{ту}}$  производился по методу, уже изложенному при описании опытов с моделью самолета № 8/18, а именно по формуле:

$$C_{my} = \frac{M_y}{\rho S V^2 L},$$

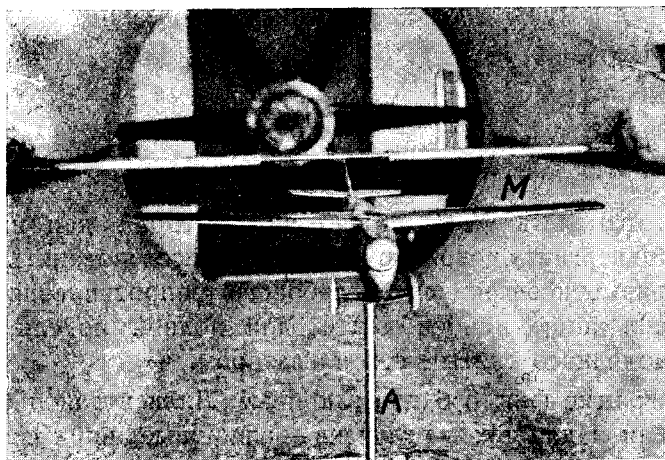
где  $S$  — площадь крыльев самолета и  $L$  — условная длина, равная расстоянию от заднего конца передней трети центральной хорды крыла до заднего конца передней трети центральной хорды горизонтального оперения.



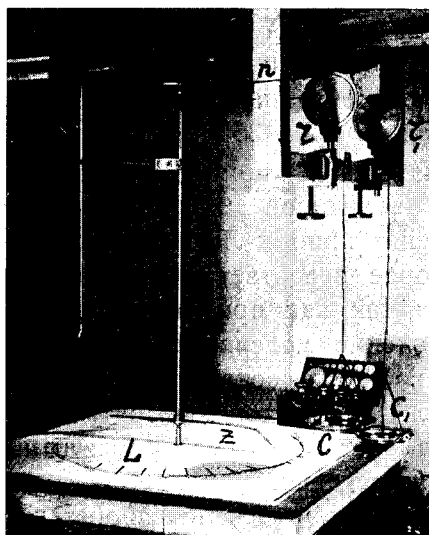
Фиг. 349. Пять вертикальных хвостовых оперений для модели самолета № 2.



Фиг. 350. Момент устойчивости пути модели самолета № 2 при пяти различных формах вертикального хвостового оперения.



Фиг. 351. Установка модели самолета во время опытов с устойчивостью пути.



Фиг. 352. Весы для определения момента устойчивости пути.

### Модель самолета № 3.

Модель самолета № 3, общий вид которой дан на фиг. 353 и 354, была подвергнута довольно подробному исследованию. На фиг. 355 даны две кривые коэффициентов лобового сопротивления  $C_x$  модели самолета — сплошной линией дан  $C_x$  для полной модели, а пунктирной — для модели со снятым стабилизатором.

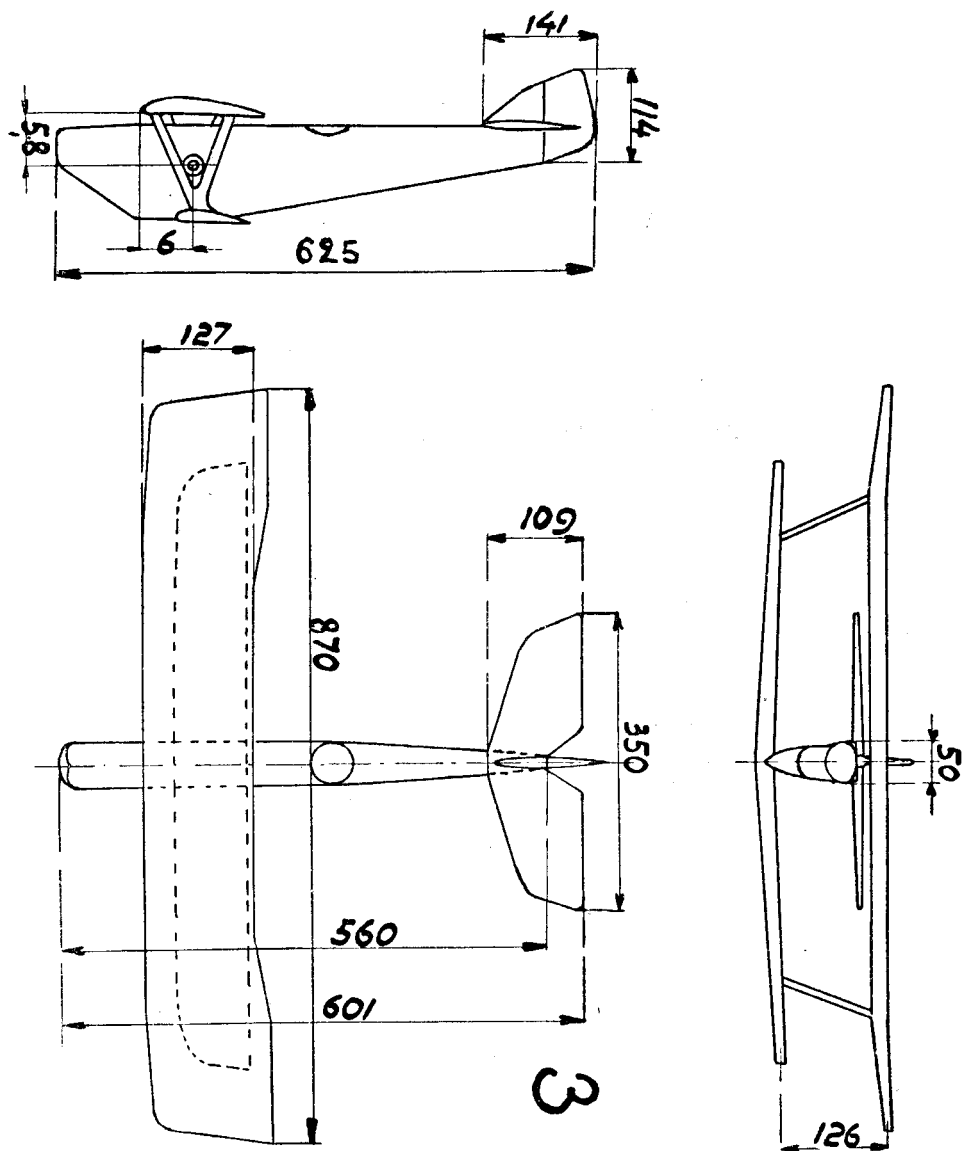
На диаграмме фиг. 356 даны кривые Лилиенталя и  $C_y$  по  $\alpha$  для той же модели и для тех же случаев — сплошные линии соответствуют модели без оперения. Опыт велся в обоих случаях в трубе № 2, на весах „Г“. Сравнивая результаты, изображенные на фиг. 356, с результатами, данными на фиг. 355, мы видим хорошее совпадение коэффициентов  $C_x$  для модели с оперением.

В том и другом случае при одинаковой скорости потока, равной приблизительно 25 м/сек, коэффициент лобового сопротивления  $C_x$  при нулевом угле атаки модели самолета равен 0,0145. Такого совпадения результатов двух опытов не было получено для модели, испытанной без горизонтального оперения. Значение  $C_x$  при  $\alpha = 0^\circ$ , полученное во втором случае при испытании модели по углам атаки (см. фиг. 356), не совпало со значением  $C_x$ , полученным при испытании модели по скоростям (фиг. 355).

Расхождение значений  $C_x$  при  $\alpha = 0^\circ$  в обоих этих случаях выражается абсолютной величиной 0,0012, относительная же ошибка близка к 7%. Сравнение кривых Лилиенталя для обоих случаев тоже указывает на некоторое несоответствие между полученными в обоих случаях результатами, так как при снятом горизонтальном оперении получилось сопротивление модели самолета больше, чем при испытании полной модели. Это несоответствие может быть объяснено тем обстоятельством, что при снятом горизонтальном оперении на конце фюзеляжа модели самолета образовался уступ и выемка в несколько миллиметров, которые во время опыта заделывались от руки пластелином, как это обычно делается в Лаборатории, и возможно, что форма этого наслоения была в обоих опытах несколько различною. Естественно, что такие уступы могли нарушать плавность обтекания модели по разному и вызвать разные лобовые сопротивления модели.

Кроме этого, хвост самолета производит перегруппировку в распределении подъемной силы и так как он находится в середине самолета, то при его наличии распределение подъемной силы всей

системы несущих поверхностей приближается к эллиптическому закону, что может дать уменьшение индуктивного сопротивления всей системы. Однако, влияние оперения при малых углах столь мало, что величина его не превосходит точности опыта и потому все заключения о его влиянии носят лишь гадательный характер.



Фиг. 353. Общий вид модели самолета № 3.

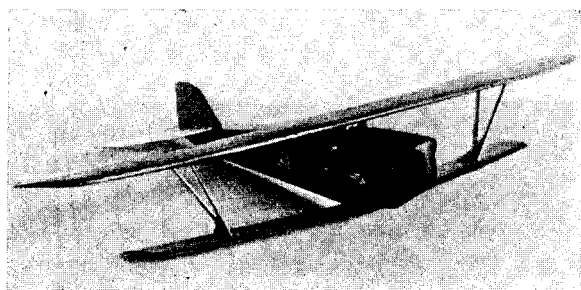
Площадь крыльев . . . . .	17 м <sup>2</sup>
Относительная площадь в ‰ от площади крыльев:	
горизонтального оперения . . . . .	16,5‰
руля высоты . . . . .	6,5‰
вертикального оперения . . . . .	5,45‰
Размах модели . . . . .	870 мм
Координаты центра тяжести . . . . .	X = 60 мм, Y = 58 мм
Средняя скорость потока . . . . .	20 м/с



При больших же углах атаки роль оперения ясна — оно увеличивает подъемную силу всей системы. Вследствие этого наклон линии  $C_y$  по  $\alpha$  становится при наличии стабилизатора большим. Такой результат мы получили для подъемной силы модели № 8 и такой же был получен и для данной модели.

Что касается значения  $C_y$  максимум, то для полной модели он больше только на 2% того, какое получается у ней при снятом оперении.

Далее, на фиг. 357 мы даем результаты предварительных испытаний модели самолета № 3 на продольную устойчивость при угле стабилизатора  $\varphi = 0^\circ$ , заданном для этих опытов конструкторами. Как видно из диаграммы, самолет оказался вполне устойчивым, но „угол балансировки“ ( $C_{mz} = 0$ ) при установке стабилизатора под углом



Фиг. 354. Фотография модели самолета № 3.

$\varphi = 0^\circ$ , как видно из диаграммы, получался очень большим, а именно равным  $9,5^\circ$ . Как для модели самолета № 18, так и для модели самолета № 3 был определен продольный момент также при снятом горизонтальном оперении. Результаты этих испытаний даны на фиг. 358.

Вследствие невозможности производить измерения при оси вращения, проходящей через центр тяжести самолета, вследствие неустойчивости модели без оперения, пришлось сделать новую ось вращения, вынесенную вперед на расстояние, равное 0,1 м от центра тяжести, и лежащую в плоскости, параллельной хорде верхнего плана и проходящей через центр тяжести.

На диаграмме фиг. 358 указано расположение этой оси вращения. При подсчете коэффициента  $C_{mz}$  при всех испытаниях этой модели за линейную величину взято одно и то же значение  $L$ , равное расстоянию между проекциями на плоскость, параллельную плоскости верхнего плана, заднего конца передней трети хорды верхнего крыла, до заднего конца передней трети хорды горизонтального оперения.

В дальнейшем, чтобы не повторять снова этого определения, мы будем называть величину  $L$  просто характерною или условною длиною самолета.

Из органов управления самолета модель № 3 отдельно было испытано только горизонтальное оперение. Общий вид и таблица ординат его профиля по сечению  $ab$  даны на фиг. 359. На фиг. 360 даны результаты его испытания на лобовое сопротивление и подъемную силу. Максимальный коэффициент подъемной силы его равен всего лишь 0,365 при  $\alpha = 17^\circ$ . Его максимальное качество  $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max} = 12,5$

при  $\alpha = 4^\circ$  и минимальный коэффициент лобового сопротивления  $C_{x \min} = 0,004$  при  $\alpha = 0^\circ$ . Относительный размах его равен  $\lambda = 2,28$ . Во время опыта рули высоты были закреплены под углом  $\delta = 0$ . Установка углов атаки стабилизатора производилась относительно продольной оси („хорды“) горизонтального оперения. Самый опыт был произведен на приборе „Г“ трубы № 2 теми же методами, как производится испытание крыла с исправлением опыта на косизну потока, т.-е. модель была испытана „прямо“ и „обратно“. При обработке опытных данных сделаны поправки на сопротивление траверсы с державкой, на косизну потока и на влияние стенок трубы.

Следующей задачей, поставленной Лаборатории конструкторами, было: 1) определение такого угла установки стабилизатора (при  $\delta = 0^\circ$ ) чтобы момент продольной устойчивости ( $M_z$ ) самолета равнялся 0 при угле атаки верхнего крыла  $\alpha = 0^\circ$  и 2) определение углов отклонения рулей высоты, требующихся для приведения самолета в разные режимы полета. На основании испытания модели на подъемную силу (см. фиг. 356) мы видим, что случай „А“ (выравнивание из крутого планирования,  $C_{y \max}$ ) получается при угле атаки  $\alpha \cong 12^\circ 30'$ , случай „С“ (пикирования,  $C_y = 0$ ) — при  $\alpha \cong -5^\circ$  и случай полета на большой высоте (промежуточный между случаями „А“ и „В“) — при  $\alpha = 6^\circ$ .

Соответствующие этим углам атаки углы отклонения рулей высоты находились непосредственным подбором, путем целого ряда опытов в трубе с этою моделью при разных отклонениях руля высоты (см. фиг. 362).

Для получения случая „А“ был подобран угол отклонения рулей высоты  $\delta = -9^\circ$ , для получения случая „С“ их пришлось отклонять на  $\delta = +2^\circ 19'$  и для полета под углом атаки  $\alpha = 6^\circ$  был найден угол  $\delta = -2^\circ$ .

При подобранных таким путем углах отклонения рулей были определены коэффициенты моментов продольной устойчивости  $C_{mz}$  при разных углах атаки модели. Окончательная сводка результатов этих испытаний нанесена на диаграмме фиг. 361.

Сводная диаграмма показывает на слишком сильное действие рулей высоты. Действительно, такое сравнительно небольшое их отклонение, как на  $\delta = \pm 2^\circ$ , т.-е. всего на  $4^\circ$ , вызывает изменение угла атаки от  $-5^\circ$  до  $+6^\circ$ , т.-е. на  $11^\circ$ . Отклонение же рулей на  $-9^\circ$  вызывает изменение угла атаки на  $12^\circ 30'$ . Сравнение полученных результатов как с данными для уже описанной выше модели самолета № 8/18, так и с результатами испытаний других моделей, показывает, что в среднем такое большое изменение в углах атаки, как  $12^\circ$ , достигается обычно значительно большими отклонениями рулей высоты, приблизительно на  $\delta \cong 10^\circ$ <sup>1)</sup>.

Особенно ясно видно действие рулей высоты из диаграммы управляемости самолета (см. фиг. 362), где дана кривая зависимости

1) За нормальное действие рулей мы принимаем действие их на модели самолета № 23.

углов атаки  $\alpha$  самолета от углов отклонения рулей высоты  $\delta$ . Все точки взяты при продольном моменте самолета, равном 0.

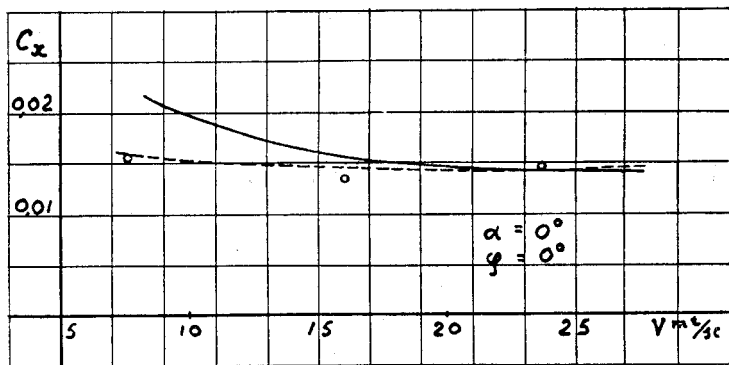
Все испытания на продольную устойчивость модели самолета № 3 были произведены на вилке в трубе № 2 методом, описанным для модели № 8. Угол атаки  $\alpha$  крыльев определялся относительно центральной хорды верхнего плана. Знаки углов  $\alpha$ ,  $\delta$  и моментов указаны на диаграммах. Скорость потока во время опытов была в пределах от 20 до 23 м/сек.

В заключение модель самолета № 3 была испытана на устойчивость пути методом, уже ранее описанным. Результаты испытаний нанесены на диаграмму фиг. 363.

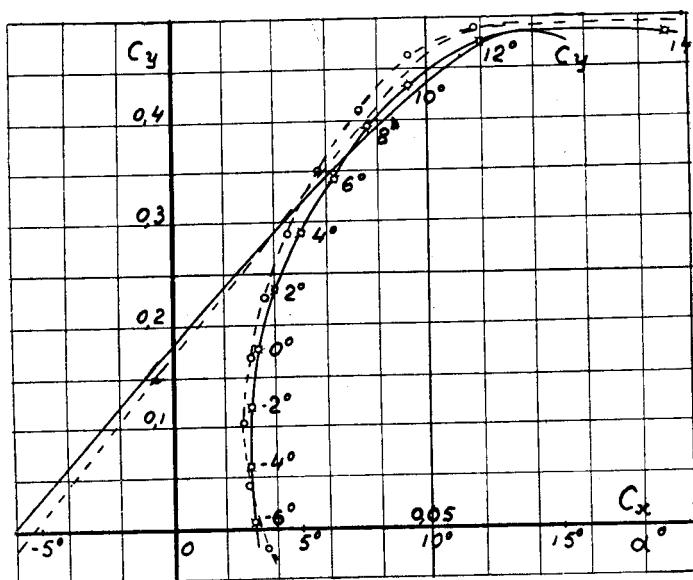
Получились несколько необычно большие значения коэффициента  $C_{\text{ту}}$ .

Это может быть объяснено прямоугольной формой задней части фюзеляжа самолета, действующей подобно килю и вызывающей большой стабилизирующий момент.

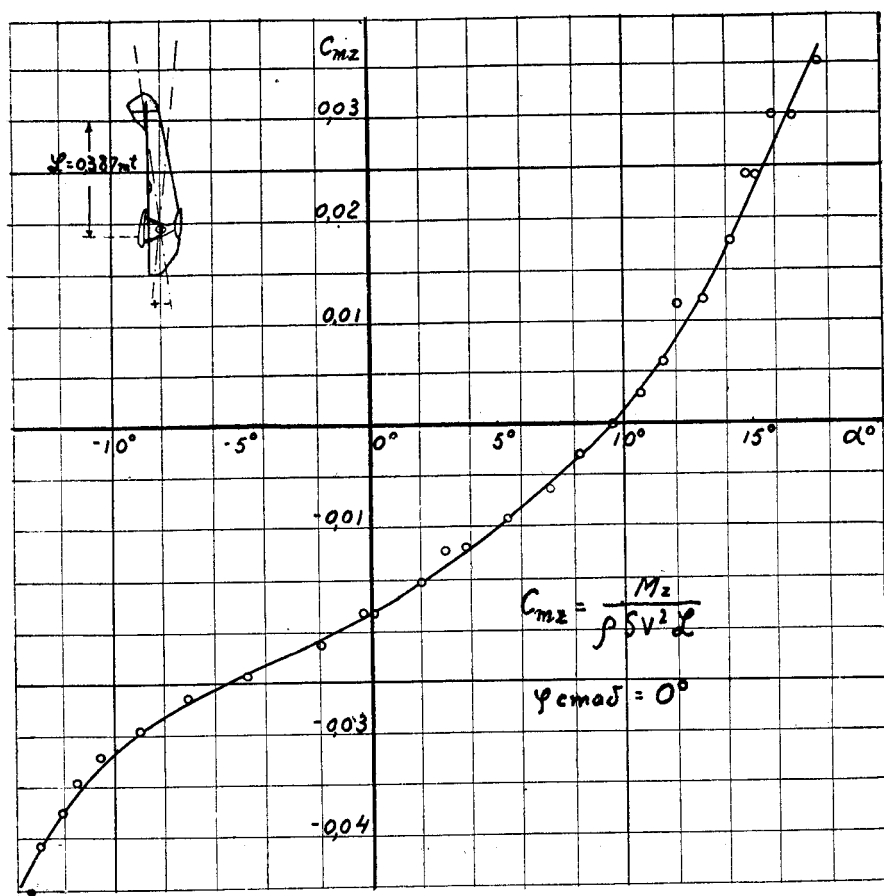
С сильным эффектом высокого фюзеляжа мы уже встретились при испытании модели самолета № 2, где его действие вызывало дестабилизирующий момент, для парирования чего потребовалось большое вертикальное оперение и сильный руль поворота.



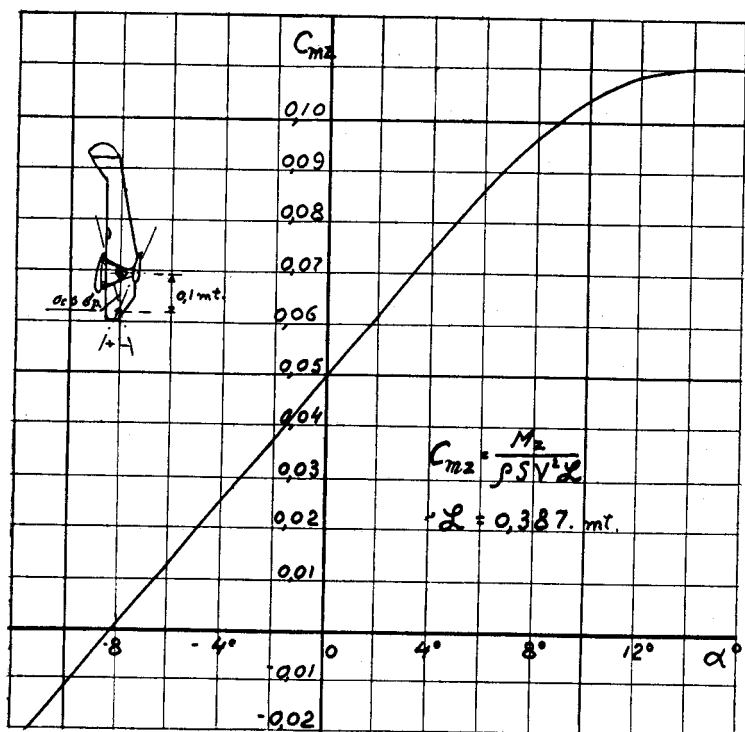
Фиг. 355. Лобовое сопротивление модели самолета № 3 с хвостовым оперением и без него.



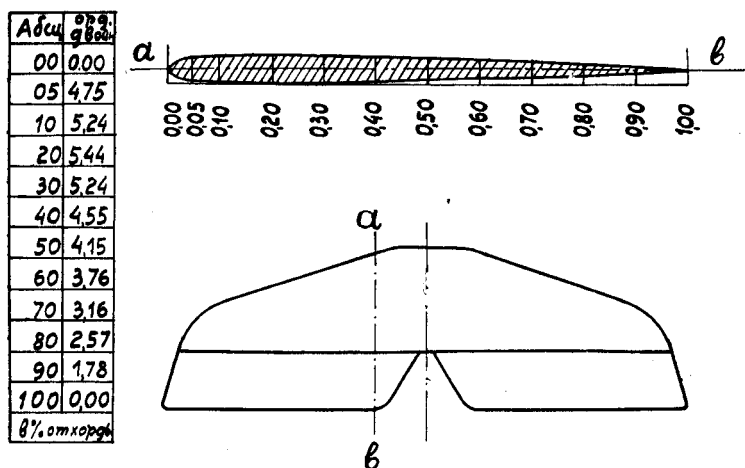
Фиг. 356. Кривые Лилиенталь и  $C_y$  по  $\alpha$  для модели самолета № 3 с хвостовым оперением и без него.



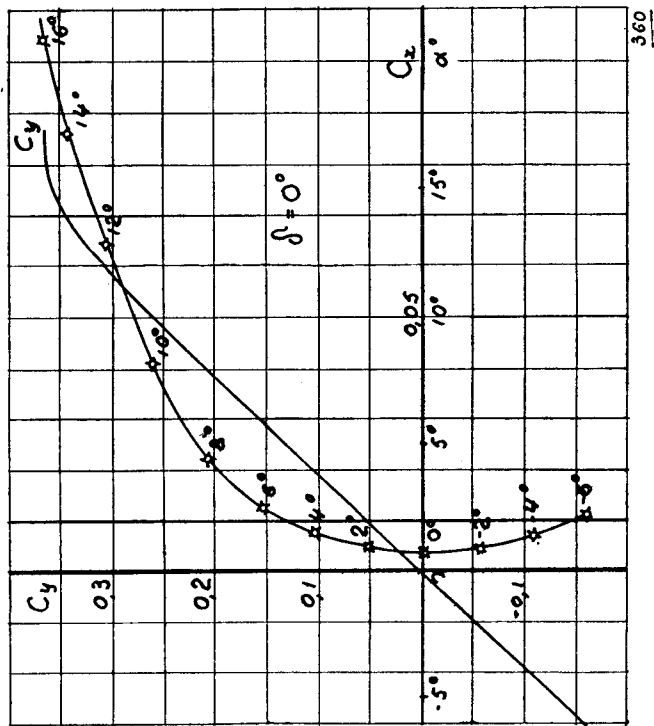
Фиг. 357. Момент продольной устойчивости модели самолета № 3.



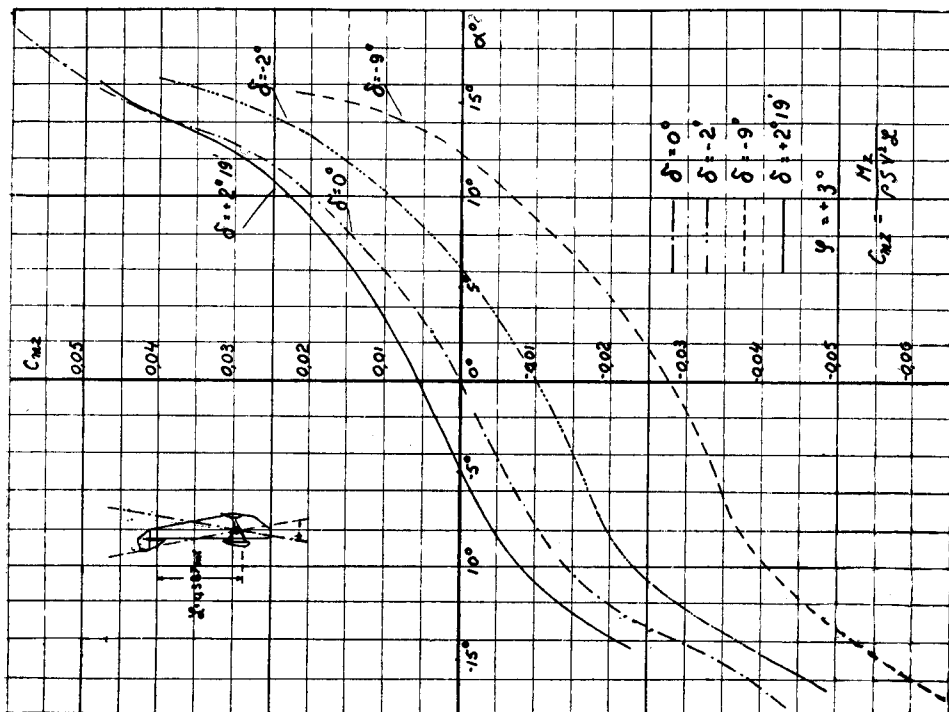
Фиг. 358. Момент продольной устойчивости модели самолета № 3 с вынесенной осью вращения и снятым горизонтальным оперением.



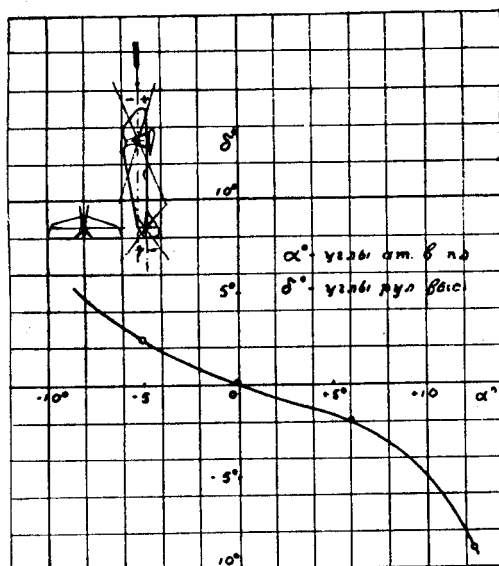
Фиг. 359. Хвостовое оперение модели самолета № 3.



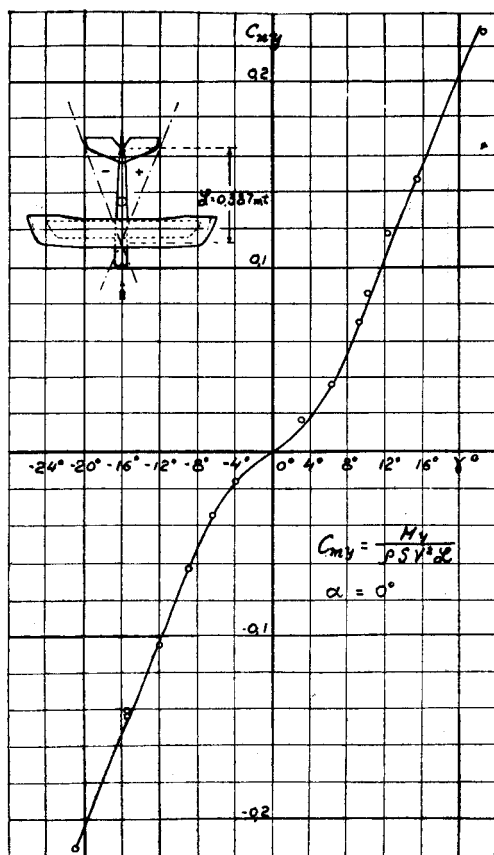
Фиг. 360. Кривая Лифтенталя и  $C_y$  по  $\alpha$  горизонтального оперения модели самолета № 3. См. фиг. 359.



Фиг. 361. Момент продольной устойчивости модели самолета № 3 при различных углах отклонения руля высоты.



Фиг. 362. Связь между углом атаки модели самолета № 3 и углом отклонения ее руля высоты.



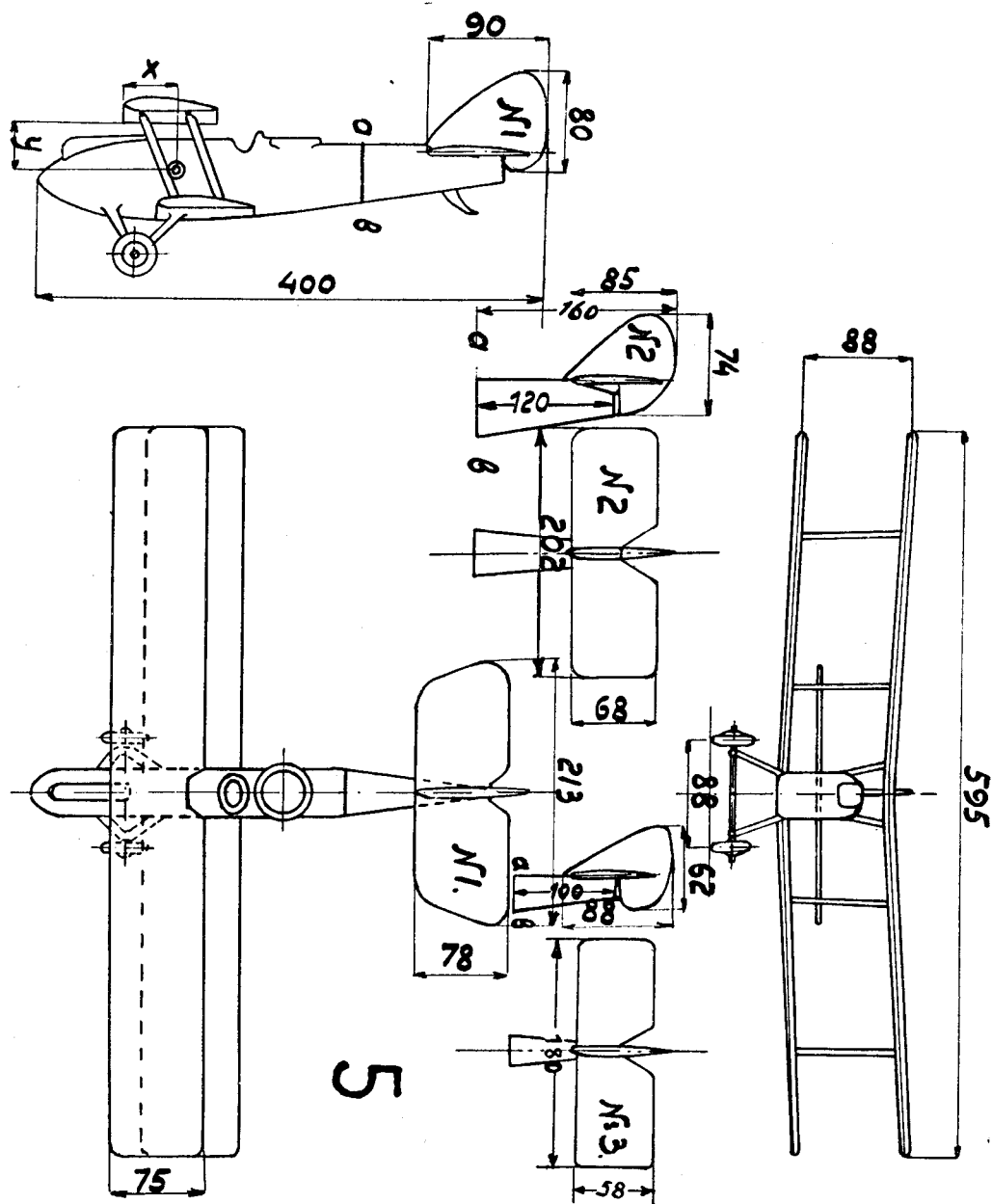
Фиг. 363. Момент устойчивости пути модели самолета № 3.

### Модель самолета № 5/11.

С первых же опытов выяснилась полная продольная неустойчивость модели самолета № 5 (см. фиг. 364 и 365) при двух предложенных конструкторами длинах фюзеляжа и величинах горизонтальных оперений. Не помогло и произведенное, путем перегруппировки в проекте масс, перенесение вперед центра тяжести. Результаты этих первых опытов даны на диаграмме фиг. 366. Как видим, удалось замерить моменты лишь при сравнительно больших углах атаки самолета, на участках, же отмеченных на диаграмме пунктиром, замерить моменты было невозможно, так как модель закидывалась на весах. Удовлетворительным оказался лишь пятый вариант фюзеляжа (см. фиг. 367) с оперением, взятым с самолета № 23, хотя и здесь при установке стабилизатора под углом  $\varphi = -2^\circ$  на участке от  $\alpha = -10^\circ$  до  $\alpha = -1^\circ$ , как видно из диаграммы, не удалось определить момента. Большую роль в трудности определения моментов играли малые размеры модели и, отчасти, малый в то время навык лаборантов производить отсчеты при столь неустойчивой на весах модели. В дальнейшем один из вариантов этой модели был вновь испытан, при чем для предотвращения закидывания модели были установлены демпферы. Результаты этого испытания модели № 5 даны на фиг. 372. Как видно из диаграммы, в присутствии демпферов и при большом уже навыке лаборантов удалось замерить моменты и на участке малоустойчивом.

Дальнейшие испытания производились уже на вдвое большей модели того же самолета № 11 (фиг. 368 и 369). Эта модель была испытана на продольную устойчивость тоже при трех вариантах длин фюзеляжа и разных оперениях. С этой целью большая модель, как и малая № 5, имела разъемный фюзеляж по линии „ab“ (см. фиг. 364 и 368), при чем к основной части фюзеляжа при помощи двух шипов могли укрепляться разные варианты задних концов фюзеляжей с разными оперениями. Разные варианты „хвостов“, их размеры и соответствующие величины  $L$  даны на фиг. 368. На фиг. 370 приведены результаты испытаний этих трех вариантов модели № 11. Большой разброс точек объясняется тем, что опыт был произведен в 2,25-метровом сечении трубы № 3, когда в нем не была еще вставлена спрямляющая решетка и потому поток сильно пульсировал. Все же для всех трех вариантов модели получились вполне определенные кривые для коэффициента продольного момента  $C_{пз}$ .





Фиг. 364. Общий вид модели самолета № 5.

Площадь крыльев	0,089 м <sup>2</sup>
Относительная площадь в ‰ от площади крыльев:	
всего горизонтального оперения № 1	16,40 ‰
" " " № 2	14,0 ‰
" " " № 3	12,0 ‰
всего вертикального оперения № 1	5,330 ‰
" " " № 2	5,330 ‰
" " " № 3	5,330 ‰
Размах модели	595 мм
Условная длина № 1	235 мм
" " № 2	240 мм
" " № 3	244 мм
Координаты центра тяжести I	X = 43 мм, Y = 30 мм
" " " II	X = 39 мм, Y = 40 мм
Скорость потока	18 м/с

Конструкторы остановились, учтя все эти опыты, на новом варианте этого самолета с фюзеляжем средней длины и с горизонтальным оперением, взятым с модели самолета № 23, площадь которого составляет 16,1% от площади крыльев модели № 11. Результаты испытания этого варианта модели на продольную устойчивость, при подобранном угле установки стабилизатора  $\varphi = 2^\circ 30'$ , балансирующем модель так, чтобы при  $\alpha = 0^\circ$  момент  $C_{mz}$  равнялся нулю, и при трех отклонениях рулей высоты на  $\delta = 0^\circ$  и  $\delta = \pm 15^\circ$ , даны на фиг. 371. Испытания производились в 2,25-метровом сечении трубы № 3 после вставления в его коллектор спрямляющей решетки. Влияние этой решетки на ровность потока очевидно, для этого достаточно сравнить разброс точек, полученный при испытании модели без решетки (см. фиг. 370) с плавным их расположением при наличии решетки (фиг. 371).

Для контроля опытов над малой моделью № 5 и выяснения вопроса о влиянии размеров модели на точность опытов был испытан еще вариант большой модели, очень близкий по форме к одному из неустойчивых вариантов малой модели, с коротким фюзеляжем и оперением, площадь которого равнялась 11% от площади крыльев. Результаты испытания даны на диаграмме фиг. 372, где нанесены обе кривые моментов. Модели сбалансированы при углах атаки около  $0^\circ$ .



Фиг. 365. Фотография модели самолета № 5.

Кривая  $C_{mz}$  для малой модели показывает на существование участка неустойчивости модели в пределах углов атаки от  $-12^\circ$  до  $+12^\circ$ . Действительно, на этом участке  $C_{mz}$  малы и имеют при  $\alpha > 0^\circ$  отрицательный знак и при  $\alpha < 0^\circ$  — положительный. Следовательно, при всяком отклонении от положения балансировки ( $\alpha = 0^\circ$ ) модель будет стремиться закинуться. Только после углов атаки больших по абсолютной величине, чем  $12^\circ$ , получается правильное течение кривых коэффициента продольного момента. Кривая, полученная для большой модели, носит тот же характер, как и кривая, полученная для малой. Однако, у нее участок неустойчивости меньше и заключается между углами атаки от  $-10^\circ$  до  $+4^\circ$ . На этом участке получались столь малые и неопределенные моменты, что замерить их с большой точностью не было возможности, и точки, полученные при  $-8^\circ$  и  $-4^\circ$ , мало надежны. Несовпадение кривых для моделей № 5 и № 11 может быть легко объяснено неточным подобием моделей как в отношении их формы и взаимоотношений частей, так и в смысле расположения центра тяжести (оси вращения). Чрезвычайно трудно достичь вполне тождественного расположения осей вращения для двух моделей разной величины и расположить строго подобно все основные детали модели, как, например, стабилизатор, верхний и нижний планы коробки крыльев и пр.

Малейшая неточность в установке стабилизатора или неверно установленная деградация крыльев могут сильно повлиять на протекание кривых. Между тем ошибка в установке этих углов на малых моделях легко может достигнуть величины в  $1/4^\circ$  —  $1/2^\circ$ .

Несомненно еще большее значение имеет в данном случае различие в величине Рейнольдсовых чисел для обоих опытов.

При испытании этих двух моделей мы и стремились попутно выяснить влияние числа Рейнольдса. Не было никакого смысла в этих чисто технических опытах уменьшать скорость потока у большой модели, так как этим сильно понизилась бы точность опыта, а мы стремились всячески ее увеличить.

Вследствии этого, как мы уже указывали выше, на устойчивость малой модели сопротивление мелких деталей, как-то: шасси, колес, стоек и пр., оказывало гораздо большее влияние, чем при испытании большой модели. Переход к большим моделям должен был значительно увеличить точность опыта, ибо, как известно, измеряемые силы изменяются пропорционально квадрату масштаба модели, а моменты — пропорционально кубу масштаба. В нашем случае отношение размеров моделей № 5 и № 11 равно 1:2.

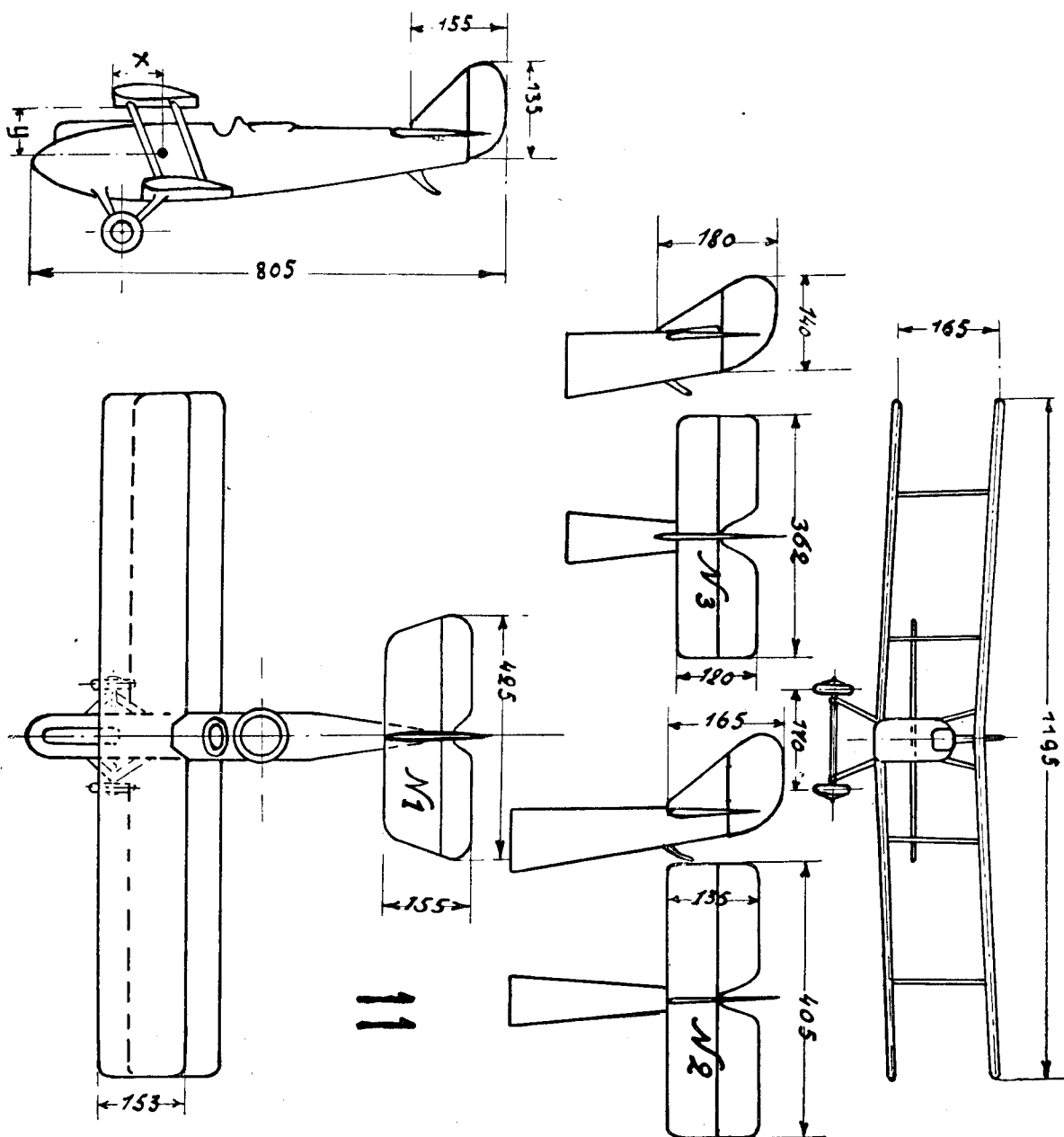
Таким образом, измерявшиеся силы у большой модели были в 4 раза больше и моменты в 8 раз больше, чем у малой. Естественно, что точность результатов опытов с большой моделью значительно больше чем с малою. Обе модели испытывались на аналогичных установках, т.-е. обе испытывались на вилках обычным методом, с той только разницей, что контрольное испытание малой модели было произведено тоже в 2,25-метровом сечении трубы № 3 в отличие от предыдущих испытаний этой модели, произведенных в старой 1,5-метровой трубе № 2.

Эти опыты снова подтвердили необходимость вести исследования устойчивости лишь на больших моделях.

В заключение приводим еще результат испытания модели № 11 на устойчивость пути при двух положениях руля поворота  $\beta_1 = 0^\circ$  и  $\beta_1 = -17^\circ 30'$  (фиг. 373). Течение кривых вполне нормально, хотя величины  $C_{\text{ту}}$  сравнительно невелики.

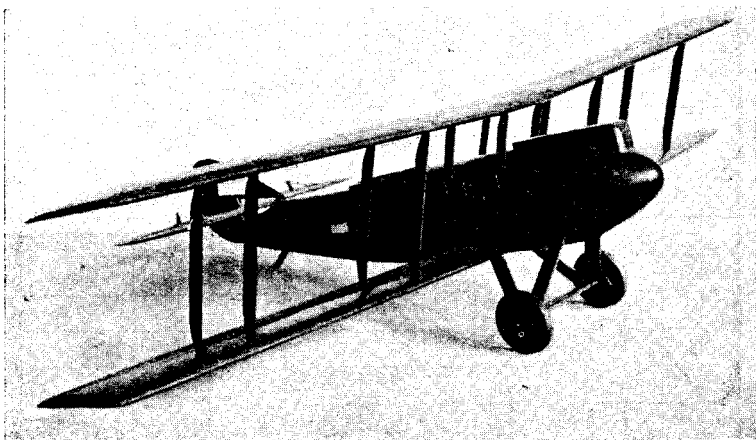
На диаграмме ясно видно затемняющее действие фюзеляжа на вертикальное оперение. На это влияние мы уже указывали при описании опытов с моделью № 8/8.



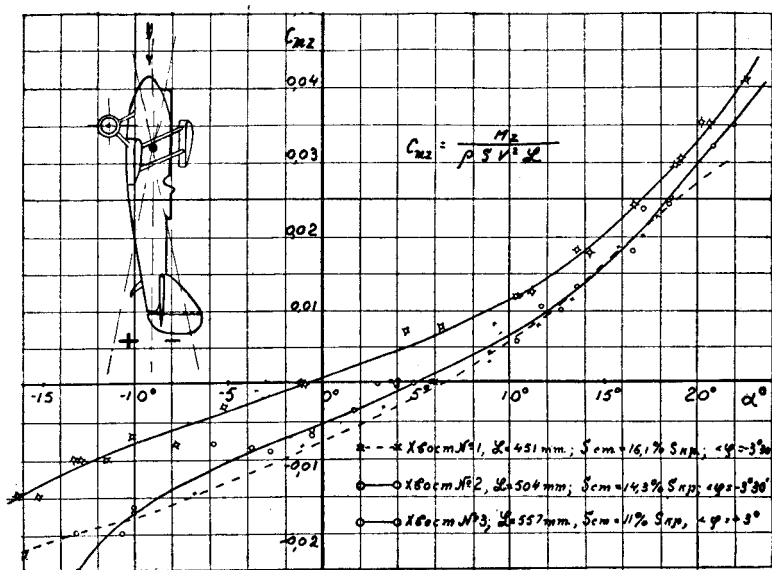


Фиг. 368. Общий вид модели самолета № 11.

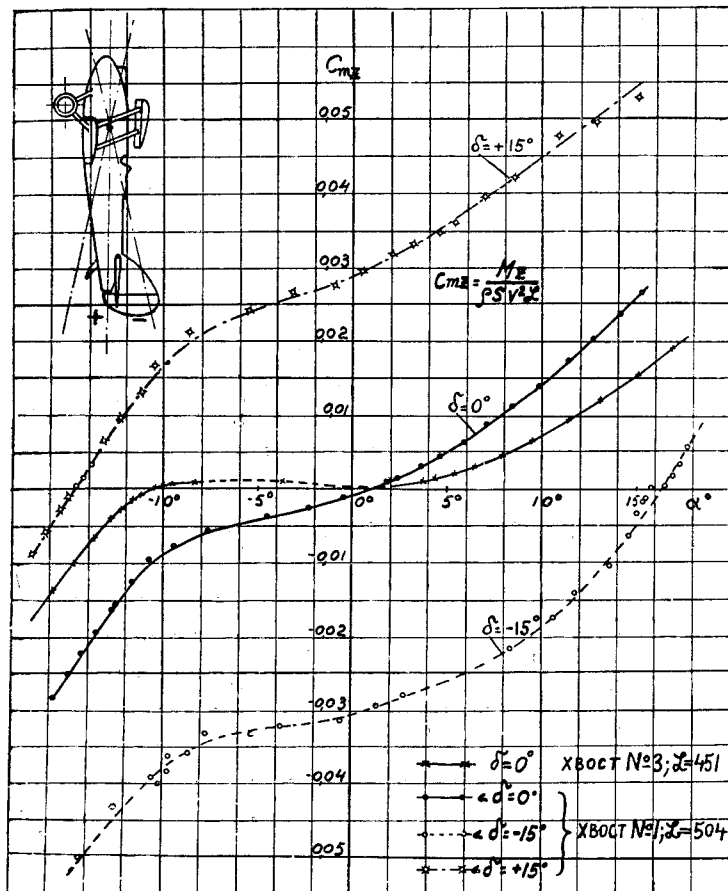
Площадь крыльев	0,361 м <sup>2</sup>
Относительная площадь в ‰ от площади крыльев:	
всего горизонтального оперения № 1	16,10‰
"      "      "      № 2	14,30‰
"      "      "      № 3	11,00‰
всего вертикального оперения № 1	3,60‰
"      "      "      № 2	3,60‰
"      "      "      № 3	3,60‰
Размах модели	1195 мм
Условная длина № 1	451 мм
"      "      № 2	504 мм
"      "      № 3	557 мм
Координаты "центра тяжести"	X = 81 мм, Y = 84 мм
Средняя скорость потока	19,4 м/с



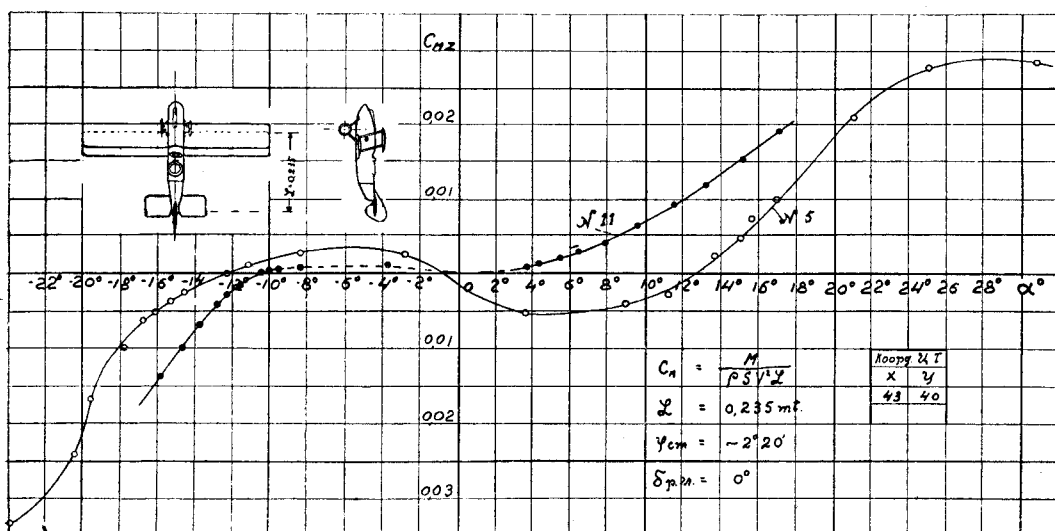
Фиг. 369. Фотография модели самолета № 11.



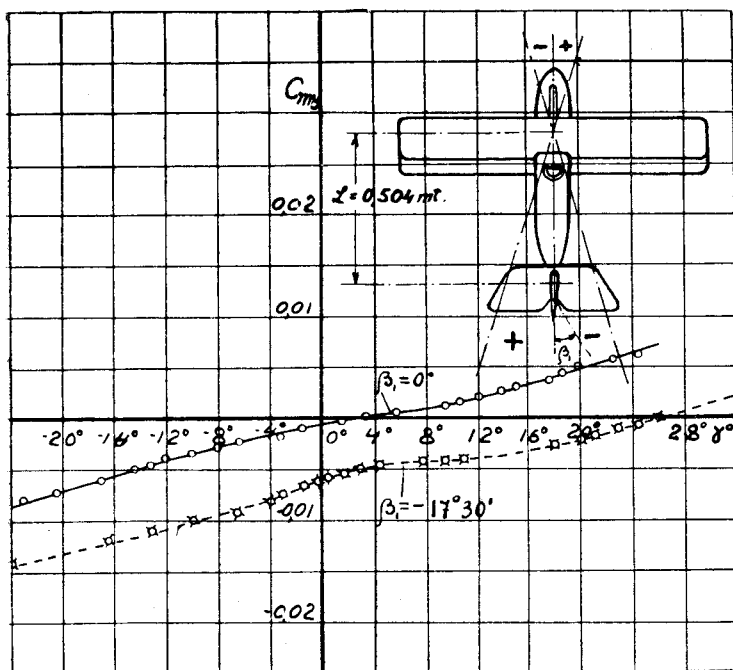
Фиг. 370. Момент продольной устойчивости модели самолета № 11 с тремя вариантами хвостов.



Фиг. 371. Момент продольной устойчивости модели самолета № 11 (окончательный вариант) при трех углах отклонения руля высоты.



Фиг. 372. Сравнение кривых момента устойчивости пути, полученных на малой модели № 5 и на большой № 11. Модели лишь приблизительно подобны.



Фиг. 373. Момент устойчивости пути модели самолета № 11.



### Модель самолета № 6.

Модель самолета № 6 является моделью авиетки ЦАГИ — см. фиг. 374 и фотографию фиг. 375. У этой модели изучались ее продольная устойчивость, устойчивость пути и подробно испытывалась модель ее горизонтального хвостового оперения. При первых же опытах, произведенных для определения продольной устойчивости модели при оси вращения, проходящей через заданный конструкторами центр тяжести, модель оказалась настолько неустойчивой, что не было никакой возможности измерить ее продольный момент, почему мы и не даем здесь результатов этих испытаний. Из поведения модели в трубе было ясно, что в данном случае неустойчивость модели вызвана слишком далеким от переднего края крыла расположением центра тяжести, так как другие факторы, как-то: длина фюзеляжа, величина стабилизатора, оказывающие также большое влияние на продольную устойчивость самолета, ничем не выделялись по относительным размерам по сравнению с существующими авиетками той же мощности. Конструкторы нашли возможным несколько перегруппировать массы самолета и передвинуть центр тяжести несколько вперед. Результаты испытания этой модели при оси вращения, проходящей через новый центр тяжести, даны на фиг. 376.

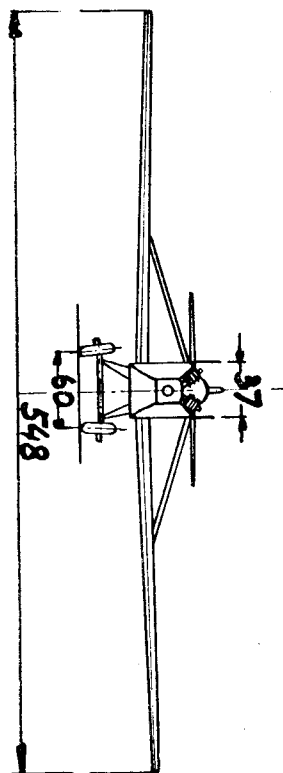
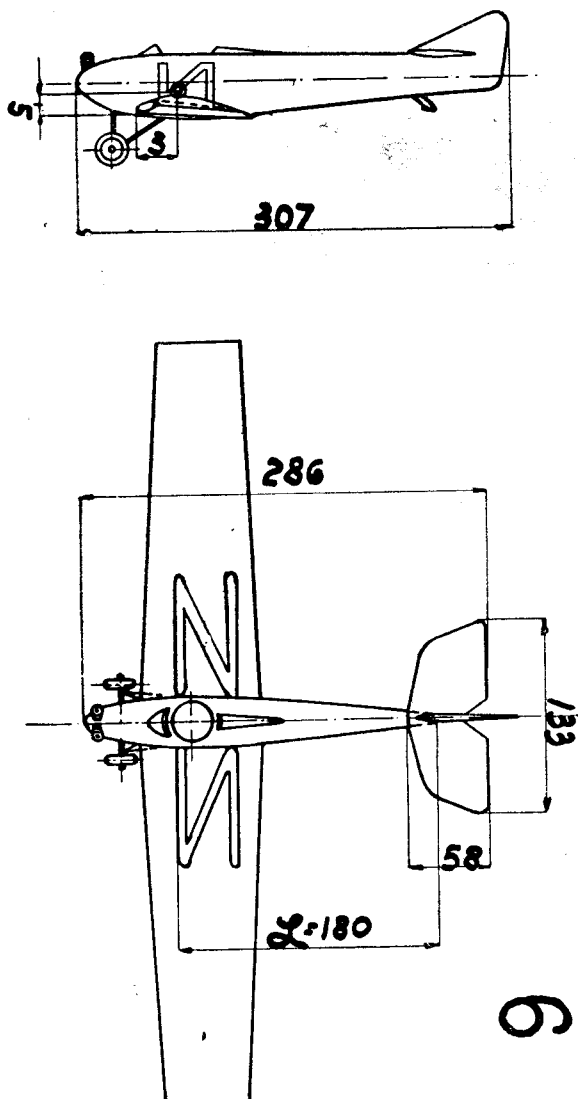
На диаграмме даны результаты испытания на продольную устойчивость модели авиетки при трех различных отклонениях рулей высоты  $\delta = +1^{\circ}15'$ ,  $\delta = -1^{\circ}$ ,  $\delta = -6^{\circ}$ . Испытания производились на вилке в 1,5-метровой трубе № 2 при скорости потока  $V \cong 22$  м/сек.

Как видно из этой диаграммы, авиетка обладает небольшой, но ясно выраженной устойчивостью на всех летных углах. Влияние отклонения рулей сводится в основном к передвижению кривой момента параллельно самой себе.

Что касается самих рулей, то на основании диаграммы можно сказать, что они несколько сильны, так как такое небольшое их отклонение, как  $15'$ , вызывает изменение угла атаки  $\alpha$  на  $2^{\circ}$ , отклонение же на  $5^{\circ}$  изменяет угол атаки  $\alpha$  на  $17^{\circ}$  и переводит сразу самолет при существовавшем угле установки стабилизатора из режима полета под отрицательным углом в режим полета под углом  $\alpha = +14^{\circ}$ , который больше даже посадочного угла.

Кроме продольной устойчивости, была исследована и устойчивость пути модели этой авиетки. Испытание было произведено на уже описанном приборе (см. испытание модели самолета № 2, фиг. 351 и 352).

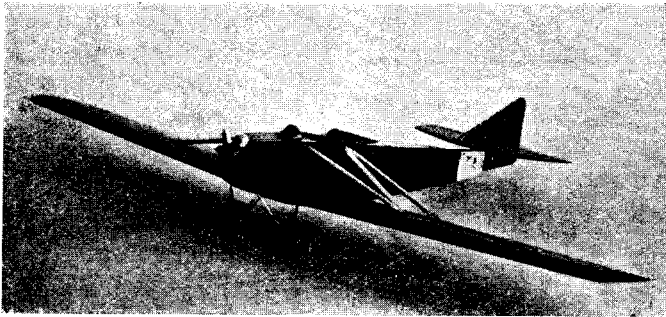
Кривая коэффициента момента устойчивости пути  $C_{мy}$ , как видно из диаграммы фиг. 377, имеет вполне нормальное протекание. Значительный разброс точек, получаемый в этом опыте, может быть объяснен, как мы указывали и для случая испытания модели самолета № 5, малостью модели и, как следствие, малостью измеряемых моментов.



Фиг. 374. Общий вид модели самолета № 6.

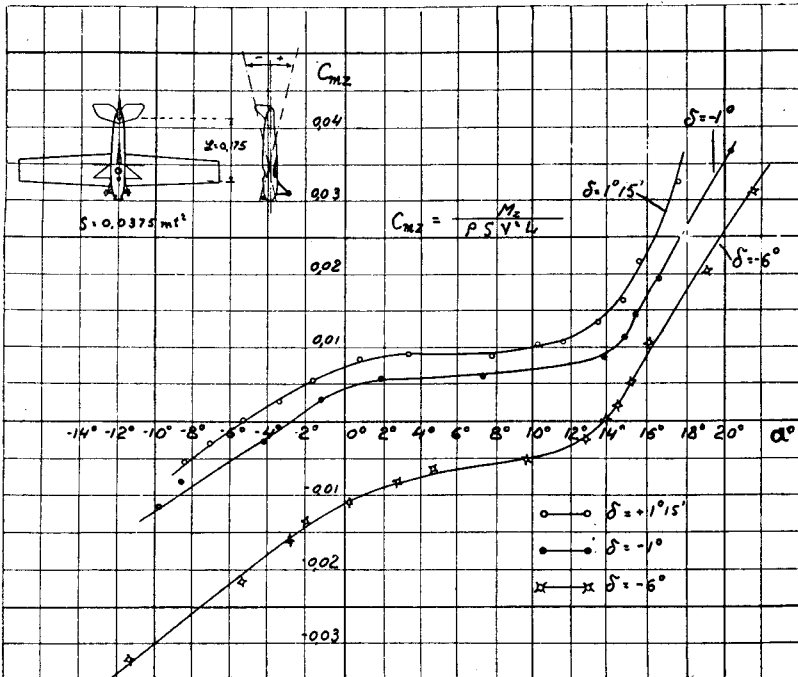
Площадь крыльев . . . . .	0,0375 м²
Относительная площадь в ‰ от площади крыльев:	
всего горизонтального оперения . . . . .	9,47‰
всего вертикального оперения . . . . .	4,6‰
Размах модели . . . . .	548 мм
Условная длина модели . . . . .	180 мм
Координаты центра тяжести . . . . .	X = 30 мм, Y = 15 мм
Средняя скорость потока . . . . .	25 м/с

Отдельно от модели самолета № 6 была испытана увеличенная модель ее горизонтального оперения, очертания, размеры и профиль которого даны на фиг. 378. Эти опыты представляют не только частный интерес по отношению к модели № 6, но и более общий,



Фиг. 375. Фотография модели самолета № 6.

вследствие того, что в литературе вообще имеется сравнительно мало данных по хвостовым оперениям самолетов. На фиг. 379 дана кривая  $C_y$  по  $\alpha$  и кривая Лилиентала для модели оперения с закрепленными



Фиг. 376. Момент продольной устойчивости модели самолета № 6.

рулями высоты под углом  $\delta = 0^\circ$ . Угол атаки оперения  $\alpha$  определялся как угол между направлением потока и хордой горизонтального оперения, отмеченной на чертеже фиг. 378 буквами „ab“. Из диаграммы

фиг. 379 мы видим, что минимум для  $C_x$  получается при  $\alpha = 0^\circ$  и равен 0,004. Максимальное качество получается при  $\alpha = -15^\circ$ , при чем

$$\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max} = 12.$$

Далее это оперение было испытано на  $C_x$  и  $C_y$  при отклоненных рулях на углы  $\delta = -5^\circ, -10^\circ, -15^\circ, +5^\circ$  и  $+10^\circ$ . В каждом испытании, произведенном по углам  $\alpha$ , рули закреплялись в этих положениях. Результаты этих испытаний представлены в виде сводных диаграмм, данных на фиг. 380, 381 и 382.

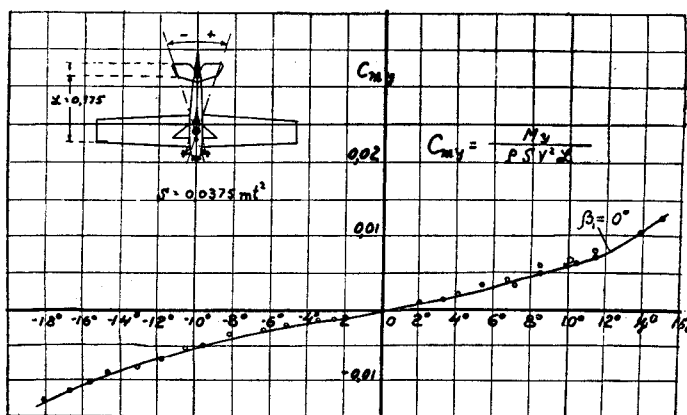
Фиг. 380 дает сводную диаграмму кривых  $C_y$  оперения при разных отклонениях рулей высоты. Мы видим, что тангенсы наклонов всех кривых равны. Изменялись лишь углы  $\alpha$ , соответствующие значениям  $C_y = 0$ . Как и следовало ожидать, при отрицательном отклонении рулей значения  $\alpha$ , соответствующие значениям  $C_y = 0$ , идут в сторону возрастания  $\alpha$ . В данном случае отклонение  $\delta$  на  $5^\circ$  давало в среднем перемещение кривых по оси абсцисс на величину  $\alpha = 2,5^\circ - 3^\circ$ . В этом отношении некоторое отклонение от этого среднего значения получилось лишь для кривой  $C_y$ , соответствующей отклонению рулей высоты на  $-15^\circ$ .

Сравнивая полученные результаты с иностранными (американскими и французскими) опытными данными, полученными для оперений, близких к нашему по очертанию и относительному размаху, мы видим, что наши результаты с ними совпадают очень близко. Величины  $\frac{dC_y}{d\alpha}$ , полученные из наших кривых и из американских, совпадают. По французским испытаниям величина  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  получается несколько больше. По заграничным опытам перемещению по оси абсцисс точки  $C_y = 0$  на  $3^\circ$  соответствует в среднем наклонение рулей высоты на  $5^\circ$ , т.е. примерно та же величина, что и у нас.

На диаграммах фиг. 381 и 382 даны кривые Лилиенталя этого оперения, при чем на диаграмме фиг. 381 даны кривые при отклонениях рулей на положительные углы, и на диаграмме фиг. 382 — при их отклонении на отрицательные углы. Минимум коэффициента лобового сопротивления заключается в пределах от 0,004 при  $\delta = 0$  до  $C_{x\min} = 0,011$  при  $\delta = -15^\circ$ . Получаются минимальные значения лобового сопротивления для каждой кривой при углах  $\alpha$ , приблизительно соответствующих значениям  $C_y = 0$ .

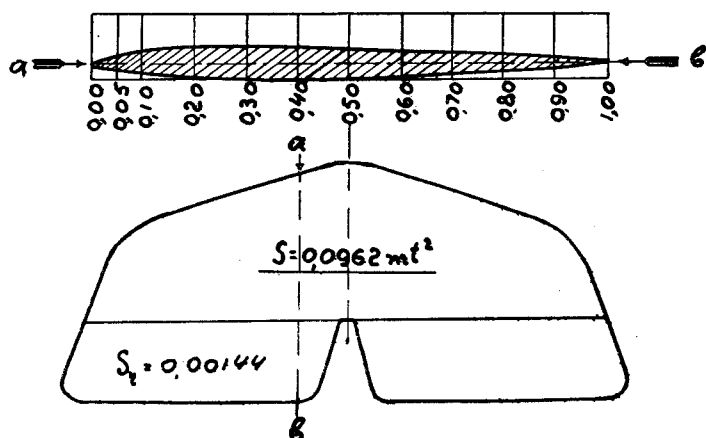
Максимальное качество  $(C_y/C_x)_{\max}$  соответственно изменяется от значения 12 до значения 4 (см. фиг. 383).

Испытания оперения производились на приборе „Г“ 1,5-метровой трубы № 2 обычным методом, как испытания крыльев. Коэффициенты  $C_x$  и  $C_y$  отнесены к площади всего оперения. При подсчете их учтена косизна потока, сопротивление державки и траверсы.

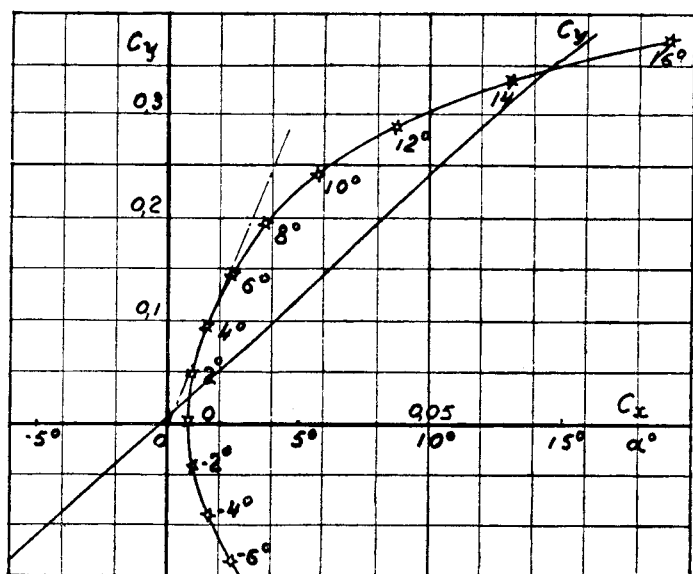


Фиг. 377. Момент устойчивости пути модели самолета № 6.

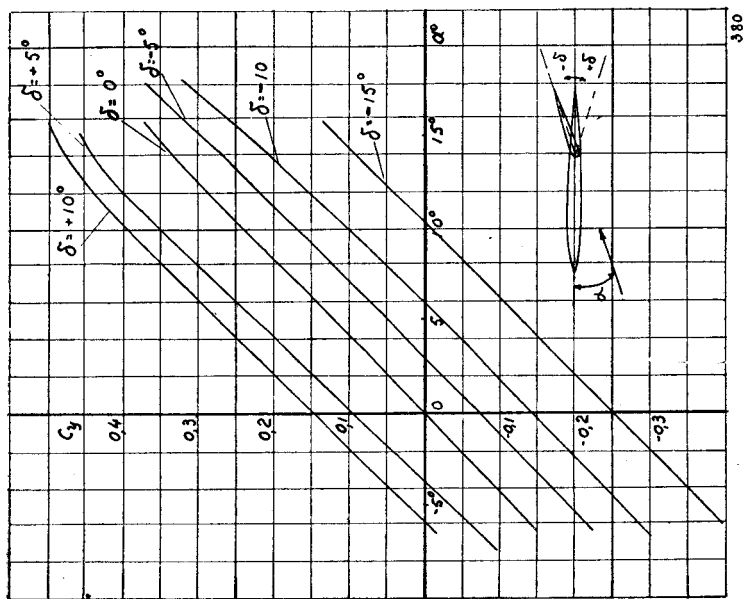
Абсц.	Орг. Верх.	Орг. Ниж.
00	0.00	0.00
05	1.71	1.28
10	2.48	1.84
20	3.08	2.56
30	3.2	2.90
40	3.2	2.90
50	2.86	2.74
60	2.52	2.40
70	2.05	2.00
80	1.49	1.49
90	1.07	1.07
100	0.00	0.00
в % от хорды		



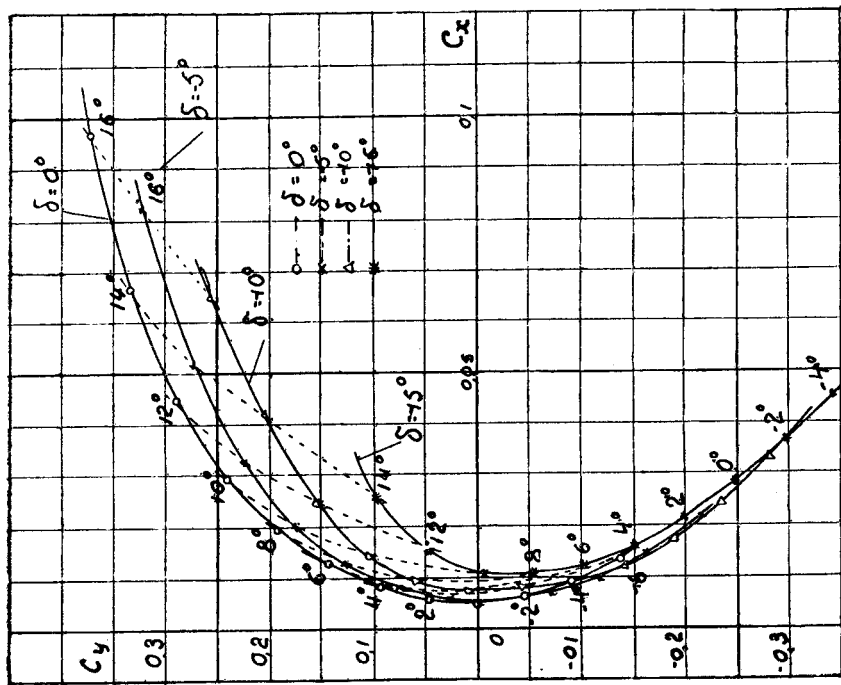
Фиг. 378. Горизонтальное хвостовое оперение модели самолета № 6.



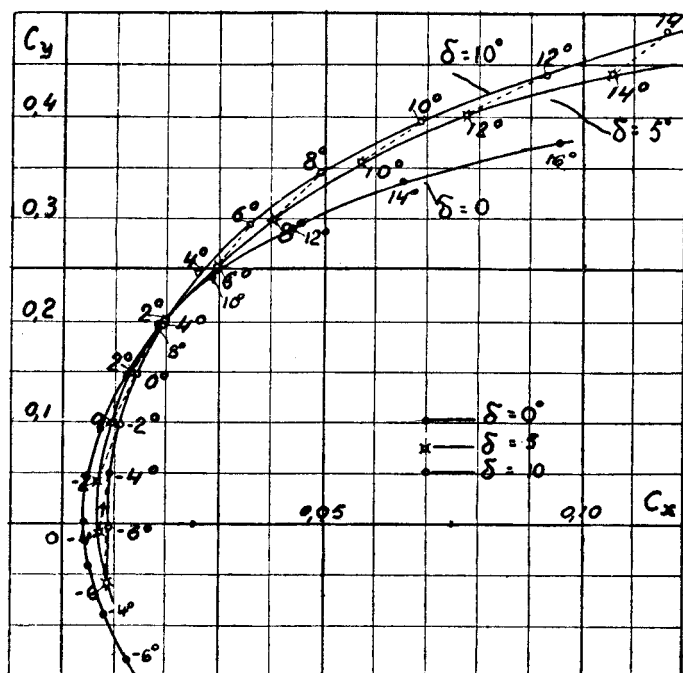
Фиг. 379. Кривая Лилиенталя и  $C_y$  по  $\alpha$  для изолированного оперения фиг. 378.



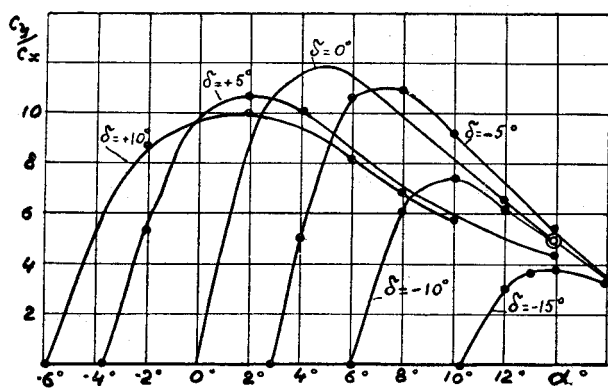
Фиг. 380. Кривые  $C_y$  по  $\alpha$  при различных отклонениях руля высоты изолированного оперения фиг. 378.



Фиг. 381. Кривые Лилленталя при различных положительных отклонениях руля высоты изолированного оперения фиг. 378.



Фиг. 382. Кривые Лилиентала при различных отрицательных отклонениях руля высоты изолированного оперения фиг. 378.



Фиг. 383. Качество  $C_y/C_x$  хвостового оперения фиг. 378 при разных отклонениях руля высоты.

### Модель самолета 7/19.

Самолет модель № 7/19 (пассажирская машина) был испытан в виде двух моделей: малой № 7, изображенной на фиг. 384 и 385 и большой, № 19, — фиг. 392, 393.

На фиг. 386 дана кривая  $C_y$  по  $\alpha$  и кривая Лилиенталя для малой модели самолета № 7, при угле установки стабилизатора  $\varphi = 2^\circ$ . Максимальное качество модели  $(C_y/C_x)_{\max} = 8,57$  при угле атаки  $\alpha = 4,5^\circ$ .

Отличительной чертой кривой качества этой модели самолета является малое колебание его величины в пределах летных углов атаки; так, в интервале от  $\alpha = 0^\circ$  до  $\alpha = 10^\circ$  оно плавно изменяется от значения  $C_y/C_x = 7,1$  при  $\alpha = 0^\circ$  до  $(C_y/C_x)_{\max} = 8,57$  при  $\alpha = 4,5^\circ$  и  $C_y/C_x = 7,3$  при  $\alpha = 10^\circ$ .

Самое испытание производилось в трубе № 2 на приборе „Г“. При обработке протоколов испытания внесены поправки на косизну потока и влияние стенок трубы. Углы атаки отсчитывались относительно верхнего плана. Коэффициенты  $C_x$  и  $C_y$  отнесены к полной площади крыльев.

Эта модель самолета была испытана также на продольную устойчивость при трех углах установки стабилизатора. При всех установках горизонтального оперения модель показала хорошую продольную устойчивость (см. фиг. 387) на всех режимах полета.

При дальнейшей конструктивной разработке этого самолета были введены некоторые изменения в форму фюзеляжа, и имевшаяся ранее раскосная система коробки крыльев была заменена нормальной с растяжками. При выработке очертаний фюзеляжа конструкторы предоставили Лаборатории для испытания составную модель фюзеляжа.

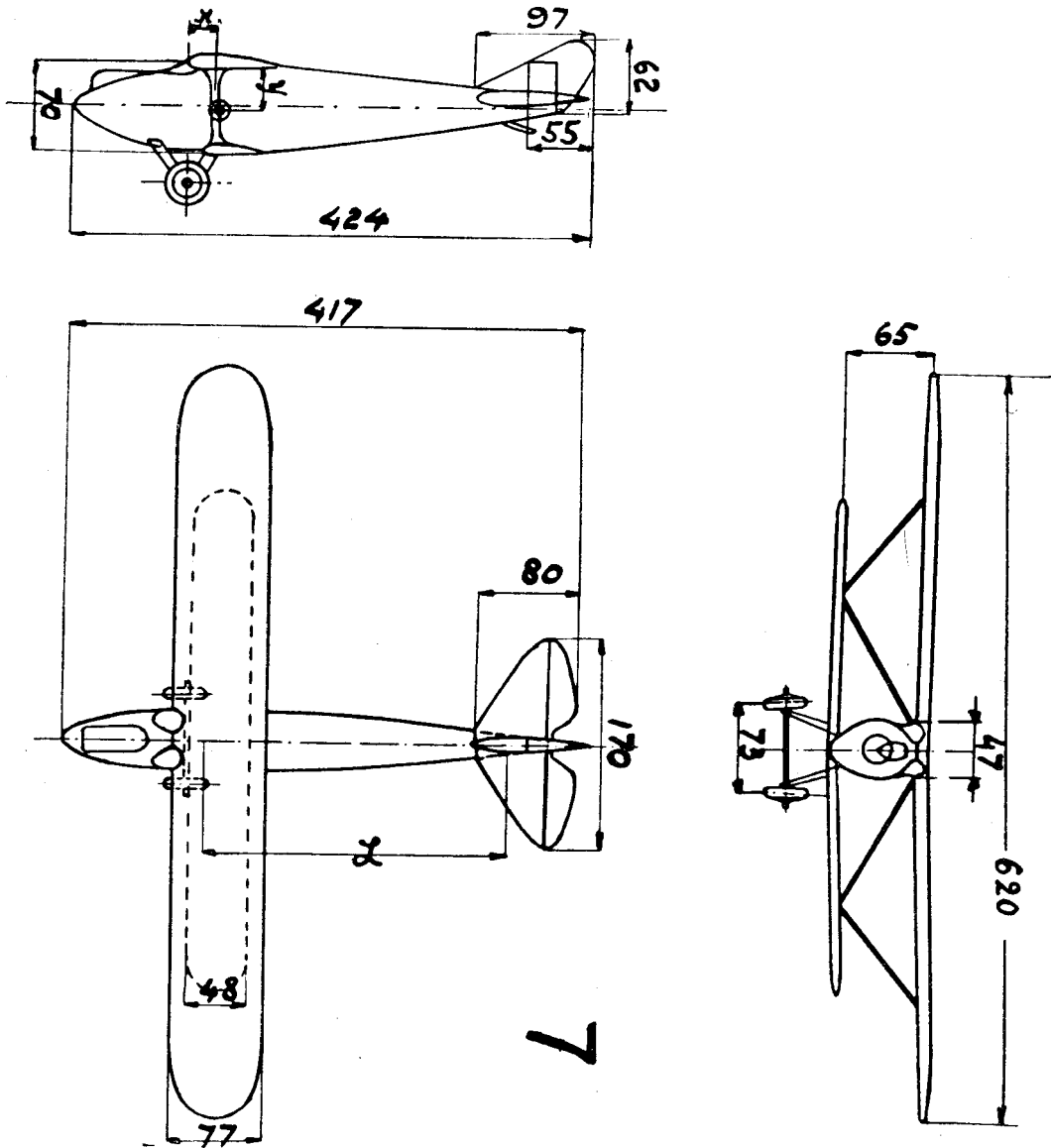
Эта модель имела две верхних части, позволявшие получить или очень хорошо обтекаемую форму (см. фиг. 388, модель 508), без каких бы то ни было выступов или углублений, или же можно было получить модель фюзеляжа в той форме, в какой он мог бы быть действительно построен (см. фиг. 390 модель 508 - а).

Первоначально была испытана модель обтекаемой формы.

Результаты испытания этой модели № 508 на лобовое сопротивление при разных скоростях потока и на лобовое сопротивление и подъемную силу при разных углах атаки  $\alpha$  нанесены соответственно на диаграммах фиг. 388 и 389. Затем передняя верхняя съемная часть фюзеляжа модели № 508 была заменена другой, с моторной установкой,



козырьком, кабиной летчика и центральной частью верхнего плана. Снизу фюзеляжа была вставлена центральная часть нижнего плана. Результаты испытания видоизмененной таким образом модели № 508, именно модели № 508-а, на лобовое сопротивление по скоростям и



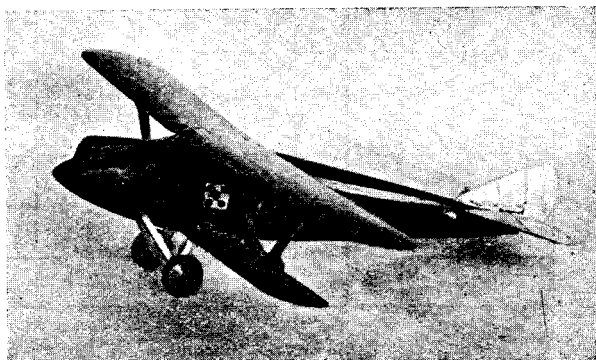
Фиг. 384. Общий вид модели самолета № 7.

Площадь крыльев . . . . .	0,0656 м <sup>2</sup>
Относительная площадь в ‰ от площади крыльев:	
всего горизонтального оперения . . . . .	12,8‰
всего вертикального оперения . . . . .	4,6‰
Размах модели . . . . .	620 мм
Условная длина модели . . . . .	250 мм
Координаты центра тяжести . . . . .	X = 30 мм, Y = 34 мм
Средняя скорость потока . . . . .	20 м/с

лобовое сопротивление и подъемную силу по углам атаки даны на диаграммах фиг. 390 и 391. Чтобы иметь возможность сравнивать результаты опытов над моделью 508 и 508-а, коэффициенты  $C_x$  и  $C_y$  отнесены к одному и тому же миделевому сечению  $S=0,0186 \text{ м}^2$ . Сравнение полученных результатов указывает на громадное влияние выступов фюзеляжа на его лобовое сопротивление. В то время как  $C_{x \min}$  для модели № 508 равен 0,065, для модели с выступами  $C_{x \min} = 0,125$ , т.-е. коэффициент лобового сопротивления увеличился на  $92\%$ .

Вышеприведенные испытания были произведены на приборе „Г“ трубы № 2. При подсчетах коэффициентов были произведены поправки на державку и косизну потока.

Далее, мы приводим результаты испытаний большой модели самолета № 19 (фиг. 392 и 393). На фиг. 394 даны результаты ее испытания на продольную устойчивость при тех разных центрах тяжести и при подобранном угле установки стабилизатора  $\varphi = 1^\circ 30'$ , при котором самолет сбалансирован так, что при  $\alpha = 0^\circ$   $C_{mz} = 0$ . Как видно из диаграммы, самолет весьма устойчив при всех трех положениях центра тяжести.

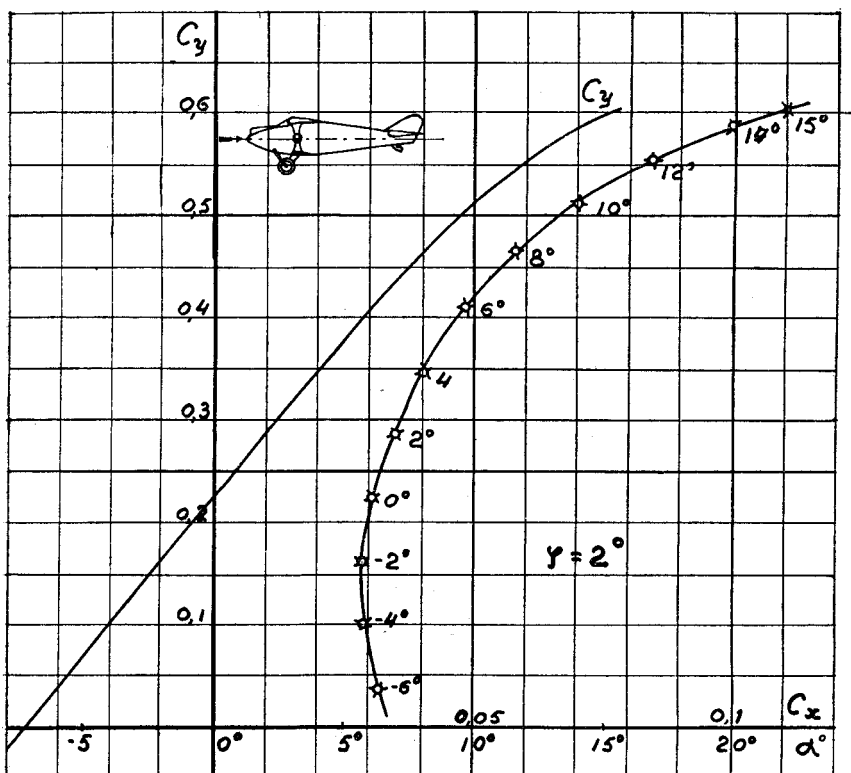


Фиг. 385. Фотография модели самолета № 7.

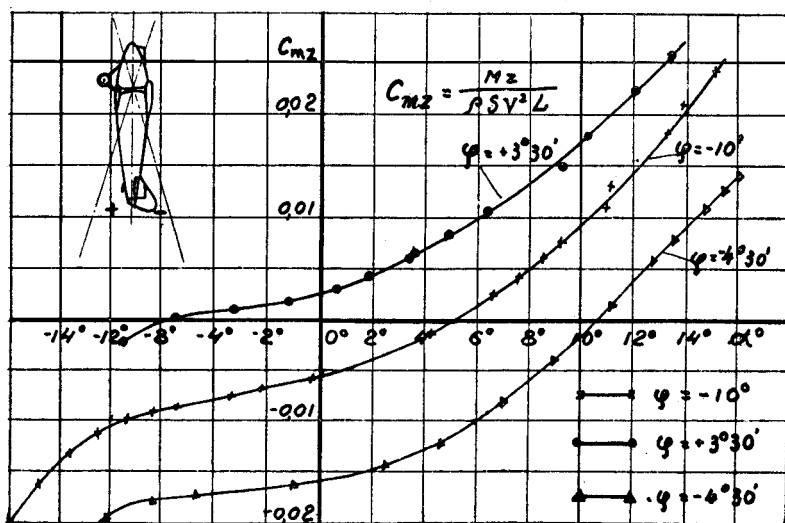
Фиг. 395 дает коэффициент момента продольной устойчивости при центре тяжести „В“ (среднем), соответствующем нормальной летной нагрузке самолета при трех отклонениях рулей высоты:  $\delta = 0^\circ$  и  $\delta = \pm 15^\circ$ . Из диаграммы видно, что действие рулей вполне нормальное.

Кроме того, для подсчета усилия на ручку были определены шарнирные моменты рулей высоты. На фиг. 396 дан общий вид горизонтального хвостового оперения и на диаграмме фиг. 397 — кривая шарнирного момента  $C_{ш}$  по углу отклонения рулей высоты  $\delta^\circ$ . Испытания были произведены обычным методом на самой модели самолета № 19 в 2,25-метровом сечении трубы № 3.

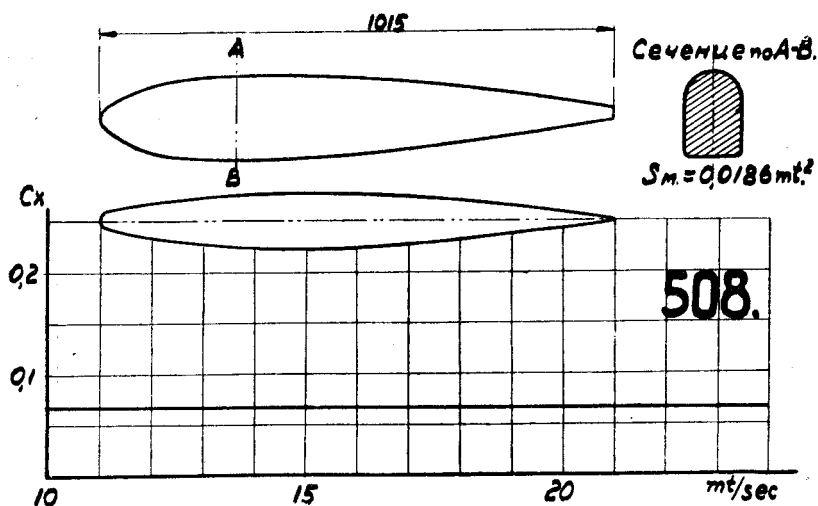
На фиг. 398 даны результаты испытания модели самолета № 19 на устойчивость пути при двух положениях руля направления  $\beta_1 = 0^\circ$  и  $\beta_1 = -22^\circ$ . В отношении устойчивости пути самолет вполне удовлетворителен и действие его руля направления вполне нормально. Следует отметить вообще хорошие аэродинамические качества этой модели самолета.



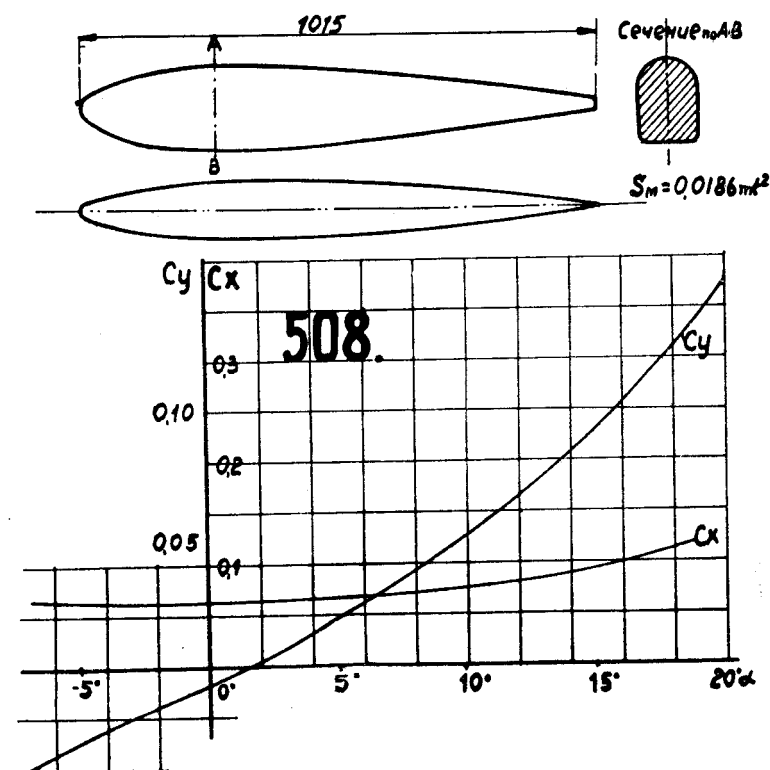
Фиг. 386. Кривая Лилиенталя и  $C_y$  по  $\alpha$  модели самолета № 7.



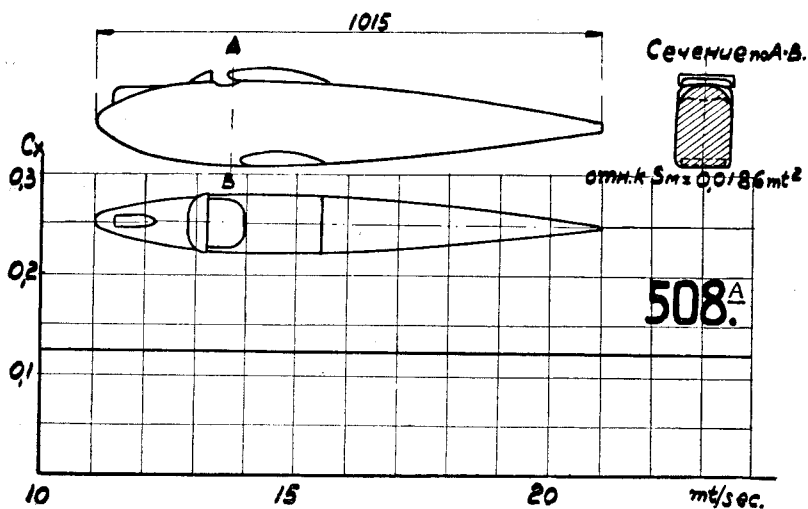
Фиг. 387. Момент продольной устойчивости модели самолета № 7 при трех установках стабилизатора.



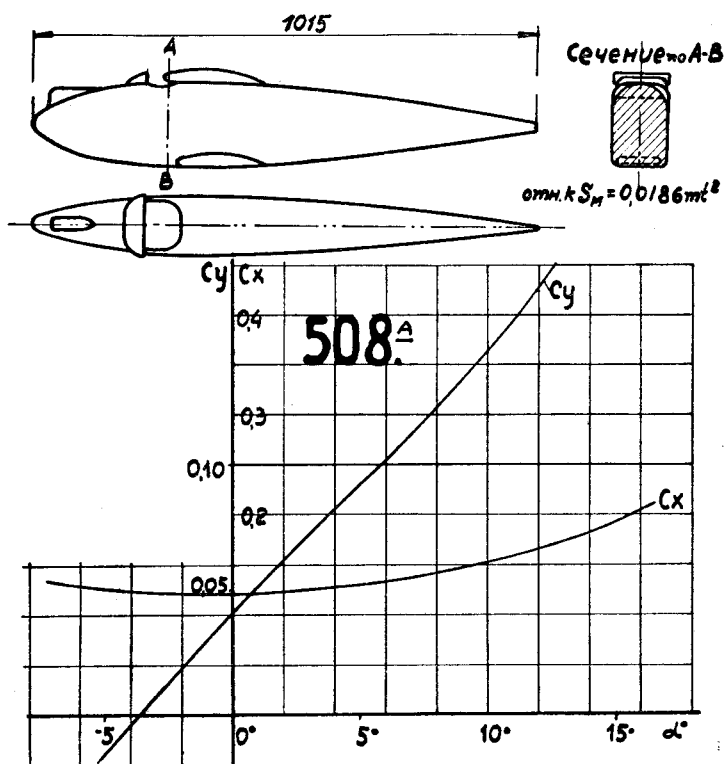
Фиг. 388. Лобовое сопротивление фюзеляжа самолета № 7 со снятыми выступающими частями по скорости.



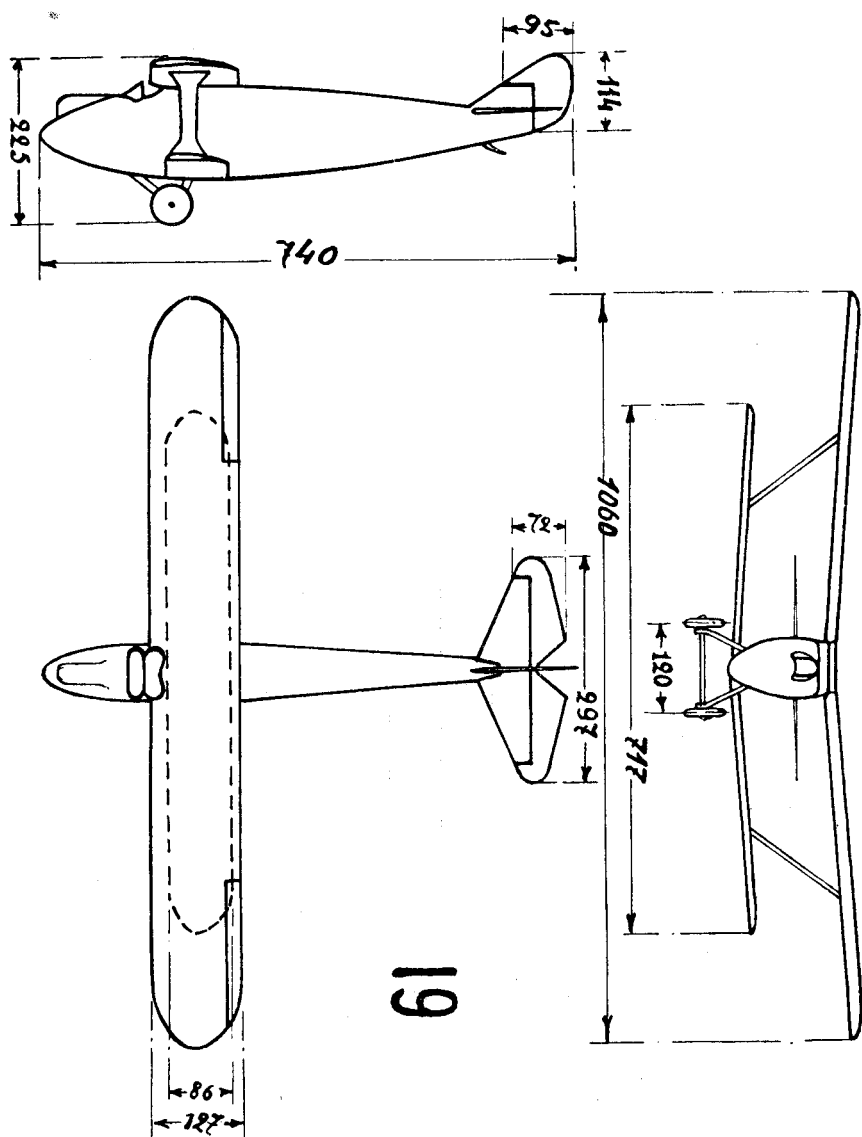
Фиг. 389. Лобовое сопротивление и подъемная сила фюзеляжа модели самолета № 7 со снятыми выступающими частями по углам атаки.



Фиг. 390. Лобовое сопротивление фюзеляжа модели самолета № 7 со всеми выступающими частями по скорости.

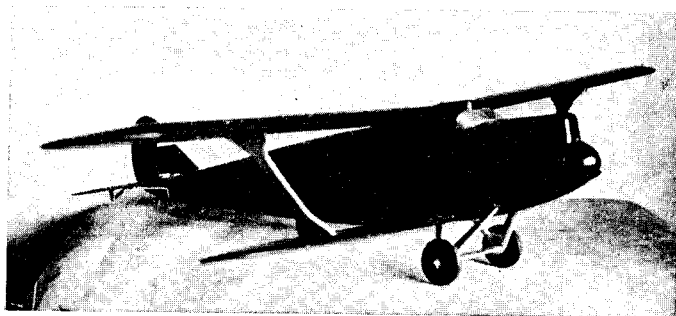


Фиг. 391. Лобовое сопротивление и подъемная сила фюзеляжа модели самолета № 19 со всеми выступающими частями по углам атаки.

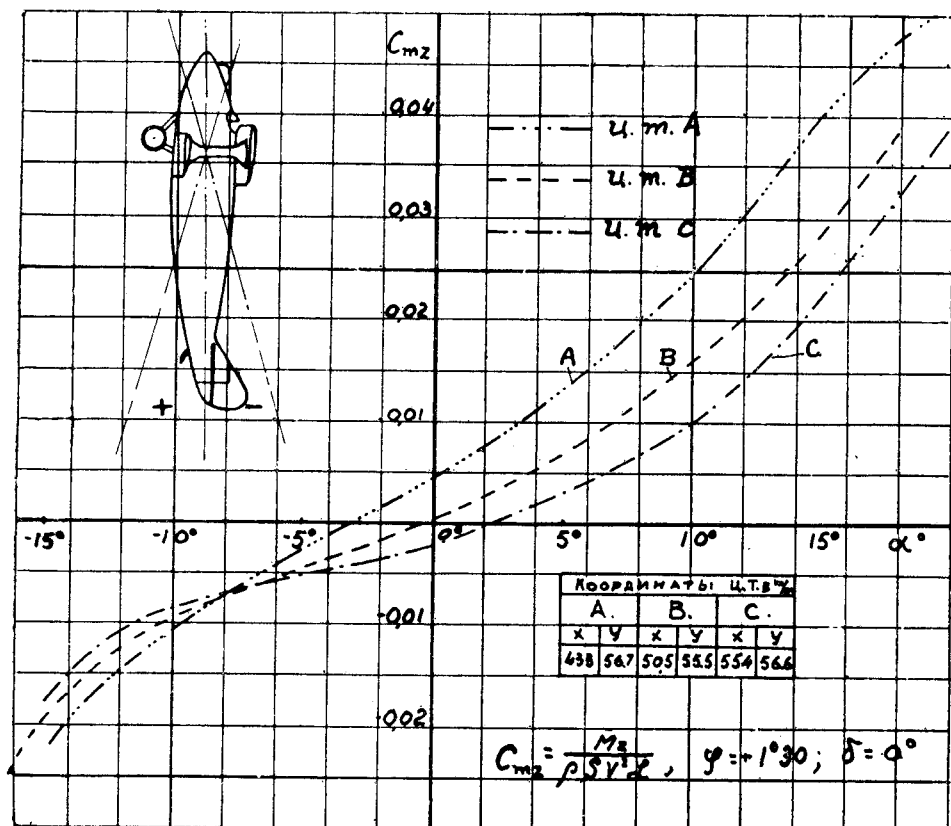


Фиг. 392. Общий вид модели самолета № 19.

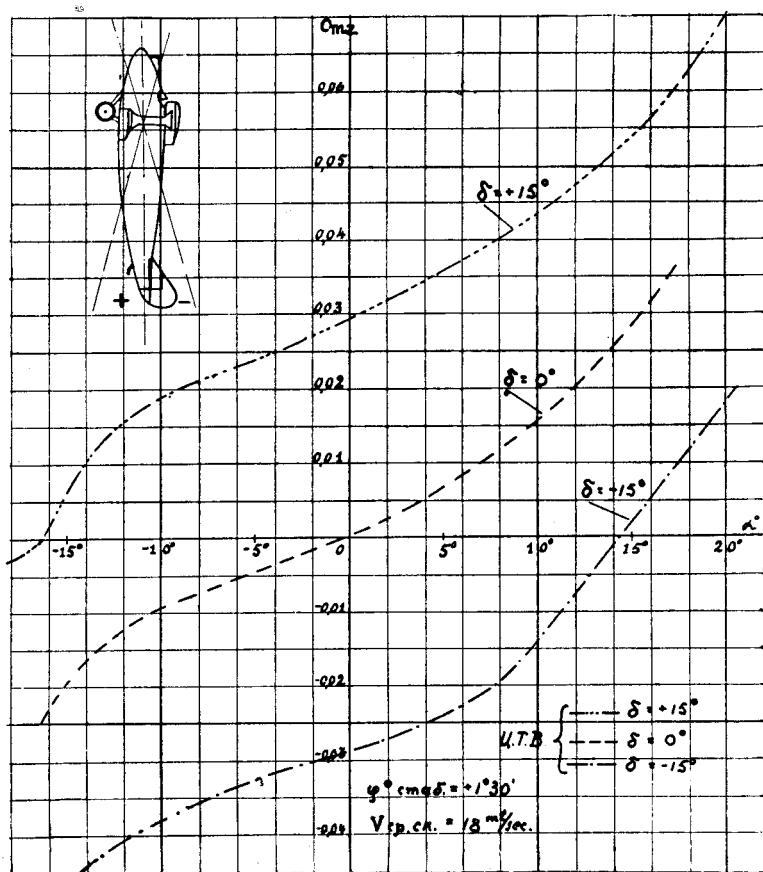
Площадь крыльев . . . . .	0,1779 м <sup>2</sup>
Относительная площадь в ‰ от площади крыльев:	
всего горизонтального оперения . . . . .	12,89‰
руля высоты . . . . .	5,85‰
всего вертикального оперения . . . . .	4,87‰
руля направления . . . . .	3,24‰
Размах модели . . . . .	1060 мм
Условная длина модели . . . . .	452 мм
Координаты центра тяжести . . . . .	A; X = 43,8 мм, Y = 56,7 мм
" " " . . . . .	B; X = 50,5 мм, Y = 56,5 мм
" " " . . . . .	C; X = 55,4 мм, Y = 56,6 мм
Средняя скорость потока . . . . .	18 м/с



Фиг. 393. Фотография модели самолета № 19.

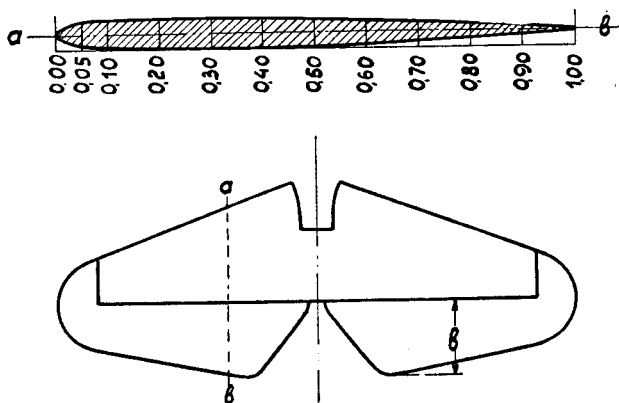


Фиг. 394. Момент продольной устойчивости модели самолета № 19 при трех положениях центра тяжести.



Фиг. 395. Момент продольной устойчивости модели самолета № 19 при трех углах отклонения руля высоты.

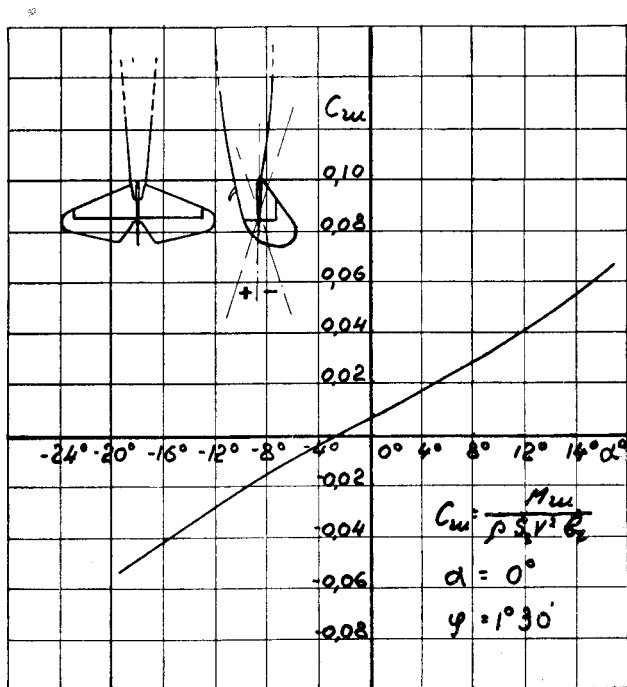
Абсц.	Ордин.
00	0.00
05	4.6
10	5.4
20	6.0
30	5.8
40	5.4
50	5.0
60	4.6
70	4.0
80	3.3
90	2.3
100	0.00
в % от хорд.	



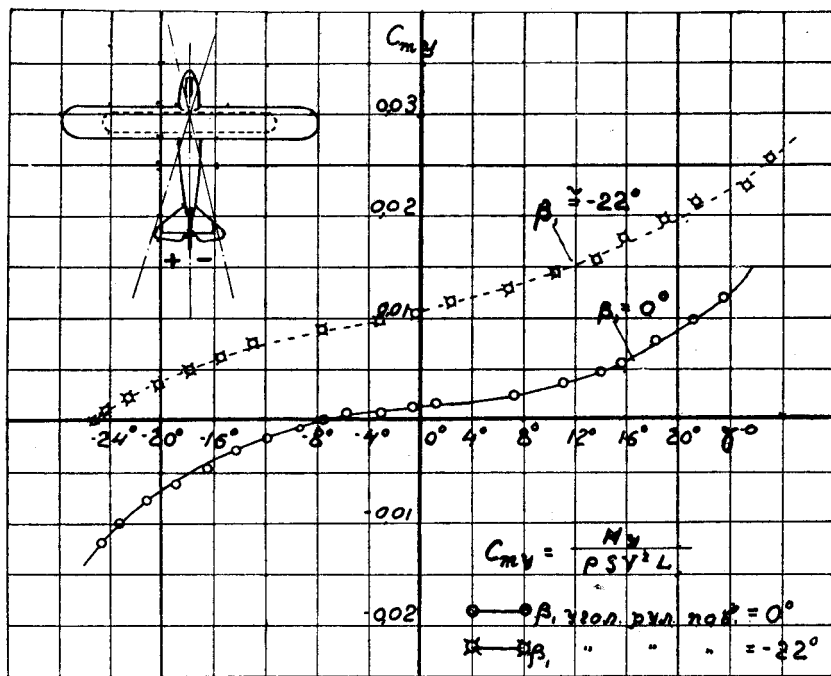
$$S = 0.0104 \text{ m}^2$$

Фиг. 396. Горизонтальное хвостовое оперение модели самолета № 19.





Фиг. 397. Шарнирный момент руля высоты модели самолета № 19.



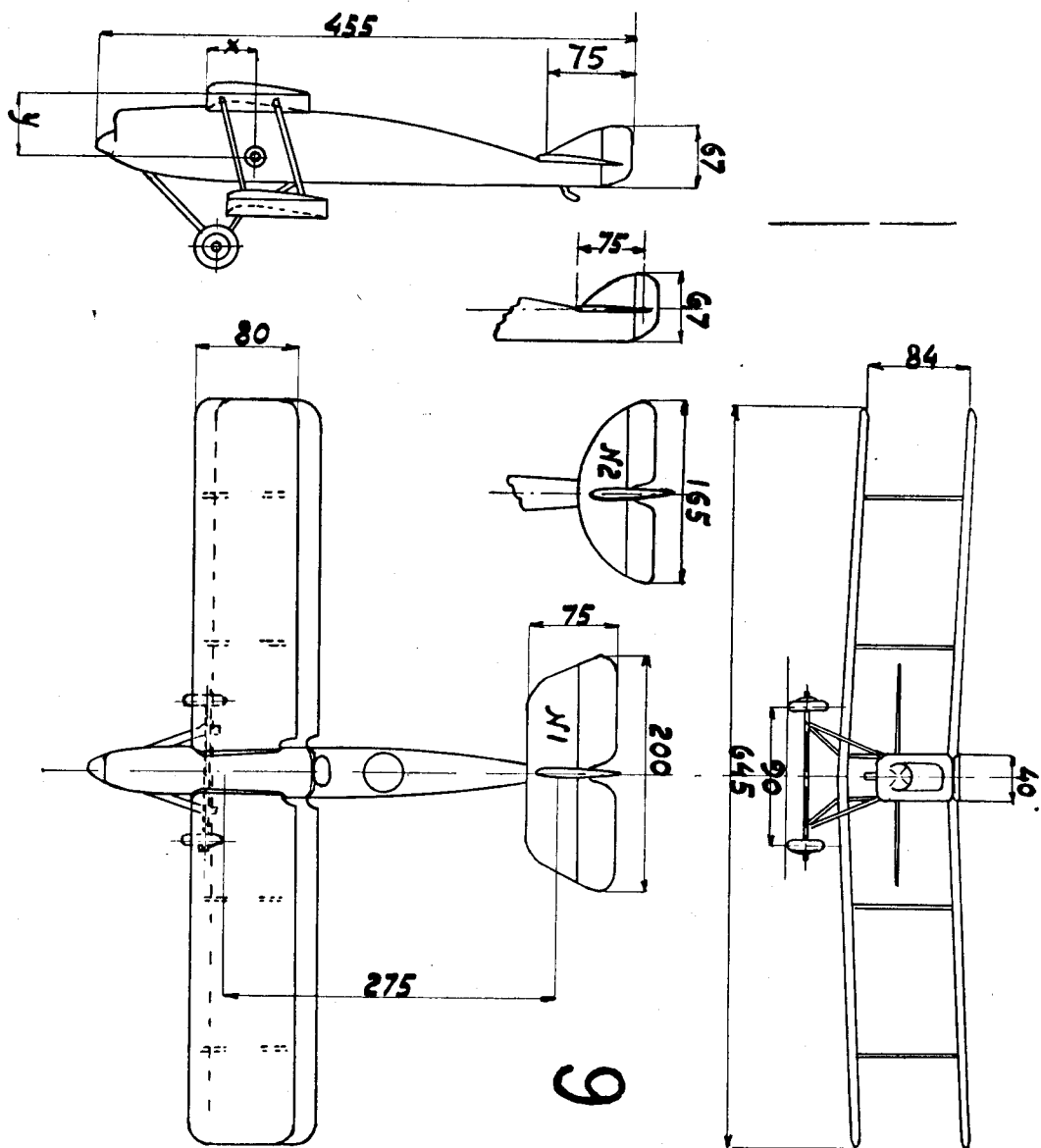
Фиг. 398. Момент устойчивости пути модели самолета № 19 при двух положениях руля направления.

### Модель самолета № 9/20.

Модель самолета № 9 (см. фиг. 399 и фиг. 400) была испытана подобно модели № 5/11 с несколькими вариантами хвостового оперения. С первым вариантом горизонтального оперения (№ 2 на фиг. 399) модель оказалась настолько продольно неустойчивой, что не было возможности сделать какие-либо измерения моментов в пределах от  $\alpha = -10^\circ$  до  $\alpha = +10^\circ$ , и поэтому первый вариант этого горизонтального оперения был отброшен и мы не даем здесь результатов опытов с ним. Второй вариант горизонтального оперения (№ 1 на фиг. 399) дал уже хотя и очень слабую, но ясно выраженную продольную устойчивость модели самолета, как это следует из диаграммы фиг. 401. Более точно определить моменты, однако, удалось только при установке стабилизатора под углом  $\varphi = +3^\circ 30'$ . При установке же стабилизатора под углом  $\varphi = -2^\circ$ , при котором момент равен нулю при  $\alpha \cong 0^\circ$ , получился небывалый разброс точек, что произошло вследствие малости измеряемых величин моментов на малой модели: на участке от  $\alpha = 4^\circ$  до  $\alpha = 14^\circ$  момент устойчивости оказался весьма близким к нулю. Мы все же приводим эту кривую, так как она построена на основании большого количества опытов и если численно и не дает надежных результатов, то во всяком случае достаточно выясняет характер протекания кривой  $C_{mz}$  по  $\alpha$ . Точки, отмеченные двойными кружками, дают несколько раз повторившиеся во время опыта определения значения  $C_{mz}$ .

Испытание на устойчивость пути модели самолета № 9 дало совершенно неудовлетворительные результаты, как видно из диаграммы фиг. 402.

Лабораторией на основании этих опытов было предложено конструкторам сделать новую модель большого размера с увеличенным вертикальным и горизонтальным оперениями. Чертеж большой модели № 20 и ее общий вид даны на фиг. 403 и 404. Результаты испытания на продольную устойчивость при углах отклонения рулей высоты  $\delta = 0^\circ$ ,  $\delta = 15^\circ 40'$  и  $\delta = -14^\circ 2'$  даны на фиг. 406. Модель № 20 оказалась уже весьма устойчивой. Угол установки стабилизатора почти совпал с выбранным на малой модели, именно, вместо  $\varphi = -2^\circ$  пришлось взять  $\varphi = -2^\circ 10'$ . Как показывают кривые, действие рулей высоты вполне нормально. В отношении устойчивости пути модель № 20 вела себя тоже вполне нормально, как это видно из диаграммы фиг. 405. На кри-



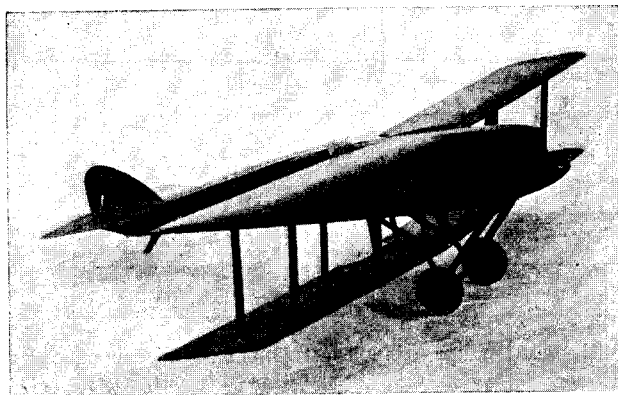
Фиг. 399. Общий вид модели самолета № 9.

Площадь крыльев . . . . .	0,107 м <sup>2</sup>
Относительная площадь в ‰ от площади крыльев:	
всего горизонтального оперения № 1 . . . . .	11,6‰
" " " № 2 . . . . .	8,9‰
всего вертикального оперения . . . . .	2,7‰
Размах модели . . . . .	645 мм
Условная длина модели . . . . .	275 мм
Координаты центра тяжести . . . . .	X = 39 мм, Y = 36,5 мм
Средняя скорость потока . . . . .	20 м/с

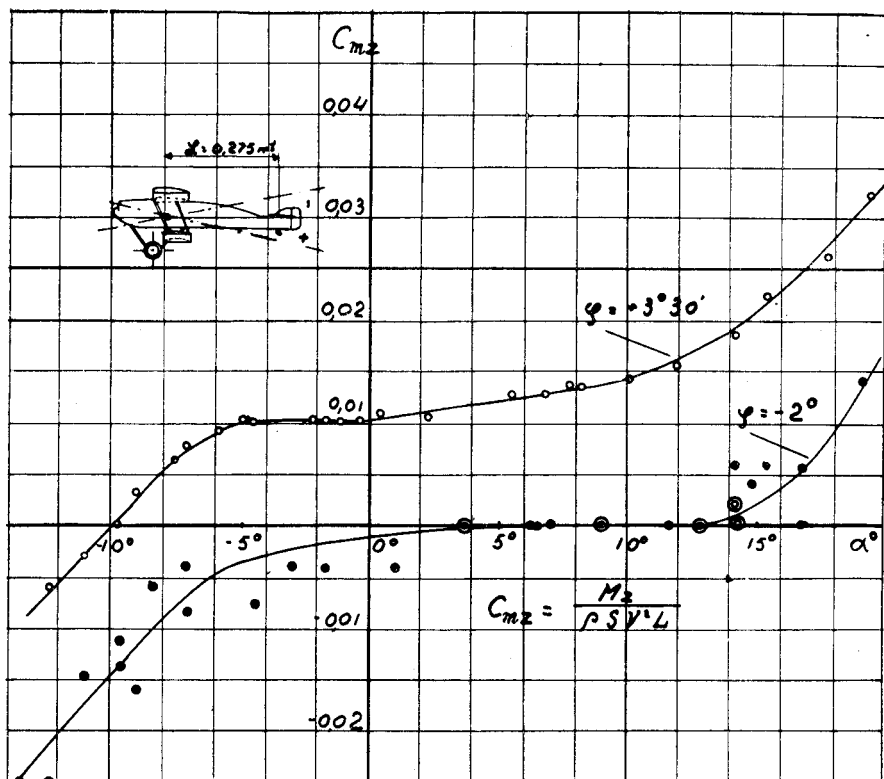
вой  $C_{\text{ту}}$  при отклоненном руле на  $\beta_1 = -24^\circ$  очень резко обозначилось влияние затемнения руля фюзеляжем, — оно особенно сильно сказалось при малых углах  $\gamma$  отклонения модели от плоскости потока.

В заключение заметим, что малая модель была испытана в 1,5-метровой трубе № 2, большая — в 2,25-метровом сечении трубы № 3. Обе были испытаны обычными методами на уже известных установках: на оси — на устойчивость пути и на вилке — на продольную устойчивость.

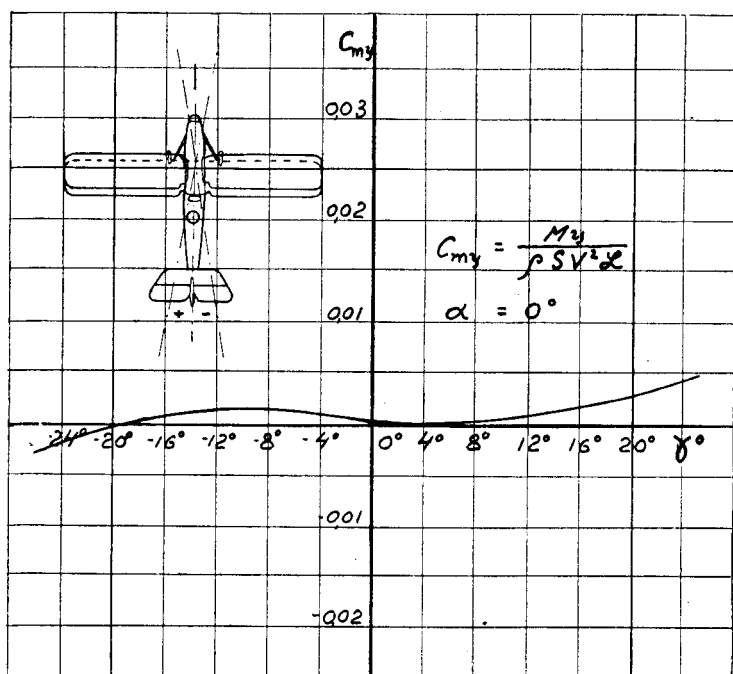
Отметим, что в этих опытах снова выяснилась крайняя трудность производства опытов с устойчивостью на малой модели.



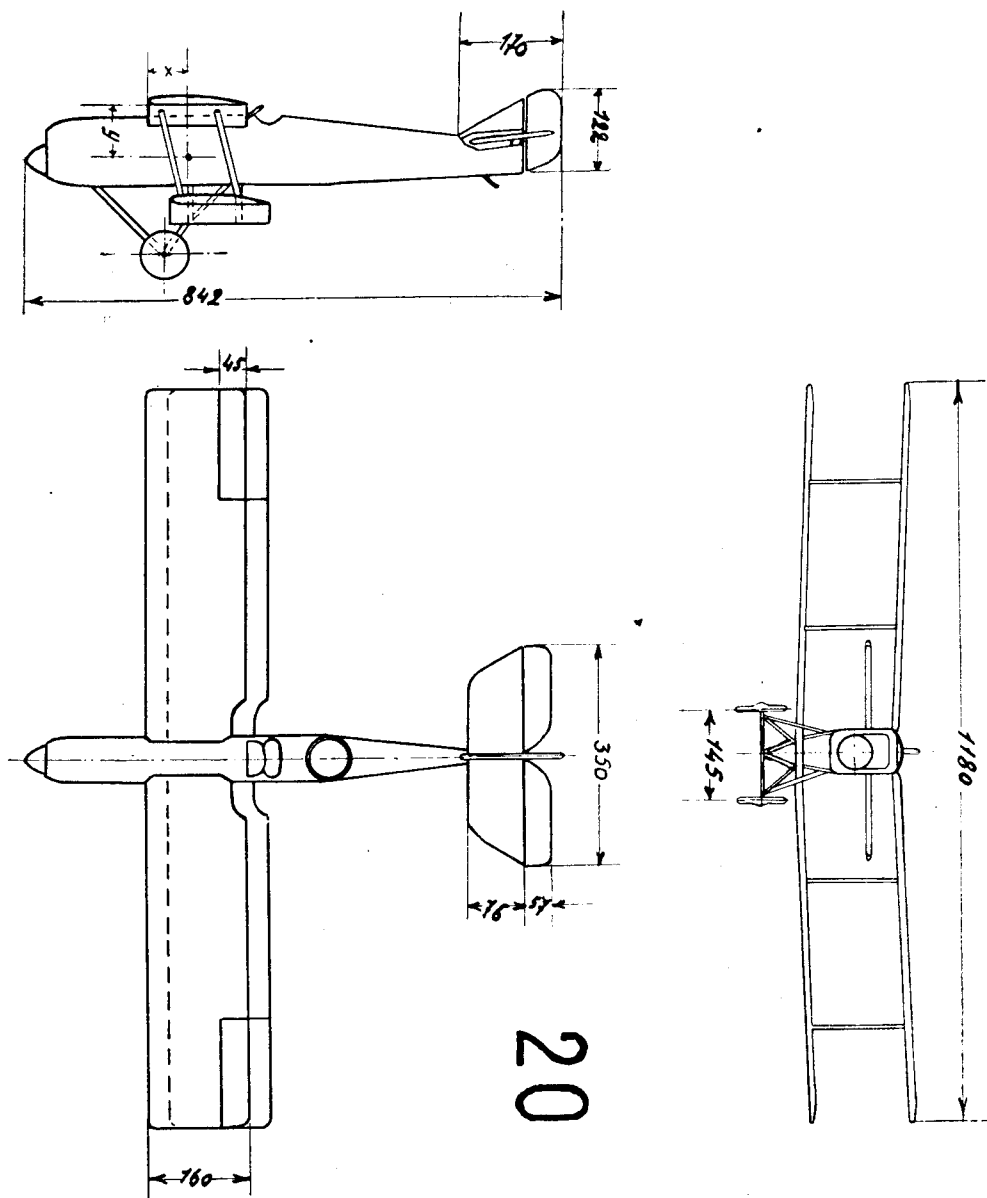
Фиг. 400. Фотография модели самолета № 9.



Фиг. 401. Момент продольной устойчивости модели самолета № 9.

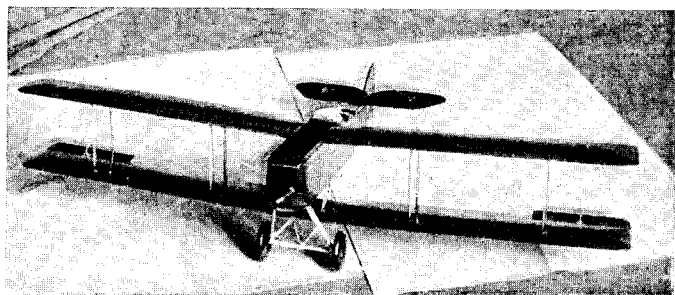


Фиг. 402. Момент устойчивости пути модели самолета № 9.

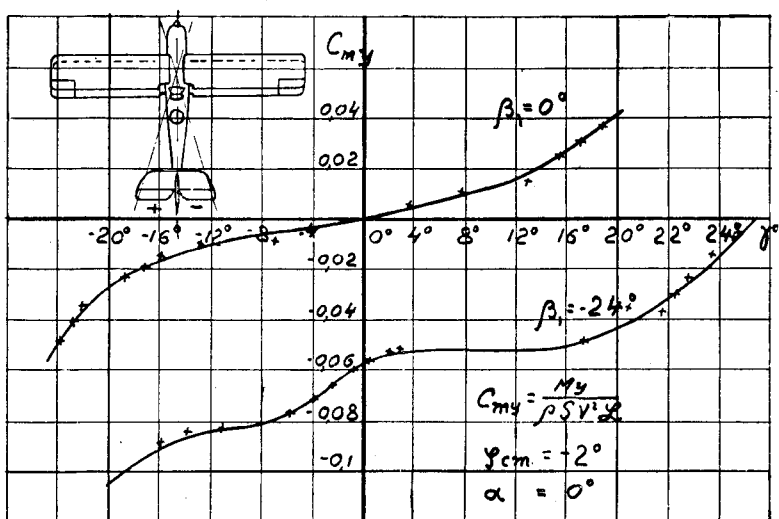


Фиг. 403. Общий вид модели самолета № 20.

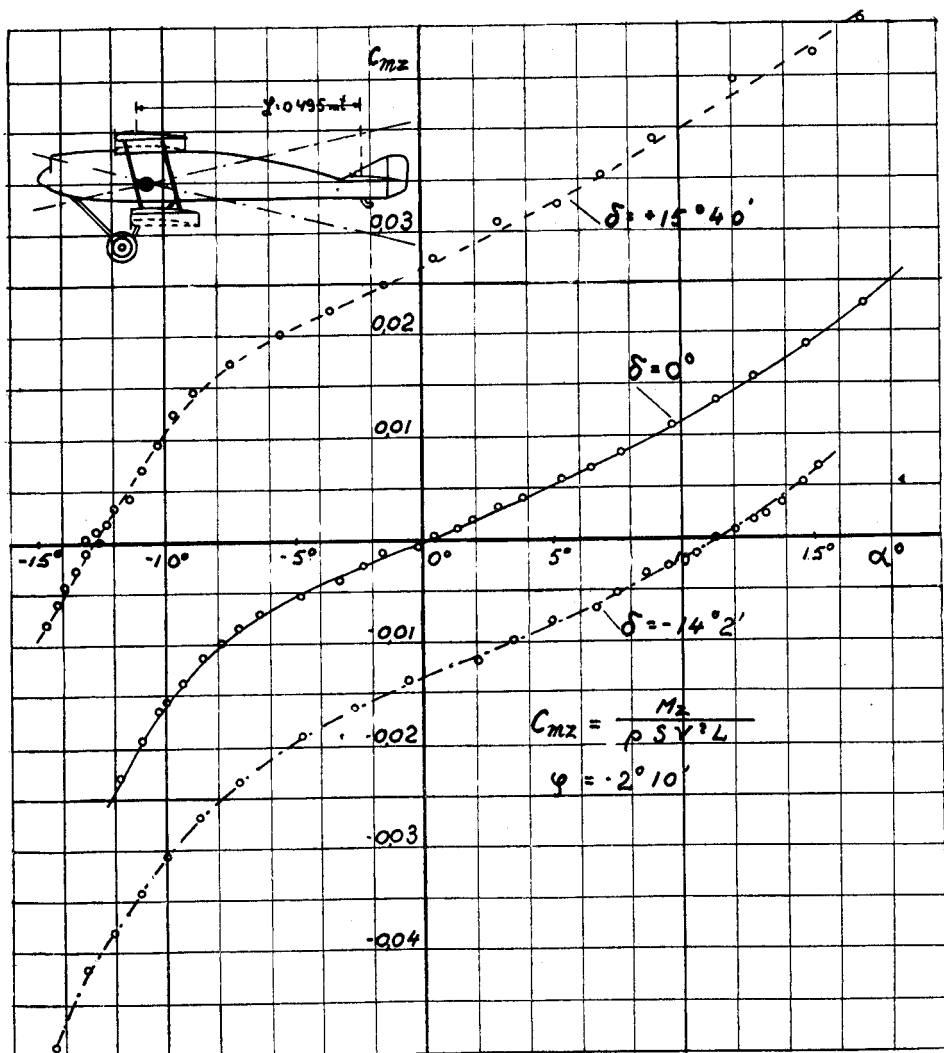
Площадь крыльев . . . . .	0,343 м <sup>2</sup>
Относительная площадь в ‰ от площади крыльев:	
всего горизонтального оперения . . . . .	11,78‰
руля высоты . . . . .	4,93‰
всего вертикального оперения . . . . .	2,78‰
руля направления . . . . .	1,8‰
Размах модели . . . . .	1180 мм
Условная длина модели . . . . .	495 мм
Координаты центра тяжести . . . . .	X = 57 мм, Y = 59 мм
Средняя скорость потока . . . . .	18 м/с



Фиг. 404. Фотография модели самолета № 20.



Фиг. 405. Момент устойчивости пути модели самолета № 20.



Фиг. 406. Момент продольной устойчивости модели самолета № 20.

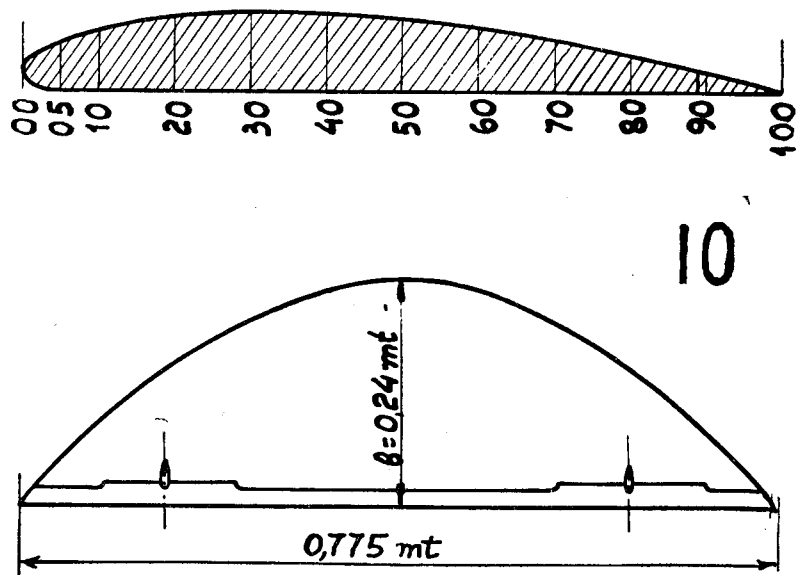


### Модель планера № 10.

Эта модель представляет собою планер Б. И. Черановского, описанный уже в ряде журнальных статей.

Планер этот имеет в плане параболическую форму, почему он у нас часто называется просто „Параболою“ (см. фиг. 407).

Абсц.	орг. верх.	орг. ниж.
00	2,5	2,5
05	6,1	0,0
10	8,1	0,0
20	9,9	0,0
30	10,6	0,0
40	10,4	0,0
50	9,9	0,0
60	8,5	0,0
70	6,7	0,0
80	4,7	0,0
90	3,0	0,0
100	0,01	0,01
в % от хорды.		



Фиг. 407. Общий вид модели планера № 10.

Посредством этой системы конструктор пытается осуществить самолет без фюзеляжа и хвоста и тем приблизиться к идеалу аэроплана — к летающему крылу. Этим должно сильно уменьшиться лобовое сопротивление всей машины.

Испытанная у нас модель является все же скорее моделью крыла, чем всего самолета (см. фиг. 408 и 409), ибо на ней отсутствует вырез для летчика, козырек, голова летчика, нет моторной установки и шасси сделано весьма малым. Об этом следует помнить при сравнении продувок Параболы с другими самолетами.

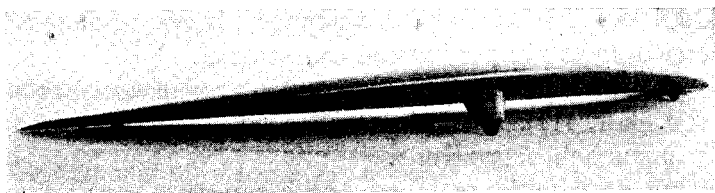
На фиг. 410 даны результаты испытания этой модели на  $C_y$  и  $C_x$ . Кроме того, на эту же диаграмму нанесена и кривая индуктивного сопротивления этого крыла, вычисленная по формуле

$$C_i = \kappa \frac{2}{\pi} \cdot \frac{S}{l^2} \cdot C_y^2.$$

Размах  $\lambda$  этой модели, полученный по формуле

$$\lambda = \frac{l^2}{S},$$

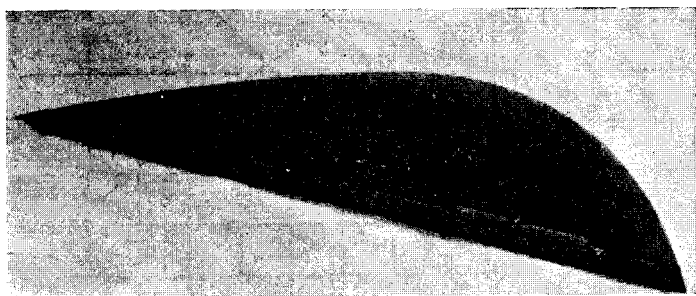
оказался равным 5.



Фиг. 408. Фотография модели планера № 10, вид спереди.

Величину  $\kappa$  (см. Труды Ц. А. Г. И., выпуск 20) следует взять вследствие острых концов крыла равною приблизительно 1,10, тогда индуктивное сопротивление получится по формуле:

$$C_i = \kappa \frac{2}{\pi} \cdot \frac{S}{l^2} C_y^2 = 1,1 \frac{2}{\pi \cdot \lambda} \cdot C_y^2 \cong 0,14 C_y^2.$$



Фиг. 409. Фотография модели планера № 10, вид сзади.

Из диаграммы видно, что профильное сопротивление такого крыла несколько возрастает при увеличении угла атаки, что связано, как известно, с ухудшением обтекания на больших углах атаки.

Это же обстоятельство подтверждается также и тем, что наибольшая подъемная сила у такого крыла оказалась сравнительно малою. Хотя опыт и не доведен до  $C_{y_{\max}}$ , но все же по течению кривых ясно видно, что он не превзойдет величины, равной 0,48.

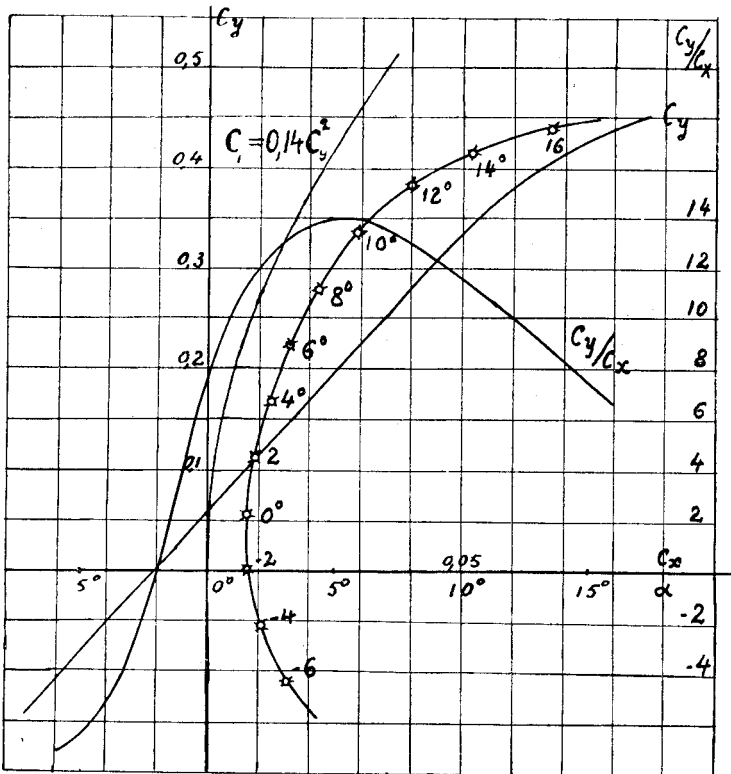
На той же диаграмме построена величина качества модели, равная  $C_y/C_x$ . Наибольшее качество получилось при угле атаки в  $5^\circ$  и равно 14.

Однако, такое же качество дала модель самолета № 8/18 со снятым шасси, но с моторными установками — у нее наибольшее качество получилось равным 14 при угле атаки в  $1^\circ$ . Кроме того, наибольший коэффициент подъемной силы равен у нее 0,58, т.е. на 20% больше, чем у параболы, что уменьшит посадочную скорость машины при равных прочих условиях на 10%. У модели № 17 наибольшее качество равно 13,5 (см. фиг. 441).

Таким образом, особо больших аэродинамических преимуществ такая система, повидимому, не дает.

Большой интерес представлял вопрос, будет ли такая бесхвостая машина устойчивою в продольной плоскости. Произведенные опыты показали, что статическою устойчивою такой аппарат несомненно обладает (см. фиг. 411). Это обстоятельство было затем подтверждено и полетами планеров этого типа.

Во время опытов было обнаружено заметное, но не очень сильное влияние щели между заднею кромкою крыла и элеронами: заклепка щели несколько увеличивает момент устойчивости.



Фиг. 410. Кривая Лилиенталля, кривые  $C_y$  по  $\alpha$  и  $C_y/C_x$  по  $\alpha$  для модели планера № 10.



## Модель самолета № 12.

Как мы уже выше упоминали, при конструировании больших многомоторных самолетов весьма существенным вопросом является изучение усилий, необходимых для управления машиною. Вследствие этого исследование модели двухмоторного самолета № 12 было начато с изучения шарнирных моментов его органов управления, как-то: элерона, рулей высоты и руля направления. На фиг. 412 дан чертеж модели крыла самолета № 12 с элероном, имевшим боковой компенсатор. На этой модели изучался шарнирный момент элерона при разной величине компенсатора. Величина компенсатора изменялась при помощи вставления и вынимания пластинок шириной в 1 см. На фотографии фиг. 413 модель крыла снята с двумя пластинками вставленными в компенсатор элерона. Шарнирный момент элерона определялся в 1,5-метровом сечении трубы № 3 методом, аналогичным описанному при определении шарнирного момента эйлерона модели крыла самолета № 8/18 с той только разницей, что шкала с делениями для определения углов отклонения элерона была укреплена горизонтально, так как ось вращения элерона в данном случае была вертикальна.

На фотографии фиг. 413 элерон дан с компенсатором типа Авро, который был испытан значительно позже, и потому мы здесь результатов этих испытаний не приводим.

Результаты опытов с элероном при разной величине бокового компенсатора нанесены на диаграмму фиг. 414, где даны и соответственные площади элерона с компенсатором и значение линейной величины „b“ (ширина элерона), принятой при подсчете коэффициента шарнирного момента элерона  $C_{ш}$ .

Для сравнения шарнирного момента элерона модели самолета № 12 на ту же диаграмму фиг. 414 нанесена кривая шарнирного момента элерона модели самолета № 23, принимаемого за типичный нормальный самолет. Зная передачу от элерона на ручку для самолета № 23 и № 12, легко сравнить усилия, возникающие на ручке в том и в другом случае и выбрать необходимые размеры компенсаторов.

На фиг. 415 дан чертеж первого варианта горизонтального хвостового оперения самолета модель № 12, и на фиг. 416 — результаты испытания шарнирных моментов рулей высоты при разной величине компенсаторов. Полученные коэффициенты шарнирных моментов дали

возможность сравнить усилия на штурвале, передаваемые на него рулями самолета № 12 при разных компенсаторах, и усилия на ручку от рулей высоты нормального самолета № 23, шарнирный момент коих дан на фиг. 453. Опыт производился на изолированном хвостовом оперении.

Из фотографии (фиг. 417) видно, что модель „М“ хвостового оперения была прикреплена к болванке „В“ обтекаемой формы, которая при помощи державки „D“ и растяжек „а“ укреплялась внутри трубы.

На фиг. 417 показана установка модели хвостового оперения при определении шарнирного момента рулей высоты. При определении шарнирного момента руля направления модель для исключения влияния веса руля была повернута на  $90^\circ$ , т.е. ось вращения была вертикальна. При этом стабилизатор и руль высоты были закреплены под нулевыми углами. На фотографии видна также шкала „d“ и зеркало „е“ при помощи которых производится отсчет углов отклонения рулей. Самое испытание шарнирных моментов рулей производилось обычным, уже описанным методом.

Фиг. 418 и 419 дают чертеж оперения и кривую шарнирного момента руля направления модели самолета № 12.

Из других отдельных деталей этого самолета был испытан на лобовое сопротивление при разных скоростях потока моторный обтекатель (кок). Результаты опытов даны на фиг. 420. Моторный обтекатель был испытан как с закрытым пластинкою радиатором, так и с открытым — сетчатым. Во втором случае коэффициент лобового сопротивления получился несколько меньшим, чем в случае сплошной пластинки, однако, разница эта очень мала. Аналогичную картину мы встречаем при испытании фюзеляжа модель № 499 (см. фиг. 209).

Дальнейшие опыты над самолетом модель № 12 производились уже с полной моделью, общий вид коей дан на фиг. 421 и 422. Первые же опыты на продольную устойчивость с этой моделью и с первым вариантом хвостового оперения показали полную ее продольную неустойчивость. Горизонтальное оперение оказалось слишком мало, и продольная устойчивость самолета не смогла быть достигнута даже значительным смещением центра тяжести вперед, что, как мы видели, во многих случаях приводило к желаемому результату. Для этого варианта модели самолета № 12 совершенно не удалось измерить моменты продольной устойчивости, так как модель при всех положениях стабилизатора закидывалась.

На фиг. 423 даны результаты предварительных испытаний этой модели на продольную устойчивость со вторым вариантом горизонтального оперения, имевшим  $16,3\%$  от площади крыльев, при двух его положениях — под углом  $\varphi = 0^\circ$  и  $\varphi = +1^\circ$ .

Как видно из диаграммы, модель самолета в интервале от  $-10^\circ$  до  $+10^\circ$  мало устойчива. Почти на всем этом интервале момент ее

продольной устойчивости при установке горизонтального оперения под углом  $\varphi = +1^\circ$  равен нулю и только на углах больших по абсолютной величине  $8^\circ$  достигает очень незначительной величины, а именно —  $C_{mz} = 0,001$  при  $\alpha = 10^\circ$ , тогда как для нормально сбалансированной машины при  $\alpha = 10^\circ$  коэффициент продольной устойчивости достигает обычно величины  $C_{mz} \cong 0,01$ , т.-е. в данном случае он меньше нормального в десять раз.

Разброс точек на диаграмме фиг. 423 объясняется, с одной стороны, трудностью замерить грузы у закидывающейся на весах модели самолета, а с другой стороны, — порывистостью потока, так как эти предварительные испытания были произведены в 2,25-метровом сечении трубы № 3, когда в ней еще не была вставлена спрямляющая решетка.

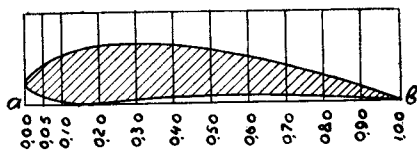
В дальнейшем для получения большей продольной устойчивости центр тяжести самолета был несколько смещен. Мы даем только координаты этого последнего положения центра тяжести, при котором и было произведено испытание модели на продольную устойчивость при установке стабилизатора под углом  $\varphi = -1^\circ$  и углах отклонения рулей высоты  $\delta = 0^\circ$ ,  $\delta = +15^\circ$  и  $\delta = -15^\circ$ . Все три опытные кривые нанесены на диаграмму фиг. 424. Как видно из диаграммы, на больших участках совершенно не удалось получить опытных точек, особенно при отклонениях рулей высоты, так как в этих интервалах модель закидывалась на весах. Кривые между  $\alpha = -8^\circ$  до  $\alpha = +7^\circ$  проведены предположительно на основании опытов с другими моделями самолетов. Несмотря на явную, хотя и небольшую, продольную неустойчивость этой модели самолета, никаких других изменений в ее конструкции или новых лабораторных испытаний произведено не было.

Далее был опять подробно изучен шарнирный момент, уже увеличенного, руля высоты, который определялся уже на самой модели самолета. Всего было испытано 4 варианта компенсаторов (см. фиг. 425). Результаты этих испытаний нанесены на диаграмму фиг. 426.

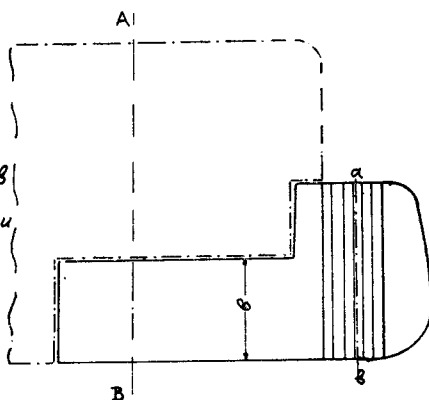
В заключение приводим на диаграмме фиг. 427 результаты испытаний модели самолета № 12 на устойчивость пути, при трех положениях руля направления. Замечается некоторая несимметричность расположения кривой  $C_{my}$  при  $\beta_1 = 0^\circ$ , что может быть объяснено неполной симметричностью модели. В отношении устойчивости пути модель самолета № 12 вела себя вполне нормально.

Следует отметить, что в таких моделях, как эта, хвост очень сильно заслоняется фюзеляжем и двумя моторными коками и потому понижается и устойчивость модели. Кроме того, на модели, вследствие малости Рейнольдсовых чисел, у коков, их сопротивление должно быть значительно больше, чем у самолета в натуру. Следовательно, у машины в натуру оперение будет действовать сильнее, чем у модели, и несмотря на явную неустойчивость модели, у самолета в натуру может получиться слабая устойчивость.

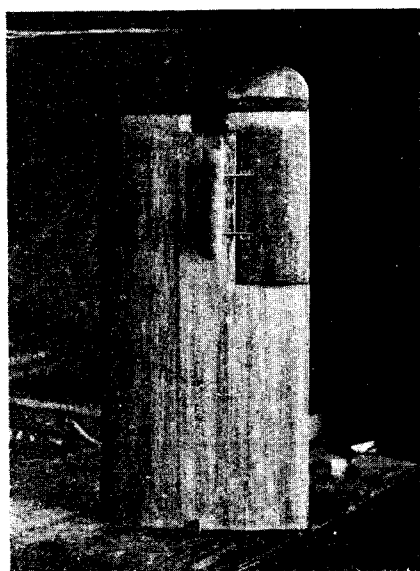
№ п.п.	длина мм	длина мм
00	738	738
05	105	105
10	126	031
20	153	031
30	163	09
40	158	132
50	142	147
60	118	158
70	947	147
80	632	126
90	547	063
100	000	000
0% от корня		



Площадь элеронов  
 с шестью накладками  
 = 0,0515 м<sup>2</sup>  
 в = 0,11 м.

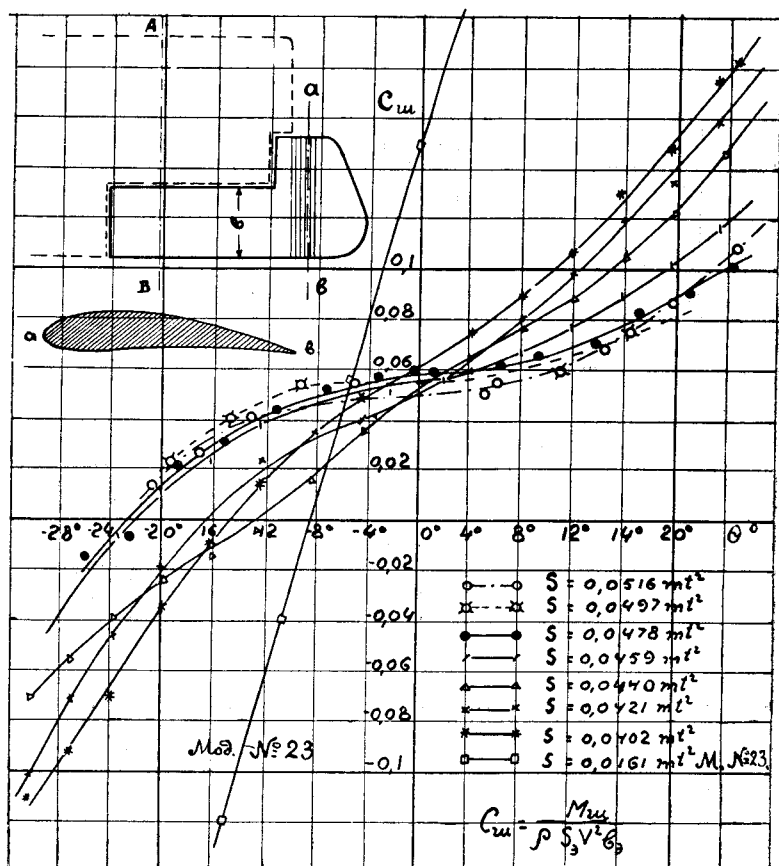


Фиг. 412. Элерон с боковым компенсатором для модели самолета № 12.



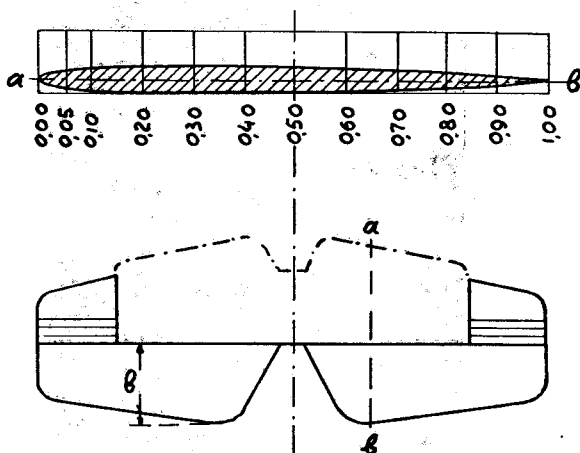
Фиг. 413. Модель крыла с элероном. Определение шарнирного момента элерона.





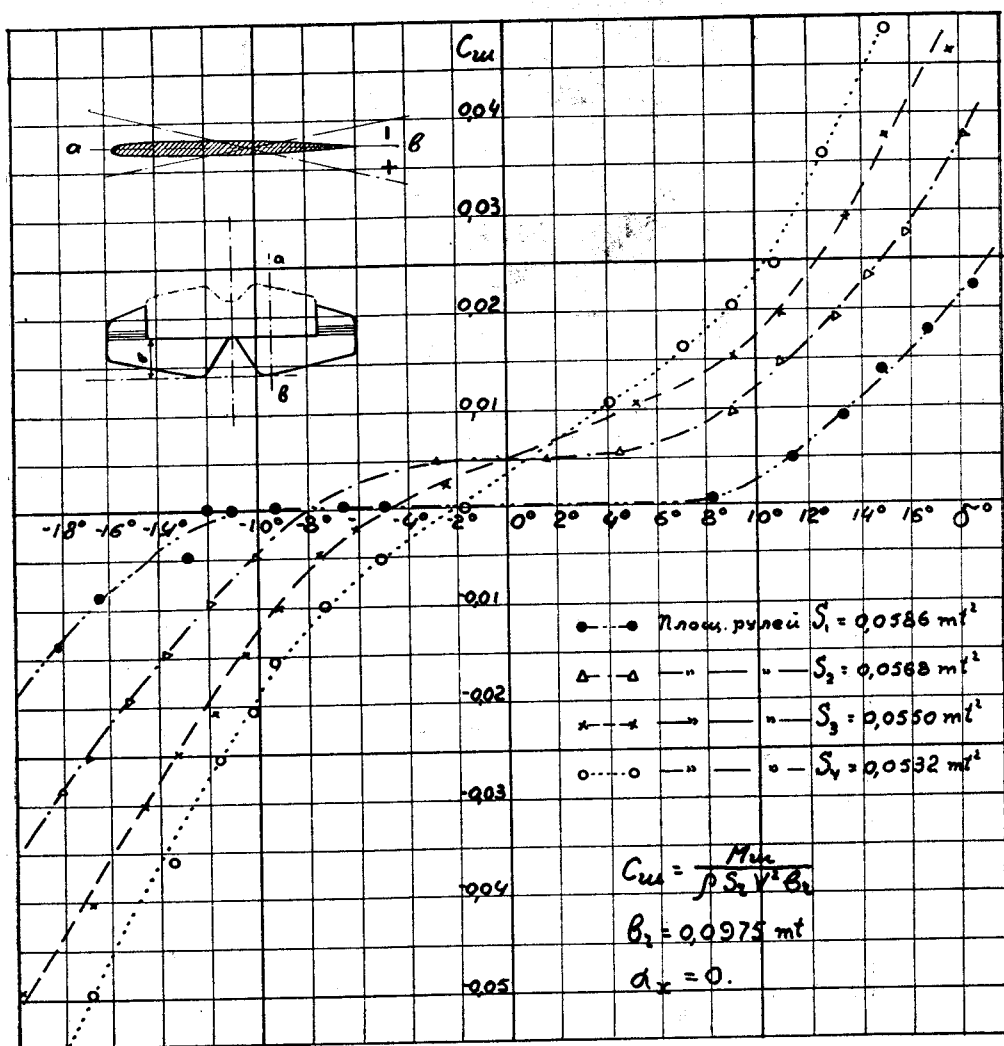
Фиг. 414. Шарнирные моменты элерона при различной площади бокового компенсатора.

Абсц.	Ор. глубины
00	0,00
05	4,09
10	5,0
20	5,9
30	5,9
40	5,9
50	5,35
60	5,22
70	4,54
80	3,41
90	2,27
100	0,00
в % от корня	

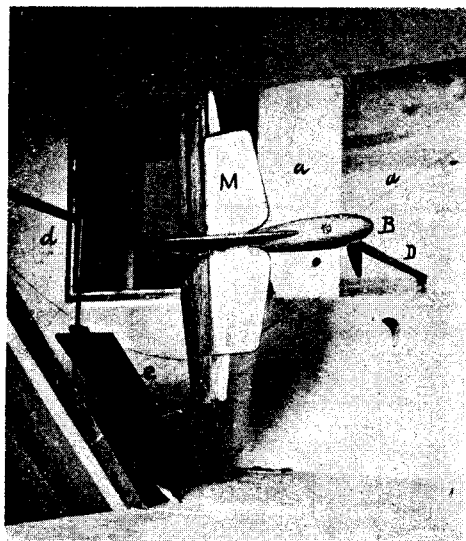


Площадь рулей глубины с тремя накладками:  $0,0586 \text{ м}^2$   
 $b = 0,0975 \text{ м}$ .

Фиг. 415. Горизонтальное хвостовое оперение модели самолета № 12.

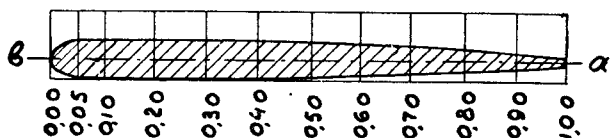


Фиг. 416. Шарнирный момент хвостового оперения модели эр 12 при различной площади боковых компенсаторов. См. фиг. 415.



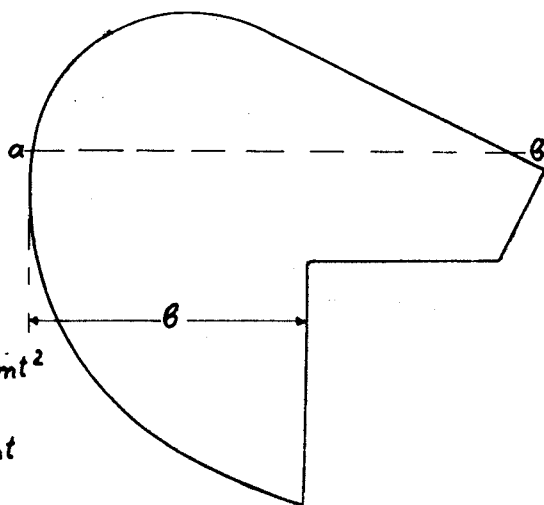
Фиг. 417. Установка модели оперения при определении шарнирного момента руля высоты модели самолета № 12.

Абсц.	Ор. г.
00	0,00
05	7,04
10	7,41
20	7,53
30	7,41
40	7,41
50	7,41
60	6,91
70	5,93
80	4,34
90	3,70
100	0,00

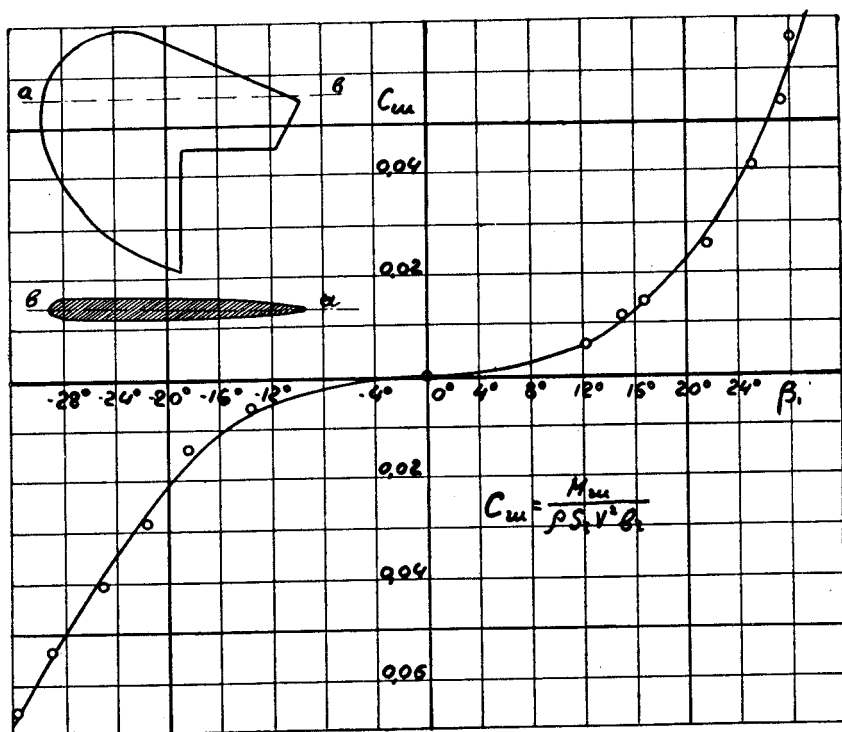


$$S_z = 0,01526 \text{ m}^2$$

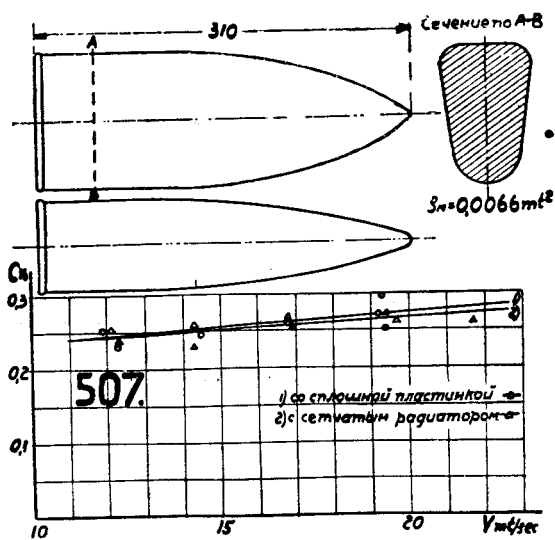
$$b_z = 0,094 \text{ m}$$



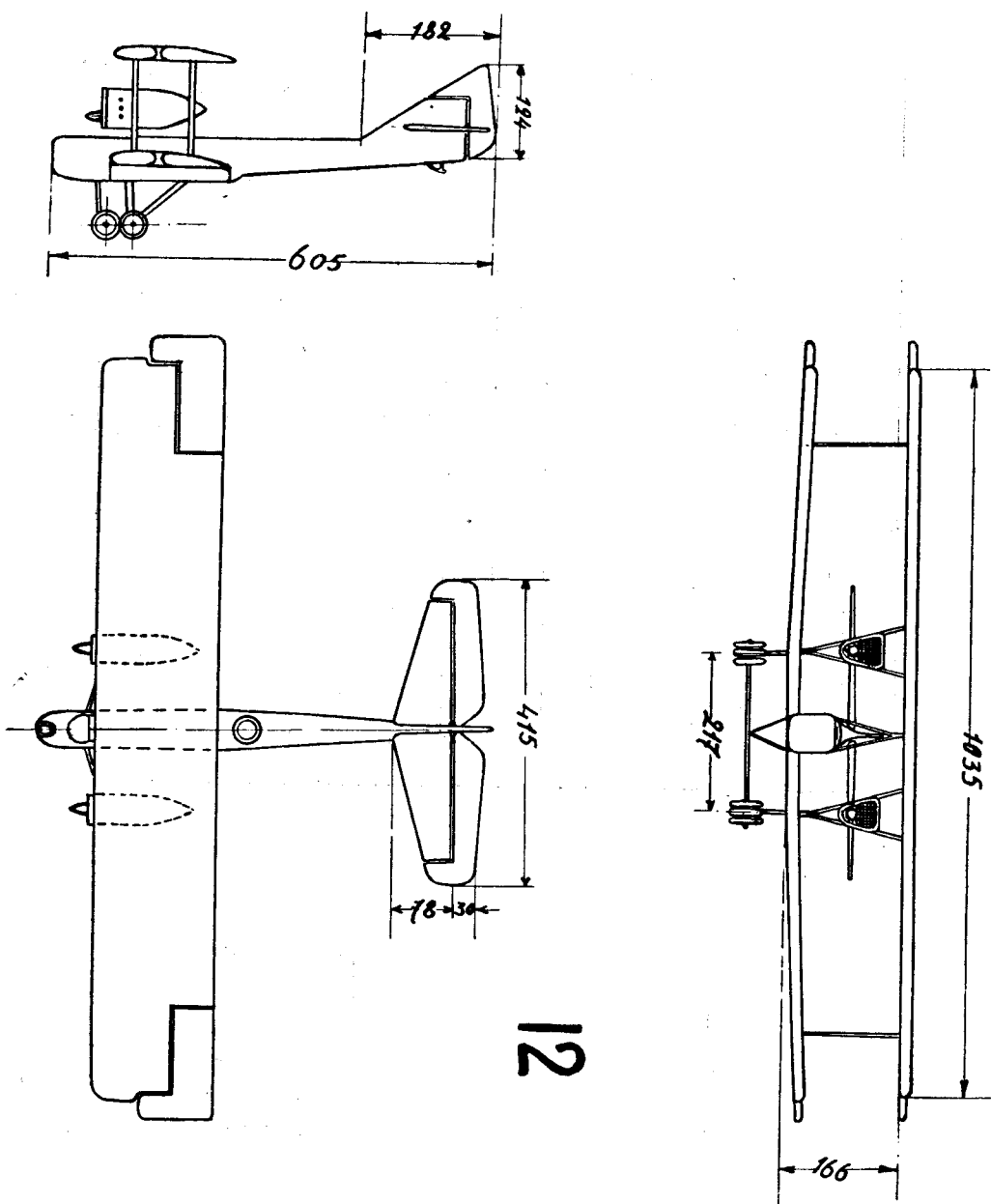
Фиг. 418. Руль направления модели самолета № 12.



Фиг. 419. Шарнирный момент руля направления модели самолета № 12.

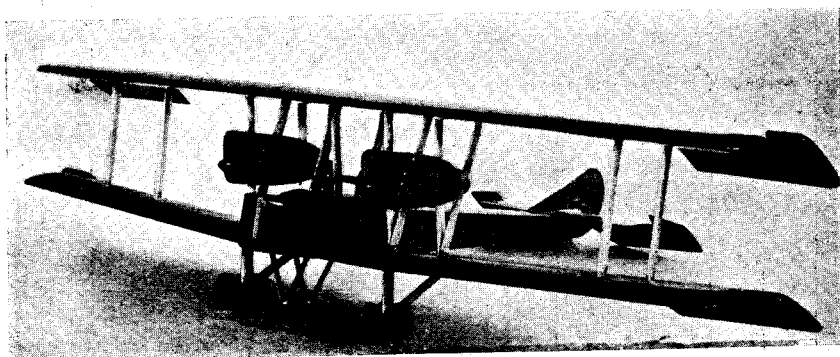


Фиг. 420. Лобовое сопротивление моторного кока по скорости полета.

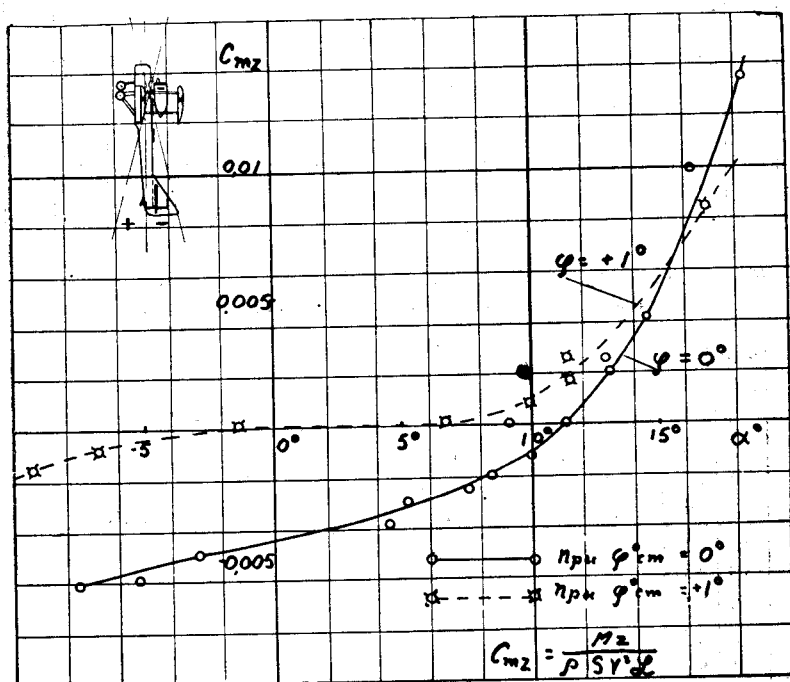


Фиг. 421. Общий вид модели самолета № 12.

Площадь крыльев . . . . .	0,346 м <sup>2</sup>
Относительная площадь в ‰ от площади крыльев:	
всего горизонтального оперения . . . . .	10,80‰
руля высоты . . . . .	4,80‰
всего вертикального оперения . . . . .	5,08‰
руля направления . . . . .	4,41‰
Размах модели . . . . .	1035 мм
Условная длина модели . . . . .	383 мм
Координаты центра тяжести . . . . .	X = 60 мм; Y = 78,3 мм
Средняя скорость потока . . . . .	18 м/с

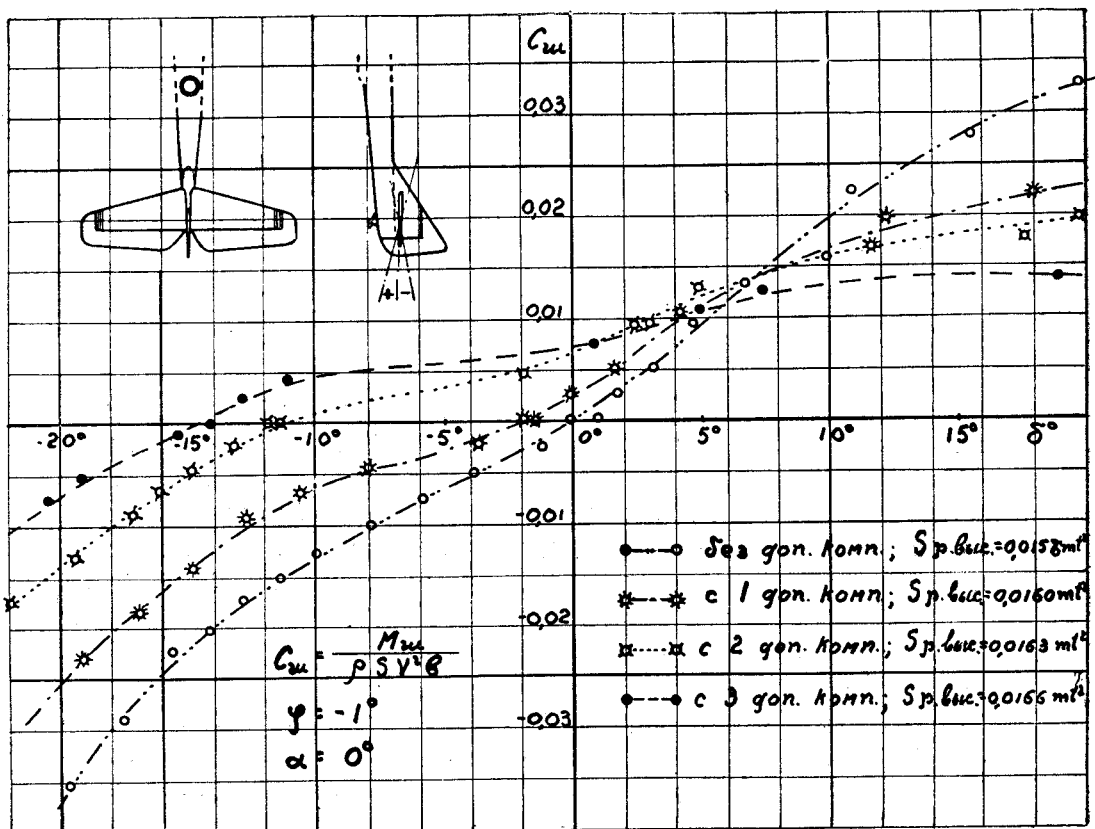


Фиг. 422. Фотография модели самолета № 12.

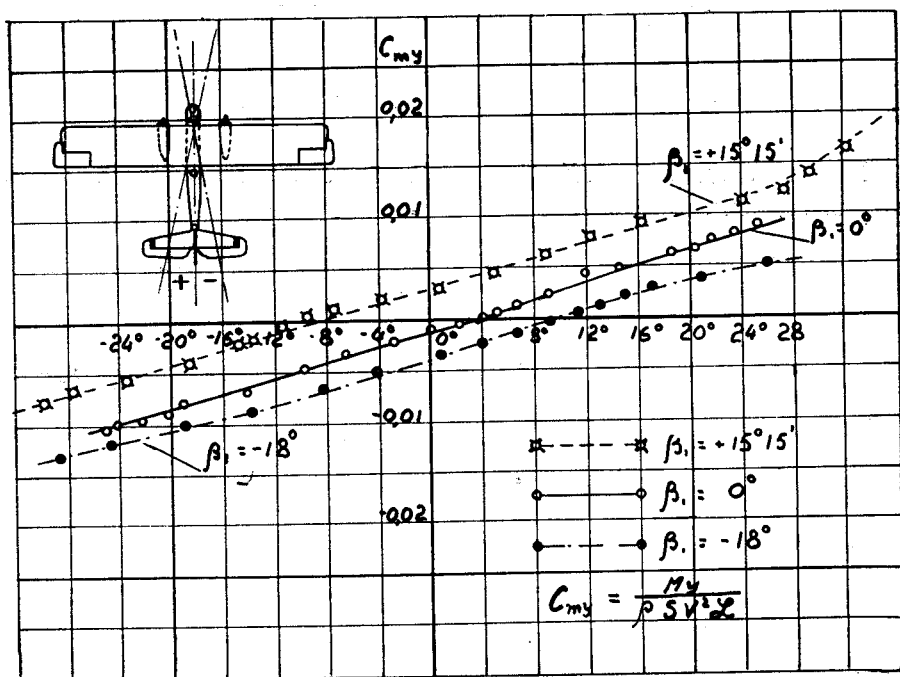


Фиг. 423. Момент продольной устойчивости модели самолета № 12 при двух установках стабилизатора. Предварительные опыты в трубе № 3 без спрямляющей решетки.





Фиг. 426. Шарнирный момент руля высоты при разных площадях бокового компенсатора; см. фиг. 425.



Фиг. 427. Момент устойчивости пути модели самолета № 12.



### Модели № 14 и № 16.

Самолеты соответствующие моделям № 14 и № 16, общий вид коих дан на фиг. 428, 429, 430 и 431, спроектированы были, как пассажирские машины, на одно и то же задание. Одна из них, № 14, является монопланом с очень широким, свободно несущим крылом, другая, модель № 16,—биплан с двумя рядами стоек. Для сравнения качеств эти две модели самолетов были испытаны на  $C_x$  и  $C_y$  на приборе „Г“ 1,5-метровой трубы № 2. На диаграммах фиг. 432 и 433 даны кривые  $C_y$  по  $\alpha$  и кривые Лилиенталя соответственно для моноплана и биплана.

На летных и отрицательных углах подъемная сила значительно больше у биплана, но, как и следовало ожидать, больше и его лобовое сопротивление.  $C_{y \max}$  больше для моноплана и достигает величины 0,6, тогда как для биплана  $C_{y \max} = 0,56$ .

Качества этих самолетов получились следующие:

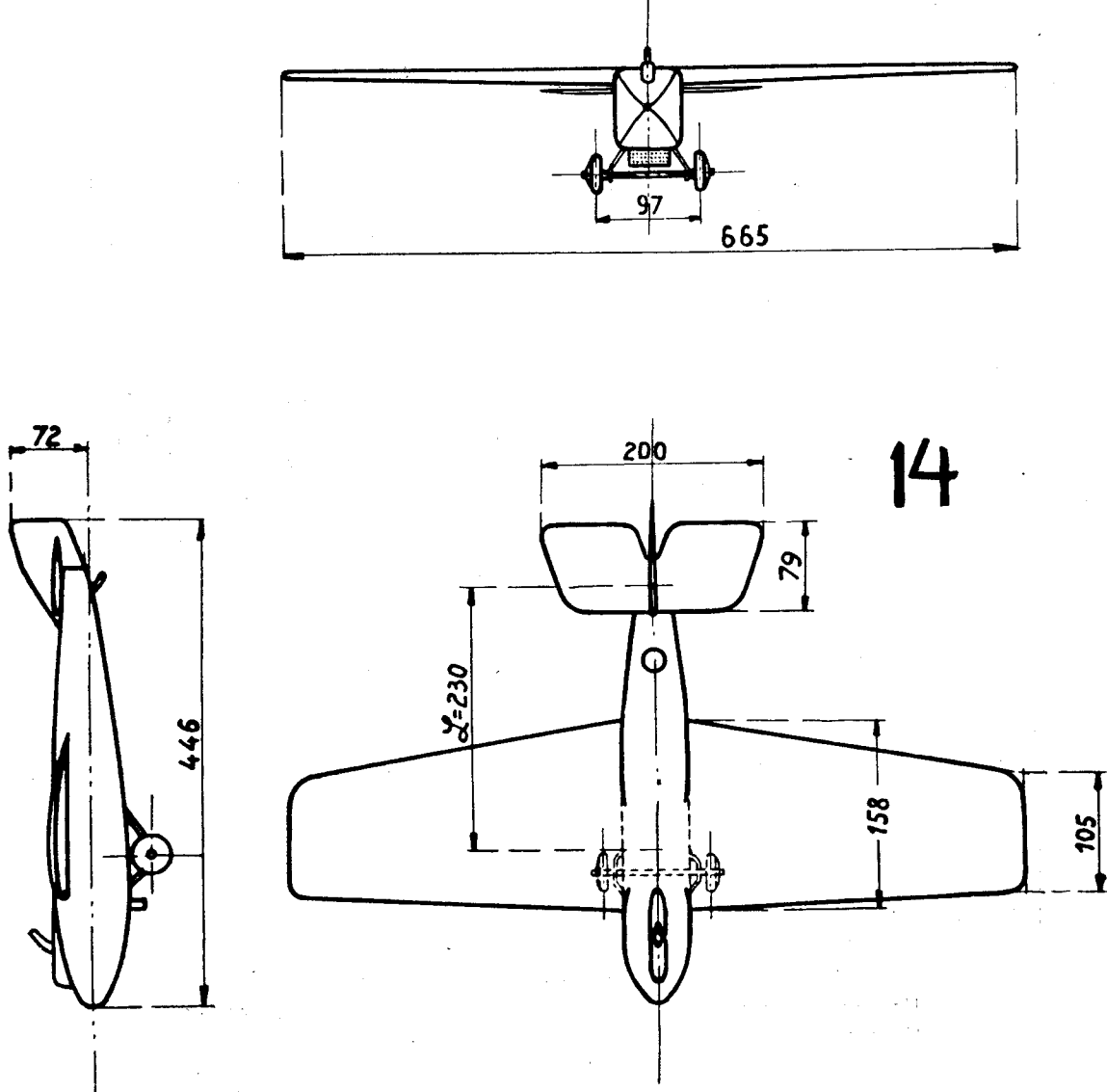
$$\left( \frac{C_y}{C_x} \right)_{\max} = 11 \text{ для моноплана при } \alpha = 5^\circ$$

и

$$\left( \frac{C_y}{C_x} \right)_{\max} = 8,8 \text{ для биплана при } \alpha = 3,5^\circ.$$

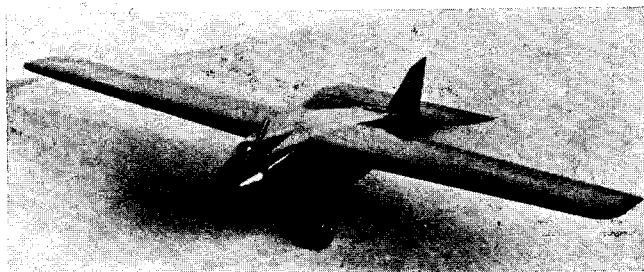
Как и следовало ожидать, биплан оказался аэродинамически менее выгодным.

---

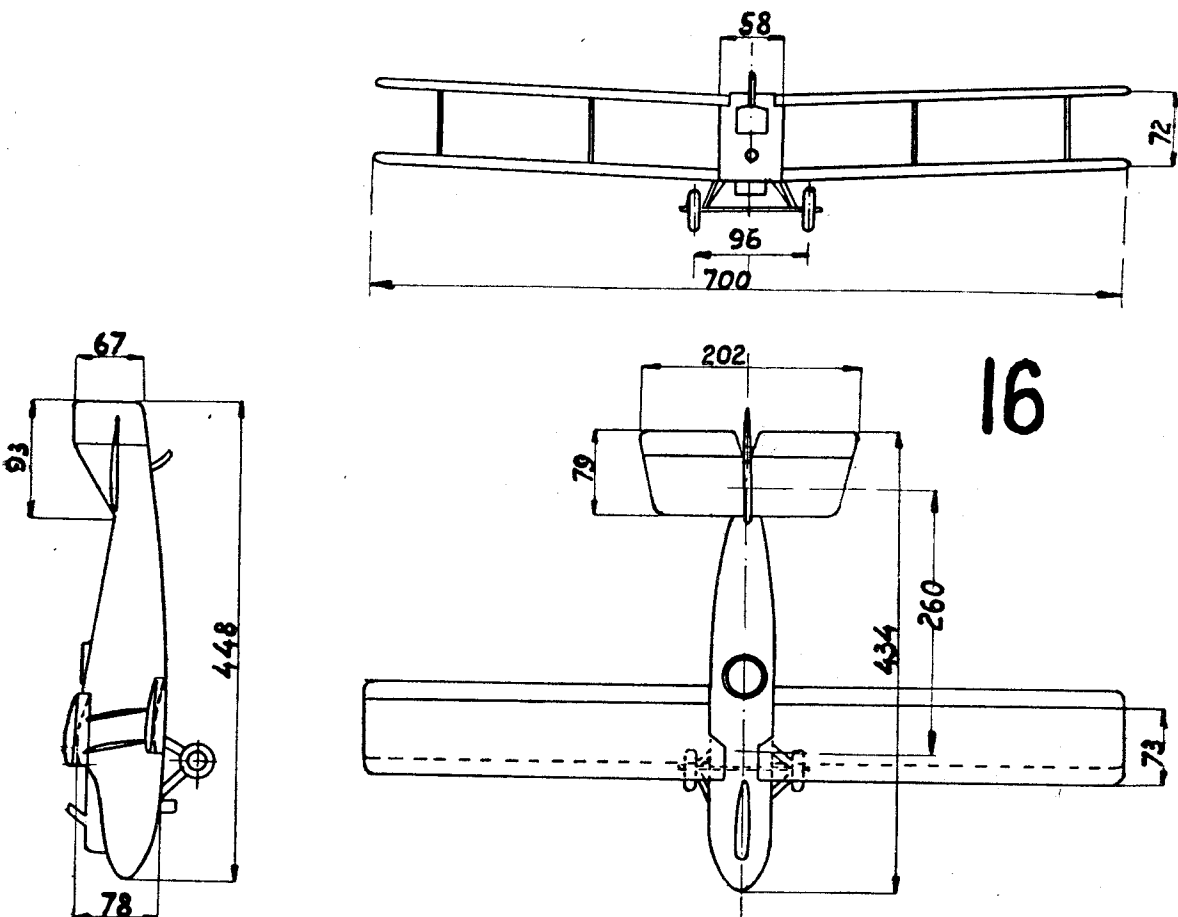


Фиг. 428. Общий вид модели самолета № 14.

Площадь крыльев . . . . .	0,0827 м <sup>2</sup>
Относительная площадь в 0/0/0 от площади крыльев:	
всего горизонтального оперения . . . . .	16,80/0
всего вертикального оперения . . . . .	4,40/0
Размах модели . . . . .	665 мм
Условная длина модели . . . . .	230 мм
Средняя скорость потока . . . . .	20 м/с



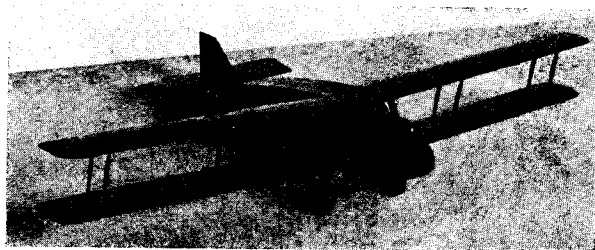
Фиг. 429. Фотография модели самолета № 14.



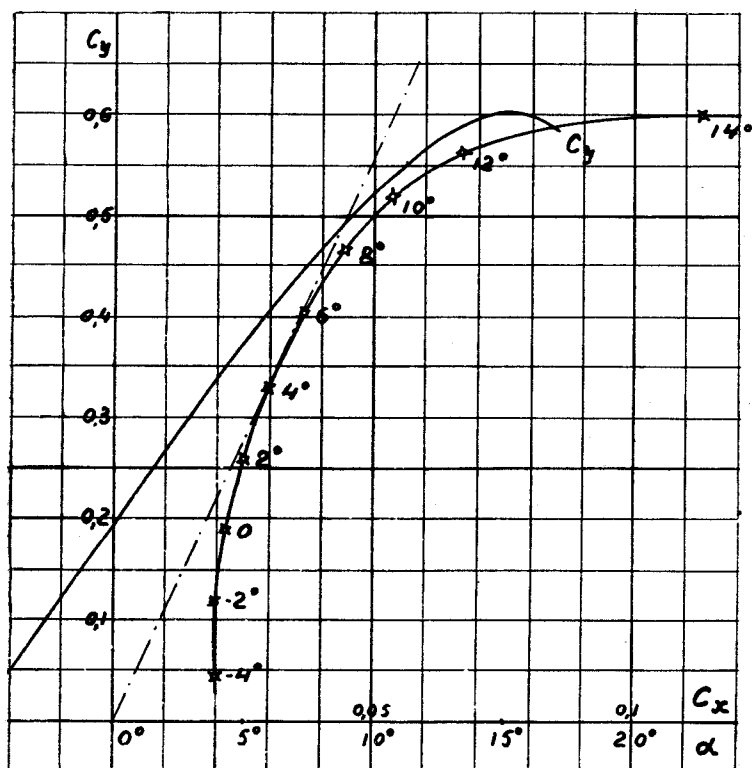
16

Фиг. 430. Общий вид модели самолета № 16.

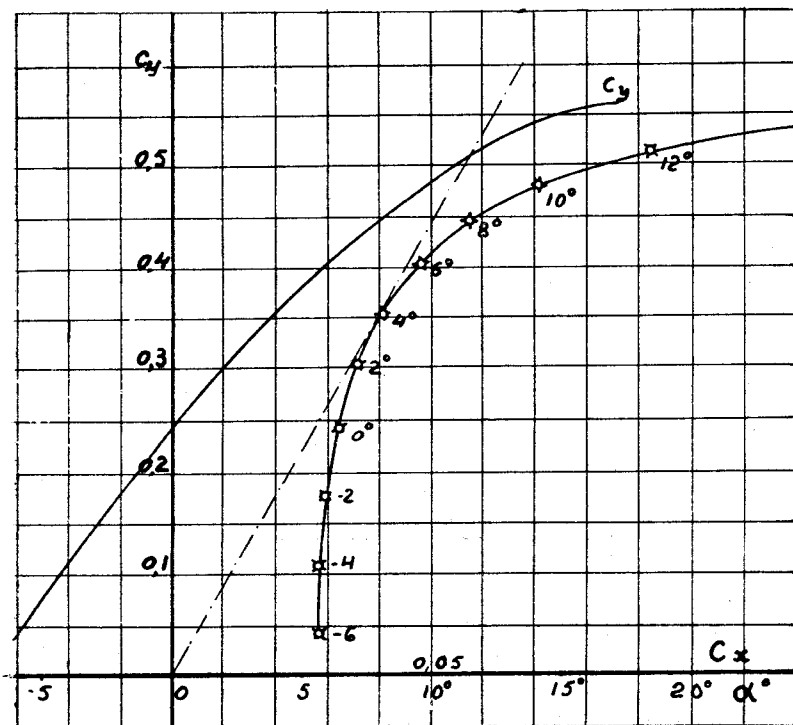
Площадь крыльев . . . . .	0,0973 м <sup>2</sup>
Относительная площадь в ‰ от площади крыльев:	
всего горизонтального оперения . . . . .	11,9‰
всего вертикального оперения . . . . .	3,44‰
Размах модели . . . . .	700 мм
Условная длина модели . . . . .	260 мм
Средняя скорость потока . . . . .	20 м/с



Фиг. 431. Фотография модели самолета № 16.



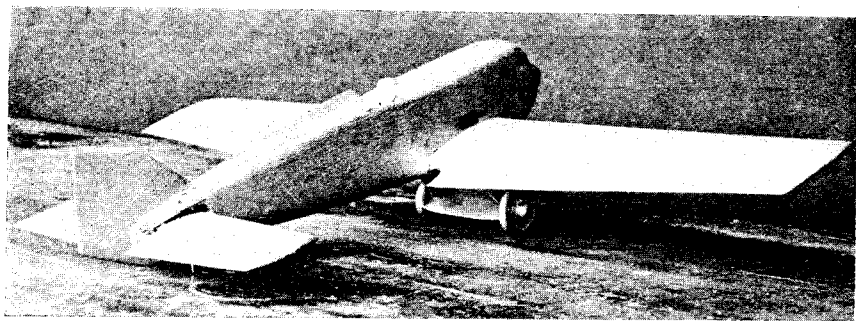
Фиг. 432. Кривая Лилиенталя и  $C_y$  по  $\alpha$  модели самолета № 14 (моноплан).



Фиг. 433. Кривая Лилиенталя и  $C_y$  по  $\alpha$  модели самолета № 16 (биплан).

### Модель самолета № 17.

Эта модель интересна в том отношении, что она представляет собою разбившийся много лет тому назад один из наших опытных самолетов. Самолет был пущен в воздух без предварительного испытания его модели в трубе на устойчивость. В то время еще не было у работников авиации сознания в необходимости производства таких опытов и, кроме того, наша Лаборатория тогда еще не умела вести таких исследований. Модель № 4 (см. фиг. 434) этого самолета и была одною из первых моделей, испытанных на устойчивость.



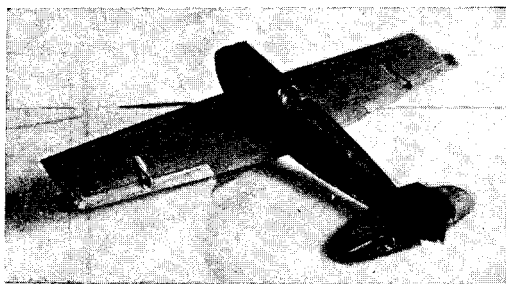
Фиг. 434. Модель самолета № 4.

Для выяснения причины катастрофы решено было модель № 4 испытать на продольную устойчивость при заданном центре тяжести, соответствующем положению его в разбившемся самолете. С первых же опытов в аэродинамической трубе была обнаружена полная продольная неустойчивость модели, которая закидывалась в направлении кабрирования. Причиной же катастрофы как раз и являлось резкое кабрирование самолета в момент взлета и потеря скорости, вследствие чего самолет упал на землю. Произведенные в аэродинамической трубе над моделью этого самолета опыты лишний раз подтвердили необходимость изучать устойчивость всех самолетов новой конструкции на моделях. Получив столь неблагоприятные результаты для модели № 4 при заданном центре тяжести, решено было произвести еще целый ряд опытов при разных положениях центра тяжести. Для этих опытов была построена новая модель № 4 бис, почти не отличающаяся от модели № 4. Мы здесь не будем описывать опытов, произведенных над моделями №№ 4 и 4 бис, так как они велись несколько иным



способом, чем это принято теперь. При производстве этих опытов выяснилось, что даже при таком, казалось бы на первый взгляд, незначительном смещении центра тяжести (оси вращения) на модели, как 1,5 мм вперед и 1 мм вниз от первоначального положения, совершенно менялось поведение самолета; он делался из неустойчивого слабо устойчивым.

Построенный на основании этих опытов второй вариант этого самолета оказался вполне удовлетворительным в полете в смысле устойчивости, но выказал некоторые трудности с точки зрения управляемости. Эти недочеты выяснялись на третьем варианте модели этого самолета, в котором, как видно из фиг. 435, и 436, изменена



Фиг. 436. Фотография модели самолета № 17.

форма горизонтального хвостового оперения и к элеронам приделаны боковые компенсаторы. Вместе с тем, возник вопрос об улучшении и формы фюзеляжа. На фиг. 437, 438, 439 и 440 даны результаты испытания двух моделей фюзеляжей №№ 502 и 503 на лобовое сопротивление по скоростям и лобовое сопротивление и подъ-

емную силу по углам атаки. Испытания производились на приборе „Г“ трубы № 2 „прямо“ и „обратно“. При подсчете учтена косизна потока.

Модели № 502 и № 503 отличаются друг от друга, с одной стороны, миделевым сечением (соответствующие величины см. фиг. 437, 438, 439 и 440) и, с другой стороны, формой обтекателя за головой летчика. Как видно из диаграмм, обе модели обладают очень хорошими, почти одинаковыми аэродинамическими качествами; у них величина:

$$C_{x \min} = 0,06 \sim 0,065.$$

Третий вариант модели самолета № 17 построен с фюзеляжем типа № 502.

Дальнейшие испытания производились с целой моделью самолета № 17.

На фиг. 441 мы даем кривую  $C_y$  по  $\alpha$  и кривую Лилиенталя для полной модели самолета. Максимальное ее качество получается при  $\alpha \cong 3,5^\circ$  и равно  $\left( \frac{C_y}{C_x} \right)_{\max} = 13,5$ , т.-е. модель этого самолета обладает очень хорошим качеством. Модель испытывалась на приборе „Г“ трубы № 2. При подсчете введены поправки на державку, косизну потока и влияние стенок трубы.

Испытания на продольную устойчивость производились в трубе № 2 на вилке при трех заданных положениях центра тяжести. Установка модели видна из фиг. 442.

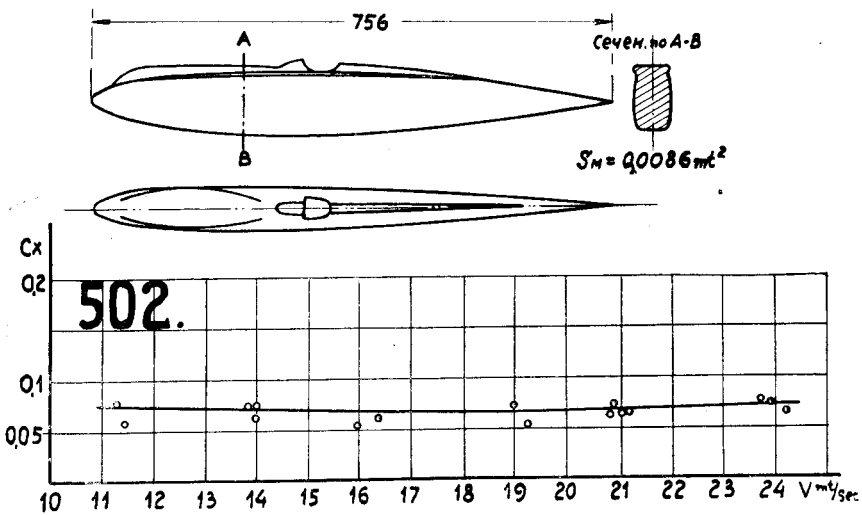
Результаты испытаний модели № 17 на продольную устойчивость нанесены на диаграммы фиг. 443 и 444. На фиг. 443 угол установки стабилизатора  $\varphi = 0^\circ$ . На фиг. 444  $\varphi = 0^\circ 19'$ . Кроме того, при нормальном положении центра тяжести (положение „В“) испытания произведены при двух положениях рулей высоты:  $\delta = 0^\circ$  и  $\delta = -15^\circ$ .

Из органов управления были испытаны на шарнирный момент лишь рули высоты. Чертеж горизонтального оперения и таблица ординат его профильного сечения даны на фиг. 445. Шарнирные моменты рулей высоты даны на диаграмме фиг. 446. Самый опыт велся в трубе № 2, обычным уже описанным методом, на самой модели самолета.

В заключение приводим результаты испытания модели самолета № 17 на устойчивость пути при отклонении руля поворота на углы  $\beta_1 = 0^\circ$ ,  $\beta_1 = 10^\circ 15'$  и  $\beta_1 = -13^\circ 30'$  и угле стабилизатора  $\varphi = 0^\circ$  (фиг. 447).

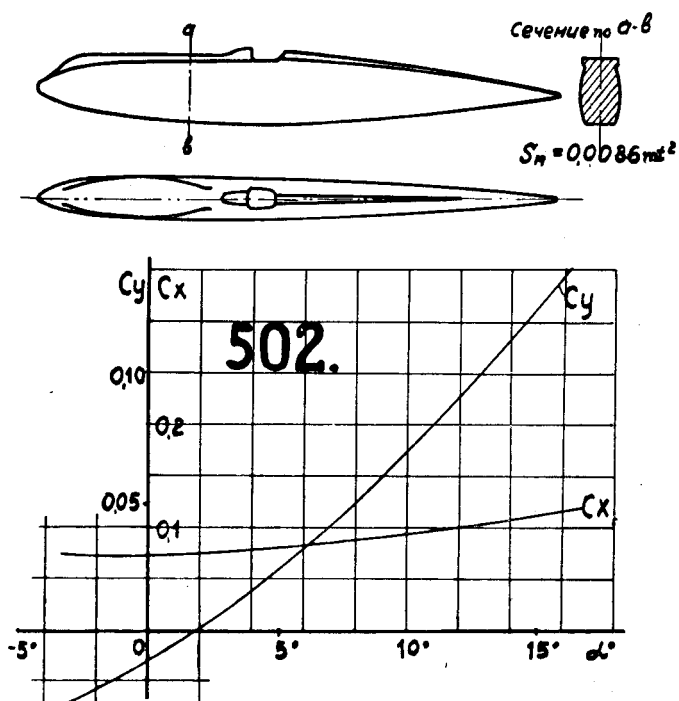
Ось вращения проходит через центр тяжести „В“.

Поведение самолета и действие рулей вполне нормальны. При малых углах атаки замечается затемнение руля поворота фюзеляжем, килем и осью вращения.

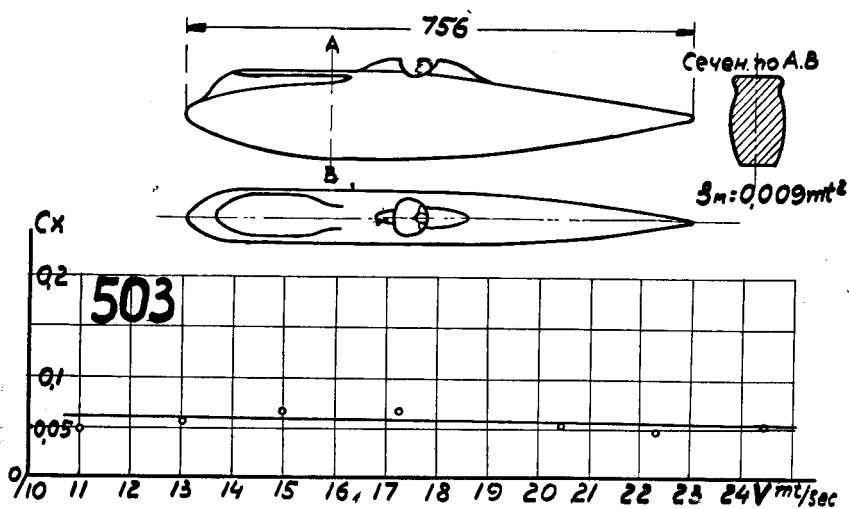


Фиг. 437. Лобовое сопротивление 1-го варианта фюзеляжа самолета модели № 17 по скоростям.

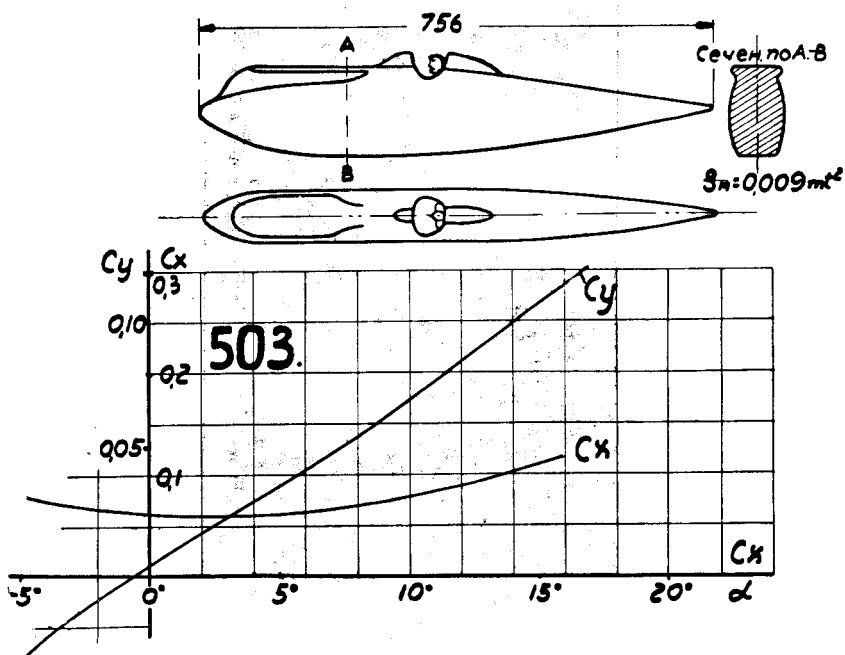




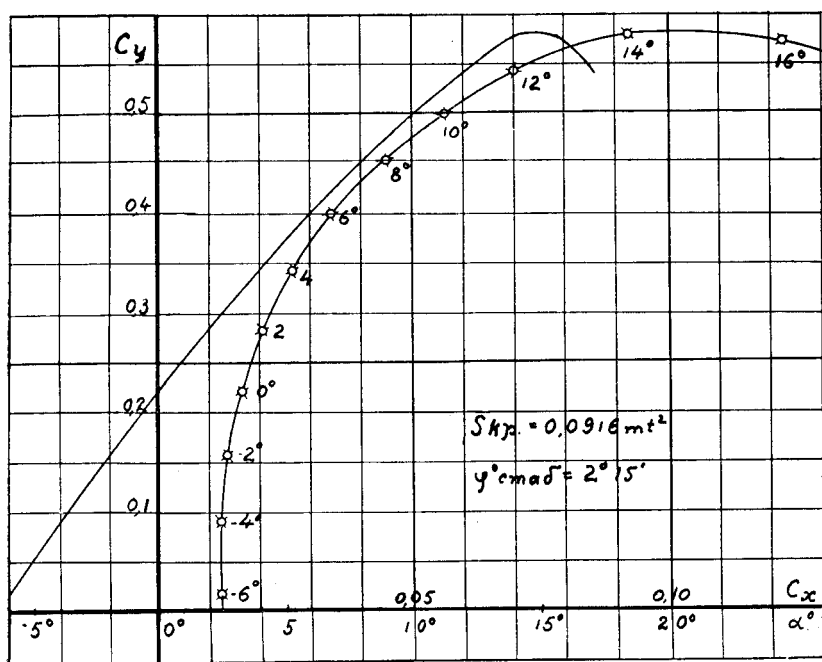
Фиг. 438. Подъемная сила и лобовое сопротивление 1-го варианта фюзеляжа по углам атаки.



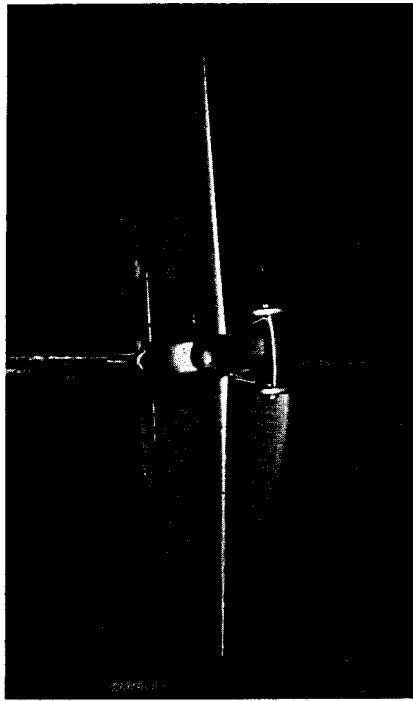
Фиг. 439. Лобовое сопротивление 2-го варианта фюзеляжа модели самолета № 17 по скоростям.



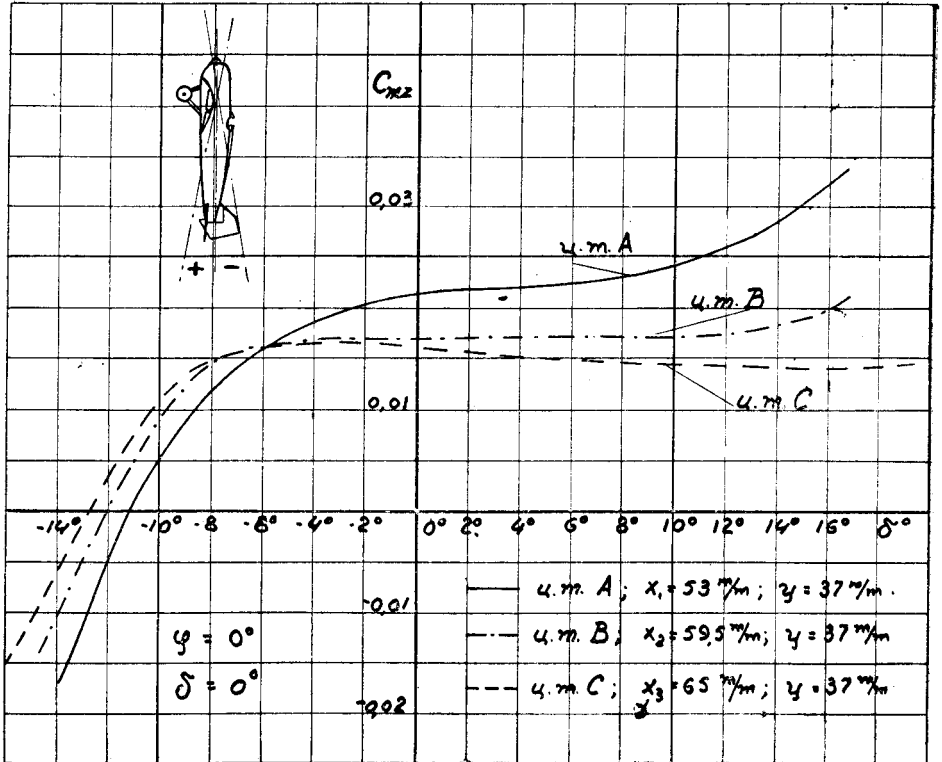
Фиг. 440. Подъемная сила и лобовое сопротивление 2-го варианта фюзеляжа модели самолета № 17 по углам атаки.



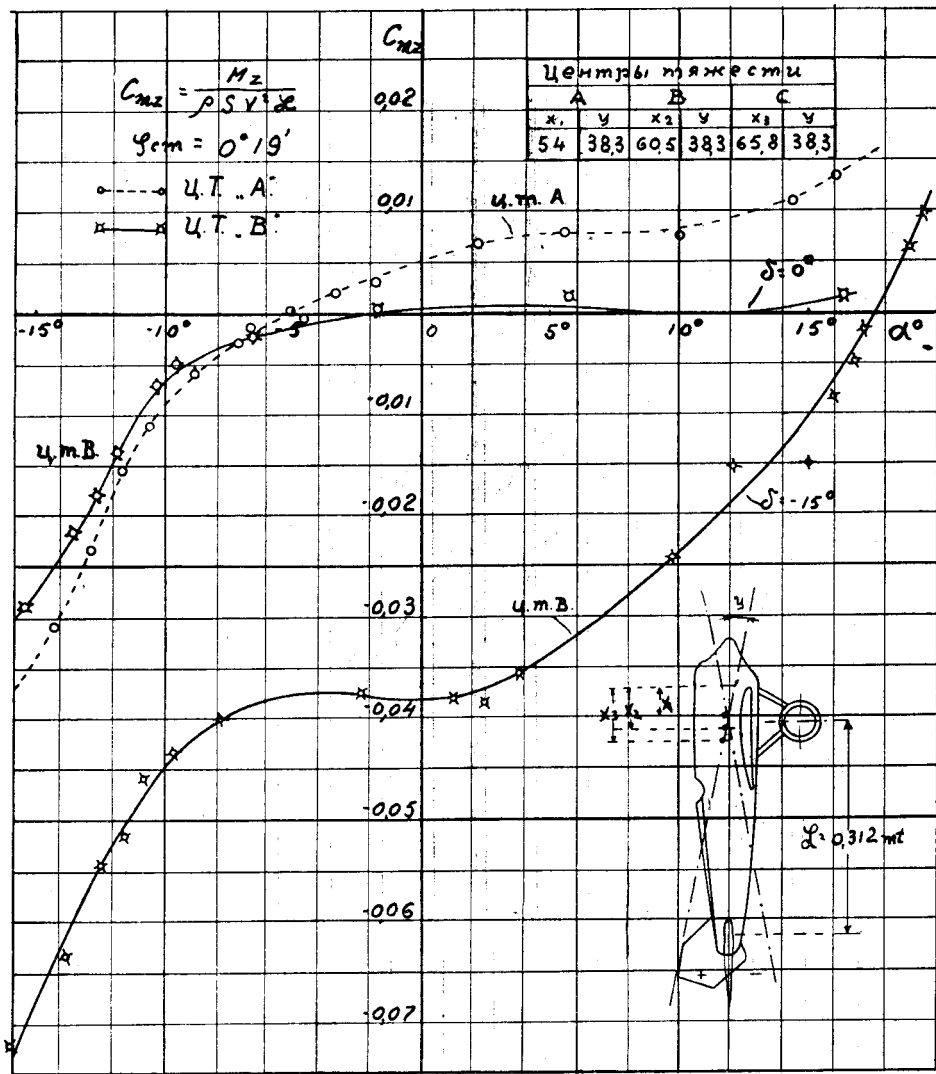
Фиг. 441. Кривая Лилиенталя и  $C_y$  по  $\alpha$  модели самолета № 17.



Фиг. 442. Установка модели самолета № 17 на вилке при определении момента продольной устойчивости.



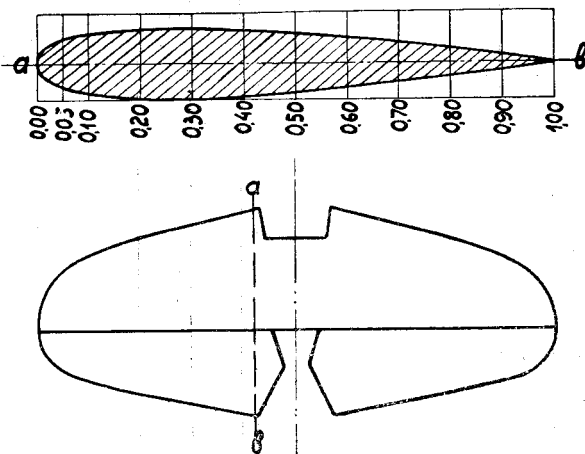
Фиг. 443. Момент продольной устойчивости модели самолета № 17 при трех положениях центра тяжести.



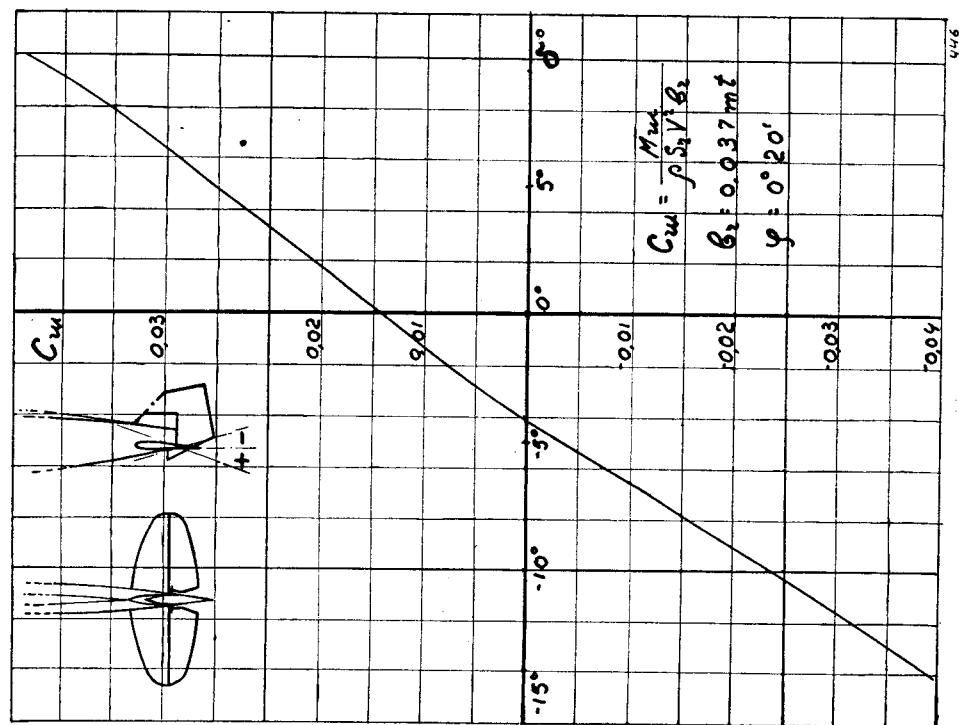
Фиг. 444. Момент продольной устойчивости модели самолета № 17 при двух центрах тяжести А и В и отклоненном руле высоты.

17.

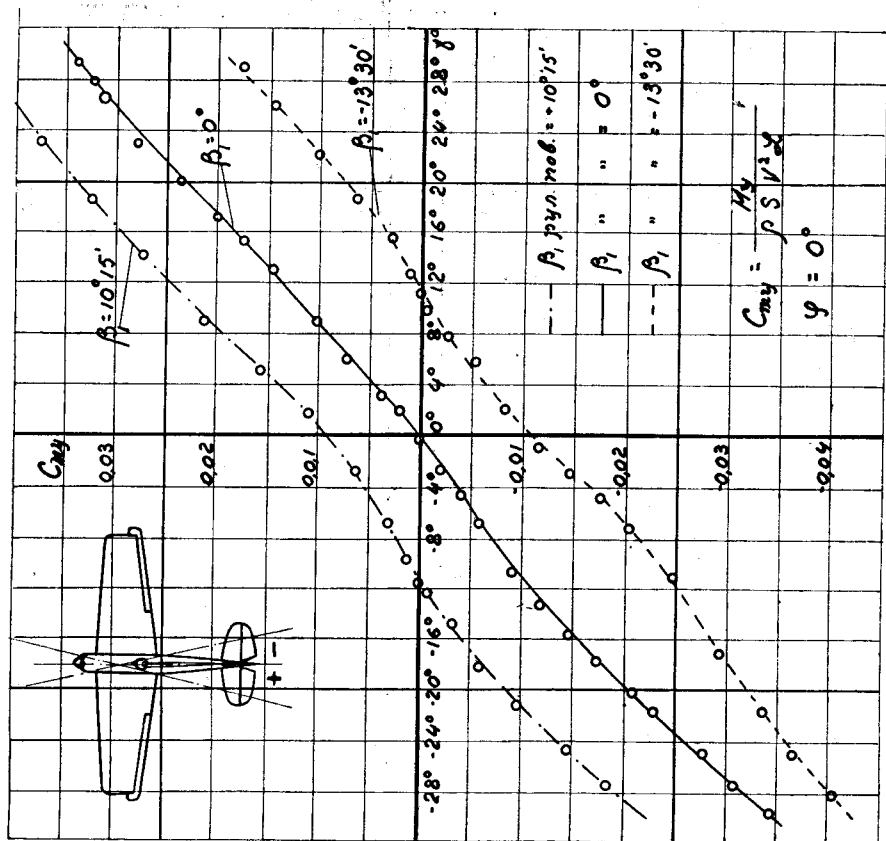
Абсц.	отн. г/см
00	0,00
05	9,2
10	11,7
20	13,3
30	13,7
40	12,8
50	11,6
60	9,8
70	7,8
80	5,3
90	3,1
100	0,0
в % хорды	



Фиг. 445. Горизонтальное оперение модели самолета № 17.



Фиг. 446. Шарнирный момент руля высоты модели самолета № 17.



Фиг. 447. Момент устойчивости пути модели самолета № 17.

### Модель самолета № 23.

Модель самолета № 23 фиг. 448, 449<sup>1)</sup> является моделью одного типичного английского разведчика. Модель эта изучалась и еще долго будет изучаться в нашей Лаборатории самым подробным образом. Начато было ее изучение с органов управления, для которых определялись шарнирные моменты. На шарнирный момент испытывались эти органы управления не на самолете, а в виде отдельных моделей. На фиг. 450 дан чертеж модели одного крыла этого самолета, на которой изучался шарнирный момент элерона уже описанным методом (см. испытание модели самолета № 8/18), с той только разницей, что шкала с делениями для отсчета отклонений элерона была установлена горизонтально, так как в данном случае ось вращения элерона вертикальна. В остальном постановка опыта ничем не отличалась от применявшейся ранее. Опыт велся в 1,5-метровом сечении трубы № 3. Модель крыла была установлена под углом атаки  $\alpha = 0^\circ$ . Результаты испытания нанесены на диаграмму фиг. 451.

Определение шарнирного момента рулей высоты и руля поворота производилось на модели хвостового оперения, укрепленном вместо фюзеляжа на деревянной болванке, обтекаемой формы (см. фиг. 452).

Установка модели в трубе была аналогична описанной выше для модели самолета № 12 и изображенной на фиг. 417. Самое определение шарнирных моментов велось обычным методом. При определении шарнирного момента рулей высоты модель устанавливалась так, чтобы стабилизатор лежал в вертикальной плоскости. Во время опытов угол атаки стабилизатора не изменялся и был равен  $0^\circ$ .

При определении шарнирного момента руля направления модель ставилась так, что ось вращения была вертикальна, т.е. она стояла так же, как на самолете. Рули высоты при этом закреплялись под углом  $\delta = 0^\circ$ . Результаты этих испытаний для рулей высоты даны на фиг. 453 и испытание руля направления — на фиг. 454, 455.

Далее мы приводим испытание целой модели самолета № 23 на продольную устойчивость при нормальном положении центра тяжести (см. фиг. 456). Угол установки стабилизатора,  $\varphi = -1^\circ$ , был выбран так, чтобы сбалансировать аппарат при  $\alpha = 0^\circ$ .

Испытание производилось при трех положениях рулей высоты, т.е. при их отклонении  $\delta = 0^\circ$ ,  $\delta = \pm 15^\circ$ .

<sup>1)</sup> На фиг. 448 ошибочно пропущена ось шасси на переднем виде модели.



Как видно из диаграммы фиг. 456, отклонение рулей на углы  $\delta = \pm 15^\circ$  вызывает поворот самолета приблизительно на  $\alpha \cong \mp 17^\circ$ . Такое действие рулей и было принято в Лаборатории за нормальное и с ним сравнивалось действие рулей других самолетов.

Приблизительно то же соотношение существует между отклонениями руля поворота  $\beta_1$  и углом поворота самолета  $\gamma$ , как это следует из диаграммы фиг. 457, на которой нанесены результаты испытания модели самолета № 23 на устойчи-



Фиг. 449. Фотография модели самолета № 23.

вость пути при двух положениях руля направления:  $\beta_1 = 0^\circ$  и  $\beta_1 = -15^\circ$ .

Результаты дальнейших исследований, произведенных с моделью этого самолета, будут приведены в последующих отчетах Аэродинамической Лаборатории. Укажем также, что эта же модель была испытана и в виде морского аппарата, т.-е. на поплавках. На ней же изучался скос потока у хвостового оперения при работающем пропеллере.

В этих опытах модель снабжалась маленьким пропеллером, приводимым во вращение при помощи ременной передачи от помещенного вне трубы электромотора.

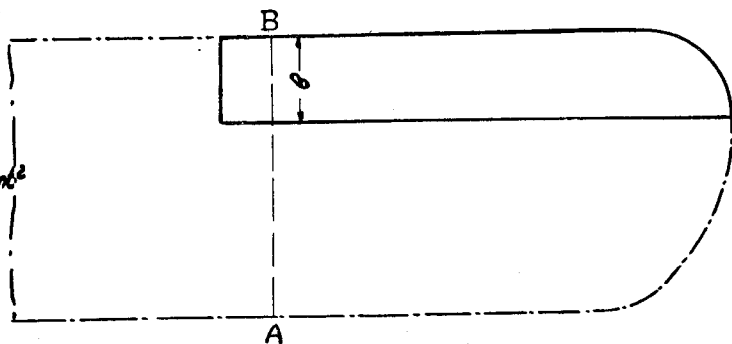
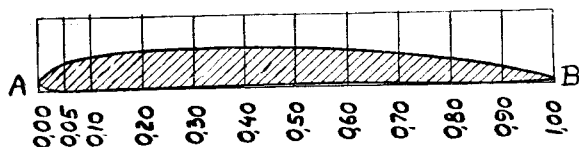
В самое последнее время на ней началось изучение вопросов динамической устойчивости самолетов.

415.

Адц.	орг. верх.	орг. ниж.
00	1,68	1,68
05	5,62	0,28
10	6,75	0,16
20	7,60	0,0
30	7,60	0,28
40	7,48	0,39
50	7,30	0,39
60	6,75	0,39
70	6,07	0,23
80	4,95	0,16
90	3,37	0,0
100	0,89	0,89
6% от хорды		

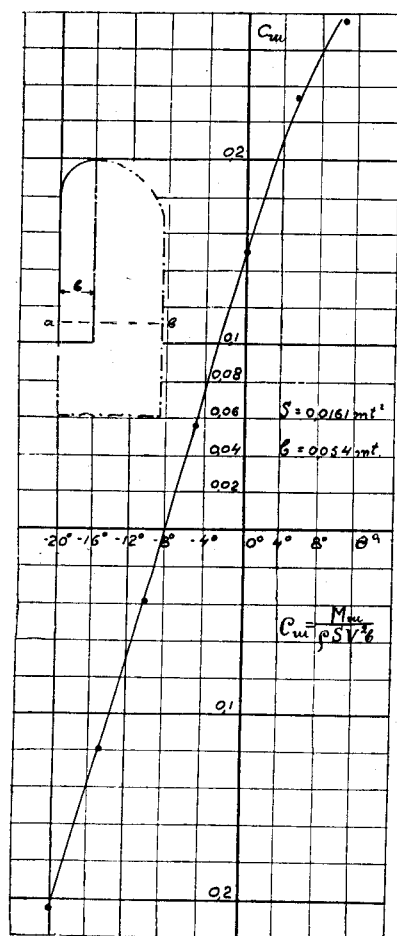
Площ. элерона = 0,0161 м<sup>2</sup>

$\theta = 0,054 \text{ м}$



Фиг. 450. Модель крыла с элероном модели самолета № 23.

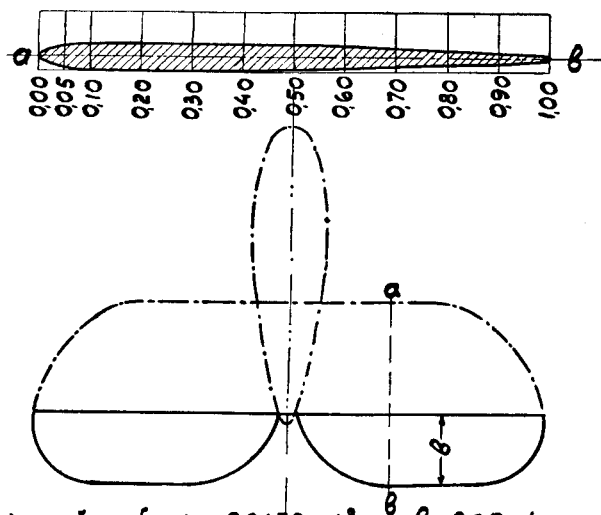




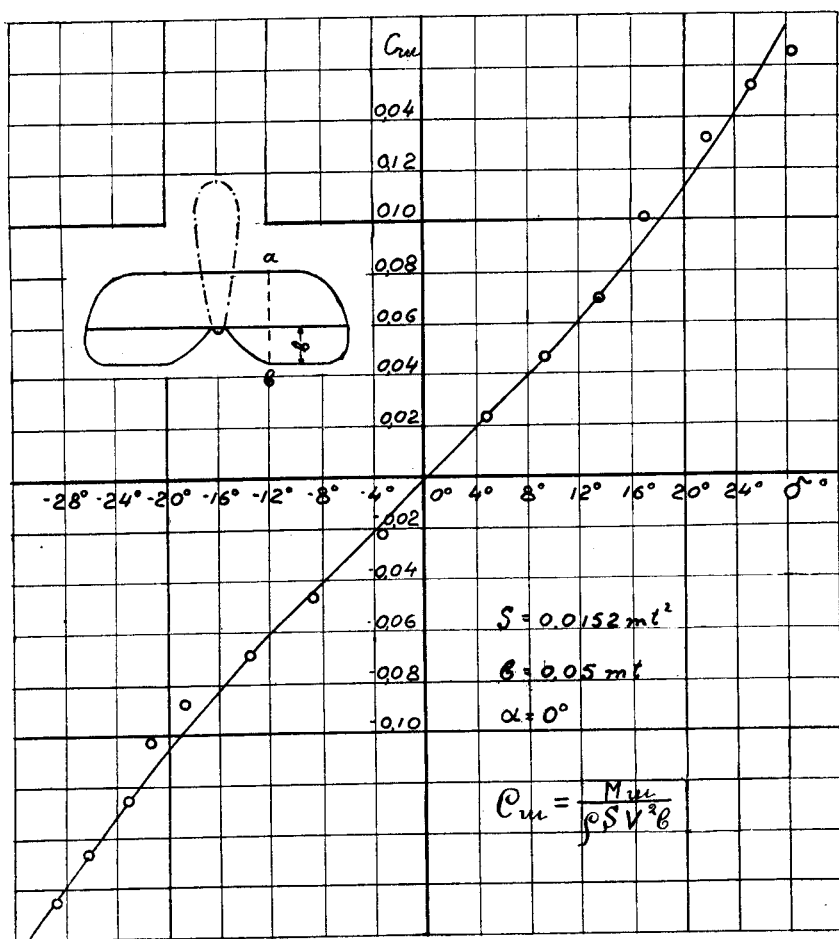
Фиг. 451. Шарнирный момент элерона модели самолета № 23.

4.

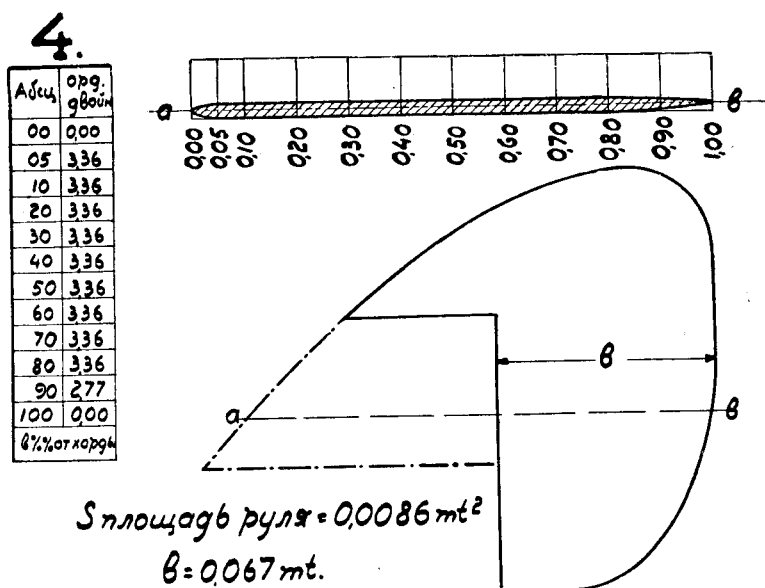
Абц.	Ор.г.
00	000
05	462
10	523
20	538
30	538
40	538
50	50
60	423
70	354
80	277
90	231
100	000



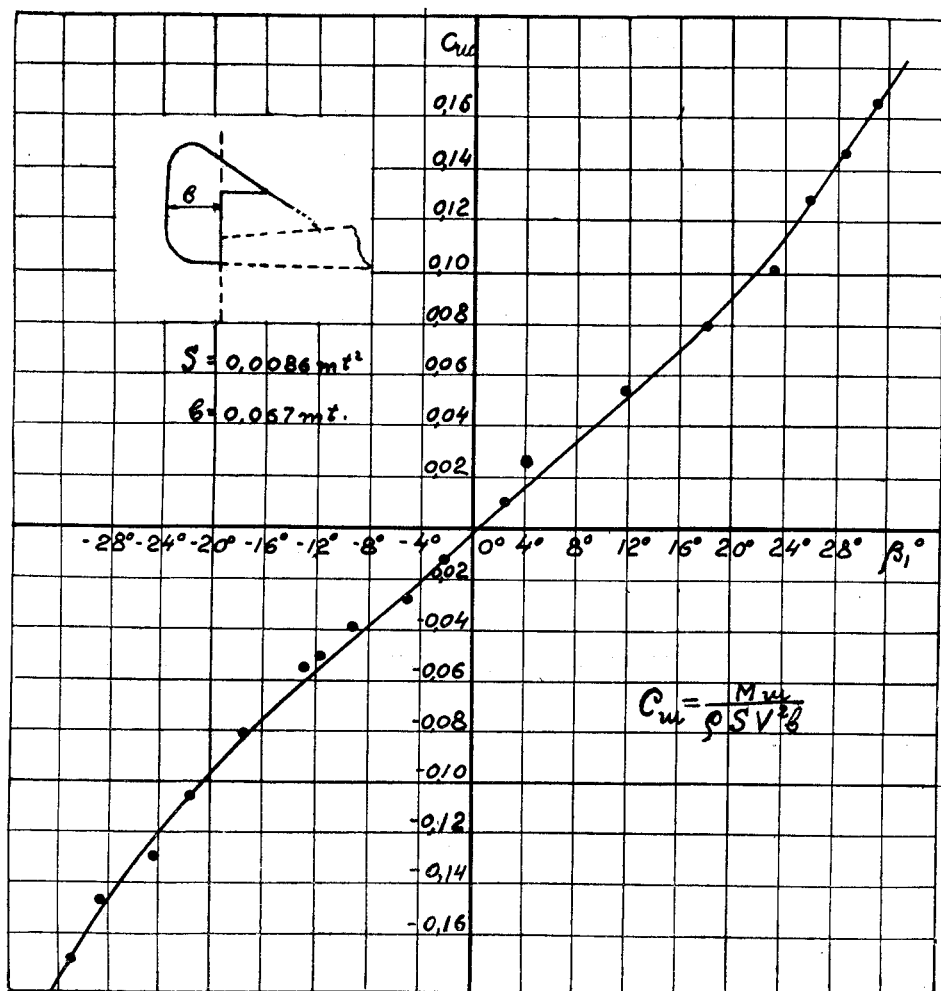
Фиг. 452. Горизонтальное хвостовое оперение модели самолета № 23. А — болванка для установки модели в трубе; см. фиг. 417.



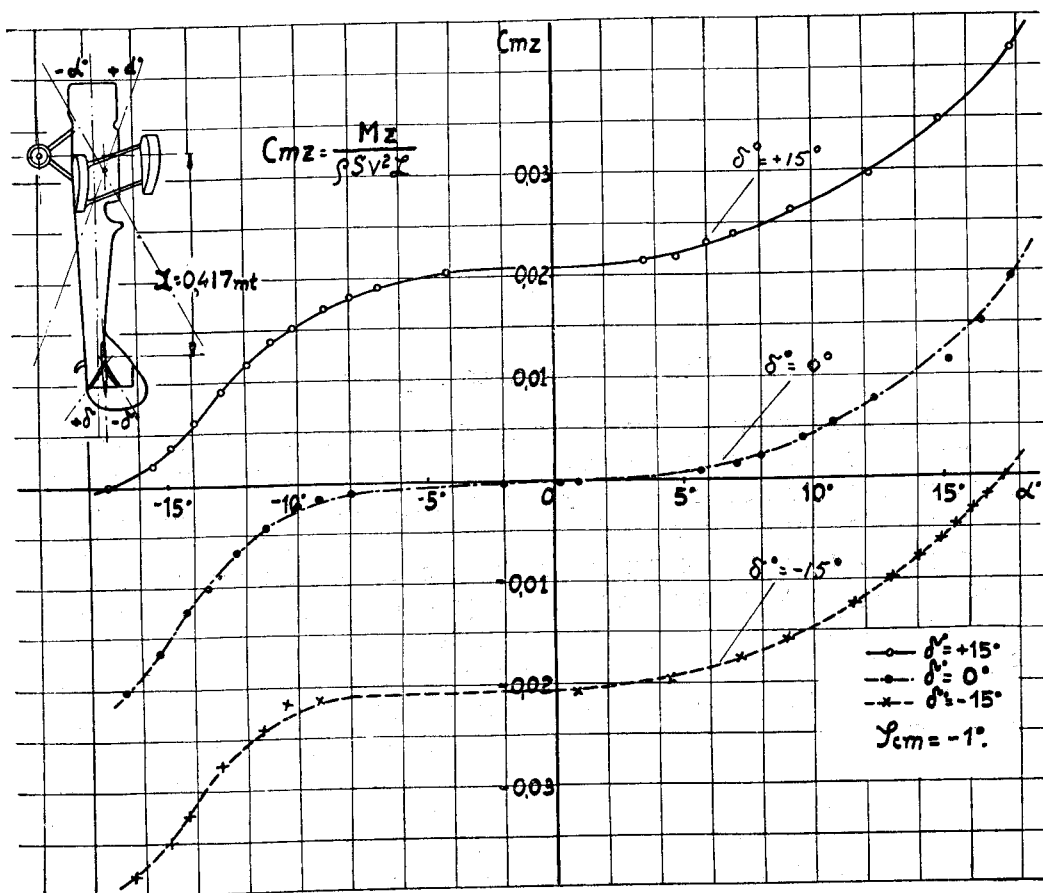
Фиг. 453. Шарнирный момент руля высоты модели самолета № 23.



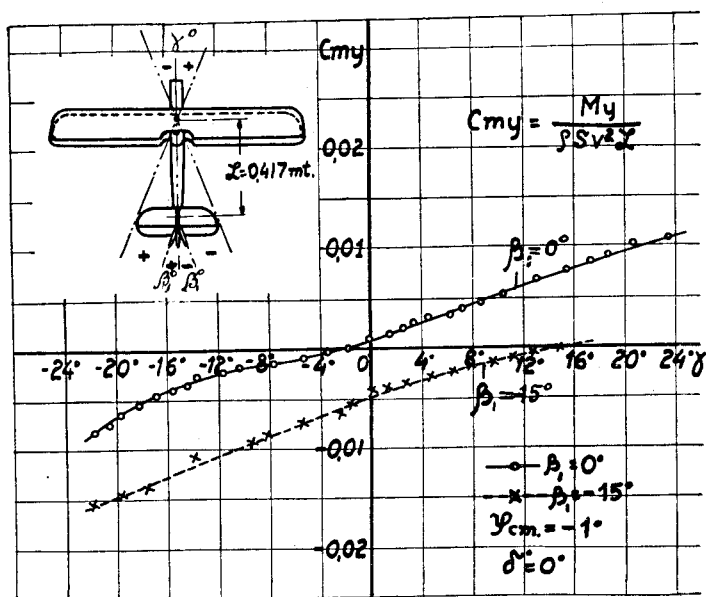
Фиг. 454. Вертикальное хвостовое оперение модели самолета № 23.



Фиг. 455. Шарнирный момент руля направления модели самолета № 23.



Фиг. 456. Момент продольной устойчивости модели самолета № 23 при трех углах отклонения руля высоты. (На фигуре стоит ошибочно 0,02 вместо 0,01).



Фиг. 457. Момент устойчивости пути модели самолета № 23 при двух положениях руля направления.

## Испытание чучела вороны. (дех-1923)

Очень многие конструкторы и изобретатели полагают, что крылья птиц должны обладать весьма хорошими аэродинамическими качествами. Вследствие этого неоднократно делались попытки строить аэропланы и планеры с крыльями, приближающимися по форме к птичьим. При этом редко пытались осуществить крыло из отдельных перьев, а обычно старались лишь достигнуть упругости задней кромки крыла.

Нашей Лаборатории удалось в 1923 году сделать ряд опытов с упругими крыльями, предложенными летчиком Фадеевым. К сожалению, эти опыты велись в то время, когда Лаборатория только что еще начинала работу с крыльями конечного размаха, и поэтому все эти опыты не отличаются большою точностью. Кроме того, вследствие неорганизованности Лаборатории того времени, большинство протоколов этих работ оказались затерянными.

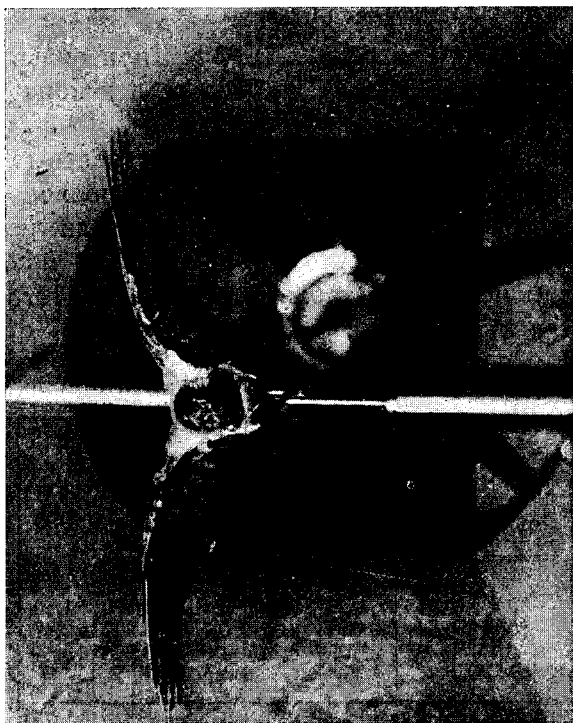
Опыты начаты были в плоской трубе с крылом с резиновой задней кромкою и с нервюрами из китового уса. При малых скоростях потока задняя кромка несколько отгибалась и затем оставалась неподвижною. При больших же скоростях кромка иногда приходила в столь быстрое колебательное движение, что начинала издавать гудящий шум. Лобовое сопротивление при этом заметно повышалось.

Другая серия опытов была проведена в трубе № 2 над крыльями эллиптической формы с упругою целлулоидною заднею кромкою. Эти крылья оказались довольно хорошими в аэродинамическом отношении. Задняя кромка в этих опытах была значительно жестче, чем в крыльях, испытанных в трубе № 1, и поэтому она в потоке не вибрировала.

Очевидно, что в тех случаях, когда задняя кромка не вибрирует, упругое крыло ничем не отличается для данного угла атаки от крыла вполне жесткого. При перемене угла атаки такое упругое крыло лишь несколько изменяет свою форму.

Выгоду от упругих крыльев можно было бы ожидать лишь тогда, если бы они несколько вибрировали. Однако, какого-либо улучшения работы крыла от вибрации задней кромки в нашей Лаборатории отметить не удалось. Делать окончательное заключение о полной бесполезности таких крыльев для самолета мы не решаемся, так как наши опыты были лишь первыми, ориентировочными опытами в этом направлении.

Для выяснения вопроса об аэродинамических свойствах птиц мы решили испытать чучело вороны. Это чучело было изготовлено летчиком Фадеевым и „отрегулировано“ им так, как, по его мнению, держит крылья ворона во время планирования.

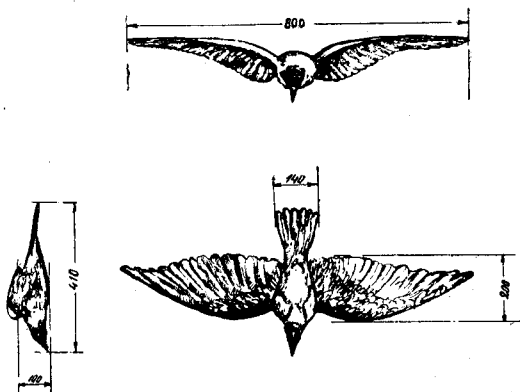


Фиг. 458. Чучело вороны в трубе № 2.

Чучело вороны, установленное на весах „Г“ в трубе № 2, изображено на фиг. 458; размеры вороны даны на фиг. 459.

Для выяснения вопроса о деформациях крыльев вороны опыт велся на двух скоростях, а именно: 9,5 м/сек. и 12,5 м/сек. Коэффициенты  $C_y$  и  $C_x$  относились к площади крыльев вороны. На диаграмме фиг. 460 даны результаты этих опытов. Пунктирные кривые относятся к большей скорости потока. Как видим, сопротивление вороны довольно велико. Величина качества  $C_y/C_x$  также представлена на диаграмме.

Оно оказалось очень малым и не превосходит 4, т.-е. примерно в два раза хуже, чем у среднего самолета. При этом с увеличением ско-



Фиг. 459. Чертеж вороны, испытанной в трубе № 2.

рости потока качество уменьшается, что может быть объяснено деформацией крыльев. Такая малая величина качества показалась нам странною и мы начали для контроля искать в заграничной литературе описаний аналогичных исследований. После поисков нам удалось найти только одно описание опытов, произведенных в Англии в 7-футовой трубе N. P. L. над чучелом коршуна.

Чучело коршуна имело размах 1010 мм при общей длине 733 мм, хорда крыла у корпуса доходила до 328 мм, а к концу она уменьшалась до нуля.

К сожалению в этой работе не были определены коэффициенты  $C_y$  и  $C_x$ , а даны лишь подъемная сила и лобовое сопротивление в фунтах и вычислено качество чучела. У англичан испытание было проведено на двух скоростях потока: 6 м/сек. и 12 м/сек.

Мы приводим полностью таблицу испытания этого чучела, передавая лишь силы в килограммы.

Результаты испытания чучела коршуна.

$\alpha^\circ$	V = 6 м/сек.			V = 12 м/сек.		
	P кг	Q кг	P/Q	P кг	Q кг	P/Q
— 5°	0,246	0,082	3,00	0,405	0,270	1,50
— 2°	0,341	0,088	3,87	0,768	0,267	2,87
0°	0,398	0,097	4,11	1,080	0,278	3,64
2°	0,452	0,109	4,13	1,245	0,300	4,17
4°	0,500	0,125	4,01	1,470	0,329	4,49
6°	0,543	0,143	3,81	1,690	0,366	4,61
8°	0,578	0,163	3,54	1,870	0,412	4,54
10°	0,602	0,186	3,25	2,000	0,467	4,31
12°	0,623	0,208	2,98	2,110	0,523	4,04
14°	0,633	0,233	2,71	2,190	0,587	3,74
16°	0,630	0,260	2,42	2,240	0,650	3,44
17°	0,620	0,273	2,28	2,250	0,682	3,29

Как видим, английские опыты вполне подтверждают наши. В них видно влияние скорости потока, и наибольшее качество равно 4,6.

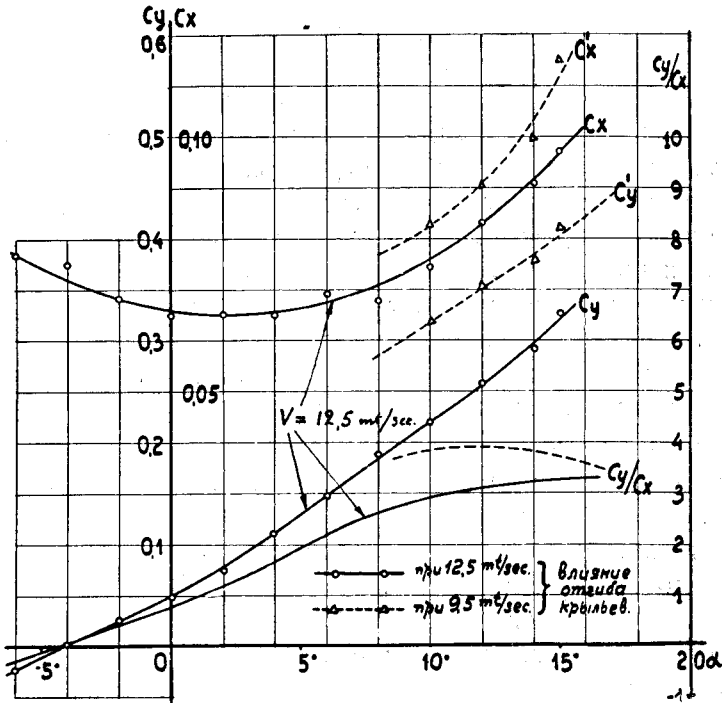
При этом следует заметить, что скорость в 12 м/сек. близка к скорости полета этих птиц.

Таким образом, мы видим, что испытанные птицы как планеры довольно несовершенны. Угол  $\beta$  траектории планирования с горизонтом, как известно, может быть найден по формуле:

$$\beta = \arctg C_x/C_y.$$

1) The Journal of the Royal Aeronautical Society. № 147. Vol. XXVII. March 1923.

Он оказывается равным для коршуна  $12^{\circ},2$ . По нашему мнению, причина столь малого совершенства птиц, как планеров, заключается в том, что их летательный механизм выработался, главным образом, для гребного полета. Кроме того, в аэроплане человек несомненно может достигнуть большого эффекта, чем тот, который достигается организмами, так как всякое живое существо „построено“ не на определенное задание, как строится машина, а на целый комплекс сложных биологических функций. Чтобы наглядно убедиться в этом, достаточно сравнить чертеж аэроплана с хорошим анатомическим чертежом птицы.



Фиг. 460. Аэродинамические характеристики ( $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_y/C_x$  по  $\alpha$ ) чучела вороны при двух скоростях потока — 9,5 м/сек. и 12,5 м/сек.

У птицы мы увидим необычайно сложную систему различных аппаратов, — мозг с нервной системой, сердце с системой кровообращения, пищеварительную систему, половой аппарат, сильно развитую мускулатуру ног, крепкий клюв, отепляющие туловище мелкие перья и пух и т. д. и т. д.

Все это имеет огромное значение для жизни организма, но с точки зрения аэродинамики в значительной мере является или лишней нагрузкой или же вызывает лишь увеличение лобового сопротивления.

Таким образом аэродинамические исследования птиц лишней раз указывают изобретателям на недопустимость слепого подражания природе.



## ГЛАВА XII.

### Испытания моделей аэростатов.

Испытания моделей аэростатов велись в нашей Лаборатории в очень небольшом объеме. Объясняется это, с одной стороны, нашей отсталостью в области дирижаблестроения, а с другой стороны, и тем обстоятельством, что в последние годы в связи с рядом катастроф с дирижаблями (как, напр., с Шенандоа в Америке и с R 38 в Англии) в воздушных кругах других стран замечалось несколько выжидательное отношение к вопросу о постройке больших воздушных кораблей. Германия же, родоначальница дирижаблестроения, в силу Версальского мирного договора была все эти годы вплоть до последнего времени лишена возможности строить новые дирижабли.

В самые последние годы опять пробудился во всех странах интерес к дирижаблям, при чем разрабатываются самые разнообразные конструкции их, как-то: мягкие, полужесткие, жесткие, целиком металлические и пр. В ряде стран начата постройка сверхдирижаблей с объемом до 200 000 м<sup>3</sup> (в Англии и Америке). В связи с удачным плаванием Амундсена на „Норвегии“ возник вопрос о новом специальном применении дирижаблей не только для военных и коммерческих целей, но и для научно-исследовательских работ в полярных странах. В настоящее время в Германии уже разрабатывается тип такого дирижабля — лаборатории.

В соответствии с поднявшимся интересом к дирижаблестроению всюду в аэродинамических лабораториях усилилась исследовательская работа по этому вопросу, при чем, вследствие того, что главными причинами катастроф являлись поломки дирижаблей в воздухе, главное внимание обращено в настоящее время на прочность конструкции. Для решения же этих вопросов прочности необходимо знание распределения сил, действующих на оболочку дирижабля, как при нормальном полете, так и при его маневрировании. Этот вопрос в настоящее время широко исследуется во многих заграничных аэродинамических лабораториях путем изучения распределения давления на поверхности дирижабля.

В нашей лаборатории этим вопросом до самого последнего времени еще не занимались, а производились лишь некоторые исследования для выяснения наилучшей формы аэростатов. Мы здесь опишем

испытание лишь трех аэростатов, для которых были проведены более или менее систематические исследования.

В первом случае у нас стоял вопрос о выработке наивыгоднейшей формы оболочек привязных аэростатов. В начале войны все страны пользовались змейковыми аэростатами типа Парсеваля. Скоро, однако, выяснились недостатки его цилиндрической оболочки, дававшей слишком большое лобовое сопротивление и ничтожную подъемную силу. Поэтому вскоре появились на всех фронтах значительно более обтекаемые аэростаты французского типа Како. Одна модель аэростата этого типа была испытана у нас на лобовое сопротивление и подъемную силу, при чем носовая часть ее была сделана отъемной. Модель была испытана с тремя вариантами кормовой части, отличающимися друг от друга степенью закругленности. Наиболее выгодной, т.-е. дающей наименьшее лобовое сопротивление, оказалась в этих опытах модель с наиболее тупой кормовой частью. Мы не приводим здесь результатов этих старых испытаний, так как, вследствие получившегося большого разброса опытных точек, кривыми  $C_x$  можно пользоваться только для общих и то осторожных выводов о наивыгоднейшей форме кормы, но ни в коем случае не как определенными данными для коэффициента лобового сопротивления.

В последние годы итальянцы еще более усовершенствовали форму оболочек змейковых аэростатов и выработали для них очень короткую форму с большими плавниками.

У нас было проведено исследование на  $C_y$  и  $C_x$  по  $\alpha$  нескольких моделей оболочек этого типа, изготовленных по эскизам Н. В. Фомина<sup>1)</sup>.

На фиг. 461, 462, 463 и 464 приведена форма одной из этих оболочек, испытанная как без поплавков, так и с тремя разными их вариантами. Из диаграмм мы видим, что поплавки увеличивают лобовое сопротивление почти вдвое. В то время как  $C_x = 0,055$  для оболочки без поплавков, с последними  $C_x = 0,095$  для самых малых поплавков и  $C_x = 0,1$  — для больших.

Размеры испытанных поплавков были очень близки друг к другу, поэтому лобовое сопротивление моделей с разными поплавками почти одинаково. Что же касается влияния на подъемную силу, то разные поплавки дали довольно сильно отличающиеся значения. Так, например, при  $\alpha = 16^\circ$  у больших поплавков  $C_y$  на  $32\%$  больше, чем при малых.

Кроме описанных поплавков, на другой модели оболочки были испытаны ребристые поплавки (см. фиг. 465). Этот вариант оказался в отношении лобового сопротивления более выгодным, чем предыдущие, ибо у него  $C_x = 0,065$ .

<sup>1)</sup> К сожалению, эти опыты велись в течение ряда лет, начиная с 1922 г., когда в Лаборатории еще отсутствовала строгая регистрация опытов. Вследствие этого, несмотря на то, что весь обширный материал по змейковым аэростатам и сохранился в Лаборатории, однако, в настоящее время, нет никакой возможности установить соответствие диаграмм и моделей за малыми исключениями. Мы здесь приводим, понятно, лишь те опыты, где такое соответствие удалось установить.

Зато подъемная сила этой модели несколько меньше подъемной силы предыдущей модели с большими поплавками. Вторая модель, кроме того, испытывалась на продольную устойчивость. Результаты этого испытания даны на фиг. 466, где указаны и координаты оси вращения и принятые знаки для момента на весах  $M$  и углов атаки  $\alpha$ .

На этой диаграмме дана не величина  $C_{mz}$ , а прямо аэродинамический момент  $M_z = -M$ , действующий на модель, в кг. мм, отнесенный к 15,5 м/с.

Переходим теперь к описанию опытов с двумя моделями дирижаблей, сделанными по эскизу Н. В. Лебедева. Первая модель испытывалась в виде голой оболочки (см. фиг. 467 и 468), вторая же оболочка испытывалась с оперением (см. фиг. 469 и 470). Обе модели обладают очень малым коэффициентом лобового сопротивления  $C_{x \min} \cong 0,03$ . Помимо испытаний на определение  $C_x$  и  $C_y$ , вторая модель была испытана и на продольную устойчивость. Момент продольной устойчивости брался в кг. мм относительно оси вращения, координаты которой указаны на фиг. 471.

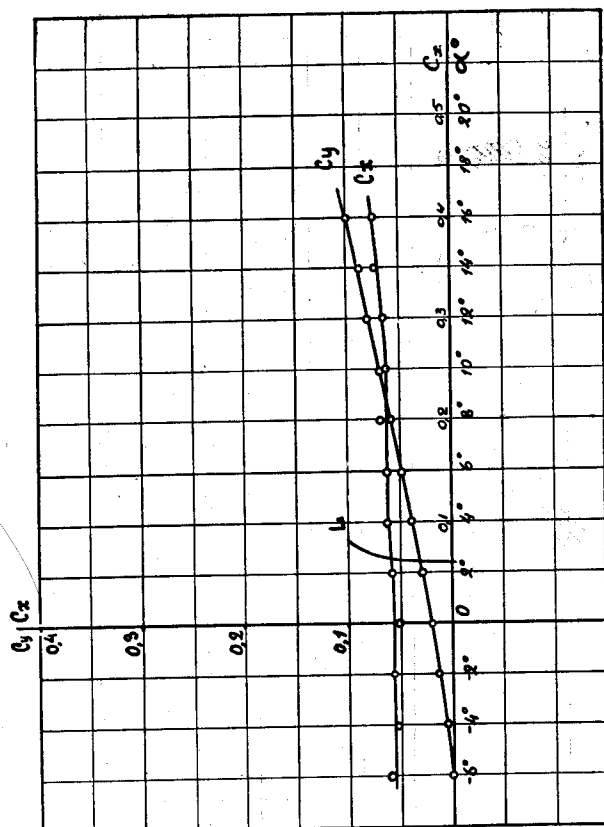
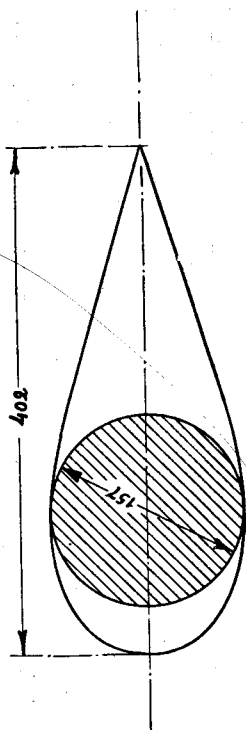
Наиболее подробному изучению была подвергнута полная модель дирижабля, изображенная на фотографии фиг. 472. Это — модель опытного дирижабля Красный Химик Резинщик (проект Н. В. Фомина), оболочка которого была изготовлена из прорезиненной ткани. Гондola моторная установка и оперение были построены из кольчугалюминия в ЦАГИ. Модель этого дирижабля была оклеена снаружи резиновой материей с тем, чтобы ее поверхность была такой же шероховатой, как в действительности. Это не совсем правильно, так как относительная шероховатость при этом у модели получается большею. Опыты с моделями крыльев с полированной и шероховатой поверхностью указали нам на значительное влияние этих факторов на аэродинамические свойства модели. Так как эти опыты указывают, что шероховатость ухудшает модель, то для более надежного переноса опытов с модели на натуру решено было испытать модель с оклейкою ее поверхности материею.

Модель была испытана на  $C_x$  и  $C_y$  на приборе „Г“ трубы № 2 и на момент  $M_z$  на приборе, служащем обычно для определения момента устойчивости пути у моделей самолетов (см. фиг. 351 и 352).

На фиг. 473 приведены отдельно кривые  $C_x$  и  $C_y$  для этой модели дирижабля и на фиг. 474 — его поляра. Максимальное его качество получается около угла атаки в  $17^\circ$ , при чем  $C_y/C_x \cong 1,8$ .

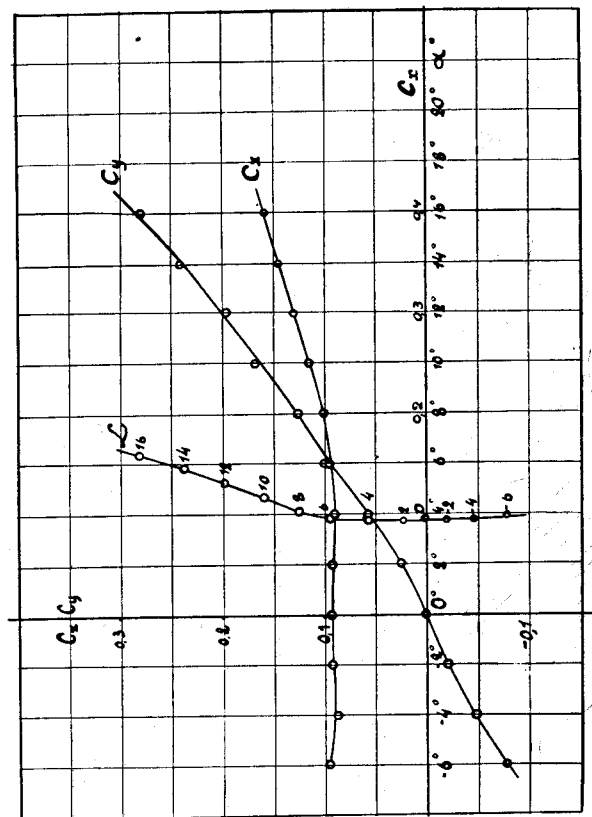
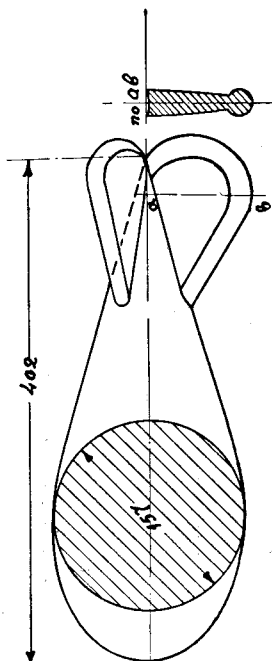
Для этой модели был также определен коэффициент момента продольной устойчивости относительно оси вращения  $A$  (см. фиг. 475). Знаки моментов и расположение оси вращения указаны на чертеже.

На диаграмме фиг. 476 изображены различные положения вектора  $C_x$  коэффициента полного аэродинамического давления, получаемого по формуле  $C_x = \sqrt{C_x^2 + C_y^2}$ . Этот вектор отнесен к оси дирижабля и на нем отмечены соответственные углы атаки модели. Такая диаграмма весьма полезна при изучении устойчивости дирижабля.

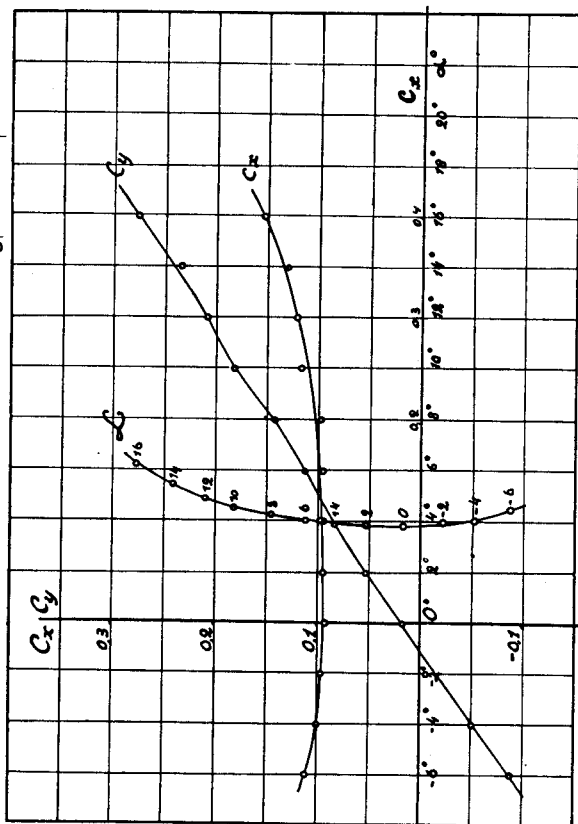
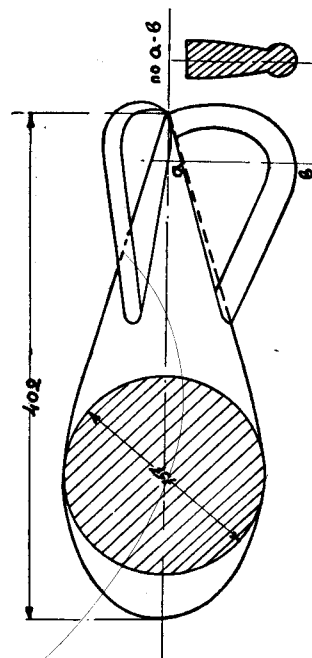


без поплавков  $L/D = 2.56$   $S = 0.0194$

Фиг. 461. Лобовое сопротивление, подъемная сила по  $\alpha$  и Кривая Лифтенталя для оболочки змейкового зростата без поплавков.

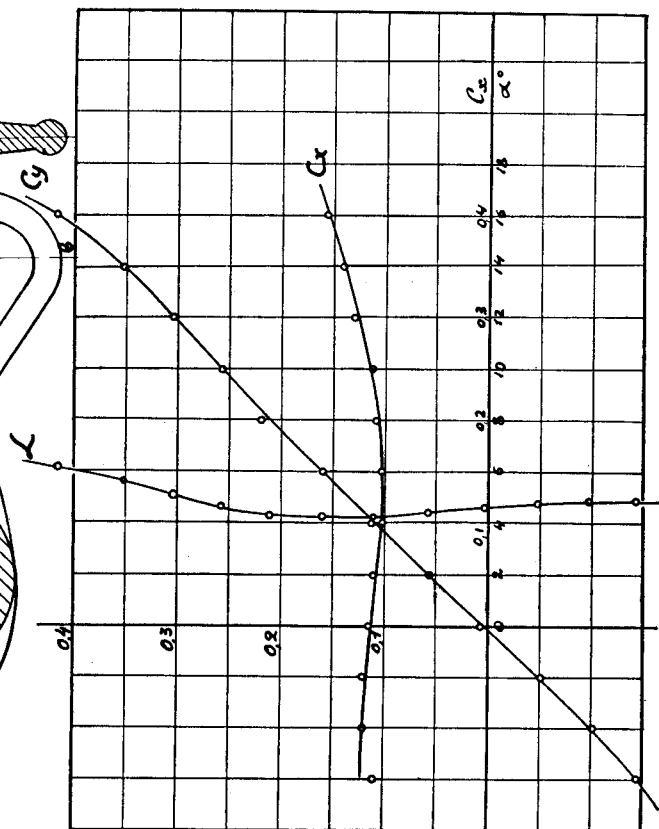
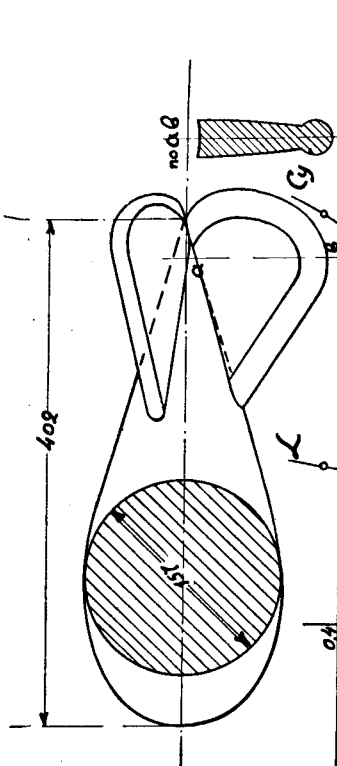


Фиг. 462. Лобовое сопротивление, подъемная сила по  $\alpha$  и кривая Лифтенталя для модели змейкового зростата с малыми поплавками:  $L/D = 2.56$ ,  $S = 0.0194$  м<sup>2</sup>.



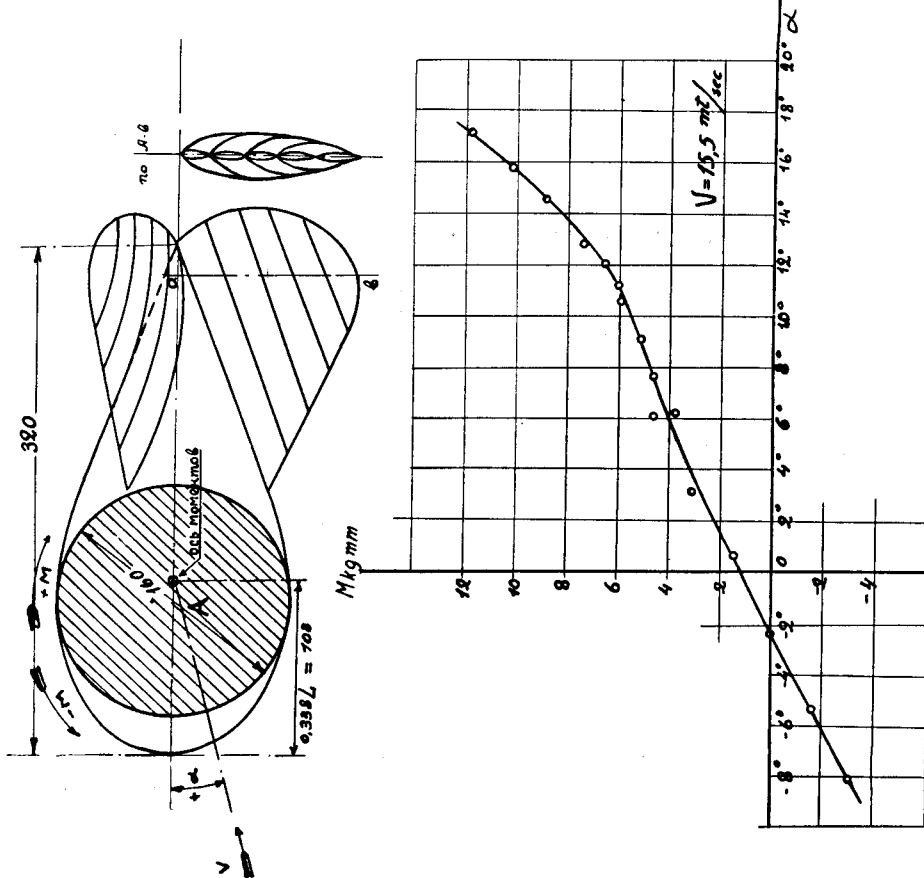
средние поплавки  $L/D = 2.56$ ,  $S = 0.0194$

Фиг. 463. Лобовое сопротивление, подъемная сила по  $\alpha$  и кривая Лиллиенталя для модели змеекового аэростата со средними поплавками.



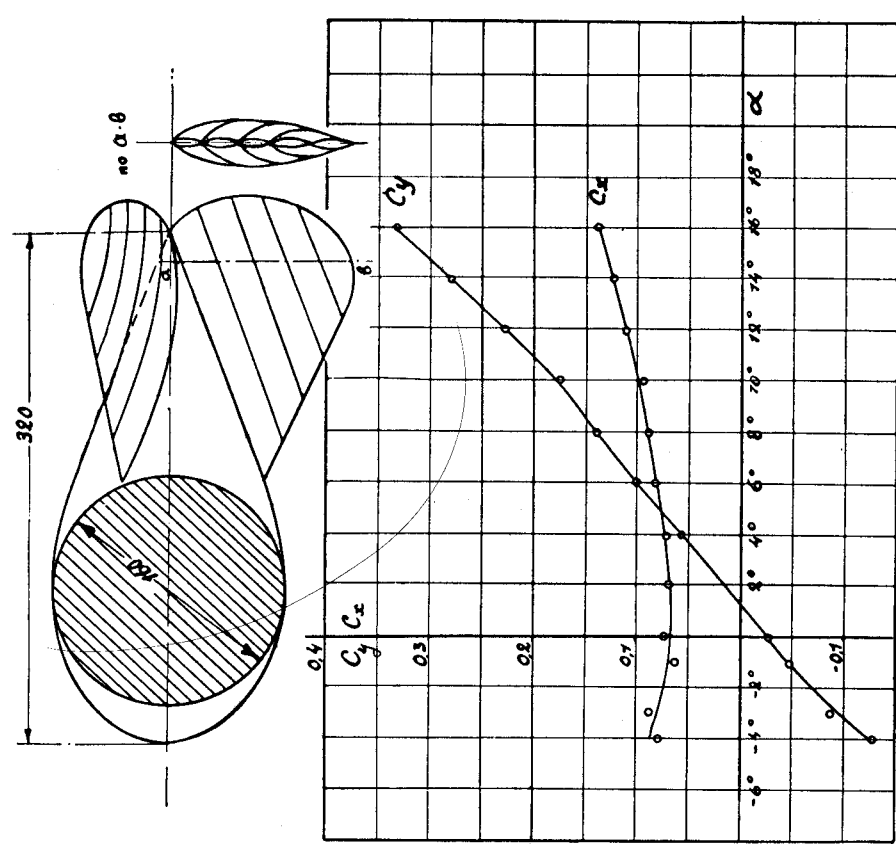
большие полавки  $L/D = 2.56$ ,  $S = 0.0194$

Фиг. 464. Лобовое сопротивление, подъемная сила по  $\alpha$  и кривая Лиллиенталя для модели змеекового аэростата с большими поплавками.



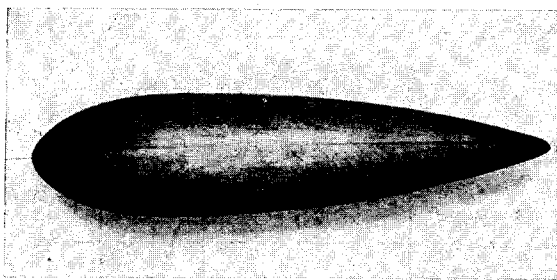
ребристые поплавки  $L/D=2$   $S=0.0201$

Фиг. 466. Момент продольной устойчивости модели змеевкого аэростата с ребристыми поплавками относительно оси вращения А.

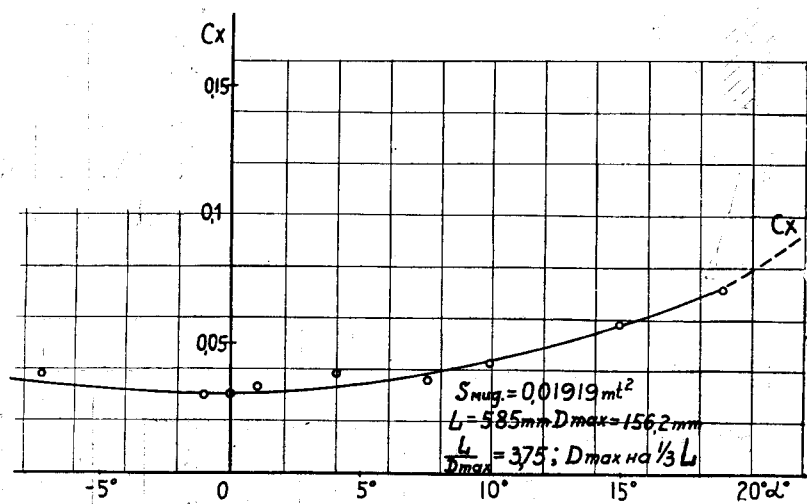


ребристые поплавки  $L/D=2$   $S=0.0201$

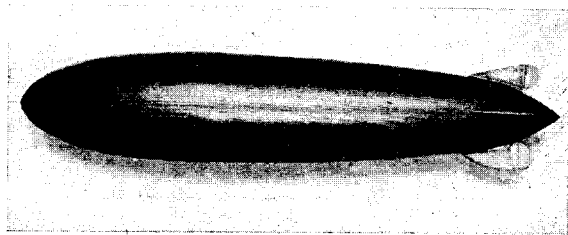
Фиг. 465. Лобовое сопротивление, подъемная сила по  $\alpha$  и кривая Лиллиенталя для модели змеевкого аэростата с ребристыми поплавками.



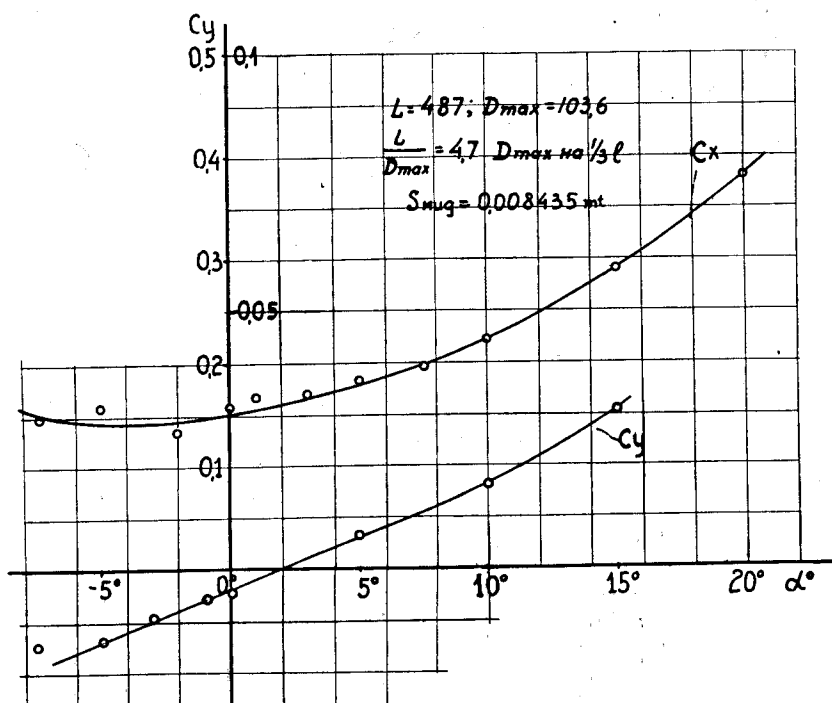
Фиг. 467. Модель оболочки дирижабля без хвостового оперения.



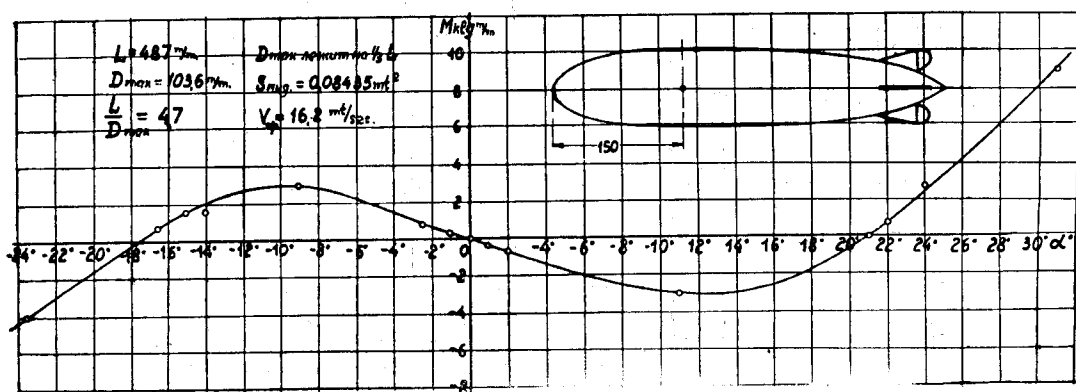
Фиг. 468. Лобовое сопротивление по  $\alpha$  модели оболочки дирижабля без оперения (см. фиг. 467).



Фиг. 469. Модель оболочки дирижабля с оперением.

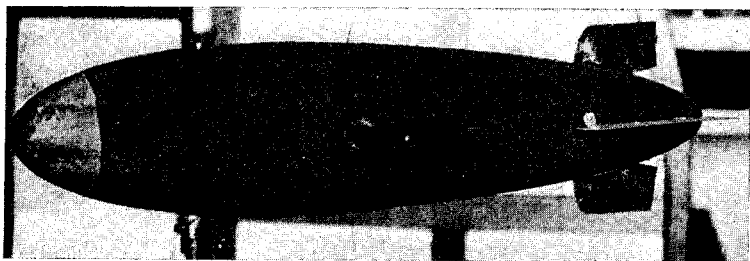


Фиг. 470. Лобовое сопротивление и подъемная сила модели оболочки дирижабля с оперением (см. фиг. 469) по  $\alpha$ .

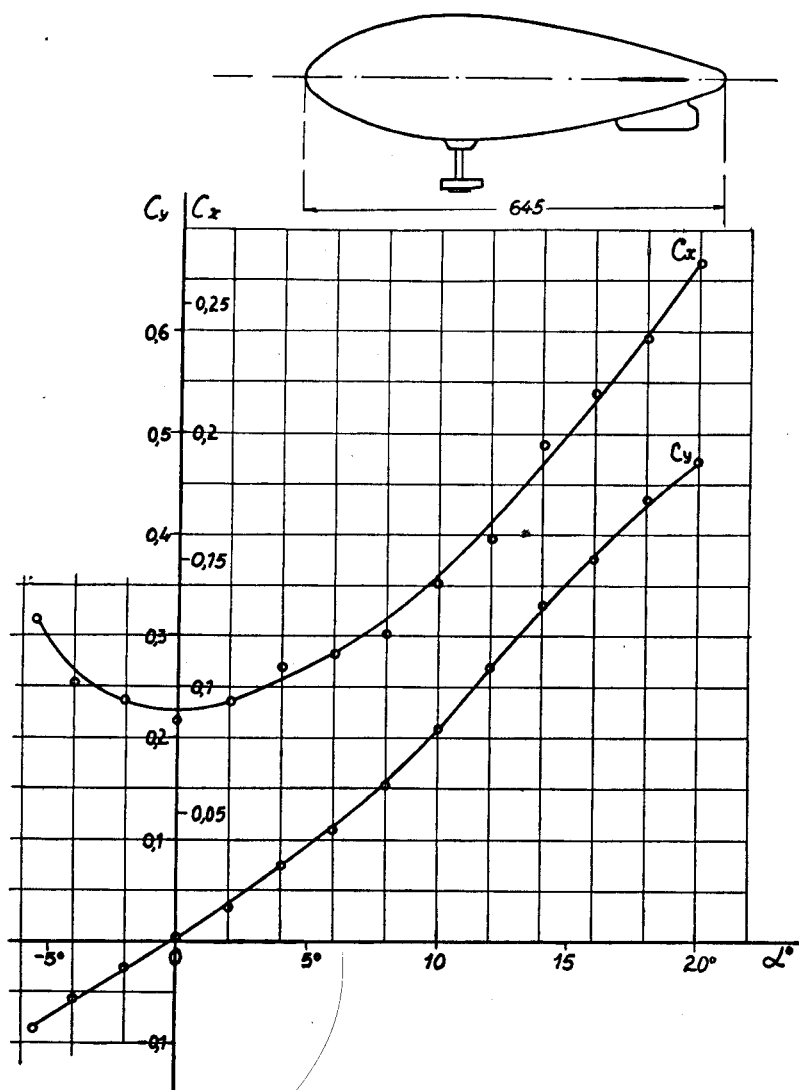


Фиг. 471. Момент продольной устойчивости модели (см. фиг. 469).

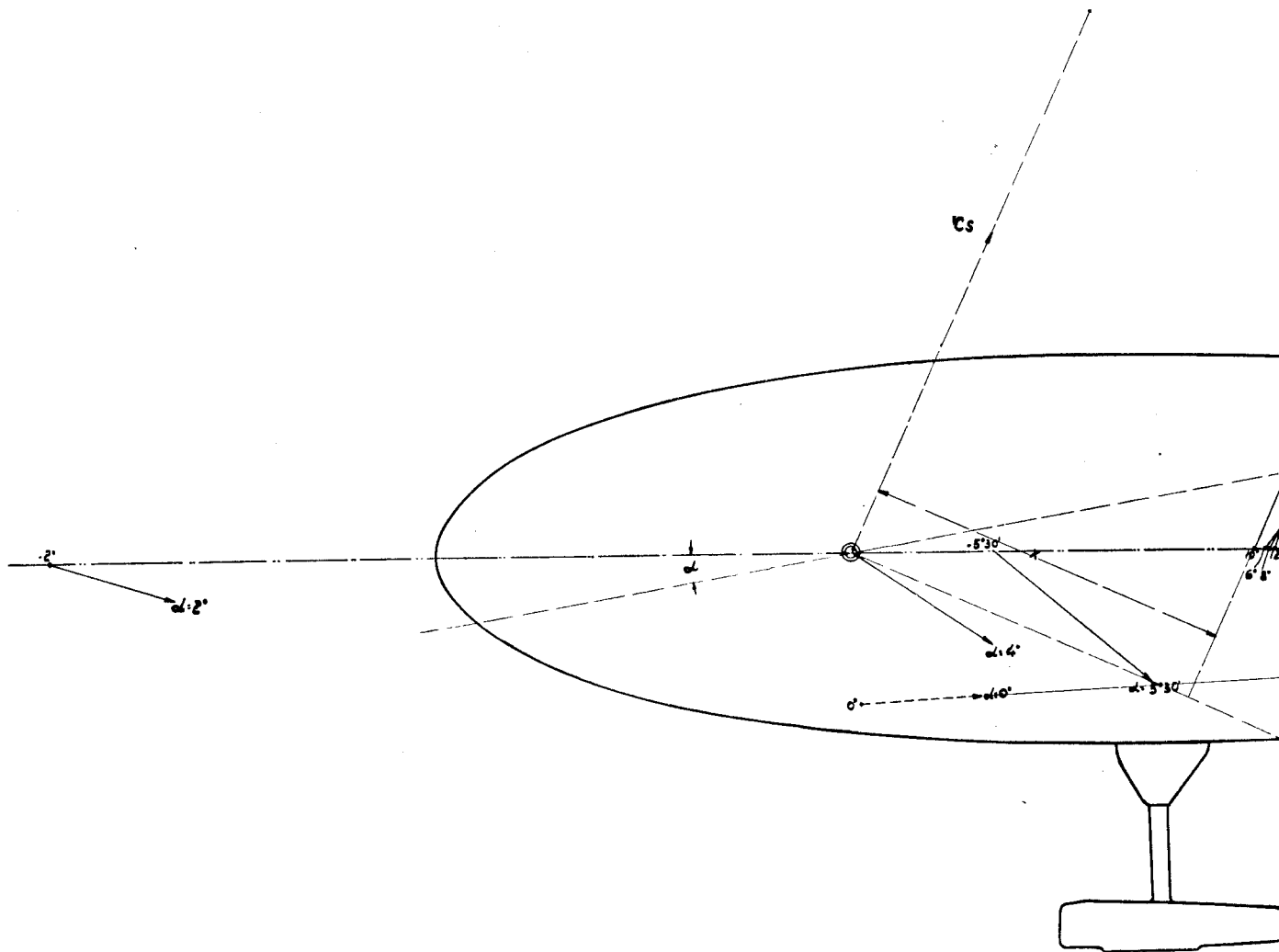




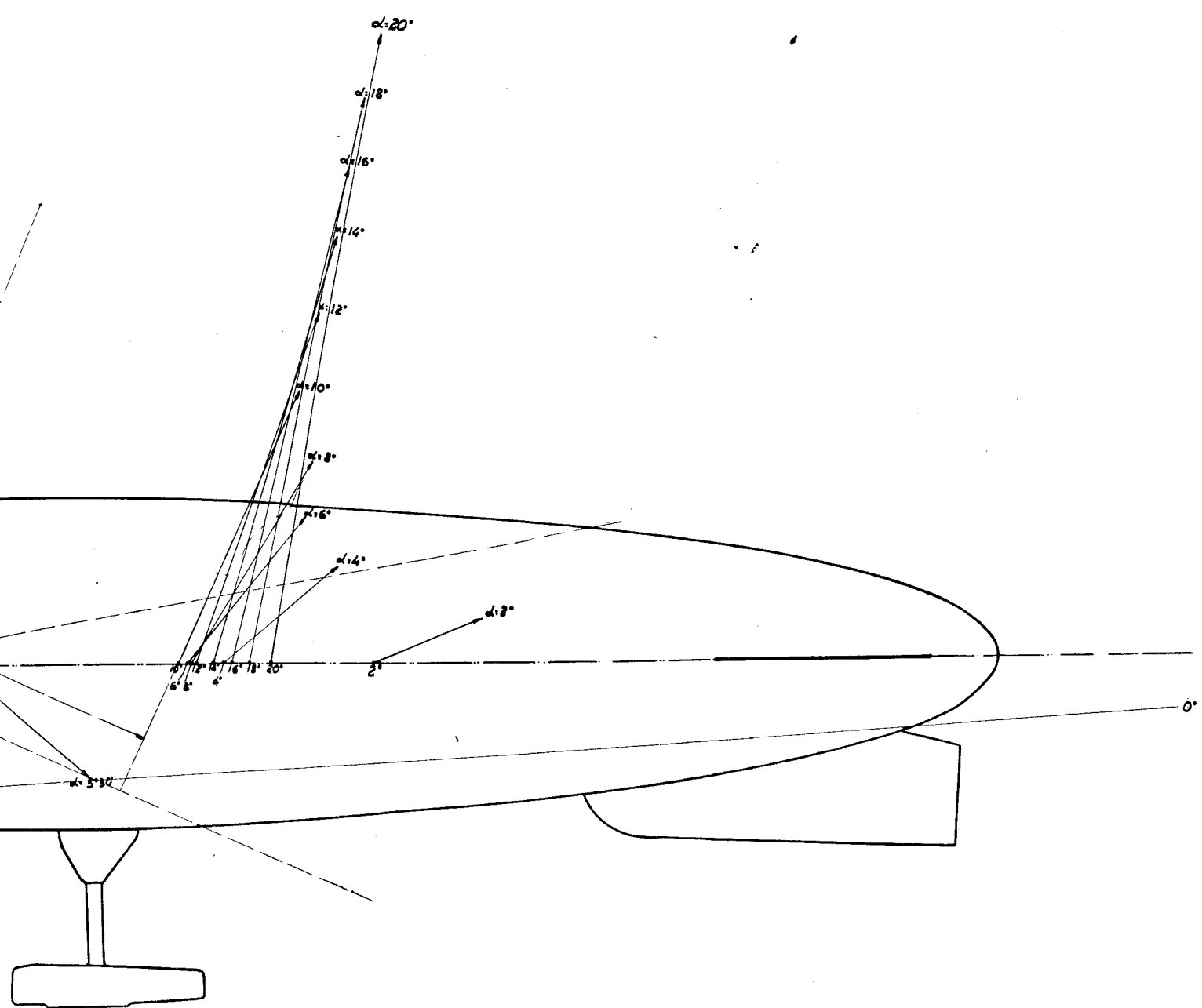
Фиг. 472. Модель дирижабля Красный Химик Резинщик.  
Проект Н. В. Фомина.



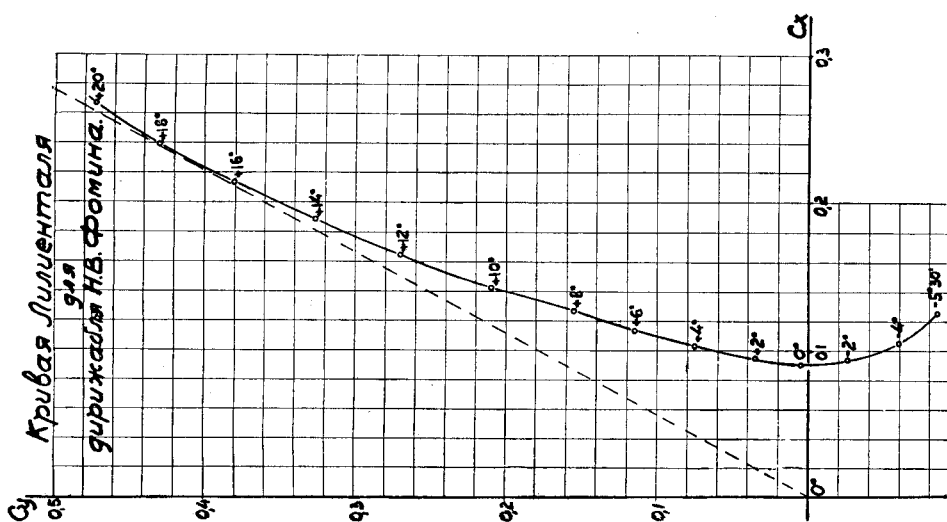
Фиг. 473. Подъемная сила и лобовое сопротивление по модели  $\alpha$  дирижабля  
Химик Резинщик.



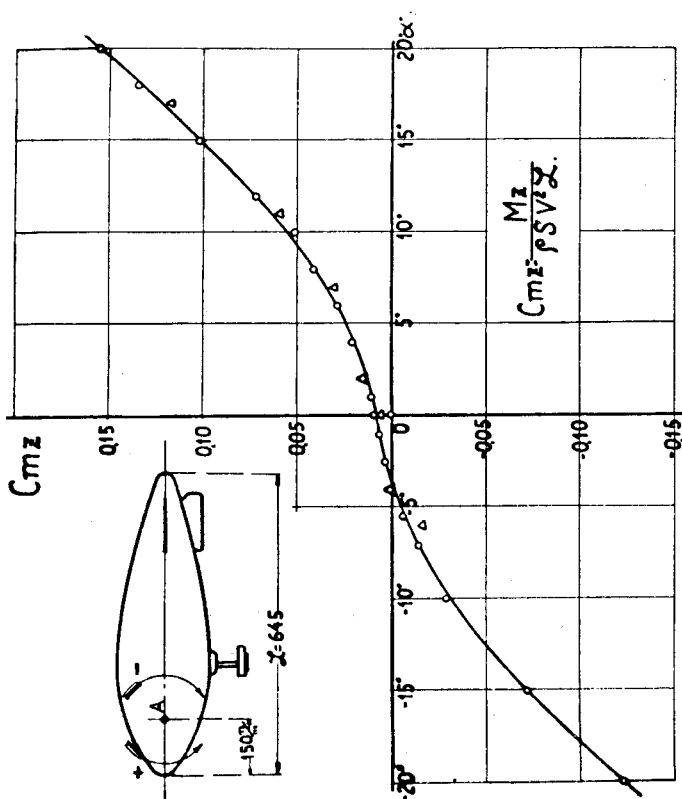
Фиг. 476. Вектор коэффициента полного аэродинамического



ного аэродинамического давления на модель дирижабля Химик Резинщик.



Фиг. 474. Кривая Лилленталя модели  
диржабля Химик Резинщик.



Фиг. 475. Момент продольной устойчивости модели дирижабля Химик  
Резинщик при разных углах атаки.

## ГЛАВА XIII.

### Изучение распределения аэродинамического давления по поверхности тел.

В последнее время у аэродинамиков весьма сильно возрос интерес к изучению распределения давления по обтекаемому потоком телу. Интерес этот объясняется, с одной стороны, теоретическою важностью этих опытов, позволяющих проверить современные теории аэроплан-ных крыльев и дирижаблей, путем сравнения теоретической и действительной картины распределения давлений, и, с другой стороны, в еще большей степени он вызывается чисто практическими требованиями со стороны конструкторов. Дело в том, что вопросы распределения давления самым тесным образом связаны с задачей правильного расчета на прочность тел, подвергающихся давлению воздушного потока.

Так вопрос о величине давления ветра на крышу здания имеет огромное, к сожалению еще мало оцененное строителями значение для точного расчета на прочность покрытий современных больших и в то же время легких зданий, как, например, ангаров для аэропланов и дирижаблей, больших вокзалов и т. п.

Произведенные еще в 1910—12 годах в аэродинамических лабораториях опыты показали, что обычные строительные нормы совершенно неверны. Вместо предполагающегося в них давления ветра на кровлю, на самом деле получается над крышею разрежение воздуха, которое и стремиться крышу не продавить, а оторвать и поднять в воздух. Ясно, что расчет, произведенный по таким неверным нормам, ведет лишь к излишней затрате строительных материалов и не обеспечивает прочности здания в бурю.

Еще большее значение имеют эти исследования для расчета самолета на прочность. Опять-таки и здесь мало помогают имеющиеся искусственные нормы, как, например, немецкие, так как разнообразие применяемых на аэропланах крыльев очень велико и картина распределения давления на них не укладывается в простые и однообразные схемы.

Вместе с тем, в последнее время, в связи с достигнутыми большими скоростями полета, уже произошло несколько катастроф с аэропланами, происшедших от отрыва в полете покрытия крыльев вследствие получающихся над ними больших разрежений воздуха.

Понятно, все такие случаи кончались полным разрушением самолета и гибелью экипажа.

Аналогичный случай произошел с английским дирижаблем R 38. Лишь после его гибели была подробно изучена на распределение давления его модель в аэродинамической лаборатории. Проверочные расчеты его прочности, произведенные на основании этих опытов, показали, что при действии рулей направления и при движении дирижабля с некоторым углом по отношению к траектории, в нем получаются разрушающие напряжения. Таким образом, пренебрежение к предварительным лабораторным исследованиям повлекло за собою в этом случае гибель 44 человек и потерю дорогого дирижабля.

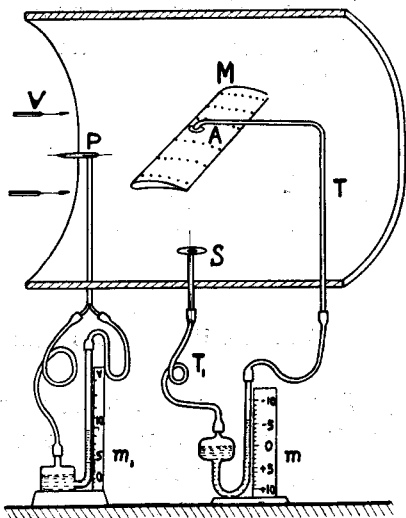
После сказанного сам собою возникает вопрос — почему же эти, столь важные исследования производятся сравнительно редко. Казалось бы, вполне рационально требовать при разработке проекта всякого ответственного здания и каждого самолета или дирижабля производства испытаний их моделей в аэродинамических трубах на распределение давления.

Объясняется это сложностью и дороговизною современной техники таких опытов. Нашей лаборатории удалось разработать в последнее время новый метод, значительно упрощающий эти исследования. Мы здесь опишем и старые методы и новый.

Для изучения распределения давления по поверхности тела приходится определять величину давления в целом ряде точек, расположенных по его поверхности. Для этого приходится тем или иным путем соединять такие точки с манометрами, измеряющими давления. В зависимости от применяемого метода соединения и получаются различные приемы таких исследований.

Самый простой способ заключается в применении полых, герметических моделей. Обстановка опыта при этом такова (см. фиг. 477): модель M соединяется при помощи патрубка A и резиновой трубки T с манометром m, помещенным вне трубы. На поверхности модели делаются в нужных местах маленькие дырочки, которые во время опыта все кроме одной, исследуемой, запаиваются или заклеиваются.

Для того, чтобы манометр m давал правильные показания, необходимо другой его конец соединить при помощи трубки T<sub>1</sub> с измери-



Фиг. 477. Схема испытания модели крыла по способу дырочек. S — измеритель стат. давления, m — манометр, измеряющий давления, m<sub>1</sub> — манометр, измеряющий скорость потока с помощью трубки Пито P.

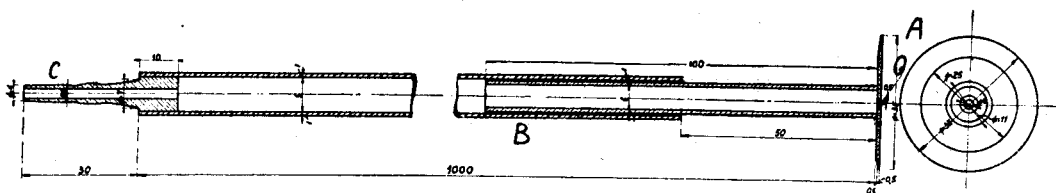
телом статического давления  $S$ , помещенным в том сечении трубы, где стоит и модель. Этим приемом автоматически учитывается получающееся в трубе от подсасывания воздуха разрежение, достигающее по теореме Бернулли приблизительно величины:

$$\frac{\gamma}{2g} \cdot V^2,$$

что дает для  $15^\circ\text{C}$  и 760 мм Hg разрежение:

$$q = \frac{V^2}{16} \text{ кг/м}^2.$$

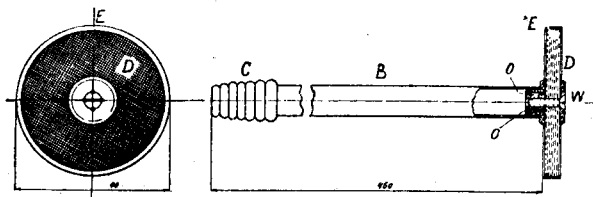
Таким образом, в этом опыте манометр  $m$  дает повышение или понижение давления в исследуемой точке по отношению к давлению в потоке.



Фиг. 478. Насадок Сэра для измерения статического давления потока.

Так как скорость потока в трубе несколько колеблется, то для ее наблюдения в трубу вставляется трубка Пито  $P$  (или насадок Рекнагеля) с манометром  $m_1$ , измеряющим скорость потока.

В качестве статических измерителей давления в нашей Лаборатории применялся целый ряд различных насадков. Простейший из них, это — насадок или шайба Сэра (см. фиг. 478). Он представляет собою трубку  $B$ , на конце



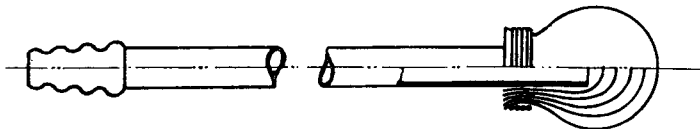
Фиг. 479. Насадок Нифера для измерения статического давления в потоке.

которой припаян тоненький диск  $A$  с маленьким отверстием в центре. В работе шайба устанавливается таким образом, что воздух скользит по ее поверхности, тогда давление в отверстии  $O$  получится равным давлению в потоке. Затем давление передается по трубке  $B$  в резиновую трубку, одеваемую на сосок  $C$  и по ней — к манометру. Этот насадок требует внимательной установки, так как при течении воздуха под углом к плоскости шайбы она дает неверные результаты.

Ранее у нас часто применялся насадок Нифера. Он похож по внешнему виду на насадок Сэра, только вместо шайбы у него помещена стопочка дисков  $D$ , сделанных из тончайших проволочных сеток

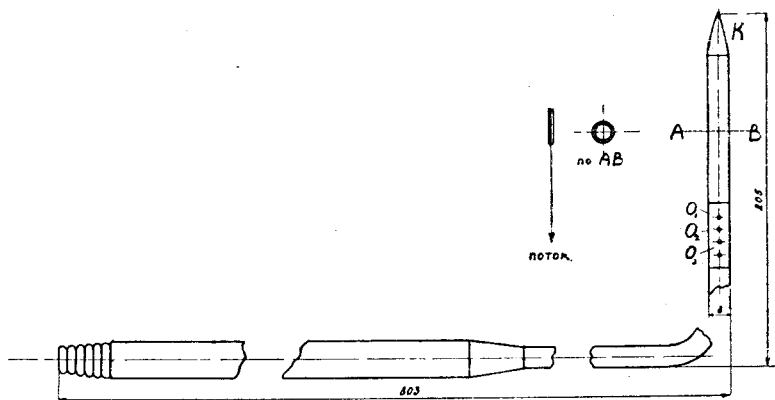
(см. фиг. 479). Для того, чтобы диски не расходились, они зажаты ободком Е и винтом W. Давление в этом насадке измеряется у отверстий  $OO_1$ , в которые воздух попадает, пройдя длинный и извилистый путь между сетками. Манометр присоединяется к этому насадку при помощи резиновой трубки, одеваемой на сосок С.

В литературе часто указывается, что насадок Нифера дает правильные показания во всех положениях относительно потока, — однако исследования нашей Лаборатории показали, что он может давать преуменьшенные до 30% показания при набегании потока под углом  $90^\circ$  к плоскости дисков.



Фиг. 480. Упрощенный насадок Нифера, применяющийся в Лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского.

В нашей Лаборатории иногда применялся упрощенный насадок типа Нифера, состоящий из трубки с накрученным на нее тампоном из плотной марли (см. фиг. 480). Этот насадок, благодаря своей сферической форме, почти не меняет показаний при установке трубки под разными углами к потоку. Его показания в свежем его виде довольно точны, однако он быстро запychивается и тогда начинает работать неверно.



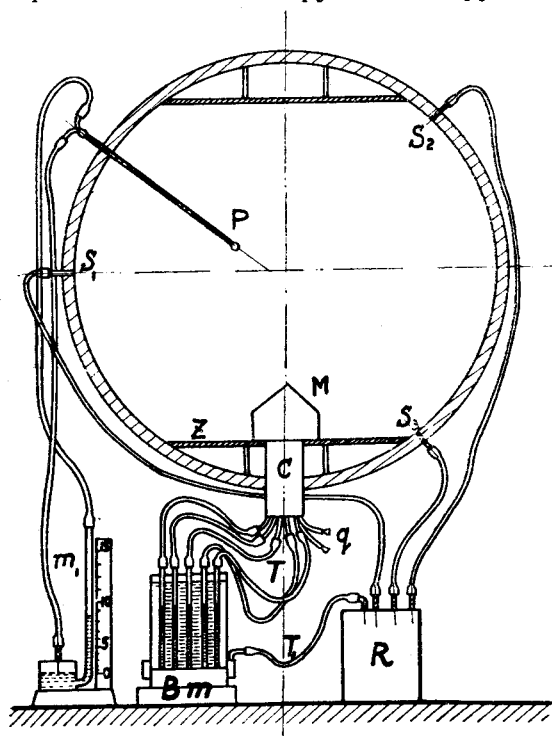
Фиг. 481. Аэродинамический крючок. Служит для определения статического давления в движущемся воздухе.

Хорошие результаты получались у нас с помощью аэродинамического крючка (см. фиг. 481). Он представляет собою трубку с загнутым и заостренным концом К, на котором сделаны маленькие отверстия  $O_1 O_2 O_3$  и т. д. Этот насадок требует довольно точной установки по потоку, однако сделать это очень легко, так как в правильном положении он дает минимальную величину давления.



В последнее время у нас применяется почти исключительно „способ коллектора“, давший по подробным сравнительным исследованиям самые надежные результаты.

Он заключается в измерении давления в дырочках, сделанных в стенке аэродинамической трубы. Опыт показывает, что давление в таких дырочках слегка колеблется, и в зависимости от точности их изготовления получают показания то на несколько процентов большие, то меньшие, чем надо. Для компенсации этих отклонений давления берутся в нескольких точках трубы  $S_1$ ,  $S_2$  и  $S_3$  и подводятся к большому герметическому сосуду  $R$ , откуда уже среднее давление передается к манометру  $Bm$  по трубке  $T_1$  (см. фиг. 482).



Фиг. 482. Схема опыта по изучению распределения давления потока по крыше здания.

производство самого эксперимента. После каждого отсчета приходится останавливать аэродинамическую трубу, после чего в нее влезает люди и делают запайку одного отверстия и открывают другое, затем снова пускается мотор трубы, некоторое время приходится ожидать пока установится течение воздуха в зале и т. д. Таким образом, например, при изучении распределения давления по крылу, когда приходится делать измерения в 50—100 точках, и при нескольких углах атаки, необходимо сделать около 300—500 остановок и пусков трубы, на что потребуется затрата времени от одной до двух недель.

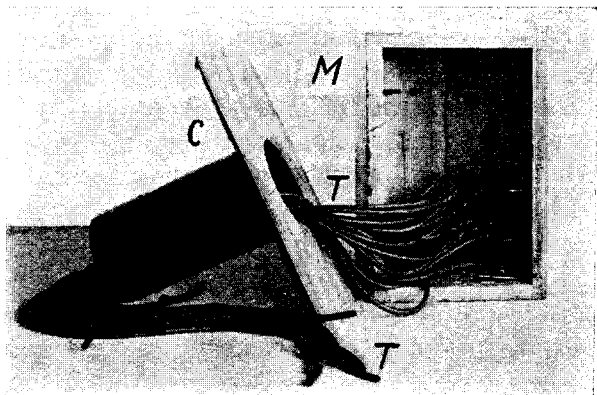
При этом труба выходит совершенно из строя Лаборатории. Стоимость подобных экспериментов, при учете остановки всех других работ Лаборатории, естественно получалась невероятно большою.

Описанная нами методика полых моделей оказалась просто только по идее. На практике же оказывается, что даже изготовление тонкостенной точной модели весьма затруднительно. При малейшей же небрежности в модели получают незаметные для глаза щели, через которые просачивается воздух, чем сильно искажается вся картина течения. Нелегко было запаивать и отпаивать отверстия; попытки же делать заклепку отверстий бумагою оказались неудачными, так как через нее легко просачивался воздух.

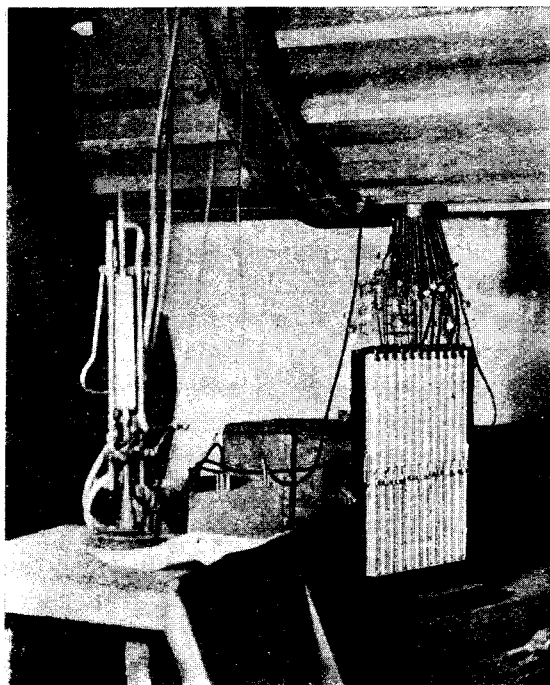
Главным же недостатком этого способа является необходимость затрачивать очень большое время на

Поэтому в нашей Лаборатории очень редко прибегают к этому способу и предпочитают пользоваться другими, более простыми приемами.

Очень часто мы пользовались способом дренирования моделей. В этом способе внутрь модели врезается целая система тоненьких резиновых или медных трубочек, концы которых выходят на поверхность модели по перпендикулярам к ней в исследуемых точках (см. фиг. 483). При таком способе можно вывести наружу сразу все трубки, благодаря чему отпадает необходимость измерять давление последовательно в ряде точек. При этом способе у нас обычно пользуются



Фиг. 483. Дренированная модель здания.



Фиг. 484. Батарейный манометр с 11-ю трубками. Опыт с моделью со 137 дренажными трубками. См. фиг. 482.

батареинным манометром (см. фиг. 484), дающим возможность определять давление сразу в нескольких точках. У нас манометр имел 11 трубок. Для удобства работы на каждую трубку манометра одевался скользящий по ней рейтер, позволяющий быстро отметить высоту стояния жидкости в каждой трубке. Этот способ значительно совершеннее способа полых моделей. Недостатком его является необходимость производства крайне кропотливой препараторской работы по дренированию моделей. Однако эта работа не загружает трубу и поэтому общая стоимость таких исследований значительно снижается.

В качестве примера таких работ приводим схему опытов, примененную в обширных исследованиях по изучению распределения

давления ветра на крышу здания, произведенных в нашей Лаборатории инж. К. А. Бункиным и инж. А. М. Черемухиным (см. фиг. 482).

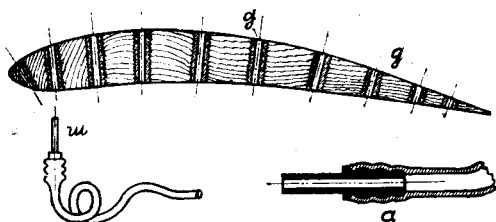
Модель задания М устанавливалась на плоской нижней поверхности трубы № 2, представлявшей в этих опытах землю. Модель ставилась на суконных прокладках, обеспечивавших достаточную герметичность, а весь пакет трубочек, число которых в одном случае (см. фиг. 484) достигло 137 штук, шел вниз через патрубок С. Благодаря такому устройству модель можно было поворачивать вокруг вертикальной оси и устанавливать под разными углами к направлению потока.

Такое устройство позволяет еще более упростить методику опытов в случае симметричных моделей, так как тогда достаточно дренировать лишь один квадрант модели; при ее вращении он займет последовательно все положения и тем даст возможность измерить давления по всей ее поверхности.

Медные трубки, выходящие из патрубка, тщательно перенумеровывались и на их концы одевались резиновые трубки Т (см. фиг. 482 и 484), идущие к батарейному манометру Вм. Давление в аэро-трубе подводилось к резервуару манометра при помощи трубки  $T_1$ , идущей от коллектора R, соединенного с тремя дырочками  $S_1$ ,  $S_2$  и  $S_3$ .

Скорость потока измерялась обычным способом, при помощи трубки Пито или насадка Рекнагеля Р и манометра  $m_1$ .

Описанный способ оказался очень удобным при опытах с моделями зданий, так как при нем самый эксперимент требует сравнительно



Фиг. 485. Определение давления на модель крыла по способу штепселей.

малой затраты времени; при нем лишь очень велика и длительна препараторская работа над моделями.

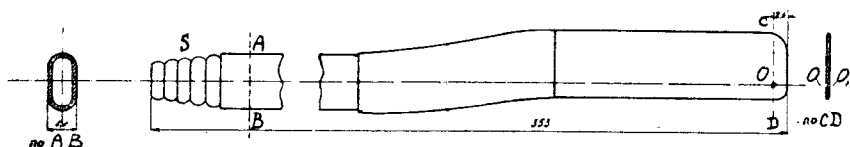
В применении к исследованию крыльев этот способ оказался все же мало удобным. Тонкая модель крыла в нем очень сильно ослабляется, в отношении прочности, врезанными в нее трубками. Кроме того, очень трудно вывести из крыла толстый пакет дренажных трубочек, не искажая заметным образом поток, обтекающий модель.

Вследствие этого, в нашей Лаборатории при исследовании крыльев, особенно тонких, очень часто применялся еще один способ, заключающийся в устройстве в крыле сквозных отверстий, в которые вставляются трубочки, ведущие к манометру (см. фиг. 485). Отверстия в крыле делались во ввернутых в него на резьбе медных втулочках  $g$ , при чем оси этих отверстий делались строго перпендикулярными в исследуемых точках к поверхности модели. В эти отверстия вставлялись штепселя ш с тонкою резиновой трубочкою, идущей к манометру. Иногда эти штепселя и их гнезда делались слегка коническими,

иногда же они выполнялись в виде цилиндров. Ставились они на место, предварительно смазанное густым тавотом или парафином, — этим достигалась герметичность стыка. В этом способе измеряется давление в точке, лежащей на противоположной вставленному штепселю стороне крыла.

Измерение давления производилось сразу в 3—6 точках, лежащих в разных местах крыла, при этом тоненькие трубки (велосипедные, так называемые вентильные) очень мало искажали поток. К достоинству этого способа следует отнести значительное упрощение препаратурской работы. Большим его недостатком является необходимость после исследования нескольких дырочек каждый раз останавливать трубу, вставлять штепселя в новые дырочки и замазывать мастикой остальные отверстия.

Описанный способ по ходу работы занимает среднее положение между способами дренажа и полых моделей. Все же он оказался достаточно удобным и применялся у нас в большинстве опытов с крыльями.



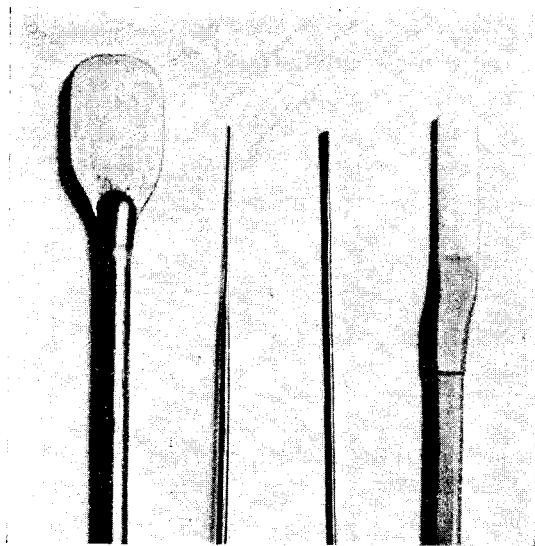
Фиг. 486. Щупик Б. Н. Юрвеа для определения давления потока на модель в любой ее точке.

В самое последнее время нам удалось разработать весьма простой способ, не требующий никакой подготовки модели. Он заключается в применении особого насадка, так называемого щупика, который при прикладывании его к какой-нибудь точке поверхности тела передает к соединенному с ним манометру то давление, какое имеется в этой точке. После многочисленных предварительных опытов, произведенных по нашим указаниям инженером А. Л. Леймером, удалось выработать удобную форму такого прибора. Он представляет собою расплюснутую в лопаточку трубку с двумя или несколькими отверстиями  $O$   $O_1$  на боковых ее поверхностях (см. фиг. 486). Такая лопаточка ставится на исследуемую точку модели и вращается около продольной оси до тех пор, пока соединенный с нею при помощи резиновой трубки манометр не даст минимального показания. В этот момент лопаточка стоит в плоскости потока и манометр показывает давление у дырочек. Подробные опыты, в которых полученная таким приемом картина давления сравнивалась с обычным способом „дырочек“, показали, что в обоих случаях картины давлений получаются достаточно близкими. Важно лишь, чтобы отверстия в лопаточке были достаточно близкими к поверхности модели. Опыты с крыльями показали, что при изменении расстояния дырочек в пределах от 0,5 до 3 мм величина измеряемого давления остается почти постоянной.

Повидимому здесь сказывается влияние слоя поверхностного завихрения.

Для разных целей у нас применяются шустики разной формы и величины. На фиг. 487 изображено несколько шустиков, применявшихся в работе А. Л. Леймером.

Во время опытов эти шустики укрепляются на особых штативах, так называемых „координатниках“, позволяющих извне трубы управлять шустиком, т.-е. прикладывать его к любой точке модели и поворачивать относительно его продольной и поперечной оси.



Фиг. 487. Различные варианты шустика фиг. 486.

При таком методе съемка картины распределения давления по модели сводится к простому прохождению по ее поверхности шустиком, на подобие того, как двигают паяльником при пайке.

Отчет о подробном исследовании этого способа будет напечатан в особом выпуске Трудов Института и мы здесь не будем останавливаться на дальнейших его деталях, а лишь отметим, что с введением его в практику нашей Лаборатории весьма упростилась работы по исследованию картины

давления. Наблюдающееся небольшое расхождение результатов опытов, полученных по способу шустика с опытами по методу дырочек, легко исправляется для типичных моделей при помощи особых поправочных коэффициентов. В настоящее время к способу дренирования мы прибегаем лишь при особо точных исследованиях.

Переходим теперь к описанию результатов опытов по распределению давления.

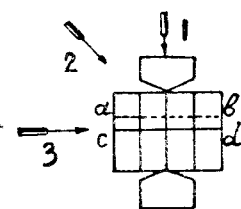
Исследования давления ветра на крыши зданий велись в нашей Лаборатории по способу дренажа в довольно широком масштабе. Их можно разбить на две группы: первая, это — опыты с моделями отдельных зданий и вторая — систематические опыты с сериями моделей.

К первой группе относились исследования давления на крыши ангаров, на здание новой Аэродинамической Лаборатории, на аэропланные палатки и т. д.

Ко второй группе относились опыты с 8-ю моделями зданий разной высоты и с изменяющимся уклоном крыши в пределах от 0 до 1, но с одинаковою формою в плане. Все исследования первой и второй

групп были произведены инж. К. А. Бункиным, инж. А. М. Черемухиным и препараторами С. Т. Астабатьяном и А. А. Енгибаряном.

Мы не будем излагать здесь полностью всех этих опытов, так как они представляют интерес, главным образом, для строителей, и ограничимся лишь небольшим из них извлечением.

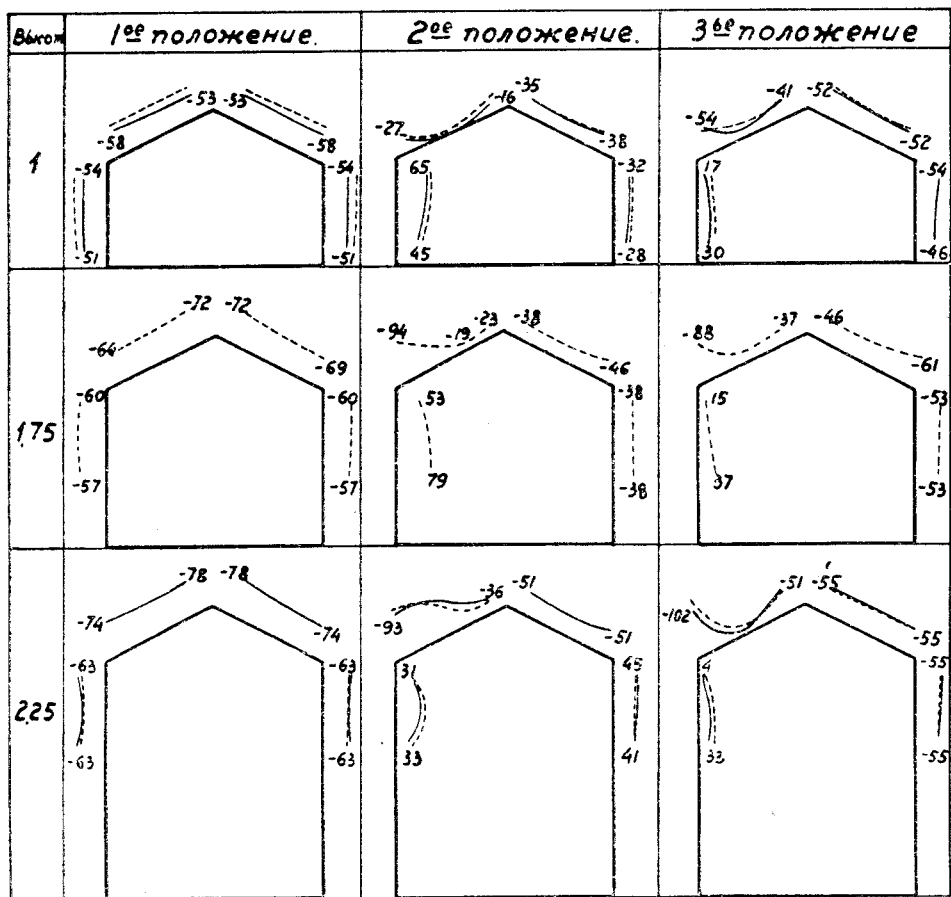


*Влияние высоты здания и направления ветра на распределение давления по крыше.*

*Скорость ветра 40 м/с.*

*Масштаб давлений.*

0 100 200 300 400  $V \text{ м}^2$



Фиг. 488. Опыты А. М. Черемухина и К. А. Бункина по исследованию распределения давления ветра на крышу здания. Пунктир относится к сечению  $ab$ , сплошные линии —  $cd$ .

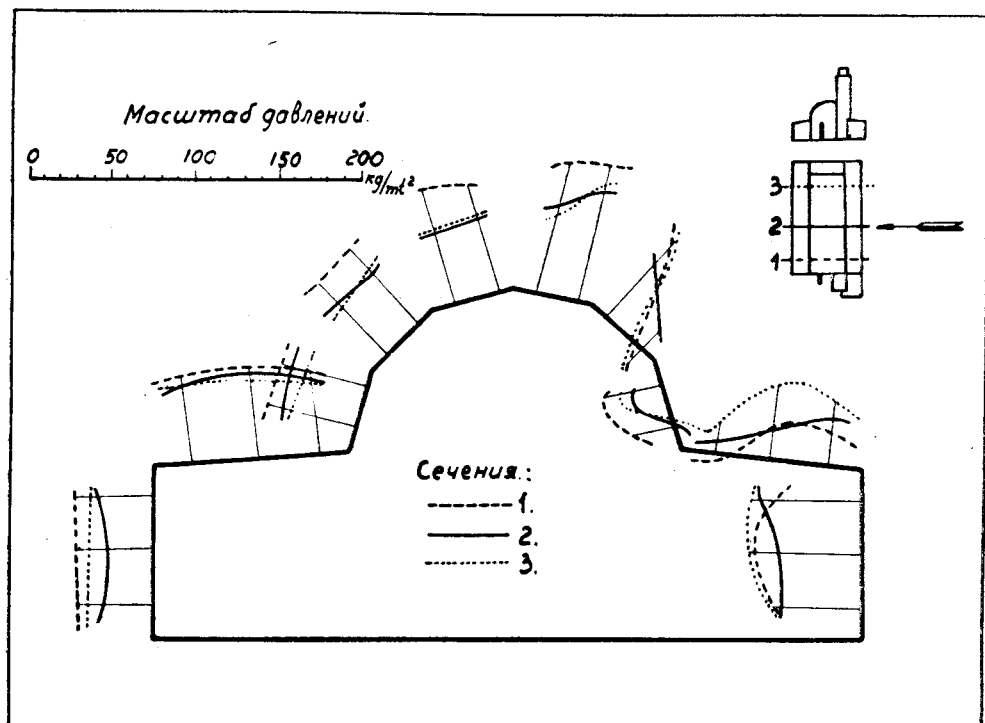
Картину давления мы представляем двумя способами: или по способу сечений, или по способу изобар. На фиг. 488 дана по способу сечений сводка опытов с моделью „домика“ с уклоном крыши в  $1/4$ .

Давления откладывались на перпендикулярах к исследуемой поверхности в масштабе, представленном на чертеже. При этом разрежения откладывались от модели наружу, а давления — внутрь.

Все давления и разрежения приводились к скорости урагана, равной 40 м/сек., для чего принималось, что давление в потоке изменяется пропорционально квадрату его скорости.

Таким образом, если во время опыта была получена по методу мгновенных отсчетов „точка“  $V_1$  и  $p_1$ , то на диаграмме откладывалась величина

$$p = p_1 \left( \frac{40}{V_1} \right)^2.$$

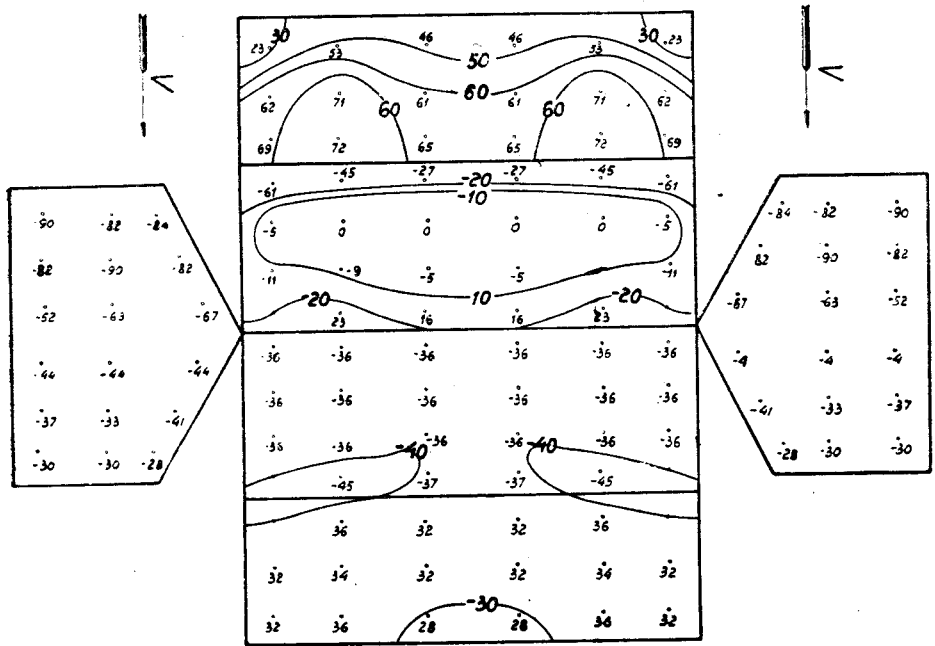


Фиг. 489. Давление ветра на здание Новой Аэродинамической Лаборатории ЦАГИ.  
Изображено по способу сечений.

Из приведенных сводных диаграмм мы видим, что высота здания влияет на картину давлений сравнительно не сильно. Значительно сильнее влияет на нее направление ветра по отношению к оси здания. Во всех случаях над крышей здания получается разрежение, т.-е. ветер стремится поднять крышу.

Способ сечений удобен лишь при простых формах здания, при сложной же форме кривые давления накладываются друг на друга, и затрудняется чтение диаграмм. В качестве примера сложной картины давлений приведем результаты опытов с моделью здания Новой Аэродинамической Лаборатории ЦАГИ (см. фиг. 489).

На фиг. 490 картина давления представлена при помощи изобар, т.е. кривых постоянного давления. Для построения этой картины здание разворачивалось на чертеже в плоскость и у исследуемых точек надписывались измеренные там давления или разрежения. По этим отметкам легко было построить изобары тем самым приемом, каким строятся в геодезии горизонтали по нивелирным отметкам.



Фиг. 490. Давление ветра на простейшую модель здания, представленное по способу изобар.

По изобарам легко судить о полном характере нагружения здания давлением ветра.

При практическом применении результатов этих опытов надо очень внимательно разбираться в каждом частном случае, какое возможно давление воздуха внутри здания, или на его чердаке. В зависимости от наличия тех или иных отверстий в здании под его кровлю может получиться различное давление (или разрежение), которое и будет алгебраически суммироваться с разрежением воздуха над ней. Теоретически самое большое давление  $q$  в  $\text{кг/м}^2$ , какое только может получиться в текущем воздухе, равно:

$$\frac{\gamma}{2g} \cdot V^2,$$

что для нормальных условий, т.е. 760 мм Hg и 15°C, дает

$$q = \frac{V^2}{16}.$$



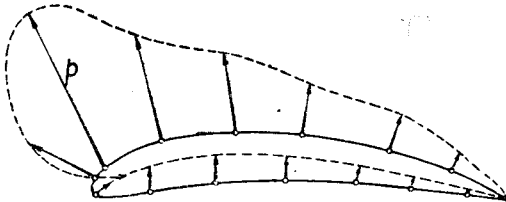
Таким образом, к давлениям, поднимающим крышу, получаемым по нашим диаграммам, следует прибавлять, в крайнем случае, величину скоростного напора:  $q = \frac{V^2}{16}$ , что дает для скорости  $V = 40$  м/с. давление в 100 кг/м.

В нашем случае, таким образом, наибольшее давление на крышу может достигнуть величины 180 кг/м<sup>2</sup>, при чем оно направлено в верх, а не вниз как это предполагается в строительных нормах.

Переходим теперь к опытам по изучению распределения давления на крылья.

Для представления картины давлений на крылья мы пользуемся теми же двумя основными приемами, какие были описаны ранее, т.-е. способом сечений и изобарами.

Первый способ может применяться в двух формах. Можно давления откладывать на перпендикулярах к поверхности крыла, или на перпендикулярах к хорде.



Фиг. 491. Изображение распределения давления на крыло по способу сечений.

В первом случае (см. фиг. 491) картина давлений вполне аналогична по типу той, какая употреблялась нами для изображения опытов со зданиями. В случае крыла кривая давления иногда делает петли и чертеж получается неясный.

Кроме того, по этой диаграмме затруднительно делать заключения о величине силы, действующей по нормали к хорде крыла; между тем, эта сила нужна для расчета крыла на прочность. Поэтому и у нас и за границую чаще всего пользуются картиною давлений, построенною на хорде.

Для построения этой картины проектируют на хорду крыла точки, в которых измерялись давления, и откладывают на перпендикулярах, к ней восстановленных из этих точек, величину давления  $p$  (см. фиг. 492).

Помимо наглядности, такие диаграммы позволяют легко находить величину нормальной к хорде силы. Сила получается на них как площадь, ограниченная кривой давления; она соответствует участку крыла с длиною, равною по размаху одному метру.

Действительно, для получения подъемной силы мы должны взять на крыле у какой-либо точки его профиля  $A$  элемент площади крыла с длиною  $db$  и шириною 1. Полная сила давления (или подсосывания), действующая на этот элемент, будет равна:

$$dN = p \cdot db \cdot 1.$$

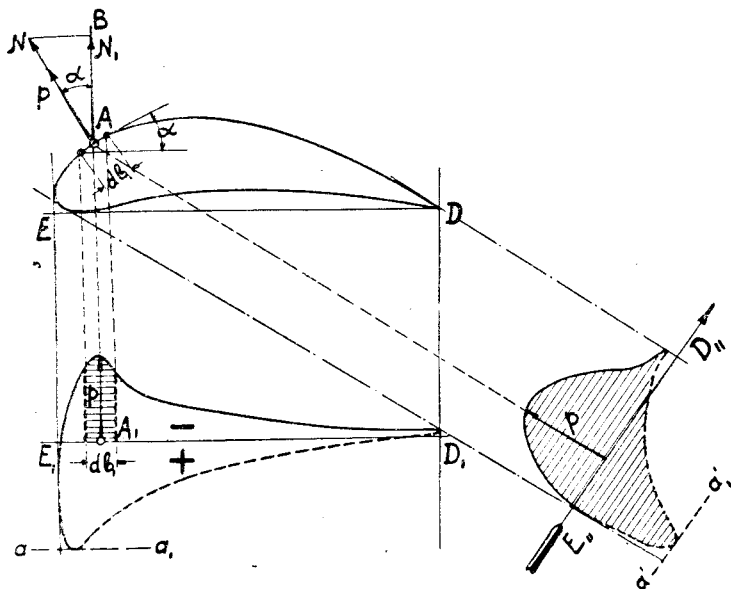
Перпендикулярная к хорде сила получится как проекция этой силы на нормаль к хорде, т.-е.

$$dN_1 = dN \cdot \cos \alpha = p \cdot db \cdot \cos \alpha.$$

Здесь  $\alpha$  — угол, образуемой нормалью к элементу А с нормалью к хорде крыла. Легко видеть, что  $db \cdot \cos \alpha$  представляет собою проекцию отрезка  $db$  на ходу крыла. Следовательно:

$$dN_1 = p \cdot db_1,$$

где  $db_1$  — отрезок, обозначенный на чертеже. Легко видеть, что на диаграмме фиг. 492, внизу, величина  $p \cdot db_1$  представится заштрихованною площадкою. Полная сила, очевидно, представится полною площадью, ограниченною кривою давлений,



Фиг. 492. Изображение распределения давления на крыло по способу хорд. Связь между силою нормальною к хорде и площадью ограниченного кривого давления.

Этим же приемом легко определить и подъемную силу крыла, для чего надо спроектировать крыло на направление потока, например,  $E'D''$ , и построить на этой проекции картину давлений. Площадь, ограниченная кривою давлений, представит по доказанному силу, действующую нормально к направлению  $E'D''$ , т.е. подъемную силу участка крыла, с длиною по хорде равную 1 м.

Величина давления (или разрежения) наносилась у нас на диаграммы двумя способами: или она приводилась по примеру Эйфеля к скорости потока в 10 м/сек. по формуле:

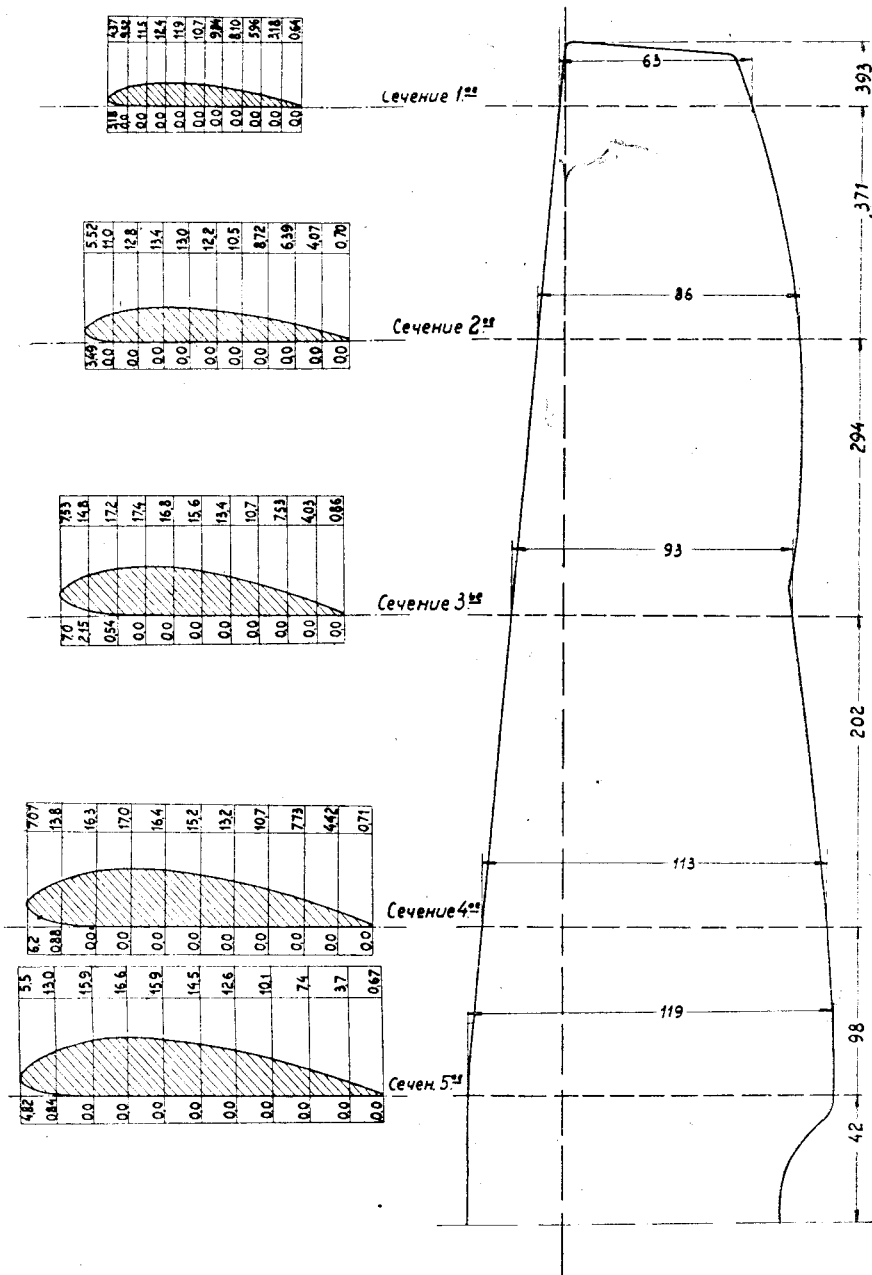
$$p = p_1 \left( \frac{10}{V_1} \right)^2,$$

или же она измерялась в скоростных напорах, т.е. за единицу давления бралась величина:

$$q = \frac{\gamma}{2g} \cdot V^2$$

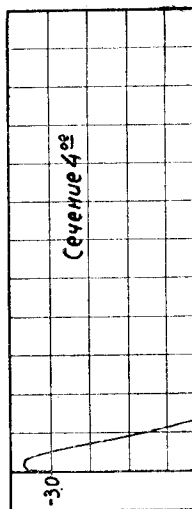
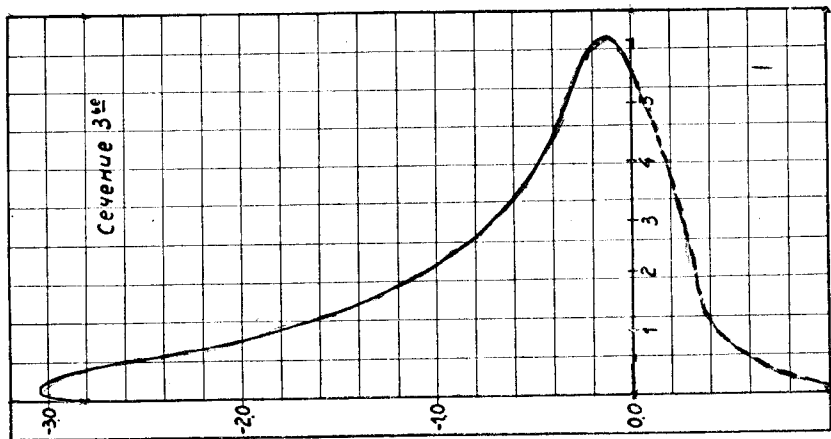
и тогда на диаграммах откладывалась величина

$$\bar{p} = \frac{p}{q}$$

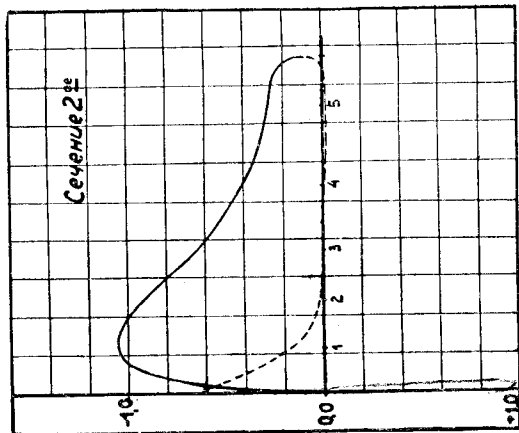
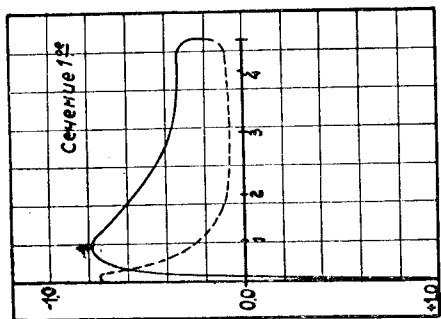


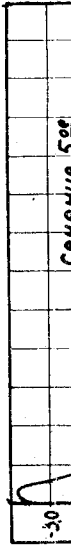
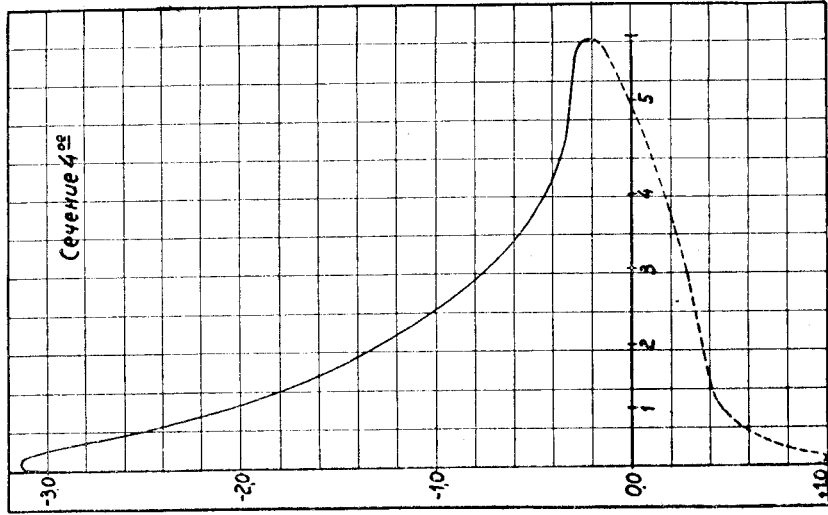
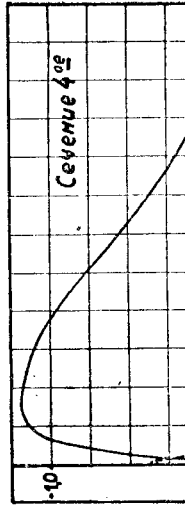
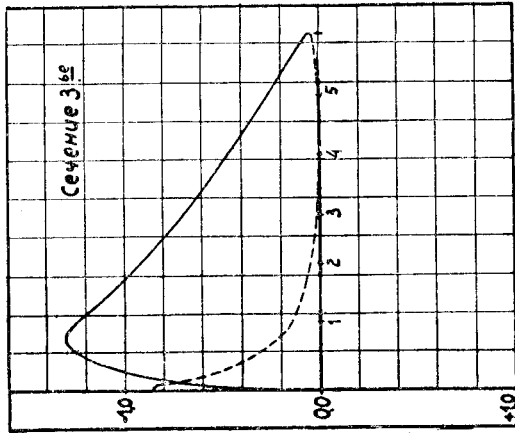
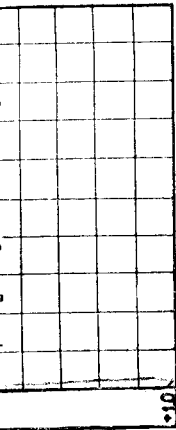
Фиг. 493. Чертеж крыла, испытанного на распределение давления по способу штепселей.

$\alpha' = +14^\circ$

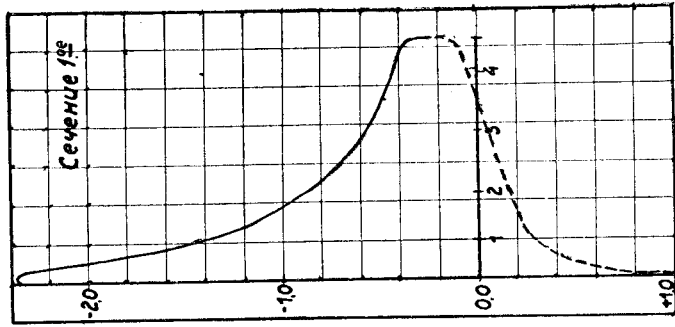


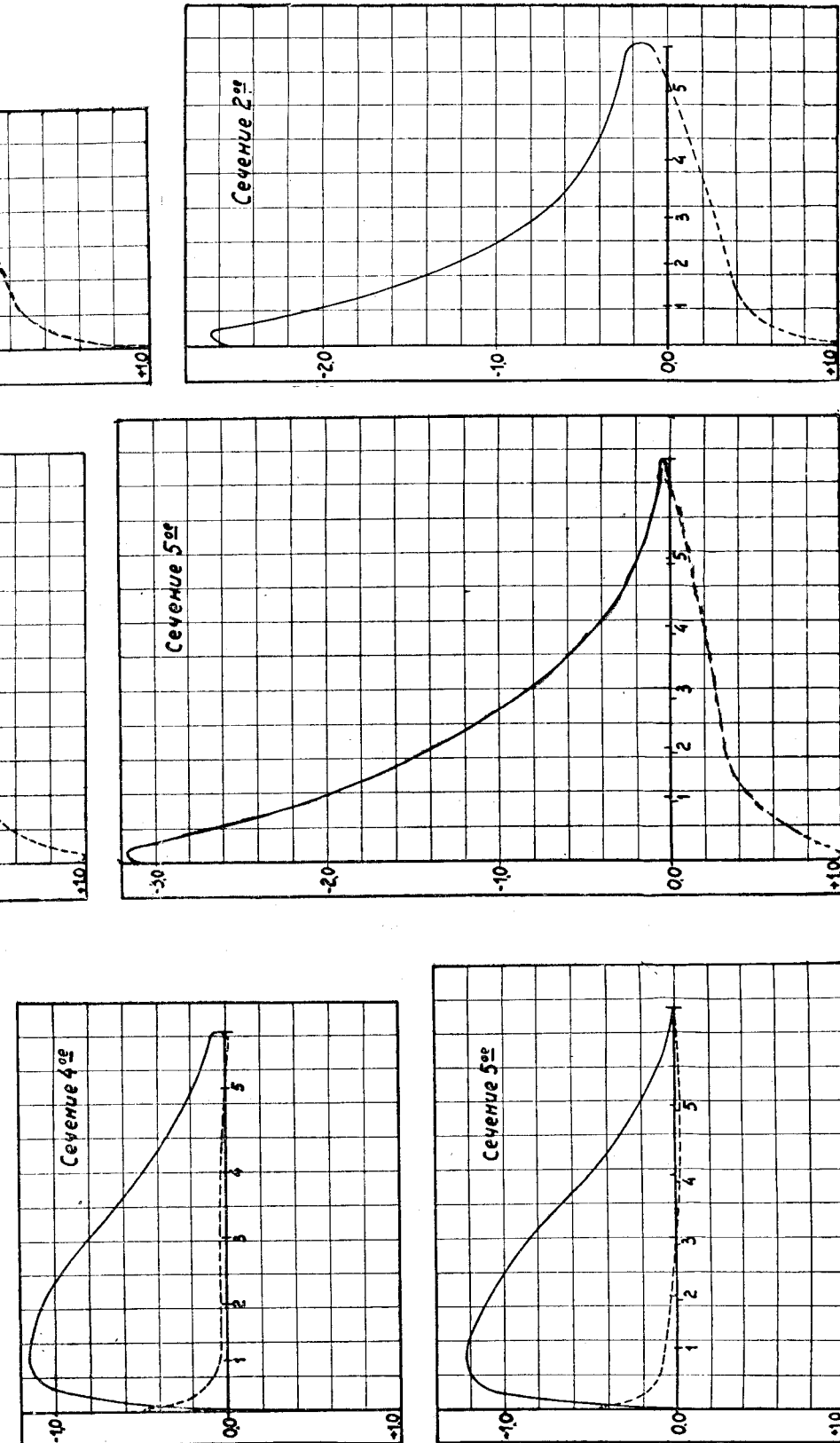
$\alpha' = +2^\circ$





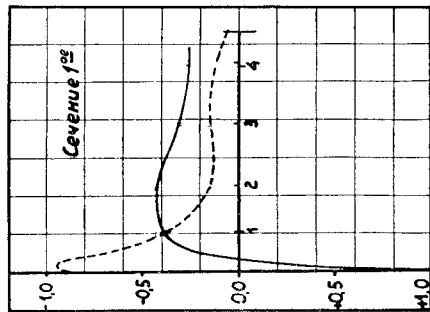
$\alpha' = +14^\circ$



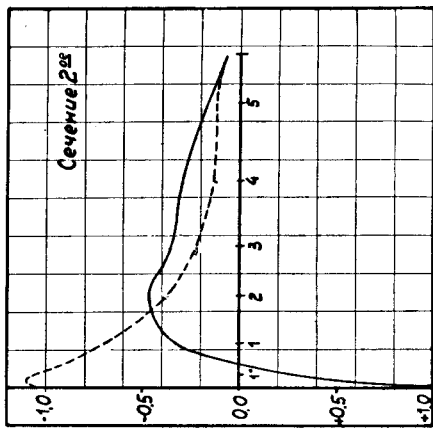
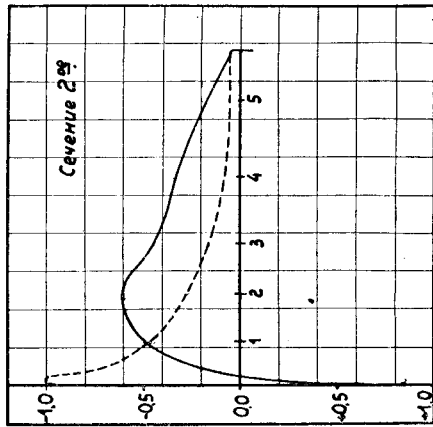
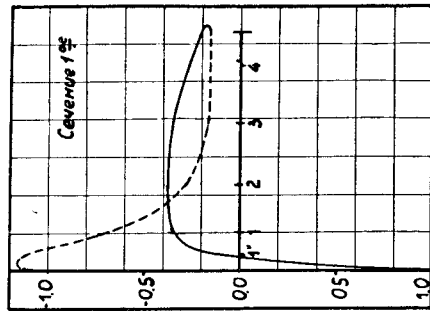


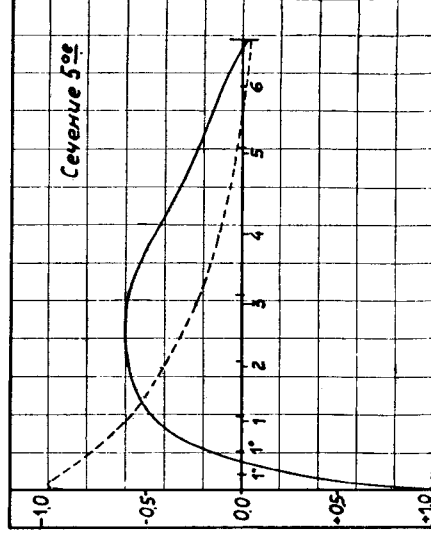
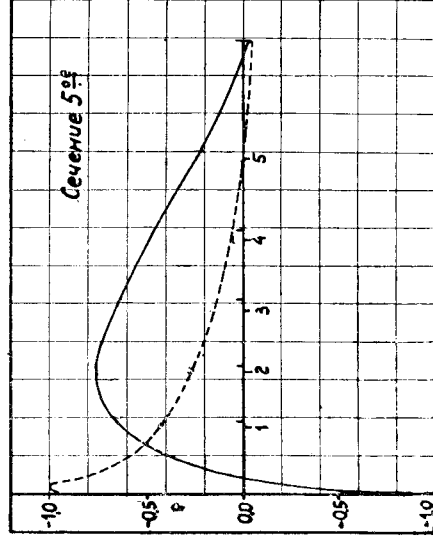
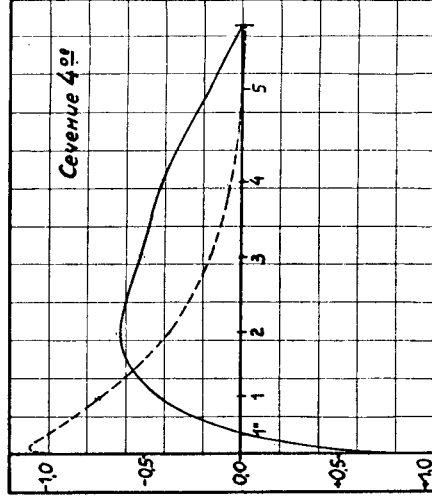
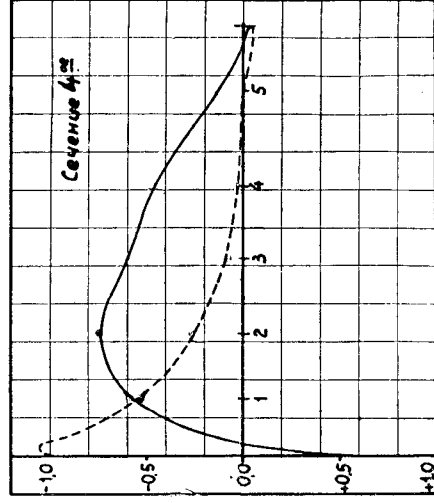
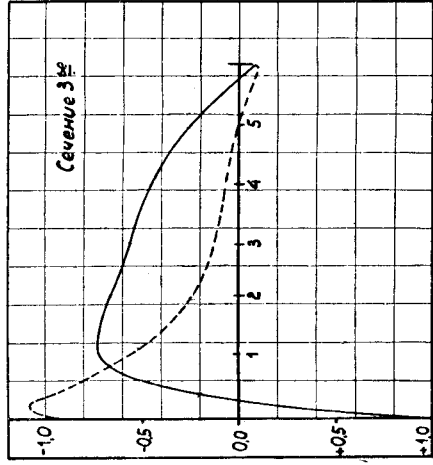
Фиг. 494. Распределение давления потока по крылу фиг. 493 для углов атаки  $+14^\circ$  и  $+2^\circ$ .

$$\alpha = -4^\circ$$



$$\alpha = -7^\circ$$





Фиг. 495. Распределение давления потока по крылу фиг. 493 для углов атаки —  $4^\circ$  и —  $7^\circ$ .



Как известно,  $q$  есть наибольшее возможное в движущемся воздухе избыточное давление. Оно должно получиться при обтекании крыла в той точке, где набегающая струйка воздуха разветвляется. Такая точка лежит близко к передней кромке крыла. Поэтому, если провести на диаграмме фиг. 492 линию  $aa_1$  на расстоянии  $q$  от оси абсцисс (линия  $E_1 D_1$ ), то кривая давления  $p$  должна ее коснуться. Часть кривой давления, соответствующую верхней поверхности крыла, мы изображаем сплошной линией, часть же, соответствующую нижней поверхности крыла, — пунктиром.

Если мы измерим планиметром площадь  $\Omega$ , ограниченную кривой давления в  $\text{мм}^2$ , то для определения силы нам нужно знать масштаб давлений, т.е. число  $m_q$  миллиметров, соответствующих  $q=1$ , и масштаб длин, т.е. число  $m_b$  мм, соответствующих 1 метру длины хорды крыла. Тогда, для участка крыла с длиной  $l$  по размаху, мы получим величину приходящейся на него силы по формуле

$$N_l = \frac{\Omega}{m_q m_b} \cdot ql = \frac{\Omega}{m_q m_b} \cdot \frac{\gamma}{2g} \cdot V^2 l.$$

Сила эта перпендикулярна к тому направлению, относительно которого было сделано описанное здесь построение.

В виде примера такой обработки опытов мы приводим исследование модели крыла одного легкого разведчика со свободно несущими крыльями (см. фиг. 493). Испытания были произведены на углах атаки  $= +14^\circ, +2^\circ, -4^\circ$  и  $-7^\circ$ . Скорость потока во время опыта была близка к 20 м/сек. и опыт велся в трубе № 2 по способу штепселей. На фиг. 494 и фиг. 495 даны результаты этих опытов, представленные по методу хорд.

Планиметрирование площадей, ограниченных кривыми давления, и определение подъемной силы крыла по предыдущей формуле показало, что этим способом получается подъемная сила, очень близкая к найденной непосредственным измерением.

## **S u m m a r y**

### **of Aerodynamical Investigations, performed in the N. E. Joukowsky memorial Laboratory.**

In this Summary we give, as supplement to the short account on the contents of every chapter, corresponding lists of figures with explicative descriptions.

#### **Chapter I.**

The history of the N. E. Joukowsky Memorial Aerodynamical Laboratory.

Rising up of the Laboratory. Being in the possession of the Moscow High Technical School, the here described Aerodynamical Laboratory has risen up in a very original way.

It was created in the year 1909 by students-amateurs, gathered around the never to be forgotten Professor N. E. Joukowsky.

The sums, necessary for its creation, have been received by arrangement of public lectures on aviation, by organization of an aero-exhibition and of flights on the aerodrome.

Constructed in 1910 by students of the Aeronautical Union all the Laboratory apparatus have been very soon sold to the Moscow High Technical School. The sums received gave to the students the possibility to begin the construction of an aeroplane, which served to instruct the members of the Union in flying.

The prewar work of the Laboratory. Further this Laboratory has been the centre of the scientific investigatory life in Russia in the region of aerodynamics. The work of students, members of the Union, has been full of enthusiasm. A great quantity of different apparatus and instruments have been constructed, and many experiments and investigations have been performed.

A particular attention must be paid to the following works: of G. I. Loukianow, on resistance of spheres and cylinders, to his investigations of aeroplane wings and to his works on dynamical stability of aeroplane models. The students G. H. Sabinin and B. N. Juriew created the theory of the airscrew, known in Russia by the name of „Sabinin-Juriew theory“, which has been much later treated in England by H. Glauert. This theory in the years 1911 and 1912 has been submitted to an experimental veri-

fication, and on its basis the Union has constructed in 1912, according to the design of the student B. N. Juriew, an experimental single-screw helicopter. It is curious, that this apparatus, in case of stoppage of the engine, could glide by means of a lifting airscrew, rotating freely.

Much later, the same principle has been applied by the engineer Cierva in his „Autogiro“. Because of lack of means, this work has been soon broken off.

At the same period M. F. Adamtchik has been investigating the wind channels and studying the new ventilators of Noria type, proposed by N. E. Joukowsky.

In 1912, professor N. E. Joukowsky and V. P. Vetchinkin have worked out the vortex theory of the airscrew, exposed in Russian in a range of articles. Unfortunately, these works remained unknown abroad, and the vortex theory of the airscrew has been again treated in Germany — by A. Betz, and in England — by M. Low, and partly by H. Glauert.

Simultaneously with this work, the construction of gliders by students in the Laboratory was continued, and flights have been arranged near Moscow.

The Laboratory's work during the war. During the war, the Laboratory served the needs of the War Office with the help of the organized under the direction of Prof. N. E. Joukowsky „Calculative Experimental Office“ and by the foundation of „Theoretical Courses of Aviation“ for the instruction of the future pilots.

At this time the wind channel No. 2 (Fig. 13) was constructed and the construction of a large iron-concrete wind channel in the yard of the School was begun (see fig. 3). These wind channels have been constructed on the basis of a whole range of tests on their models.

Parallely was undertaken, under the direction of A. N. Toupolew, the construction of aerodynamical balances and other apparatus.

A. N. Toupolew has also proposed an original system of wind channel with an inverted diffuser. This system of wind channels has been tested on models.

During the war period, the Laboratory has been exclusively busy with the working out of methods of calculation of aeroplanes and their details; as to the experimental work, during that time, it has been exceedingly diminished.

Amongst the lithographical transactions of the „Calculative Experimental Office“ only two descriptions of experimental investigations can be found.

The postrevolution history of the Laboratory. After the Revolution, the everywhere dispersed workers of the Laboratory began to assemble around the professor N. E. Joukowsky. Very soon the Central Aero-Hydrodynamical Institute has been organized by the Supreme

Council of National Economy. On account of great material difficulties in the first years of the Revolution, the work in the Institute has been going on rather weakly. However, even in this period the scientific work in the Institute did not cease.

In the year 1922 began the revival of the Institute's work. Criticism of the formerly adapted methods of work was its first stage. For example, the two dimensional wind channel № 1, which for ten years has been honestly serving the Laboratory, was rejected. The investigations of the accuracy of results, obtained in it, has been made by Miss Nina Lessnikowa (see „The Messenger of the Aerial Fleet“ — *Westnik Vozdoushnogo Flota*), of 1923, No. 4 and 5).

Very soon, with the financial support of the Scientific Committee of the Department of the Military Air Forces („*Naouchnyi Komitet Oupravlenija Voyennykh Vozdoozhnich Sil*“), it has been possible to work out and construct a new, very perfect type of the wind channel No. 3 (see fig. 16), which was a prototype of the large wind channel now in action of the new Laboratories of the CAHI, the construction of which at that time (in 1923) had only began.

At that period the experimental work has chiefly been performed in the wind channels No. 2 and No. 3, and the wind channel No. 1 has been used only for some special experiments.

At this time many models of aeroplanes have been tested on stability, and many investigations on aerofoils have been performed.

Simultaneously, an important organizational work has been brought forth, which converted the half-amateur laboratory in a scientific investigatory institution.

In the period of the years 1924 — 25, the work of the Laboratory has been very intensive. The circle of the orderers of the Laboratory grew every day and simultaneously grew the proportions of the investigations, brought forward in the Laboratory.

At the same time the engineers, collaborators of the Laboratory, undertook the construction of the new, grandiose Laboratories of CAHI, the descriptions of which are given in the book of G. A. Ozerow — „The Central Aero-Hydrodynamical Institute“, Transactions of CAHI No. 30. Besides this, simultaneously, the Laboratory has been leading the work of students of the Moscow High Technical School and students of the Military Academy of the Airfleet, going through a course of experimental aerodynamics.

Experiments, described in this book, have all been, with very little exceptions, executed in the years 1924 — 25.

The direction of the Experimental Aerodynamical Section of CAHI was intrusted at this period to the professor B. N. Juriew, and the experimental work of the described Laboratory was guided by Miss Nina Lessnikowa.

## Figures.

Fig. 1. General view of the N. E. Joukowsky Memorial Aerodynamical Laboratory. It is settled in the third floor of the Moscow High Technical School.

Fig. 2. A stand for testing of airscrews by work at a fixed point, its construction has been executed by the student N. R. Lobanow according to the idea of the Professor N. E. Joukowsky in 1912.

Fig. 3. A large concrete wind channel with a diameter of the experiment section of 3 meters; it is to be found in the yard of the Moscow High Technical School.

Fig. 4. One of the shop-stalls with models of aerofoils, already tested in the wind channel.

Fig. 5. General view of the electrical sub-station of the Laboratory.

Fig. 6. The wind channel No. 3 with 2 experiment sections. It has been constructed with the help of the Scientific Committee, of the Department of the Military Air Forces. Side view of the collector of the first experiment section.

Fig. 7. The wind channel No. 3 Aspect of the second experiment section from side of its collector „K“. The moving part P is put in the working position. D-casing of the inverted diffusor.

Fig. 8. Models of aeroplane bodies and aerostats, tested in the Laboratory of the Moscow High Technical School.

Fig. 9. Complete models of aeroplanes, tested in the Laboratory of the Moscow High Technical School. One can see below models of buildings, investigated on the distribution of the wind pressure.

## Chapter II.

### Description of the N. E. Joukowsky Memorial Aerodynamical Laboratory.

The Laboratory is described here in its present state. Its plan is shown on the fig. 10, and we can see, that at present, it possesses three wind channels: an old flat two dimensional one, No. 1 (see fig. 11), No. 2 (see fig. 12), which was the fundamental apparatus of the reported period, and a new wind channel No. 3 (see fig. 15), with two experiment sections of 1,5 m and 2,25 m diam.

The wind channel No. 1 has a rectangular form with dimensions of the experiment section  $1,5 \times 0,3$  m. and gives a velocity of the flow of about 45 m p. sec. The wind channel No. 2 has a nearly round section with a diameter of 1,5 m, and the velocity of the flow reaches the value of 36 m p. sec.

The new wind channel No. 3 gives in the octagonal section with a diameter of the inscribed circle equal to 1,5 m, a velocity attaining 36 mt. p. sec. and in that of the diameter equal to 2,25 m — a velocity of 20 mt. p. sec.

Besides this the Laboratory possesses a whole range of small apparatus: a stand for testing of airscrews by work at a fixed point; a whirling table; a stand for testing of industrial ventilators, etc.

In all wind channels, excepting the wind channel No. 3, the flow is „pulsating“ somewhat irregularly; for this reason the method of „momentary measurements“ is mostly adapted in the Laboratory.

At present in the new Laboratory building of the CAHI a wind channel of the type of the wind tunnel No. 3 is constructed and now operating with two experiment sections, one 3 and the other 6 meters in diameter, what makes it possible to test full-scale aeroplane bodies and different aeroplane parts as well as full-scale airscrews on the aeroplane body.

The scheme of the new wind channel of CAHI is given on the fig. 15.

These wind tunnels are very economical apparatus, on account of the notable widening of the airflow, due to the existence of two successive piffusors, the one direct and the other inverted (see section 3—4), which surrounds the exterior surface of the wind tunnel (see section 6—7).

The turning of the flow after the ventilator is performed with very small losses, the form of the inverted diffusor having been investigated in a series of preliminary experiments with models of wind channels.

As a measure of the economical quality of wind tunnels we accept the energy ratio, expressed by formula

$$\lambda = \frac{V^3 F}{1200 \cdot N},$$

where V is the velocity of the flow, F—the area of the experiment section and N—the electromotor power in h. p.

This quality  $\lambda$  attained in the wind channel of the new Laboratory of CAHI an unheard value, equal to 8,5, which is explained by a great value of Reynold's number in this wind channel.

After setting a tight honeycomb in the wind tunnel, this value decreased to 3,6.

For the old wind channel No. 3, with two honeycombs, this value is equal to 2,4, and without honeycomb—3,65.

The middle part of wind channels of this type, marked out on drawings by the letter „K“, can be removed aside (see fig. 6, 7, 15 and 16). By this way, there will be obtained a new wind channel, with a considerably greater diameter. This wind channel is still economical because of the inverted diffusor.

Thanks to this arrangement, it became possible to place a wind channel of 2,25 m diameter, being economical enough ( $\lambda = 0,75$ ) and with a uniform flow, in such a limited room, as shown on fig. 10. The velocity of flow in that wind channel attains 20 mt p. sec.

In conclusion we exhibit a table of aerodynamical wind tunnels operating in the Experimental Section of CAHI.

# The aerodynamical wind channels of the Central Aero-Hydrodynamical Institute now in action.

Symbols <sup>1)</sup>		Motor horse power N	Dimensions m	Section area F m <sup>2</sup>	Airspeed V mfp. sec.	Energy ratio %	Number of revolutions of the fan per minute n	Built in th year
Old Laboratory	No. 1 . . . . .	23	0,3 × 1,5	0,45	45	1,48	1250	1910
	No. 2 . . . . .	47	1,5 × 1,2	1,59	36	1,32	740	1916
	No. 3 <sub>1</sub> . . . . .	36	1,5	1,87	38	2,4	1050	1925
	do without honeycomb	36	1,5	1,82	43	3,65	1050	1925
	No. 3 <sub>2</sub> . . . . .	36	2,25	4,2	20	0,75	1050	1925
New Laboratory	T I . . . . .	820	3	7,5	104	8,5	400	1926
	do with honeycomb .	820	3	7,5	78	3,6	400	1926
	T II . . . . .	820	6	30	30	0,81	400	1926
	T III . . . . .	387	1,5	1,87	93	3,22	975	1927
	do without honeycomb	350	1,5	1,87	100	4,43	934	1927
	do free stream . . . .	387	1,5	1,87	82	2,21	975	1927
	do free stream without honeycomb . . . .	350	1,5	1,87	87	2,91	934	1927

№ 3<sub>1</sub> designates the operating of the first experiment section of the wind tunnel № 3, and № 3<sub>2</sub> — of the second experiment section of the same wind tunnel.

T I and T II designate correspondingly the first and the second experiment sections of the new large wind channel. Wind channel T III can work with closed experimental section or as free stream wind channel (Eiffel type). All new wind channels have octogonal sections.

## Figures.

- Fig. 10. Plan of the N. E. Joukovsky Memorial Aerodynamical Laboratory.
- Fig. 11. The two dimensional wind channel No.1.
- Fig. 12. Balances of the two dimensional wind channel No.1.
- Fig. 13. Sectional view of the wind channel No.2.
- Fig. 14. Balances „Γ“ of the wind channel No.2.
- Fig. 15. Scheme of the new wind channels of CAHI.

## Chapter III.

The fundamental methods and apparatus, adapted in the N. E. Joukovsky Memorial Aero-Hydrodynamical Laboratory.

At present our Laboratory uses only absolute coefficients of the type:

$$C_x = \frac{Q}{\rho S V^2} \text{ absolute coefficient of Drag}$$

$$\begin{aligned}
 C_y &= \frac{P}{\rho S V^2} & " & " & \text{Lift} \\
 C_z &= \frac{B}{\rho S V^2} & " & " & \text{Side force} \\
 C_{mx} &= \frac{M_x}{\rho S V^2 L} & " & " & \text{Rolling moment} \\
 C_{my} &= \frac{M_y}{\rho S V^2 L} & " & " & \text{Yawing moment} \\
 C_{mz} &= \frac{M_z}{\rho S V^2 L} & " & " & \text{Pitching moment.}
 \end{aligned}$$

Where  $Q$ ,  $P$  and  $B$  are corresponding airforces,  $M_x$ ,  $M_y$  and  $M_z$ — corresponding moments,  $\rho$ — density of air,  $S$ — area,  $V$ — velocity of the airflow, and  $L$ — conventional length.

The coordinating system and signs of moments are represented on the fig. 17 and the designation of the angles of incidence and setting of the tailplane are given on fig. 18.

#### Adapted symbols:

The angle of incidence	$= \alpha$
the angle of roll	$= \beta$
the angle of yaw	$= \gamma$
tail setting angle	$= \varphi$
aileron setting angle	$= \theta$
elevator setting angle	$= \delta$
rudder setting angle	$= \beta_1$
fin setting angle	$= \xi$

The velocity of the flow was measured in our Laboratory in the usual manner, and the more ancient investigations were brought forth with the help of the disc-nozzle, given by Recknagel and Prandtl, whilst the new investigations were made exclusively with help of the Pitot tubes.

For determination of the direction of the flow the English nozzle and the nozzle of B. N. Juriew, — the last in the form of a small wing, — have been used.

An improvement has been brought in the English nozzle, its head being thus constructed, that it could be turned on  $180^\circ$ , in order to exclude the influence of a certain possible asymetry of its construction.

B. N. Juriew's nozzle represents a small copper wing (see fig. 28), with three holes, chosen on the basis of preliminary experiments with wooden wings.

From these holes the pressure is transferred through internal tubes to the manometers, which give the possibility of measuring in pairs the differences of pressures in those holes.

$$\text{Values } \frac{P_1 - P_2}{P_3 - P_2}, \quad \frac{P_2 - P_1}{P_3 - P_1} \quad \text{and} \quad \frac{P_2 - P_3}{P_1 - P_3}$$



where  $P_1$ ,  $P_2$ ,  $P_3$  — pressures at the indicated points, are functions exclusively of the angle of incidence of the small wing.

The calibration curves for a nozzle of this type is shown on fig. 30.

Measurements by means of threads or strings, thrown over a pulley, are very often used in our Laboratory, which has brought forward the investigation of the friction in such pulleys. Fig. 32 shows the arrangement used for the testing of losses on friction in such pulleys. The experiments have been undertaken in a calm state of the pulleys and by communicating small vibrations to it by means of an electromotor with the weight „A“.

The experiment data showed, that the losses on friction for pulleys are comparatively insignificant (see fig. 33).

## Chapter IV.

### Methods of investigation on models of aerofoils.

Our Laboratory has been the first to begin systematical testing of aerofoils. However, till 1923 these investigations had a somewhat original character: nearly all the experiments with aerofoil sections were undertaken in the two dimensional wind channel No. 1. The models of aerofoil sections were of the size  $300 \times 295$  mm and were set up in the wind channels in such a way, that their ends closely adjoined the walls of the wind channel, the gap being equal to 2,5 mm.

It was supposed, that such a condition of the experiment corresponds to the aerofoil of infinite span in a two dimensional flow. However the last investigations show, that such conditions of experiments do not correspond to the two dimensional flow. The analysis of all the old experimental data for aerofoil sections has shown, that the experiments in our wind channel No. 1 correspond to aerofoils of the aspect ratio equal to 5, but that this value is not constant and depends on the thickness of the aerofoils. This circumstance has been fatal for the Moscow group of investigators in aerodynamics. The comparison of our experimental data for aerofoils, obtained in the wind channel No. 1, with those, obtained abroad, has shown, that there was not a great difference between them. This brought to an erroneous conclusion, that the influence of the aspect ratio on the aerodynamical properties of aerofoils is insignificant. For the same reason the theory of the induced drag of aerofoils, developed in 1914 by professor S. A. Tchapligin and professor N. E. Joukowsky, has not been published at that time, and at present this theory is known as the theory of professor Prandtl, who treated it in details in 1918.

Since the year 1923 experiments with aerofoils are made in our Laboratory exclusively in the wind channel No. 2 and later in the wind channel No. 3, the wind channel No. 1 being used only for special experiments.

In the N. E. Joukowsky's Laboratory a model aerofoil with chord 150 mm and span 750 mm is called normal. Fig. 36 shows the method of adjusting it to the aerodynamical balances.

The experiment data are plotted by our Laboratory in the form of three curves:  $C_y$  against  $\alpha$ , Lilienthal-curve and the curve of moment coefficient  $C_m$  against  $C_y$ . Measurements of  $C_m$  were obtained by means of a special apparatus (see fig. 39).

In the formula for the coefficient „ $C_m$ “, the chord „ $b$ “ of the aerofoil was taken for characteristical length; i. e.

$$C_m = \frac{M}{\rho S V^2 b}.$$

Corrections have been made for the obliquity of the airflow relatively to the axis of the balances: and for the effect of wind tunnel interference.

To obtain the first correction, every aerofoil was tested twice, with a turning over  $180^\circ$  relatively to the longitudinal axis of the wind channel; the average values, obtained by means of two such experiments, were taken for a definitive result.

Correction for the interference of the wind channel were calculated by formulas of Professor L. Prandtl. This correction has been checked by testing five models of aerofoils of different size. The sections of these models and their dimensions are given on figures No. 44 and 45. On figures 47 and 48 are plotted uncorrected experimental data for the wind tunnel interference and on fig. 49—50 corrected, ones by means of L. Prandtl's formula.

The results show, that the correction brings the curves to almost full coincidence, with exception of the largest aerofoil, evidently overloading the wind channel.

All the tests with these models of aerofoils have been brought forward with corresponding airspeeds, in order to obtain equal Reynold's numbers.

### Figures.

Fig. 17. Rule of signs for forces and moments, adapted in the Laboratory of Prof. Joukowsky.

Fig. 18. Setting angles of the tailplane and elevator angles.

Fig. 19. Aerofoil's chords.

Fig. 20. Anemometer of Richard, adapted for measuring of small air velocities.

Fig. 21. The nozzle of Recknagel for measuring of the airflow velocity.

Fig. 22. The nozzle of L. Prandtl for measuring of the airflow velocity.

Fig. 23. Alkool manometer of the Crell's system.

Fig. 24. Alkool micro-manometer of the Schultze's system.

Fig. 25. Alkool micro-manometer of the Fuess's system.

Fig. 26. The Pitot tube of the Aerodynamical Laboratory.

Fig. 27. The nozzle of the english type for measuring the direction of flow.

Fig. 28. The wing-shaped nozzle for measuring the direction of the flow. The principle of action.

- Fig. 29. The wing-shaped nozzle of the B. N. Juriew's system.  
Fig. 30. The calibration on the wing-shaped nozzle.  
Fig. 31. The pulley, transferring the force by help of a thread; one of the fundamental elements of the balances of the Laboratory of the Moscow High Technical School.  
Fig. 32. Scheme of test arrangement for investigation of the frictional force in the pulleys.  
Fig. 33. The friction of the pulley at different loadings.  
Fig. 34. The sectional view of a wooden model aerofoil.  
Fig. 35. Typical skids for attachment of model aerofoils to the balances „Г“ of the wind channel No.2.  
Fig. 36. Model aerofoil, prepared to the test.  
Fig. 37. Typical diagram of the test of an aerofoil  
Fig. 38. Model of an aerofoil with plates, prepared for experiments on defining of the aerodynamical moment.  
Fig. 39. The „centre apparatus“ of the wind channel No.2.  
Fig. 40. Transition from the aerodynamical moment to the centre of pressure.  
Fig. 41. The graphical method of defining of the centre of pressure from the aerodynamical moment curve.  
Fig. 42. Defining of the obliquity of the flow by help of two tests on the aerofoil.  
Fig. 43. The effect of the obliquity of the airflow on the lift and drag of the aerofoil.  
Fig. 44. The section of aerofoils of the Laboratory's type, having been used in the experiments for studying the wind tunnel interference.  
Fig. 45. The section of the Laboratory's aerofoil.  
Fig. 46. The experiment section of the wind channel No.2.  
Fig. 47. The curves  $C_y$  against  $\alpha$  for five aerofoils (Fig. 44), corrected only for the obliquity of the flow.  
Fig. 48. Lilienthal curves for five aerofoils (fig. 44), corrected only for the obliquity of the flow.  
Fig. 49. Curves  $C_y$  against  $\alpha$  for five aerofoils (fig. 44), corrected for the obliquity of the flow and for the wind channel interference.  
Fig. 50. Lilienthal curves of five aerofoils (fig. 44), corrected for the obliquity of the flow and for the wind channel interference.  
Fig. 51. Parabola of the induced drag of the aerofoil.

## Chapter V.

### The present day accuracy of Aerodynamical Investigations.

In this chapter the authors try to clear up the question of the possibility of comparing results of aerodynamical tests obtained in different laboratories. On fig. 53 and 54 is shown the comparison of experimental data of the same 5 aerofoils, delivered by the Laboratory of Eiffel to that of St. Cyr. There is also a very notable divergency of the obtained results, plotted from tunnel observation on the aerofoil Goettingen 430, made at St. Cyr and made in CAHI, in the wind channel No. 3. On fig. 55 are plotted experimental curves and on fig. 56—the results of test on the aerofoil Goettingen 420, obtained in the Laboratories of London and CAHI in the wind channel No. 3.

In all cases though there is a fairly good coincidence of the form of curves, the quantitative difference between them is rather considerable.

Further, on fig. 57, 58 and 59 are plotted experimental data of old comparative tests, made in 1923 in the wind channel No. 2. They date of the time, when we paid little attention to the obliquity of the airflow.

Beyond this our aerofoils were not quite identic with the compared ones. The comparison of the outlines of our aerofoil sections, shown on the diagrams, with those of Prandtl, easily persuades of this fact.

These diagrams show, that full coincidence is not obtainable, though our curves (full lines) and Prandtl's ones (dotted lines) are running closely enough one to another. It is of great importance to note the excellent coincidence of the curves of Lilienthal. The noncoincidence of the curves can be accounted to the diversity of Reynold's numbers obtained in different wind channels as well as to the different turbulence of their airflow. Not a small part in this circumstances plays the regularity of calibration of speed measurers, which can change in dependance on the turbulence of the airflow.

To check the influence of the speed measurer on the experimental results, in 1925 a test was made on an aerofoil Goettingen 420 with two speed-measurers — a Recknagel nozzle and a Pitot tube, received from Prandtl. Experimental data are plotted correspondingly on fig. No. 60 and fig. 61.

It results, that in the second case our curves practically coincide with those of Prandtl, except at the landing angle of incidence. The moment curves showed some divergency, but not a considerable one.

After these tests we prefer to use as velocity measurer the Pitot tube. The results of a summary statistical analysis of experimental data, obtained in our Laboratory and in the Goettingen Laboratory, are plotted on fig. 62, 63, 64 and 65. For this purpose 44 proximate sections have been chosen in each laboratory. The proximity of their form was roughly stated by sight. On figures 62 and 63 curves  $C_y$  are plotted against  $\alpha + \alpha_0$ , where  $\alpha$  is the angle of incidence, and  $\alpha_0$  — the absolute value of the angle of zero lift. By dotted lines with circles the theoretical value of the lift coefficient  $C_y$  is given.

Evidently in our curves as well as in Prandtl's ones, no coincidence of the lift curves can be observed; they run in wide bundles, with a considerable deviation from the theoretical curve.

On fig. 64 and 65 points, representing the profile drag of aerofoils are plotted, i. e.  $C_x - C_i$  against  $C_y$ , where  $C_i$  is the induced drag.

We have a greater dispersion of points because of the inclusion in the number of 44 of several very thick aerofoil sections, which gave very considerable values of the drag.

The examination of these curves shows that we obtain in comparison with Goettingen 5 percent of average decrease for the lift and 6 percent of increase for the total drag.

This can be explained by the lower values of the Reynold's numbers in our wind channels.

However in the data of other laboratories, systematical deviations are also observed. It can be corrected by help of simple formulas, similar to those, given in the Russian text: we use to call them the „corrections for the general tendency of the wind channel“.

Unfortunately, there are at present very few materials, concerning that question, and it would be disirable to extend widely the researches on the question of the possibility of comparison of different aerodynamical tests, made in the international extent.

At present, it is to be recommended to the constructors and investigators, to apply, if possible, the data of the same laboratory. If it is necessary to have recourse to the data of different laboratories, corrections for tendency must be made.

It appears that the accuracy of the wind tunnel observations will be satisfactory only then, when all laboratories, following the example of the new laboratories of CAHI, will adapt the great Reynold's numbers.

This book gives the results of research work on aerofoils made in the Laboratory of N. E. Joukowsky in 1924 — 1925, chiefly in the wind channel No. 2.

Researches, performed in the New Laboratory of the name of professor S. A. Chaplign, will be described in the following transactions.

### Figures.

Fig. 52. Drag coefficient of the sphere in dependance on Reynold's numbers, according to data of different investigators.

Fig. 53. Comparison of experimental data ( $C_y$  against  $\alpha$ ) obtained in the Eiffel's Laboratory (dotted line) and at St. Cyr (full line) for five models of aerofoils.

Fig. 54. Comparison of experimental data ( $C_x$  against  $\alpha$ ) obtained in the Eiffel's Laboratory (dotted line) and at St. Cyr (full line) for five models of aerofoils.

Fig. 55. Comparison of experiments of the Goettingen, St. Cyr and Prof. N. E. Joukowsky's Laboratories.

Fig. 56. Comparison of experiments of the Goettingen, London and. Prof. N. E. Joukowsky's Laboratories.

Fig. 57. Comparison of experiments on our aerofoil No.314 with a proximate one, tested at Goettingen under the number 422. Experiments of 1923, wind channel No 2.

Fig. 58. Comparison of experiments on our aerofoil No.316 with a proximate one, tested at Goettingen under No.428. Experiments of 1923; wind channel No.2.

Fig. 59. Comparison of experiments on our aerofoil No.432 with a proximate one, Goettingen 436. Experiments of 1923, channel No.2.

Fig. 60. Comparison of our experiment with that of the Goettingen Laboratory. Aerofoil Goettingen No.420, wind channel No.2. The airspeed was measured by help of Recknagel's nozzle. Experiments of 1926.

Fig. 61. Comparison of our experiment with that of the Goettingen Laboratory. Aerofoil Goettingen No.420. Wind channel No.2. The velocity has been measured by the help of Pitot tube. Experiments of 1926.

Fig. 62. The analysis of experimental data obtained in Goettingen Laboratory. The curves  $C_y$  against  $\alpha_0 + \alpha$  for 44 aerofoils.

Fig. 63. The analysis of experimental data obtained in Prof. Joukowsky's Laboratory. The curves  $C_y$  against  $\alpha_0 + \alpha$  for 44 aerofoils, whose sections are proximate to those of the fig. 62.

Fig. 64. The analysis of experimental data obtained in the Goettingen Laboratory. The value  $C_p$  against  $C_y$  for 44 aerofoils (calculated for infinite span.).

Fig. 65. The analysis of experimental data obtained in Prof. N. E. Joukowsky's Laboratory. Value  $C_p$  against  $C_y$  for 44 aerofoils proximate to those of the fig. 64 for infinite span.

## Chapter VI.

### Investigations of aerofoils.

Among aerofoils, being investigated in the Laboratory of N. E. Joukowsky, must be particularly noted the group of so-called theoretical aerofoils.

In 1910 the theory of aerofoils has been developed by the Professors N. E. Joukowsky and S. A. Chaplign, who have given new methods of obtaining aerofoil sections of different thickness and concavity.

Before their investigations only the flow around the plate (Rayleigh) and around the thin cylindrical aerofoil (Kutta) have been found.

The first work of N. E. Joukowsky in this direction has been published in 1906 in the article „On bound vortices“, where for the first time his well known theorem, concerning the lifting force of the aerofoil has been deduced.

In 1910 appeared the article of S. A. Chaplign „On pressure of the two dimensional flow on the impeding bodies“, where theoretical aerofoil sections of the type of the „inversion of parabola“ (see fig. 73) are treated. At the same time, professor N. E. Joukowsky has published in the German journal „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt“, 1910, Heft 22, his article „Ueber die Konturen der Tragfläachen der Drachenflieger“, where many ways of construction of new sections by help of circles have been shown.

Later it was acknowledged, that the aerofoil sections, treated by S. A. Chaplign, and N. E. Joukowsky, were identic; therefore it would be more correct to call them instead of Joukowsky's—S. A. Chaplign's aerofoils.

Concerning that question, a whole range of articles has been published by the Moscow Scientific Workers. For example, S. A. Chaplign has given in 1914 the „Theory of the slotted aerofoil“. N. E. Joukowsky has published: „Geometrische Untersuchungen über die Kuttasche Strömung“ 19.0, 1911 and „Ueber die Tragflächen des Typus Antoinette“, 1913.

From the year 1910 to 1916 many model tests have been made with different theoretical aerofoils of the above mentioned authors, however, as all these tests were made in the wind channel No. 1, they are not very reliable.

An analysis of these performance data, made in 1923 by Miss Nina Lessnikowa (see „Vestnik Vozdooshnogo Flota, No. 4 and 5), shows the existence of a certain induced drag, approximately corresponding to a finite aspect ratio of aerofoils, equal to 4—6.

As this value depended on the thickness of the aerofoil, it has been impossible to find formulas reducing tests on aerofoils in the wind channel No. 1 to the aerofoils of finite span.

Consequently, the numerous results of old experiments on aerofoils shall not be given here, but only the latest results made in the wind channel No. 2.

We omit in this „Summary“ the theory of such aerofoils, which is well known at present in all European countries <sup>1)</sup>.

It must only be remarked that, by designing such aerofoils we mostly used the method of Trefftz.

Fig. 77—85 show aerofoil sections of the type „inversion of parabola“ with different value of camber ratio ( $w$ ) and thickness  $\left(\frac{\delta}{b}\right)$ .

These aerofoils have a very sharp trailing edge and therefore, for some purposes, they are not practical enough. More convenient are the theoretical aerofoils of the type of the „inversion of ellipsis“, proposed by professor S. A. Chaplignin, and having a rounded trailing edge. Investigations, concerning them, are shown on the fig. 86—95. There are between them some aerofoil sections, of a very great thickness.

A very interesting method of obtaining new sections of aerofoils has been offered by the collaborator of the Laboratory, B. V. Korostelev. According to that method, the aerofoil is drawn out in a mechanical way.

Firstly, it has been supposed, by joining mechanically than ellipso-graph, with than inversor (for example, a Poncelet's inversor), to obtain a mechanism, drawing out the exact inversions of ellipsis; later it was shown, that very proximate sections can be obtained by the help of much simpler mechanisms. The four-linked kinematical chain, shown on fig. 75, appears to be the simplest mechanism of that kind.

By changing the length of the links AC, CD, BD and DK, very different sections of aerofoils can be obtained.

Much more diversity gives the six-linked chain, shown on the fig. 76; it is accomplished in our Laboratory as a precision instrument. The different aerofoil sections are given in the apparatus, which we use to call „Esperograph“, by means of nine scales. Every section, drawn by it, is therefore determined by nine parameters.

This apparatus is applied in our Laboratory as an interpolating instrument, which allows a continual transition from one section to another. We studied in details the apparatus itself and the aerofoils, obtained by its help. In this book, however, we shall give only experimental data for several aerofoil sections, obtained with its help. To facilitate the reading of following articles on that apparatus, we shall give on all diagrams nine parameters of the apparatus, by which the aerofoil sections have been obtained (see fig. 96 and 118).

<sup>1)</sup> The latest works of the Professor S. A. Chaplignin are published at present in English and French, by Gauthier Villars Ed. Paris.

In fig. 119—136 are plotted the results of tests on aerofoil sections for airscrews of different types.

Fig. 142—148 give the results of research on the effect of the different sharpness of the leading edge of aerofoils on their aerodynamical properties. The blunt leading edge has shown a little more lift.

On fig. 178—180 are shown results of the investigation on the effect of flanges, adjusted at the tips of aerofoils.

The effect of these flanges is quite insignificant, due apparently to their little size in our tests.

The influence of the dihedral angle has been studied on three aerofoils with angles equal to  $+3^{\circ}52'$  (fig. 187)  $+5^{\circ}20'$  (fig. 189), and a negative angle equal to  $-7^{\circ}$  (fig. 191). It appeared, that the great dihedral angle visibly diminishes the lift of the aerofoil at the landing angles.

Fig. 198—200 show the design and performance data of a monobiplane wing, designed by Prof. B. N. Juriew, which can be converted, as shown on fig. 198, from a monoplane wing into a biplane. At present such aerofoils are proposed in different countries by several constructors. It can be seen, that even a slight move asunder of the comparing parts of the wing, increases considerably its lift.

However, the installation of the wings of such type on the aeroplanes hardly shall be realized, because of the difficulties of their construction.

The remaining diagrams, which are shown here, concern different unsystematical investigations on aerofoils and do not require any explanations at all.

### Figures.

Fig. 66. Undisturbed two dimensional flow.

Fig. 67. The flow with circulation around a cylinder.

Fig. 68. The flow, due to the translation of a circular cylinder of infinite length.

Fig. 69. The flow with circulation and translation of a circular cylinder.

Fig. 70. Transformation  $\zeta$  and  $\frac{\alpha^2}{\zeta}$ .

Fig. 71. The Trefftz's method of construction.

Fig. 72. Construction of the inversion of parabola by Trefftz's method.

Fig. 73. Construction of the inversion of parabola by Prof. Chaplign's method.

Fig. 74. Construction of the symmetrical inversion of parabola by Trefftz's method.

Fig. 75. B. V. Korostelev's apparatus, consisting of a four-linked kinematic chain.

Fig. 76. B. V. Korostelev's apparatus, consisting of a six-linked kinematic chain.

Fig. 77. Inversion of parabola with parameters  $\frac{\delta}{b} = 0,157$  and  $w = 0,02$ .

Fig. 78. Inversion of parabola with parameters  $\frac{\delta}{b} = 0,014$  and  $w = 0,02$ .

Fig. 79. Inversion of parabola with parameters  $\frac{\delta}{b} = 0,068$  and  $w = 0,02$ .

Fig. 80. Inversion of parabola with parameters  $\frac{\delta}{b} = 0,160$  and  $w = 0,04$ .

Fig. 81. Inversion of parabola with parameters  $\frac{\delta}{b} = 0,114$  and  $w = 0,04$ .

Fig. 82. Inversion of parabola with parameters  $\frac{\delta}{b} = 0,063$  and  $w = 0,04$ .



- Fig. 83. Inversion of parabola with parameters  $\frac{\delta}{b} = 0,154$  and  $w = 0,06$ .
- Fig. 84. Inversion of parabola with parameters  $\frac{\delta}{b} = 0,014$  and  $w = 0,06$ .
- Fig. 85. Inversion of parabola with parameters  $\frac{\delta}{b} = 0,064$  and  $w = 0,06$ .
- Fig. 86. Inversion of ellipsis. Series 13.
- Fig. 87. do.
- Fig. 88. do.
- Fig. 89. — 94.
- Fig. 95. Inversion of ellipsis. Series C.
- Fig. 96. Espero 4.
- Fig. 97. " 5.
- Fig. 98. " 6.
- Fig. 99. " 7.
- Fig. 100. " 8.
- Fig. 102. " 9.
- Fig. 103. " 10.
- Fig. 104. " 11.
- Fig. 103. " 12.
- Fig. 104. " 13.
- Fig. 105. " 14.
- Fig. 106. " 15.
- Fig. 107. " 16.
- Fig. 108. " 17.
- Fig. 109. " 18.
- Fig. 110. " 19.
- Fig. 111. " 20.
- Fig. 112. " 21.
- Fig. 113. " 22.
- Fig. 114. " 23.
- Fig. 115. " 24.
- Fig. 116. " 25.
- Fig. 117. " 26.
- Fig. 118. " 27.
- Fig. 119 — 124. Airscrew section. Series A 1.
- Fig. 125 — 129. Airscrew sections. Series A 11.
- Fig. 130 — 133. Airscrew section of A. L. Kouznetzow.
- Fig. 134 — 135. Airscrew section of B. N. Juriew's helicopter.
- Fig. 137 — 140. Tail-section.
- Fig. 141. Aerofoil with a sharp leading edge.
- Fig. 142. " " a blunt " see fig. 141.
- Fig. 143. " " a sharp " "
- Fig. 144. " " a blunt " see fig. 143.
- Fig. 145. " " a sharp " "
- Fig. 146. " " a blunt " see fig. 145.
- Fig. 147. " " a sharp " "
- Fig. 148. " " a blunt " see fig. 147.
- Fig. 149 — 158. Aerofoils.
- Fig. 159 — 161. Tail sections.
- Fig. 162 — 177. Aerofoils.
- Fig. 178. Flanges, placed at the tips of the aerofoil No. 405.
- Fig. 179. Influence of the flanges of fig. 178 on the lift of the aerofoil.
- Fig. 180. Influence of the flanges of fig. 178 on the lift curve of the aerofoil.
- Fig. 181 — 191. Aerofoils.

Fig. 192. Influence of the dihedral angle „V“ on the lift of the aerofoil.

Fig. 193 — 197. Influence of the dihedral angle „V“ on Lilienthal's curve.

Fig. 198. Mono-biplane wing of B. N. Juriew.

Fig. 199. Lift of the mono-biplane wing of B. N. Juriew.

Fig. 200. Lilienthal curve for the mono-biplane wing.

## Chapter VII.

### Model tests on fuselages.

The tests on the aeroplane bodies have been led in the wind channel No. 2 by two different methods: by means of the wire suspension, or on the aerodynamic balance „Г“.

The results of the experiments are given by means of the drag coefficient  $C_x$ , dependent on the velocity of the airflow „V“ or by the coefficient  $C_x$  and  $C_y$  against the angle of incidence „ $\alpha$ “ of the fuselage, defined by its longitudinal axis, or its upper spar and the direction of airflow.

Figures 209 and 212 show the results of the experiments on fuselages, first with a net, and then with a close plate, replacing the radiator.

A smaller drag has been obtained at the great velocities, when using a net.

### Figures.

Fig. 201. The scheme of the test of aeroplane bodies on balances „Г“ in the wind channel No.2.

Fig. 202. Scheme of the test of the aeroplane bodies on wire suspension.

Fig. 203. Scheme of the arrangement of aeroplane bodies on the wire suspension in the channel No.2.

Fig. 204 — 212. Fuselages.

Fig. 213 — 215. Boats.

## Chapter VIII.

### Tests on Struts.

Old experiments with struts have been brought forward long ago. However, nearly all these experiments were made in the wind channel No.1 on cutted out pieces of struts of 295 mm of length and a chord attaining mostly 300 mm.

Comparison of these experimental data with those, obtained in normal wind channels, shows, that the two dimensional wind channel gives great deviations from normal wind channels. Fig. 217 gives the results of test made in our wind channels Nos. 1 and 3 on struts, tested in America (NACA, Report No. 137, strut No. 2). This strut was first of a length of 1,472 m, but gradually was cut shorter. The less drag has been obtained by Americans. Our curves run a little higher, than those of Americans. The gradual cutting short of the strut increased its drag. The wind channel No. 1 (full line) has shown the greatest drag. The coincidence of the

American experiments with ours must be acknowledged quite satisfactory especially if we notice, that the Americans placed the strut in front of a big bar, running across the stream and diminishing indubitably the velocity of the airflow.

This research shows, that performance data, obtained in the wind channel No. 1 can not be directly transported on long aeroplane struts and can be used only as comparative ones. But as we meet the same aerodynamical conditions in constructing different struts and inlet valves in channels and airducts, we still give here the results of the investigations, made in the wind channel No. 1 (see fig. 221 — 252).

Among them the fig. 221 represents a strut, offered by G. I. Loukianow. It consists of two pieces, which during the experiments could be set in different distances one of another so, that a scissure is formed between them. Experiments have shown, that, though these pieces were moved asunder, the drag of the strut did not change. The moment of inertia of the section is then growing and such a strut can be made equally strong in the direction of the flight as well as in a perpendicular one.

Investigations of long struts in a normal way are shown on figures 218, 219 and 220.

#### Figures.

Fig. 216. Section of the strut tested in CAHI and in America (see NACA, report No.137, strut No.2).

Fig. 217. Results of experiments with the strut fig. 216, made in our channels Nos. 1 and 3 and in America.

Fig. 218. Testing of the strut with fittings.

Fig. 219. Testing of the elliptical steel strut.

Fig. 220. Testing of the stream line steel strut.

Fig. 221. Experiments in the wind channel No.1 with G. I. Loukianow's slotted strut.

Fig. 222 — 252. Struts tested in the wind channel No.1.

### Chapter IX.

#### Tests on cables and streamline wires.

Cables and streamline wires are tested in our Laboratory by means of a special apparatus (see fig. 253), placed in the wind channel No. 1, working in that case as an ordinary wind channel. The results of these investigations coincide with the experimental data of other laboratories. Details on tested models become clear from the inscriptions under the diagrams.

#### Figures.

Fig. 253. Apparatus for testing of streamline wires and cables on the drag. The wind channel No.1.

Fig. 254. Testing of an iron wire, slightly covered by rust, with 0,57 mm diameter.

Fig. 255. Testing of a steel, unpolished wire with 1,25 mm diameter.

Fig. 256. Testing of a clean steel wire with 1,5 mm diameter.

- Fig. 257. Testing of a steel wire, slightly covered by rust with 2,15 mm diameter.  
 Fig. 258. Testing of a polished steel wire with 5,03 mm diameter.  
 Fig. 259. Testing of a cable with 6 mm diameter.  
 Fig. 260. Testing of a smooth steel tube with 6,15 mm diameter.  
 Fig. 261. Testing of a smooth copper rod, with 7,06 mm diameter.  
 Fig. 262. Testing of a smooth steel tube with 11 mm diameter.  
 Fig. 263. Testing of a smooth steel tube with 20 mm diameter.  
 Fig. 264. Testing of a smooth steel tube with 22 mm diameter.  
 Fig. 265. Testing of ordinary bobbin-cotton threads, used for suspending the small models in wind channels, with 0,52 mm diameter.  
 Fig. 266.  
 Fig. 267. Testing of a cable with 3,3 mm diameter. Twisting of twelve wires with 0,7 mm diameter on a hemp middle fibre.  
 Fig. 268. Testing of a cable with a diameter equal to 3,75 mm. Twisting of six strings.  
 Fig. 269. Testing of a cable with a diameter equal to 10 mm. Twisting of six strings.  
 Fig. 270. Testing of a faired cable with a diameter 10 mm.  
 Fig. 271. Testing of a steel streamline wire of dimensions  $6,7 \times 2,0$  mm.  
 Fig. 272. Testing of a steel streamline wire of the dimensions  $9,0 \times 2,5$  mm.  
 Fig. 273. Testing of a steel streamline wire of the dimensions  $11,5 \times 3,0$  mm.  
 Fig. 274. Testing of a steel streamline wire of the dimensions  $14,2 \times 3,6$  mm.  
 Fig. 275. Testing of a steel streamline wire of the dimensions  $16,6 \times 4,2$  mm.  
 Fig. 276. Testing of turn-buckles.

## Chapter X.

### Tests on the aeroplane undercarriage skis and wheels.

A large investigation, concerning skis, which has been undertaken in CAHI, from an aerodynamical point of view, is here exposed. The winter being snowy and lasting, skis are of great interest for USSR.

Experiments are brought forward partly on small models and partly on full-scale skis. Fig. 277 and 278 represent balances for measuring forces and moments, applied for small models. The experiment because of the small dimensions of the models, was made in the wind channel No. 1, working as an ordinary wind channel. Determined have been the coefficients  $C_y$ ,  $C_x$  and the coefficients of the pitching moment of the skis.

$$C_m = \frac{M}{\rho S V^2 L},$$

where  $S$  is the area of the middle section and  $L$ —the length of the skii. The other designations are the same as previous ones. In addition to these models, full scale aeroplane skis have been tested in the second experiment section of the wind channel No. 3 by means of a wire suspension, for the determination of the coefficient  $C_x$ , and on the balance, represented on the fig. 280, for determination of  $C_m$ .

On the diagram fig. 310 the drag coefficient of the skii is plotted against the characteristic of the experiment (scale effect), calculated according to the formula  $V/\sqrt{S}$ , where the mean breadth of the middle

section is taken as a linear value; as a result of this, we obtained curves of the drag, depending on Reynold's numbers. The upper curves give the drag of the skii with pillars and the inferior one shows only the drag of the body of the skii. The diagram shows, that in spite of the diversity of the tested skiis they all give a very proximate drag. Further we found the drag of the elastic feathering ties, adapted for the adjustment of the skiis, (see fig. 311 and 312). It appeared, that the drag of the feebly strained tie, oscillating in the flow, is visibly greater. In conclusion are given the results of the experiments with aeroplane wheels.

### Figures.

Fig. 277. Aerodynamical balances for testing of small models of aeroplane undercarriage skiis.

Fig. 278. Aerodynamical balances for determining the pitching moment of small models of skiis.

Fig. 279. Full scale aeroplane undercarriage skii on a wire suspension in the second part of the wind channel No.3. Diameter of the channel 2,25 mm.

Fig. 280. Balances for determining the pitching moment of full scale skiis. The wind channel No.3, second experiment section.

Fig. 281. The drag of the model of broad a skii No.10 at different velocities.

Fig. 282. The lift and drag of the model skii No.10 at different angles of incidence. The average velocity of the flow was 20 mm. p. sec.

Fig. 283. Pitching moment for the model skii No.10.

Fig. 284. Drag of the model skii No.11 at different velocities.

Fig. 285. " " " " " No.12 " " "

Fig. 286. " " " " " No.13 " " "

Fig. 287. " " " " " No.14 " " "

Fig. 288. " " " " " No.15 " " "

Fig. 289. Lift and drag of the model skii No.15 at different angles of incidence. The average velocity of the airflow was 30 m. p. sec.

Fig. 290. Pitching moment of the model skii No.15. The average velocity of the airflow was 24 m. p. sec.

Fig. 291. Pitching moment of the model skii No.15 at the ang'e of incidence 5° and at different velocities.

Fig. 292. Drag of the model skii No.16 at different velocities.

Fig. 293. Lift and drag of the model skii No.16 at different angles of incidence.

Fig. 294. Pitching moment of the model skii No.16.

Fig. 295. Drag of the model skii No.17 at different velocities.

Fig. 296. " " " " " No.18 " " "

Fig. 297. Lift and drag of the model skii No.18.

Fig. 298. Pitching moment of the model skii No.18.

Fig. 299. Drag of the model skii No.19 at different velocities.

Fig. 300. Lift and drag of the model skii No.19 at different angles of incidence.

Fig. 301. Pitching moment of the model skii No.19.

Fig. 302. Drag of the model skii No.20 at different velocities.

Fig. 303. Drag of the model skii No.24 with a streamline pillar and without it at different angles of incidence.

Fig. 304. Drag of the full scale skii No.21 against velocity of the airflow.

Fig. 305. Pitching moment of the full scale skii No.21 against angles of incidence.

Fig. 306. Drag of the full scale skii No.21 at different velocities. Effect of fairing on the drag.

Fig. 307. Pitching moment of the full scale skii No.22 at different anglers of incidence.

Fig. 308. Drag of the full scale metal skii No.23 at different velocities.

Fig 309. Full scale metal skii No.23 at different angles of incidence.

Fig. 310. Summary diagram of experimental data of skiis on drag against VI.

Fig. 311. Drag of an elastic skii-tie of rubber schock-absorbing cord with 10,5 mm. diameter.

Fig. 312. Drag of an elastic skii-tie of rubber schock-absorbing cord with 12,2 mm. diameter and with a preserving wire 2 mm. diameter. The vibrating tie shows more resistance.

Fig. 313. Drag of aeroplane wheel No.1 (full scale) at different velocities.

Fig. 314. " " " " No.2 " " " " " "

Fig. 315. Testing of aeroplane wheels in the second experiment section of the wind channel No.3 (diameter 2,25 mm.) on wire suspension.

## Chapter XI.

### Tests on model aeroplanes.

In this work we are describing several investigations on models of aeroplanes.

Firstly we used small models, but soon it became clear, that experiments with them are not reliable enough, because of the small value of the Reynold's numbers obtained.

As soon as the construction of the wind channel No. 3, possessing a second experiment section with a diameter of 2,25 mm has been accomplished, the model tests on stability have been transported there and were brought forward on models twice the size, than those tested in the wind channel No. 2. Therefore some of the tested models are described under double numbers.

For the determination of the moments of statical stability and controllability, the simplest one-component balances were used. On fig. 321 and 336 are represented schemes of tests for studying the longitudinal stability of aeroplanes (pitching moment).

Fig. 344 gives a scheme of a test arrangement for determination of the rolling moment, and fig. 351 — 352 — a scheme for the yawing moment. By calculating experimental data, corrections have been made on the obliquity of the flow, the interference of the wind channel and on the resistance of the thread, by means of which the moments were measured. The conventional length, equal to the distance from the end of the first third of the chord of the upper wing to the same end of the middle chord of the horizontal tailplane, is taken as the characteristical length „L“ in the formula for coefficients of all moments:

$$C_m = \frac{M}{\rho S V^2 L}.$$

The testing of each model began by choosing the control planes and their setting angles, which were necessary for the solution of problems, proposed by the constructors.

Therefore, several investigations of hinge moments of the elevators and ailerons have been made, and the compensators, necessary for their balancing, were chosen.

Ever research has usually contained the study of the statical stability of the aeroplane and its controllability at diverse flying positions.

Finally tests have been made on the lift and drag of the model.

Supposing that the inscriptions under the figures inform in detail on the contents of diagrams, communicated in this book, we shall not expose in that Summary the often very complicated laboratory life of each model.

In conclusion, we give in this chapter the results of the investigations on a stuffed crow in the wind channel No. 2. We see, that this bird has shown itself a sufficiently imperfect glider, a fact, which can be easily explained by the difference in the functions of its flapping wings and those of the aeroplane.

### Figures.

- Fig. 316. General view of the model aeroplane No.8.  
 Fig. 317. Photograph " " " " No.8.  
 Fig. 318. Lilienthal curve and the curve  $C_y$  against  $\alpha$ , for the model aeroplane No.8 without undercarriage.  
 Fig. 319. Lilienthal curve and the curve  $C_y$  against  $\alpha$ , for the model aeroplane No.8 without undercarriage and control planes.  
 Fig. 320. Fork with centers for experiments on the longitudinal stability.  
 Fig. 321. Scheme of the experiment with the longitudinal stability of model aeroplanes.  
 Fig. 322. Pitching moment of the model aeroplane No.8 at two different positions of the centre of gravity.  
 Fig. 323. Pitching moment of the model aeroplane No.8 with a turned over  $180^\circ$  tailplane and elevator.  
 Fig. 324. The model aerofoil with different ailerons.  
 Fig. 325. Hinge moment of the aileron of the model aerofoil fig. 324.  
 Fig. 326. " " of balanced ailerons of the Avro type.  
 Fig. 327. " " of the first aileron with a side compensator.  
 Fig. 328. " " of the second aileron with a side compensator at two different angles of incidence  $\alpha = 0^\circ$  and  $14^\circ$ .  
 Fig. 329. General view of the model aeroplane No.18.  
 Fig. 330. Photograph of the model aeroplane No.18.  
 Fig. 331. Photograph of the tail-unit of the model aeroplane No.18.  
 Fig. 332. Tailplane and elevator of the model aeroplane No.18.  
 Fig. 333. Hinge moment of the elevator to the fig. 332.  
 Fig. 334. General view of the fin and rudder of the model No.18.  
 Fig. 335. Hinge moment of the rudder at two different settings of the mobil fin.  
 Fig. 336. The "centre apparatus" for the second working section of the wind channel No.3.  
 Fig. 337. Pitching moment of the model No.18 at three different elevator angles  $3^\circ$ ,  $0^\circ$  and  $6^\circ$ .  
 Fig. 338. Hinge moment of the elevator at different angles of incidence of the model aeroplane and at corresponding elevator angles.  
 Fig. 339. Pitching moment of the model aeroplane No.18.  
 Fig. 340. Pitching moment of the model aeroplane No.18 with the axis of rotation brought forward.





- Fig. 377. Yawing moment of the model aeroplane No.6.  
Fig. 378. Tailplane with elevator of the model aeroplane No.6.  
Fig. 379. Lilienthal and  $C_y$  against  $\alpha$  curves for an isolated tail unit of the fig. 378.  
Fig. 380. Curves  $C_y$  against  $\alpha$  at different elevator angles of the isolated tail unit.  
Fig. 381. Lilienthal curves at different positive elevator angles of the isolated tail unit, fig. 378.  
Fig. 382. Lilienthal curves at different negative elevator angles of the isolated tail unit, fig. 378.  
Fig. 383.  $C_y/C_x$  coefficient curve for the tail unit fig. 378 at different elevator angles.  
Fig. 384. General view of the model aeroplane No.7.  
Fig. 385. Photograph of the model aeroplane No.7.  
Fig. 386. Lilienthal and  $C_y$  against  $\alpha$  curves of the model aeroplane No.7.  
Fig. 387. Pitching moment of the model aeroplane No.7 for three different settings of the tailplane.  
Fig. 388. Drag against velocity of the fuselage of the aeroplane No.7 with fittings removed.  
Fig. 389. Drag and lift against angles of incidence of the body of the aeroplane No.7 with fittings removed.  
Fig. 390. Drag against velocity of the body of the model aeroplane No.7, supplied with all fittings.  
Fig. 391. Drag and lift against angles of incidence of the model aeroplane No.19. supplied with all fittings.  
Fig. 392. General view of the model aeroplane No.19.  
Fig. 393. Photograph of the model aeroplane No.19.  
Fig. 394. Pitching moment of the model aeroplane No.19 with three different positions of the centre of gravity.  
Fig. 395. Pitching moment of the model aeroplane No.19 with three different elevator angles.  
Fig. 396. Tailplane with elevator of the model aeroplane No.19.  
Fig. 397. Hinge moment of the elevator of the model aeroplane No.19.  
Fig. 398. Yawing moment of the model aeroplane No.19 at two different positions of the rudder.  
Fig. 399. General view of the model aeroplane No.9.  
Fig. 400. Photograph of the model aeroplane No.9.  
Fig. 401. Pitching moment of the model aeroplane No.9.  
Fig. 402. Yawing moment of the model aeroplane No.9.  
Fig. 403. General view of the model aeroplane No.20.  
Fig. 404. Photograph of the model aeroplane No.20.  
Fig. 405. Pitching moment of the model aeroplane No.20.  
Fig. 406. Yawing moment of the model aeroplane No.20.  
Fig. 407. General view of the model glider No.10.  
Fig. 408. Photograph of the model glider No.10.  
Fig. 409. Photograph of the model glider No.10.  
Fig. 410. Lilienthal curve and  $C_y$  curve against  $\alpha$  for the model glider No.10.  
Fig. 411. Pitching moment of the model glider No.10 at different elevator setting angles  $\delta = 0^\circ, \pm 15^\circ$ .  
Fig. 412. Aileron with side compensator for the model aeroplane No.12.  
Fig. 413. Model aerofoil with aileron. Determining of the hinge moment of the aileron.  
Fig. 414. Hinge moments of the aileron with different areas of the side compensator.  
Fig. 415. Tailplane with elevator of the model aeroplane No.12.  
Fig. 416. Hinge moment of the tail unit of the model No.12, with different areas of the side compensators, see fig. 415.  
Fig. 417. Arrangement of the tail unit model for determining the hinge moment of the elevator of the aeroplane No.12.

- Fig. 418. Rudder of the model aeroplane No.12.  
Fig. 419. Hinge moment of the rudder of the model aeroplane No.12.  
Fig. 420. Drag of the nacelle for engine against the speed of the flight.  
Fig. 421. General view of the model aeroplane No.12.  
Fig. 422. Photograph of the model aeroplane No.12.  
Fig. 423. Pitching moment of the model aeroplane No.12 with two settings of the tailplane. Preliminary experiments in the wind channel No.3 without honeycomb.  
Fig. 424. Pitching moment of the model aeroplane No.12 for three elevator angles. Wind channel No.3 with the honeycomb.  
Fig. 425. Horizontal tail unit (2nd specimen) of aeroplane No.12.  
Fig. 426. Hinge moment of the elevator with different areas of the side compensator. See fig. 425.  
Fig. 427. Yawing moment of the model aeroplane No.12.  
Fig. 428. General view of the model aeroplane No.14.  
Fig. 429. Photograph of the model aeroplane No.14.  
Fig. 430. General view of the model aeroplane No.16.  
Fig. 431. Photograph of the model aeroplane No.16.  
Fig. 432. Lilienthal and  $C_y$  against  $\alpha$  curves of the model aeroplane No.14 (monoplane).  
Fig. 433. Lilienthal and  $C_y$  against  $\alpha$  curves of the model aeroplane No.16 (biplane).  
Fig. 434. Model aeroplane No.4.  
Fig. 435. General view of the model aeroplane No.17.  
Fig. 436. Photograph of the model aeroplane No.17.  
Fig. 437. Drag of the first type of aeroplane body of the model No.17 against velocity.  
Fig. 438. Lift and drag of the first type of the aeroplane body for the model No.17 against angles of incidence.  
Fig. 439. Drag of the second type of the aeroplane body for the model No.17 against velocity.  
Fig. 440. Lift and drag of the second type of the aeroplane body for the model No.17 against angles of incidence.  
Fig. 441. Lilienthal and  $C_y$  against  $\alpha$  curves of the model aeroplane No.17.  
Fig. 442. Arrangement of the model aeroplane No.17 on a fork for determining of the pitching moment.  
Fig. 443. Pitching moment of the model aeroplane No.17 with three different positions of the centre of gravity.  
Fig. 444. Pitching moment of the model aeroplane No.17 with two different centres of gravity and with elevator, turned aside.  
Fig. 445. Tailplane with elevator of the model aeroplane No.17.  
Fig. 446. Hinge moment of the model aeroplane No.17.  
Fig. 447. Yawing moment of the model aeroplane No.17.  
Fig. 448. General view of the model aeroplane No.23.  
Fig. 449. Photograph of the model aeroplane No.23.  
Fig. 450. Model aerofoil with aileron of the model aeroplane No.23.  
Fig. 451. Hinge moment of the model aeroplane No.23.  
Fig. 452. Tailplane with elevator of the model aeroplane No.23. A body for adjusting the model in the wind channel (see fig. 417).  
Fig. 453. Hinge moment of the elevator of the model aeroplane No.23.  
Fig. 454. Fin and rudder of the model aeroplane No.23.  
Fig. 455. Hinge moment of the rudder of the model aeroplane No.23.  
Fig. 456. Pitching moment of the model aeroplane No.23 for three different elevator angles.  
Fig. 457. Yawing moment of the model aeroplane No.23 for two different rudder angles.

Fig. 458. Stuffed crow in the wind channel No.2.

Fig. 459. Drawing of the crow tested in the wind channel No.2.

Fig. 460.  $C_y$ ,  $C_x$  and  $C / C_x$  for the stuffed crow at two different velocities 9,5 m p. sec. and 12,5 m p. sec.

## Chapter XII.

### Tests on model aerostats.

Tests on aerostats were brought forward in very small proportions. Here are described experiments with kite balloons and with two models of airships.

The lift and drag of models of hulls for kite balloons with two different forms of fins are shown on figures No. 461 — 465.

Further are given the results of investigation of two airship hulls (see fig. Nos. 467 — 470) and the pitching moment (see fig. 471) for the hull fig. 469 with fins. The results of the investigations of the experimental airship „Himik Rezintchik“, constructed with the participation of CAHI, are shown on fig. Nos. 472 — 476.

The details of these tests are seen in diagrams.

### Figures.

Fig. 461. Drag and lift against  $\alpha$  and Lilienthal curve for the hull of a kite-balloon without fins.

Fig. 462. Drag and lift against  $\alpha$  and Lilienthal curve for the model of the kite-balloon with small fins.

Fig. 463. Drag and lift against  $\alpha$  and Lilienthal curve for the model of a kite-balloon with fins of a middle size.

Fig. 464. Drag and lift against  $\alpha$  and Lilienthal curve for the model of a kite-balloon with large fins.

Fig. 465. Drag and lift against  $\alpha$  and Lilienthal curve for the model of a kite-balloon with ribbed fins.

Fig. 466. Pitching moment for the model of the kite-balloon with ribbed fins, relatively to the axis of rotation A.

Fig. 467. Airship hull model without fins.

Fig. 468. Drag against  $V$  for the airship model without fins (see fig. 467).

Fig. 469. Airship hull model with fins.

Fig. 470. Drag and lift against  $\alpha$  of the airship hull model with fins (see fig. 469).

Fig. 471. Pitching moment of the airship model.

Fig. 472. Model of the airship „Krasny Himik Rezintchik“ (Red Chemist Caoutchouc Maker“).

Fig. 473. Lift and drag against  $\alpha$  for the model of the airship „Himik Rezintchik“.

Fig. 474. Lilienthal curve for the model of the airship „Himik Rezintchik“.

Fig. 475. Pitching moment of the airship model „Himik Rezintchik“ at different angles of incidence.

Fig. 476. Vector of the coefficient of the total aerodynamical pressure of the airship model „Himik Rezintchik“.

## Chapter XIII.

### Study of the aerodynamical pressure distribution on the surface of bodies.

These investigations have been brought forward by different methods. Firstly hollow models have been used (see fig. 477) afterwards — drained ones (see fig. 482, 483, 484) and finally models with knobs (see fig. 485).

For measuring the statical pressure was firstly used the disk of Ser (fig. 478); afterwards the nozzle of Niffer (see fig. 479), the aerodynamical hook (see fig. 481) and our Laboratory's nozzle, composed of a tube, winded round with muslin (see fig. 480). Lately, however, we used the method of holes in the walls of the tubes and took the statical pressure from the reservoir R, communicating with three of these holes  $S_1$ ,  $S_2$  and  $S_3$ .

Usually, these tests were made with the help of the battery manometer (see fig. 482—484).

Because of the complexity of all described ways of pressure measuring, a new method has been proposed by B. N. Juriew. A special nozzle, represented on fig. 486 and 487, is applied to the examined point of the model. It consists of a thin hollow showel, with small holes on its end. During the experiment this showel is placed strictly in the plane of the flow. Moving such a nozzle along the surface of the model, with the help of a special coordinating apparatus, we obtain with a fairly great accuracy the value of the pressure in the examined points. As is shown by comparative experiments, the divergency of results obtained with help of drainage and those, made with the nozzle of B. N. Juriew is so insignificant, that it makes it possible to use the last for practical purposes. Therefore the realization of such investigations becomes much cheaper.

Pictures of pressure distribution, shown in this book are, however, obtained or by means of drainage,—experiments with the wind pressure on roofs of buildings (see fig. 488, 489 and 490) or by means of knobs—experiments with an aerofoil (see fig. 493, 494, 495).

The wind pressure on roofs of buildings has been very systematically studied by engineers K. A. Bounkin and A. M. Tcheremukhin, and will be published in one of the reports of CAHI.

### Figures.

Fig. 477. Scheme of investigation of model aerofoil by method of holes, S-measurer of statical pressure, m — manometer for pressure measurements, m' — manometer, measuring the air velocity with the help of the Pitot tube P.

Fig. 478. Ser's nozzle for measuring statical pressure in the airflow.

Fig. 479. Niffer's nozzle for measuring statical pressure in the airflow.

Fig. 480. Simplified Niffer's nozzle, adapted in the Prof. Joukowski's Laboratory.

Fig. 481. Aerodynamical hook, used for determining the statical pressure in the moving air.

Fig. 482. Scheme of the experiment for studying the pressure distribution on the roof of a building.

Fig. 483. Drained model of a building.

Fig. 484. Battery manometer with eleven tubes. Experiment with a model with 137 draining tubes.

Fig. 485. Determining of pressure on an aerofoil by method of knobs.

Fig. 486. B. N. Juriew's instrument for determining the pressure on the model in each of its points.

Fig. 487. Different specimens of the above instrument (see fig. 486).

Fig. 488. A. M. Tcheremukhin and K. A. Bounkin's experiments on the wind pressure distribution on the roof of a building (dotted lines refer to the section AB, full lines — to CD).

Fig. 489. Pressure distribution on the building of the New Aerodynamical Laboratory of CAHI. It is given by method of sections

Fig. 490. Pressure of the wind on the simplest model of a building represented by method of isobars (curves of equal pressure).

Fig. 491. Representation of the pressure distribution on an aerofoil by method of sections.

Fig. 492. Representation of the pressure distribution on an aerofoil by method of chords. Dependence between the force, perpendicular to the chord, and the area of the limited curved pressure.

Fig. 493. Drawing of an aerofoil, tested on the pressure distribution by method of knobs.

Fig. 494. Pressure distribution on the aerofoil fig. 493 for the angles of incidence equal to  $+14^\circ$  and  $+2^\circ$ .

Fig. 495. Pressure distribution on the aerofoil No. 493 for the angles of incidence equal to  $-4^\circ$  and  $-7^\circ$ .

## TABLE OF CONTENTS.

---

	Page
Preface . . . . .	3
Chapter I. History of the Aerodynamical Laboratory N. E. Joukowsky Memorial . . . . .	5
Chapter II. Description of the Aerodynamical Laboratory N. E. Joukowsky Memorial . . . . .	21
Chapter III. Fundamental methods and apparatus, adapted in the Aerodynamical Laboratory N. E. Joukowsky Memorial . . . . .	34
Chapter IV. Methods of testing of aerofoil models . . . . .	50
Chapter V. On the present day accuracy of aerodynamical investigations . . . . .	68
Chapter VI. Testing of aerofoils . . . . .	94
Chapter VII. Testing of fuselages . . . . .	197
Chapter VIII. Testing of struts . . . . .	206
Chapter IX. Testing of cables and streamline wires . . . . .	216
Chapter X. Testing of aeroplane undercarriage skis and wheels . . . . .	227
Chapter XI. Tests on model aeroplanes . . . . .	255
Chapter XII. Tests on aerostats . . . . .	372
Chapter XIII. Study of aerodynamical pressure distribution on the surfaces of bodies . . . . .	382
Summary . . . . .	398

---

## ОГЛАВЛЕНИЕ.

	Стр.
Предисловие . . . . .	3
Глава I. История Аэродинамической Лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского . . . . .	5
Глава II. Описание Аэродинамической Лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского . . . . .	21
Глава III. Основные методы и аппараты, применяющиеся в Аэродинамической Лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского . . . . .	34
Глава IV. Методы испытания моделей крыльев . . . . .	50
Глава V. О современной точности аэродинамических исследований . . . . .	68
Глава VI. Испытания крыльев . . . . .	94
Глава VII. Испытания фюзеляжей . . . . .	297
Глава VIII. Испытания стоек . . . . .	203
Глава IX. Испытания троссов, проволок, лент и пр. . . . .	216
Глава X. Испытания аэропланов, лыж и колес . . . . .	227
Глава XI. Испытания моделей самолетов . . . . .	255
Глава XII. Испытания моделей аэростатов . . . . .	372
Глава XIII. Изучение распределения аэродинамического давления по поверх- ности тел . . . . .	382
Summary . . . . .	398

Труды Центрального Аэро-Гидродинамического Института

Выпуск 33



В книге Б. Юрьева и Н. Лесниковой  
 Аэродинамические исследования  
 Труды Ц. А. Г. И. выпуск 33  
 следует исправить:

<i>Стран.</i>	<i>Строка</i>	<i>Напечатано</i>	<i>Должно быть</i>
36	10 сверху	М	М <sub>y</sub>
118	—	Фиг. 86.	Фиг. 87.
118	—	Фиг. 87.	Фиг. 86.
258	7 сверху	положе-	положениях центра тяжести,
259	фиг. 318	—	Заменить чертежом с фиг. 441 со стр. 357
357	фиг. 441	—	Заменить чертежом с фиг. 318 со стр. 259

