

## ГЛАВА XIII.

### ПОДСЧЕТ ОСНОВНЫХ СВОЙСТВ ПЛАНЕРА НА РАЗНЫХ УГЛАХ АТАКИ.

Этот подсчет дает картину поведения планера в воздухе, как в прямолинейном полете, так и на вираже. Чтобы эту картину получить возможно более точной, подсчет лучше производить, располагая уже более точной полярной аппаратурой, т.-е. полярной, исправленной влиянием горизонтального оперения, а также—и более точной цифрой нагрузки  $p$  на крылья, следовательно, после расчета органов управления и расчета на прочность, когда известны размеры всех деталей и можно подсчитать точный вес всего аппарата.

#### 1. Исправление полярной аппаратуры влиянием горизонтального оперения.

До сих пор при построении полярной всего планера мы считали, что 1) подъемную силу дают только крылья и 2) что лобовое сопротивление прочих частей постоянно. Теперь мы можем уточнить полярную переменными на различных углах атаки силами полного сопротивления горизонтального оперения. При тех больших размерах гориз. оперения которыми обладают обычно планеры, такая поправка является весьма существенной. Чтобы знать величины этой поправки на различных углах атаки, достаточно построить полярную горизонтального оперения, но не для закрепленного в одном положении руля, а для тех его положений, какие требуются для удержания аппарата на различных углах атаки.

##### *а) Построение полярной горизонтального оперения.*

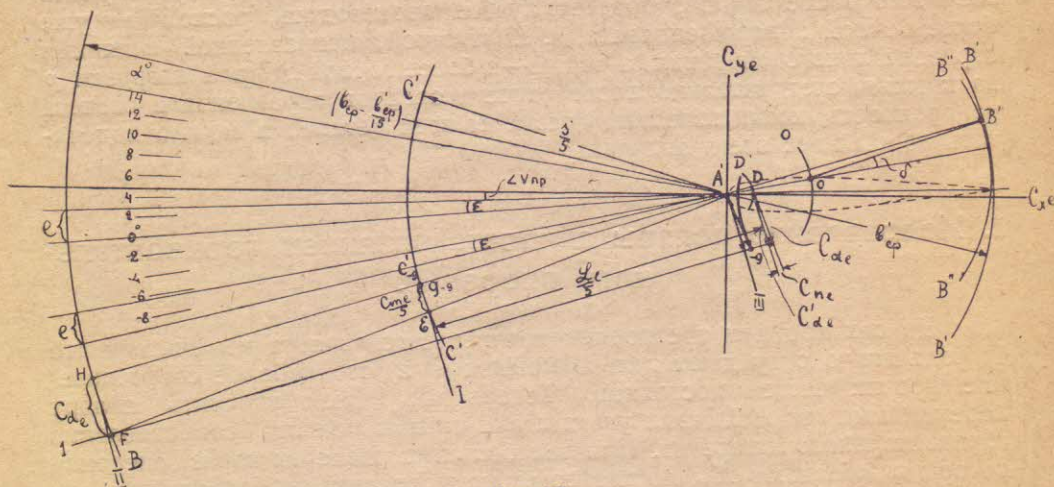
Для построения такой полярной пользуемся кривой— $C_{me}$  (фиг. 73) моментов, которые должно давать для равновесия горизонтальное оперение, а кроме того, тем же графическим приемом, которым мы уже пользовались для построения кривой моментов  $C_{me}$  по полярной оперения (в данном случае—задача обратная, т.-е. по кривой ( $-C_{me}$ ) надо построить полярную).

В том же масштабе, что и на фиг. 71 и 77 строим симметричный профиль горизонтального оперения (фиг. 85)<sup>1)</sup>, но так как на полярной оперения мы хотим теперь разметить углы атаки не оперения, а крыльев, то за начальное положение профиля, показанное на фиг. 85 пунктиром, принимаем его положение при нулевом угле атаки крыльев (напомним, что соответствующий угол атаки оперения определяется по совмещенным

<sup>1)</sup> Достаточно построить только хорду условного прямоугольного оперения ( $b'_{op}$ ).



масштабам тех и других углов, см. фиг. 73, угол „V“ продольного). Строим для этого положения оперения центр тяжести планера  $C_0$ , для чего, проводим луч  $A'O^\circ$  (под углом  $\varepsilon$  к хорде  $b'_{cp}$ , см. фиг. 68) и дугу  $C'$ , которую описывает центр тяжести при изменении углов атаки (за неизменением места, на черт. 85 проводим дугу  $C'$  радиусом в 5 раз меньшим,  $A'C' = \frac{S'}{5}$ ). По нулевому лучу  $A'O^\circ$ , строим и размечаем весь пучек остальных лучей, лучи эти соответствуют теперь углам атаки крыльев, следовательно, весь пучек окажется повернутым относительно пучка фигуры 71 на угол между хордами горизонтального оперения и крыльев (угол „V“ продольного). Проводим далее радиусом  $A'B'$  дугу  $B'$ , которую описывает задний край оперения вокруг точки  $A'$ , радиусом  $A'O = c$  приводим дугу  $O$ , которую описывает ось вращения руля высоты и радиусом  $A'D = \frac{b'_{cp}}{3}$  приводим дугу  $D'$ , которую описывает центр давления горизонтального оперения, так как счи-

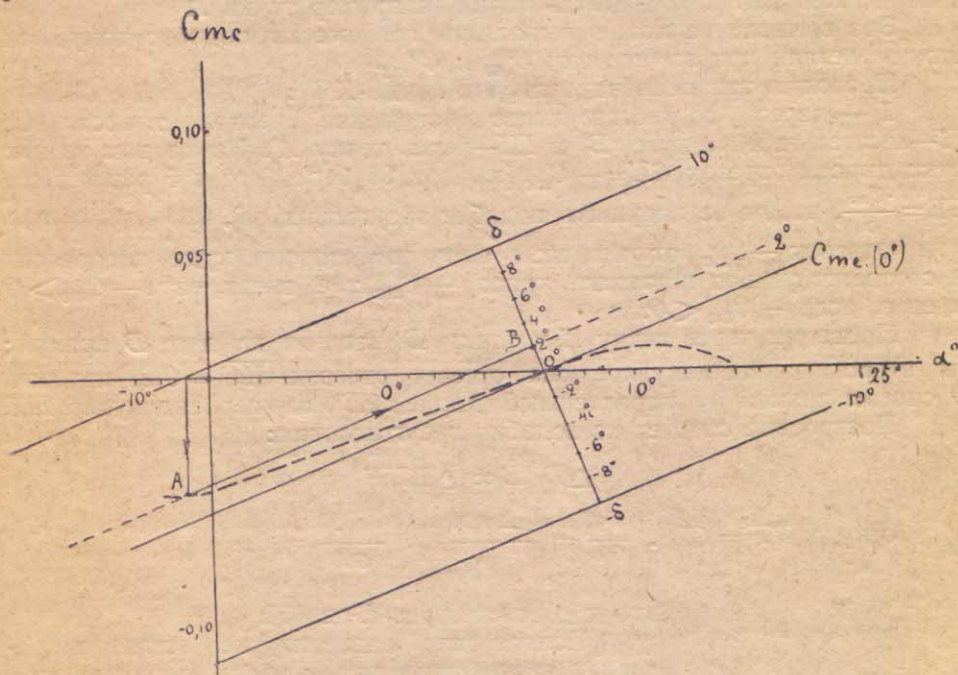


Фиг. 85.

таем, что этот центр давления при разных углах атаки и поворота руля высоты остается приблизительно на расстоянии  $\frac{b'_{cp}}{3}$  от края атаки (на чертеже 85 дугу  $D'$  проводим, как и дугу  $C'$  радиусом в 5 раз меньшим, чтобы не нарушить подобия треугольников, см. ниже), наконец, радиусом  $A'B = b_{cp} - \frac{b'_{cp}}{3}$  (на чертеж. 85  $A'B = b_{cp} - \frac{b'_{cp}}{15}$ ) проводим дугу  $B$ . Строим для некоторого угла атаки новое положение горизонтального стабилизатора (если его нет, то строим положение руля высоты при закреплении его в среднем положении), для этого проводим через  $A'$  прямую под углом  $\varepsilon$  (см. фиг. 68) к соответствующему лучу  $A'C'$  (фиг. 85). Остается выяснить соответствующий угол поворота  $\delta$  руля высоты, для чего обращаемся к кривой моментов —  $C_{mc}$  (фиг. 86). Проводим вертикаль через соответствующее деление оси  $\alpha$ ; на кривой —  $C_{mc}$  эта вертикаль определит точку  $A$ , через которую проводим прямую, параллельную прямой  $C_{mc}$ . Каждая такая прямая выражает изменение момента от горизонтального оперения при закреплении руля высоты в определенном положении, Соответствующий угол  $\delta$  поворота руля высоты определяем, благодаря



тому, что смещения прямой  $C_{me}$  приблизительно пропорциональны этому повороту; таким образом, проводя перпендикуляр к прямой  $C_{me}$ , делим каждый отрезок его между прямыми  $C_{10}$ ,  $C_{me}$  и  $C_{-10}$  на 10 равных частей и размечаем эти деления, начиная с среднего, градусами угла  $\delta$  поворота руля высоты; деление  $B$ , пересеченное соответствующей прямой  $C_{me}$ , укажет нам нужный угол поворота  $\delta$ . Определив угол поворота руля высоты для данного угла атаки крыльев, возвращаемся опять к черт. 85. Строим новое положение руля высоты, откладывая угол его поворота от соответствующего среднего его положения, про-



Фиг. 86.

водим дугу  $B''$  радиусом  $OB'' = b'_{cp} - c$ , которую описывает край руля высоты при его повороте и строим новое положение хорды  $A'B''$ . Считая пока полную силу давления на горизонтальное оперение перпендикулярной к его хорде, проводим перпендикуляр к этой хорде, касательный к дуге  $D$ , тогда перпендикуляр, опущенный из соответствующего положения центра тяжести, определит собой плечо  $L_e$  силы сопротивления горизонтального оперения. На фиг. 85 длина  $GD$  этого перпендикуляра получится в масштабе в 5 раз меньшем, так как во столько же раз мы уменьшили радиусы дуг  $C'$  и  $D'$ . Итак

$$L_e = 5 \cdot \overline{GD}$$

Если момент  $-M_c$  от горизонтального оперения разделить на плечо его  $L_e$ , то получим силу  $R_e$  полного сопротивления горизонтального оперения:

$$R_e = \frac{-M_c}{L_e}$$

Подставляем сюда  $R_e = \rho \cdot C_{xe} \cdot S \cdot V^2$  и  $-M_c = \rho (-C_{me}) S \cdot V^2 \cdot b$ , где  $S$  и  $b_{cp}$ , площадь и средняя хорда крыльев, следовательно, коэф-ты  $C_{xe}$



и ( $-C_{mc}$ ) отнесены к единицам площади и хорды не оперения, а крыльев, что нам и требуется. После сокращения получим:

$$C_{\alpha e} = (-C_{mc}) \frac{b_{cp}}{I_e} = (-C_{mc}) \frac{b_{cp}}{5 \frac{GD}{\pi D}} \dots (151)$$

По этой ф-ле и подсчитываем коэф-ты  $C_{ae}$  поляры оперения, при чем отрезки  $b_{cp}$  и  $\overline{GD}$  должны быть измерены на чертеже в одинаковых единицах. Коэф-т  $C_{ae}$  откладываем по направлению, перпендикулярному к хорде  $A'B''$ , от какой-нибудь точки (например точки  $A'$ ).

Это вычисление можно выполнить графически подобно тому, как это мы делали при вычислении  $C''_m$  и  $C''_{mc}$ .

Проводим три перпендикуляра к хорде  $A'B'$ :

$I$  — через соответствующее положение центра тяжести  $O'$ ,  $II$  — касательный к дуге  $B$  и  $III$  — через точку  $A'$ . На первом из них откладываем отрезок  $GE = -C_{mc}$  (на черт. 85 берем его в 5 раз меньше  $GE = \frac{-C_{mc}}{5}$ , чтобы не нарушить подобие треугольников).

Отрезок  $-C_{mc}$  откладываем в ту же сторону, куда направлена и соответствующая вертикаль кривой  $-C_{mc}$ , т.е. вверх, если  $-C_{mc} > 0$  и вниз, если  $-C_{mc} < 0$ .

Проводим через точку  $E$  и точку  $D$  касания на дуге  $D$  прямую; на втором перпендикуляре она отсечет отрезок  $\overline{HF} = C_{\text{ке}}$ , который и сносим прямой 1, параллельной хорде  $A'B'$ , на перпендикуляр  $III$ .

Построение следует из подобия треугольников:

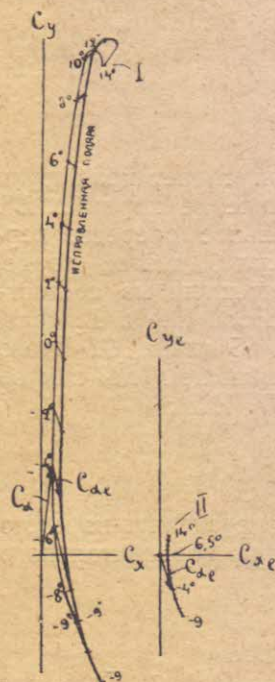
$$\triangle DGE \sim \triangle DHF$$

откуда  $HF = GE$ ,  $\frac{HD}{GD} = \frac{(-C_{mc})}{5}$ ,  $\frac{b_{cp}}{GD} = C_{ae}$

что и соответствует ф-ле 151.

Полная сила давления не всегда направлена перпендикулярно к хорде и может оказаться наклонной вперед или назад; при нулевых же углах атаки и поворота руля, симметричный профиль дает только лобовое сопротивление вдоль хорды и при том наименьшее. Считая (несколько произвольно) эту силу вдоль хорды постоянной, следовательно, равной наименьшему лобовому сопротивлению, и направленной всегда назад, откладываем ее каждый раз по продолжению прямой 1, тогда полная сила давления будет равнодействующей этих двух сил ( $C_{ae} = \sqrt{C_{ae}^{l2} + C_{ne}^2}$ ); у конца ее ставим соответствующий угол атаки крыльев.

Продолая это построение для разных углов атаки, получим, соединяя все концы отрезков  $C_{xe}$ , полярную оперения, отнесенную к  $1 \text{ м}^2$  площади крыльев и с разметкой углов атаки крыльев, и проведя через  $A'$ , прямые  $C_{xe}$  и  $C_{ye}$  по направлению к потоку и перпендикулярно к нему получим оси ее.



Фиг. 87.



б) Сложение полярй горизонтального оперения с полярй остального аппарата.

Имея перед собой (фиг. 87) I—полярй аппарата без горизонтального оперения из фиг. 76 и II—полярй горизонтального оперения с одинаковыми масштабами для  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_{xe}$  и  $C_{ye}$ , складываем первую со второй, прибавляя геометрически  $C_{xe}$  к  $C_x$  при том же угле атаки.

Сравнивая исправленную полярй с неисправленной (фиг. 49), увидим, что после исправления не переместится лишь та точка, при которой оперение дает только лобовое сопротивление (в нашем примере—точка главного летного угла  $6,5^\circ$ ).

Пример весового журнала.

Нервира № 8 (считая от фюзеляжа).

№№ по порядку	Название детали.	Размеры.		Объем см <sup>3</sup> .	Число штук.	Материал.	Удельн. вес $\frac{p}{\text{см}^3}$ (или вес 1 м <sup>3</sup> ).	Вес $p$
		Сечение см <sup>2</sup> (толщина см).	Длина см. (площ. см <sup>2</sup> )					
1	Рейка верхняя . .	$0,7 \times 0,7 = 0,49$	148 см	72,5	1	Сосна	$0,5 \frac{p}{\text{см}^3}$	36,25
2	„ нижняя . .	$0,49 \text{ см}^2$	145	71,1	1	„	„	35,50
3	Стойка . . . . .	„	15,5	7,6	1	„	„	3,80
4	„ . . . . .	„	16,7	8,18	1	„	„	4,10
5	„ . . . . .	„	20,3	9,95	1	„	„	4,98
6	„ . . . . .	„	17,0	8,33	1	„	„	4,17
7	„ . . . . .	„	16,0	7,84	1	„	„	3,92
8	Подкос . . . . .	„	28,0	13,72	1	„	„	6,86
9	„ . . . . .	„	27,5	13,48	1	„	„	6,74
10	„ . . . . .	„	20	9,8	1	„	„	4,91
11	„ . . . . .	„	21	10,59	1	„	„	5,14
12	„ . . . . .	„	15	7,35	1	„	„	3,68
13	Носок . . . . .	0,3 см	126 см <sup>2</sup>	37,8	2	переклейка (березовая)	$0,202 \frac{p}{\text{см}^3}$	15,30
14	Бисквит (накладки)	0,2 см	9,5	1,9	2	„	$0,142$ <sup>1)</sup>	0,54
15	„ . . . . .	„	9,5	1,9	2	„	„	0,54
16	„ . . . . .	„	10	2	2	„	„	0,57
17	„ . . . . .	„	9,5	1,9	2	„	„	0,54
18	„ . . . . .	„	17	3,4	2	„	„	0,96
19	„ . . . . .	„	20,5	4,1	2	„	„	1,16
20	„ . . . . .	„	10	2	2	„	„	0,57
21	„ . . . . .	„	9,5	1,9	2	„	„	0,54
22	„ . . . . .	„	10	2	2	„	„	0,57
23	„ . . . . .	„	9,5	1,9	2	„	„	0,54
24	„ . . . . .	„	15	3	2	„	„	0,85
25	„ . . . . .	„	14,5	2,9	2	„	„	0,82
26	„ . . . . .	„	12	2,4	2	„	„	0,68
27	„ . . . . .	„	10	2	2	„	„	0,57
								144,80 $p \cong$
								$\cong 0,145 \text{ кг}$

<sup>1)</sup> Определено по ф-ле таблицы XVII.



## 2. Подсчет веса планера по размерам его деталей.

Когда выяснены размеры всех деталей, т.-е. после расчета на прочность, подсчитывают вес всего аппарата. Для этого составляют так называемый журнал весов, в который вписывают название деталей, их размеры, объем, материал, удельный вес и умножая объем на удельный вес, получают их вес. Составляя такой журнал отдельно для крыльев, фюзеляжа и т. д. и складывая веса, составляющих эти части деталей, определяют таким образом веса отдельных частей. Складывая веса всех частей и вес пилота, получают полный вес аппарата.

При подсчете веса проволоки, тросов или реек одинакового сечения, удобнее определять количество погонных метров, т.-е. общую длину, а затем множить на вес одного погонного метра. При подсчете веса полотна, фанеры и листового металла, удобнее определять общее количество кв. метров, а затем множить на вес 1 кв. метра соответствующего материала.

Удельные веса, веса погонного и кв. метров даны в таблице XVII <sup>1)</sup>

Точные цифры полного веса и весов отдельных частей дают возможность точно определить нагрузку  $p$  на 1 м<sup>2</sup> крыльев и положение центра тяжести. Если окажется большое расхождение с результатами, полученными нами выше, необходимо соответственно переделать аэродинамический расчет.

Выше приведен пример весового журнала для одной из нервюр свободно несущего крыла.

## 3. Расчет свойств планера в прямолинейном полете.

Интересующие нас свойства планера в прямолинейном полете, т.-е. угол планирования, скорость полета и скорость снижения определяются по известным уже нам формулам:

$$A \begin{cases} \operatorname{tg} \beta = \frac{C_x}{C_y} = \frac{1}{K} = \mu \dots \dots \dots (10) \\ V = \sqrt{\frac{p}{\rho C_x}} \dots \dots \dots (12) \\ V_s = \sqrt{\frac{p}{\rho} \cdot \frac{C_x}{C_y^2}} \dots \dots \dots (13) \end{cases}$$

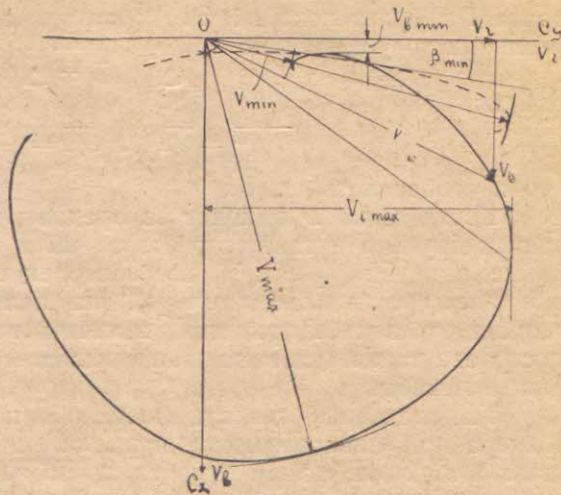
где  $C_x$ ,  $C_y$  и  $C_z = \sqrt{C_x^2 + C_y^2}$  берем для каждого угла атаки из поляры аппарата. Проще, однако, этот же расчет проделать графически при помощи, так называемой, указательницы глиссад.

Построение (фиг. 88) начинаем с поляры всего аппарата, которая будет отличаться от построенной раньше тем, что 1)  $C_x$  и  $C_y$  должны быть в одинаковом масштабе, 2) ось  $C_y$  — горизонтальна, а ось  $C_x$  — вертикальна и направлена вниз. Беря какую-нибудь точку  $C$  на поляре при угле атаки  $\alpha$  и проводя через нее и точку  $O$  прямую, получим

<sup>1)</sup> Удельный вес твердых тел, плавающих в воде (удельный вес которых больше 1), может быть определен с достаточной для практики точностью следующим образом: изготовляем из испытуемого материала брусок постоянного сечения; погружаем его одним концом в воду и придерживая слегка сбоку, заставляем его плавать вертикально. Удельный вес, как не трудно вывести из закона Архимеда, будет равен отношению длины погруженной в воду части к длине всего бруска.



вектор  $OC$ , который, как уже нам известно, по своей величине равен полному сопротивлению планера и образует с осью  $C_y$  угол  $\beta$ , равный углу планирования. Так как ось  $C_y$  в данном случае горизонтальна, прямая  $OC$  и изображает ту наклонную траекторию (глиссаду) планирования, которая соответствует данному углу атаки. Проводя через точку  $O$  прямые для разных углов атаки, получим пучек таких глиссид. Скорости планирования направлены в каждом случае по траектории. Если мы определим для каждого угла атаки скорость планирования по формуле (12) и отложим эти скорости в каком-нибудь масштабе по соответствующим глиссадам, то кривая, проходящая через концы всех таких векторов скоростей и будет указательницей глиссид. Указательницу мы, как и поляр, размечаем углами атаки.



Фиг. 88.

Подсчет скоростей по ф-ле (12) тоже можно заменить геометрическим построением (фиг. 89).

Предварительно из центра  $O$  проводим дуги  $1, 1/2$  и  $1/4$  через соответствующие деления оси  $C_y$ ; откладываем вверх и вниз от точки  $O$  по вертикали отрезки  $\frac{p}{\rho}, \frac{1}{2} \frac{p}{\rho}$  и  $\frac{1}{4} \frac{p}{\rho}$  в некотором масштабе  $\frac{1}{\mu_2}$  и через нижние точки проводим горизонтали  $1, 1/2$  и  $1/4$ , кроме того, откладываем по той же вертикали вниз отрезок  $OA = \frac{1}{C_x} = 1$  в некотором масштабе  $\frac{1}{\mu_2}$ .

Переходим далее к построению величины  $\frac{1}{C_x}$ , для этого соединяем прямыми данную точку  $C$  поляр с точкой  $A$  и с точкой  $O$  и последнюю прямую продолжаем до пересечения с дугой  $1$ ; через полученную точку пересечения  $B$  проводим прямую, параллельную прямой  $AC$ , точка  $D$  и определит на оси  $C_x$  в масштабе  $\frac{1}{\mu_2}$  величину  $\frac{1}{C_x}$ ; в самом деле, из подобия треугольников:

$$\triangle OAC \sim \triangle ODB,$$

имеем

$$OD = OA \cdot \frac{OB}{OC} = 1 \cdot \frac{1}{C_x}, \text{ что и требовалось:}$$

Остается построить величину  $V$ , как среднюю пропорциональную между величинами  $\frac{p}{\rho}$  и  $\frac{1}{C_x}$

$$V^2 = \frac{p}{\rho} \cdot \frac{1}{C_x};$$

для этого отсекаем на горизонтали  $1$  точку  $E$  дугой  $1E$  с центром в  $D$



и радиусом  $D1$ . Соединяем точки  $E$  и  $1$  прямой и полученную таким образом на горизонтали  $O$  точку  $H$  сносим дугой  $HI$  на прямую  $OB$ ; точка  $I$  и будет искомой. Это построение вытекает из подобия прямоугольных треугольников:

$$\triangle OHD \sim \triangle OIH$$

откуда:

$$\overline{OH}^2 = \overline{OD} \cdot \overline{OI} = \frac{1}{C_x} \cdot \frac{p}{\rho} = V^2,$$

что и требовалось.

Когда точка  $D$  выходит за пределы чертежа, для построения пользуемся другими дугами, горизонталями и точками, но имеющими одинаковые пометки  $1/2$  или  $1/4$ , все построение подобно уменьшится вдвое или вчетверо и следовательно, для получения точки указательницы глиссид отрезок  $OI$  придется увеличить во столько же раз. На фиг. 89 построена такая указательница глиссид и даны удобные для построения масштабы.

Указательница глиссид дает нам наглядную картину скоростей планера при равномерном и прямолинейном планировании на разных углах атаки. Мы можем определить по ней для углов атаки, в пределах которых мы располагаем полярой, следующие величины: 1) углы планирования  $\beta$  (фиг. 88), в частности, — наименьший угол планирования  $\beta_{min}$ , проводя касательную к поляре (и к указательнице)<sup>1)</sup>; 2) полные скорости  $V$ , в частности — наибольшую скорость  $V_{max}$  и наименьшую  $V_{min}$  (она же посадочная), проводя две окружности из центра  $O$ , касательные к указательнице; 3) беря слагающие по вертикали, получаем скорости снижения  $V_s$ ; в частности — наименьшую  $V_{s min}$ , проводя горизонтальную касательную к указательнице; 4) беря слагающие по горизонтали, получаем скорости горизонтального перемещения.

Из построения указательницы мы видим, кроме того, что для каждого угла планирования, кроме наименьшего из них, существуют две возможные скорости: большая — с малым углом атаки, и меньшая — с большим углом атаки, соответственно этому, режим полета называется I-м и II-м.

Как мы видим, посадочная и экономическая скорости осуществляются при втором режиме, а пикирование при первом. Полет же с наименьшим углом планирования соответствует как раз границе между этими режимами.

#### 4. Расчет свойств планера на виражах<sup>2)</sup>.

Выведем формулы для различных свойств планера на вираже; такими свойствами являются: 1) радиус поворота  $r$  (радиус цилиндра винтовой линии), 2) угол планирования  $\beta$ , 3) скорость полета  $V$  и 4) скорость снижения  $V_s$ .

Из формул (101), (129) и (128) получим:

$$r = \frac{p \cos^2 \beta}{\rho g C_y \sin \varphi}, \dots \dots \dots (152)$$

т.-е. радиус поворота тем больше, чем меньше углы планирования и крена.

Из формулы (128) получим скорость полета на вираже:

$$V = \sqrt{\frac{p}{\rho C_y}} \cdot \sqrt{\frac{\cos \beta}{\cos \varphi}} \dots \dots \dots (153)$$

<sup>1)</sup> На фиг. 88 указательница построена не совсем правильно: она должна касаться той же прямой  $\beta_{min}$ , что и поляры.

<sup>2)</sup> См. статью автора в № 6 „Научного Приложения“ к „Вестн. Возд. Флота“ за 1925 г.



$$\text{для } V: 1 - \frac{m}{\text{сек.}} \mu_4 = \frac{\mu_2 \cdot \mu_3}{5} m$$




Вынося в формуле (6)  $C_y$  из-под корня и подставляя

$$\frac{C_x}{C_y} = \frac{1}{K} = \mu,$$

получим:

$$C_x = C_y \sqrt{1 + \mu^2}.$$

Определяем отсюда  $C_y$  и подставляем в формулу (153):

$$V = \sqrt{\frac{p}{\rho C_x}} \sqrt{\frac{\cos \beta}{\cos \varphi}} \sqrt[4]{1 + \mu^2} \dots \dots \dots (154)$$

Сравнивая с формулой (12) скорости прямолинейного полета при тех же углах планирования  $\beta$  и атаки  $\alpha$  следовательно, при том же  $C_x$  видим, что на вираже скорость полета больше.

Из ф-л (125), (124) и (102) получим:

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{1}{K \cos \varphi} = \frac{\mu}{\cos \varphi} \dots \dots \dots (155)$$

Сравнивая ее с формулой (10), видим, что и угол планирования на вираже больше, чем в прямолинейном полете.

Наконец, из последних двух выводов следует, что и скорость снижения на вираже меньше, чем в прямолинейном полете, т. к. она есть произведение скорости полета на синус угла планирования (см. фиг. 21):

$$V_s = V \sin \beta = \sqrt{\frac{p}{\rho C_y}} \cdot \sqrt{\frac{\cos \beta}{\cos \varphi}} \cdot \sin \beta \dots \dots \dots (156)$$

В формулы (152), (153) и (156) входит угол планирования  $\beta$ . Пользуясь формулой (155), можно его исключить. В самом деле, из формулы 155 имеем:

$$\cos \beta = \frac{1}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \beta}} = \frac{\cos \varphi}{\sqrt{\cos^2 \varphi + \mu^2}} \dots \dots \dots (157)$$

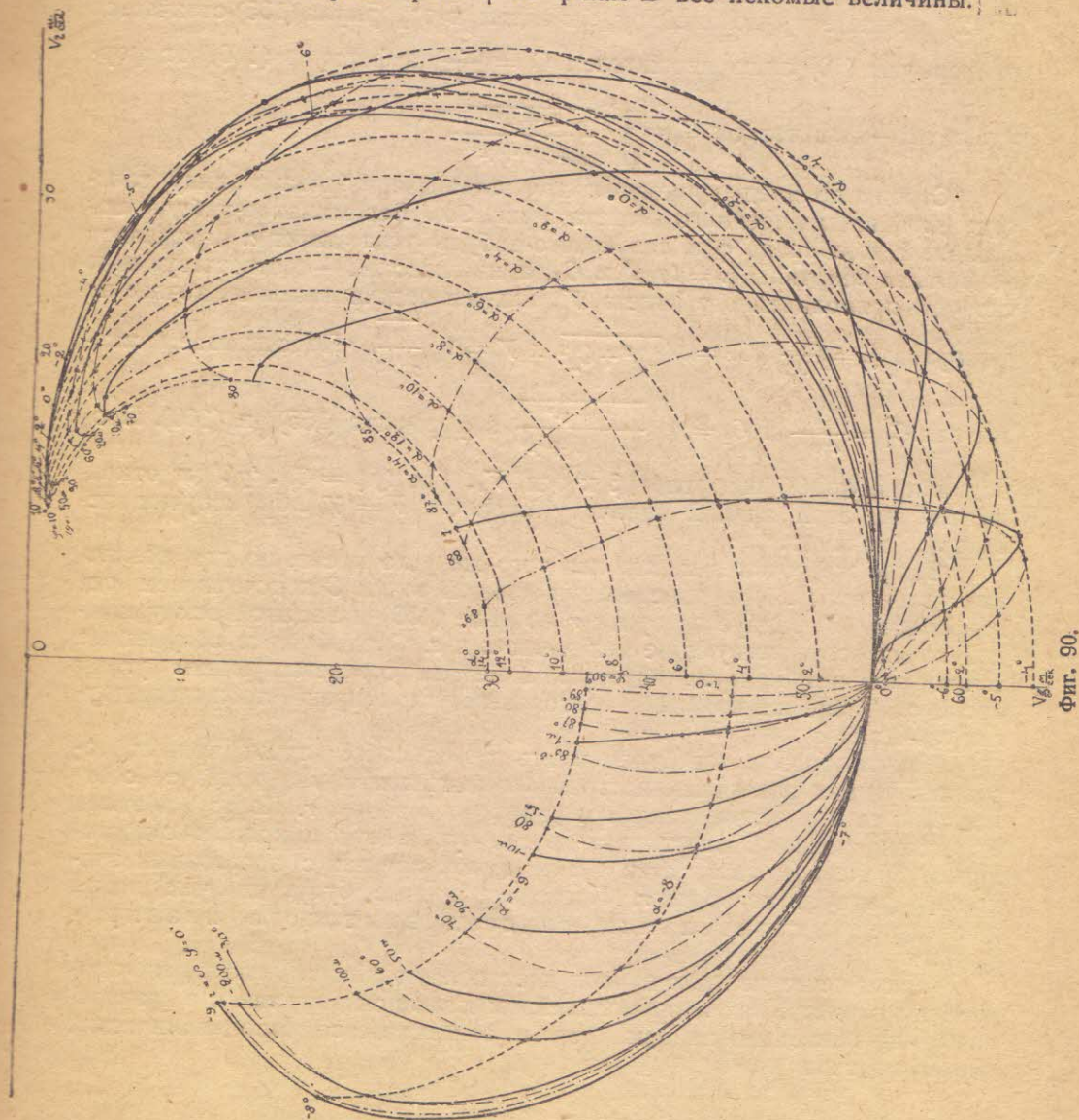
$$\sin \beta = \cos \beta \cdot \operatorname{tg} \beta = \frac{\mu}{\sqrt{\cos^2 \varphi + \mu^2}} \dots \dots \dots (158)$$

Подставляя (157) и (158) в (152), (153), (154) и (156) и переписывая формулу (155) без изменения получим:

$$\left\{ \begin{array}{l} \operatorname{tg} \beta = \frac{\mu}{\cos \varphi} \dots \dots \dots (155) \\ r = \frac{p \cos^2 \varphi}{\rho g C_y \sin \varphi (\cos^2 \varphi + \mu^2)} \dots \dots \dots (159) \\ V = \sqrt{\frac{p}{\rho C_y}} \cdot \frac{1}{\sqrt[4]{\cos^2 \varphi + \mu^2}} = \sqrt{\frac{p}{\rho C_x}} \cdot \sqrt[4]{\frac{1 + \mu^2}{\cos^2 \varphi + \mu^2}} \dots \dots \dots (160) \\ V_s = V \cdot \sin \beta = \sqrt{\frac{p}{\rho C_y}} \cdot \frac{\mu}{\sqrt[4]{(\cos^2 \varphi + \mu^2)^3}} = \sqrt{\frac{p}{\rho C_x}} \cdot \sqrt[4]{\frac{1 + \mu^2}{(\cos^2 \varphi + \mu^2)^3}} \cdot (161) \end{array} \right.$$



Таким образом, для данного угла атаки определяем по поляре аппарата коэф-ты  $C_y$  и  $\mu = \frac{C_x}{C_y}$ , при чем в последнем увеличиваем несколько  $C_x$ , учитывая увеличение лобового сопротивления вследствие поворота руля направлений и элеронов<sup>1)</sup>. По коэф-там  $C_y$  и  $\mu$  определяем для данного угла крена  $\varphi$  по ф-лам  $B$  все искомые величины.



Фиг. 90.

Пользуясь уравнением (159), мы могли бы исключить угол крена  $\varphi$  из уравнений (155), (160) и (161)<sup>2)</sup>. Такое вычисление, однако, предста-

<sup>1)</sup> Поворот руля высоты уже учтен при исправлении полярны влиянием горизонтального оперения.

<sup>2)</sup> В частности, подставляя  $\cos \varphi$  из (155) в (159), получим:

$$r = \frac{p \sin 2\beta}{2 \rho g C_y \sqrt{tg^2 \beta - \mu^2}}$$



влияет довольно значительные трудности, так как приведет нас, как не трудно убедиться, к необходимости разрешить кубическое уравнение относительно неизвестного  $\cos^2 \varphi$ . Поэтому проще прибегнуть к графическому приему:

Сравнивая формулы (155) и (160) для угла планирования и полной скорости в криволинейном полете с соответствующими формулами (10) и (12) в полете прямолинейном, мы видим, что формула (155) отличается от формулы (10) лишь множителем  $C_1 = \frac{1}{\cos \varphi}$ , а формула (160) от фор-

мулы (12)—множителем  $C_2 = \sqrt[4]{\frac{1 + \mu^2}{\cos^2 \varphi + \mu^2}}$ .

Строим по предыдущему поляру аппарата и указательницу глиссады, для прямолинейного полета (фиг. 90). Берем какой-нибудь постоянный угол крена  $\varphi$  и для какого-нибудь угла атаки  $\alpha$  определяем из поляры величины  $\mu = \operatorname{tg} \beta'$  и  $C_\alpha$ , а из глиссады — соответствующую скорость прямолинейного полета  $V'$ , или же подсчитываем их точнее по

формулам  $\mu = \frac{C_x}{C_y}$ ,  $C_\alpha = \sqrt{C_x^2 + C_y^2}$  и  $V' = \sqrt{\frac{p}{\rho C_\alpha}}$ . Подсчитываем мно-

жители  $C_1 = \frac{1}{\cos \varphi}$  и  $C_2 = \sqrt[4]{\frac{1 + \mu^2}{\cos^2 \varphi + \mu^2}}$  в формулах (155) и (160). Про-

водим прямую  $OC$  под углом  $\beta$  к оси  $V_z$ , где  $\operatorname{tg} \beta = C_1 \cdot \operatorname{tg} \beta'$  и откладываем на этой прямой величину скорости  $V = V' \cdot C_2$ , получим некоторую точку  $C$ .

Такие же точки находим для того же угла крена, но для различных углов атаки. При определении каждой точки  $C$  подсчитываем одновременно и радиус поворота  $r$  по ф-ле (159) и надписываем у каждой точки соответствующие величины  $\alpha$  и  $r$ . Соединяя все полученные точки, получим кривую, которую помечаем соответствующим углом крена  $\varphi$ . Такие же кривые с постоянным углом крена строим для других значений  $\varphi$ .

Таким образом, мы будем иметь перед собой пучок кривых, соответствующих различным постоянным значениям угла крена  $\varphi$ , с отметками на них углов атаки  $\alpha$  и радиусов поворота  $r$ . Пользуясь этими отметками, можем провести два других пучка: пучок кривых с постоянным значением угла атаки  $\alpha$  и пучок кривых с постоянным значением радиуса поворота  $r$ . Последние кривые будут ни чем иным, как серией указательниц глиссады винтового планирования.

Такая сетка из трех пучков дает полную и наглядную картину поведения планера, как в прямолинейном планировании, так и в планировании по винтовым линиям, чем и заканчивается аэродинамический расчет планера.



## ДОПОЛНЕНИЕ.

### Аэродинамический расчет планера, когда характеристика дужки дана не в поляре Лилиенталля.

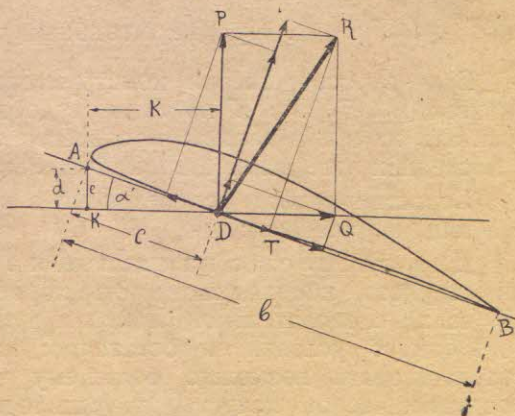
Некоторые аэродинамические лаборатории изображают результаты продувки крыльев не в виде кривой  $C_y$  по  $C_x$  (поляры Лилиенталля), а в виде двух кривых  $C_x$  и  $C_y$  по углам атаки  $\alpha$ , а вместо кривой коэффициента момента  $C_m$  по  $C_y$ , наносят кривую  $C$  по  $\alpha$ , где  $C$  есть расстояние  $s$  центра давления  $D$  от края атаки  $A$  (фиг. 44 и 91), выраженное в долях от хорды крыла  $b$  ( $C = \frac{s}{b}$ ). На такой диаграмме (см. табл. IX, № 461 справа), кроме этих трех кривых, наносят еще и кривую  $K$  по  $\alpha$ , где  $K = \frac{C_y}{C_x}$  есть аэродинамическое качество крыла.

#### 1. Построение по кривым $C_x$ , $C_y$ и $C$ по $\alpha$ —поляры и кривой $C_m$ по $C_y$ .

По кривым  $C_x$  и  $C_y$  по  $\alpha$  легко построить полярю с разметкой на ней углов атаки  $\alpha$ , а по кривой  $C$  по  $\alpha$ —кривую  $C_m$  по  $C_y$ . Построение поляры производится так: для какого-нибудь угла атаки определяем по кривым  $C_x$  и  $C_y$  значения  $C_x$  и  $C_y$ , откладываем их на диаграмме поляры и полученную таким образом точку поляры помечаем соответствующим углом атаки. Этим же приемом строим ряд других точек поляры, для всех остальных значений углов атаки.

Вторая задача, т.-е. построение кривой  $C_m$  по  $C_y$ , несколько сложнее. Для решения ее обратимся к фиг. 91: момент относительно точки  $A$  равнодействующей силы  $R$  равен сумме моментов ее слагающих  $Q$  и  $P$  относительно той же точки:

$$R \cdot t = Q \cdot d + P \cdot k \dots \dots \dots (162),$$



Фиг. 91.



но из прямоугольного треугольника  $ADK$ :

$$\left. \begin{aligned} d &= c \sin \alpha \\ k &= c \cos \alpha \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (163)$$

подставляем (163) в (162):

$$R \cdot t = c (Q \sin \alpha + P \cos \alpha) = c \cdot N \dots (164)$$

где буквой  $N$  называем выражение, заключенное в скобках.

К этой же ф-ле мы придем, раскладывая каждую из слагающих  $Q$  и  $P$  на направление хорды и перпендикулярно к нему. Тогда мы увидим, что силы, действующие по хорде, момента относительно точки  $A$  не дают, а моменты дают только те силы, которые перпендикулярны к хорде и сумма которых равна  $N$ .

Делим ф-лу (164) на  $\rho$ ,  $S$ ,  $V^2$ ,  $b$  и вводя обозначения (7), (8) и (9), получим:

$$C_x \cdot \frac{t}{b} = \frac{c}{b} (C_x \sin \alpha + C_y \cos \alpha),$$

но, так как  $C_x \cdot \frac{t}{b} = C_m$  (ф-ла 55), а  $\frac{c}{b} = C$ , то:

$$C_m = C (C_x \sin \alpha + C_y \cos \alpha) \dots \dots \dots (165).$$

По этой ф-ле, зная для каждого угла атаки величины  $C_x$ ,  $C_y$  и  $C$ , можем подсчитать  $C_m$  и построить далее кривую  $C_m$  по  $C_y$ .

Итак, от кривых  $C_x$ ,  $C_y$  и  $C$  по  $\alpha$  мы переходим к известным уже нам кривым — поляре и кривой  $C_m$ , а следовательно, — и к известным уже нам приемам расчета. Однако, в некоторых случаях может оказаться удобнее использовать кривые  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C$  и  $K$  по  $\alpha$  непосредственно, к чему мы теперь и перейдем.

## 2. Предварительный отбор дужек.

Если в распоряжении конструктора имеется ряд продувок дужек в кривых  $C_x$ ,  $C_y$   $C$  и  $K$  по  $\alpha$ , то удобнее, вместо того, чтобы пере-страивать их все в поляры, произвести сначала отбор лучших дужек, а из последних уже выбирать окончательно.

Хорошие дужки определяются в кривых  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C$  и  $K$  по  $\alpha$  по следующим признакам:

Для планера с наименьшим углом планирования и для самолета, необходимо иметь хорошее аэродинамическое качество ( $K = \max$ ); следовательно, выбираем дужку с высокой кривой  $K$ <sup>1)</sup>. Но этого одного условия недостаточно: наибольшее значение  $K$  должно соответствовать возможно большему значению  $C_y$  для того, чтобы аэродинамическое качество ухудшилось возможно меньше, когда к лобовому сопротивлению крыльев прибавится еще вредное сопротивление

<sup>1)</sup> По этому признаку можно производить выбор только из тех дужек, у моделей крыльев которых, одинаковое удлинение. Это ограничение вызывается тем обстоятельством, что разным удлинениям соответствуют разные аэродинамические качества, так как, чем больше удлинение, тем меньше индуктивное сопротивление (см. ф-лы 38, 41 и 42) и тем больше качество  $K$  (см. ф-лы 10''' и 50).



прочих частей <sup>2)</sup>). Чтобы хорошее аэродинамическое качество сохранялось в возможно больших пределах углов атаки, желательно, чтобы кривая  $K$  имела бы около своего максимального значения вид более или менее закругленной „вершины“, а не острого „пика“. Чтобы получить малую посадочную скорость, желательно иметь дужку с большим  $C_y = \max$ , т. е. с высокой кривой  $C_y$ . Наконец, полезно иметь малое профильное сопротивление в возможно больших пределах углов атаки. На табл. IX, № 461 профильное сопротивление ( $C_p = C_x - C_i$ ) выделено, как отрезки вертикалей между кривыми  $C_x$  и  $C_i$ ; последняя кривая построена с помощью кривой  $C_y$  и ф-лы  $C_i = AC_y^2$  (38), в которой коэф-т  $A$  определен по ф-ле (42) для удлинения испытанной модели крыла. Так как такие кривые  $C_i$  на продувках обычно отсутствуют, то о малости и постоянстве профильного сопротивления можно судить лишь приблизительно по большей или меньшей вогнутости кривой  $C_x$ .

Для планера с наименьшей скоростью снижения справедливы все предыдущие требования, но, так как в данном случае необходимо соблюдение условия

$\alpha = \frac{C_y^{\frac{3}{2}}}{C_x} = \max$ , то особое значение приобретает величина  $C_y$  при  $K = \max$ , а также величина  $C_y = \max$ , что соответствует высокой кривой  $C_y$ .

Об устойчивости данного профиля в воздухе можно судить, до некоторой степени по тому, насколько ровно и параллельно оси  $\alpha$  идет кривая  $C$ .

### 3. Окончательный выбор дужки.

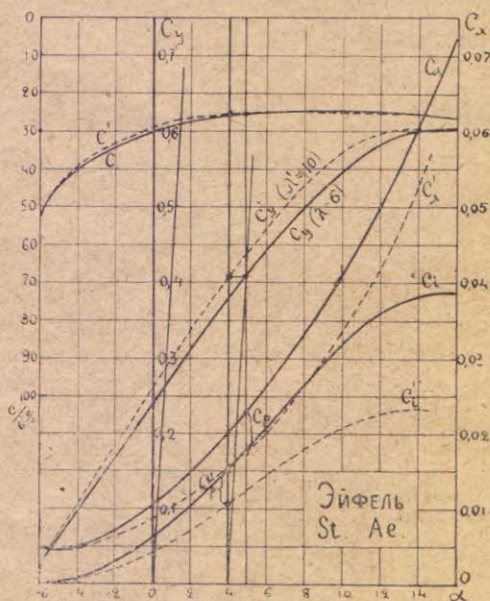
Принимая во внимание все приведенные выше соображения и учитывая, кроме того, ту относительную толщину  $\frac{b}{b_0} \%$  профиля, которая допустима для данной конструкции, выбираем несколько лучших профилей, из которых выбираем наилучший.

Для этого на диаграммах отобранных нами дужек строим по ф-лам (38) и (42) кривые  $C_i$  по  $\alpha$  для удлинения  $\lambda$  моделей крыльев. Таким образом,

<sup>2)</sup> В самом деле, аэродинамическое качество всего аппарата  $K$  и аэродинамическое качество крыльев  $K_k$  связаны таким соотношением;

$$K = \frac{C_y}{C_x} = \frac{C_y}{C_{xk} + C_n} = \frac{1}{\frac{C_{xk}}{C_y} + \frac{C_n}{C_y}} = \frac{1}{\frac{1}{K_k} + \frac{C_n}{C_y}},$$

откуда видно, что качество  $K$  всего аппарата тем больше, чем больше качество  $K_k$  всего крыла и соответствующий коэф-т  $C_y$  подъемной силы.



Фиг. 92.

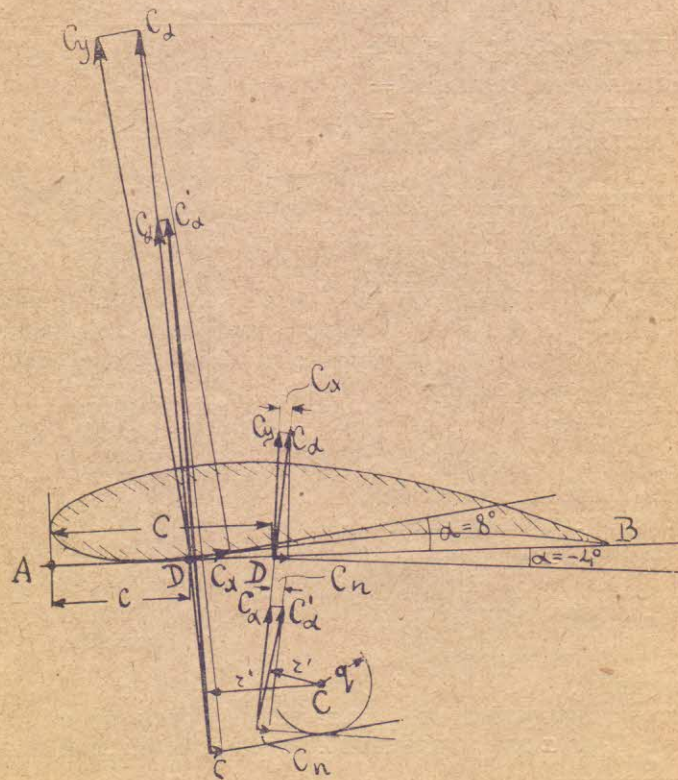


для всех этих дужек мы будем располагать величинами  $C_y$  и соответствующими им величинами  $C_i$  и  $C_p = C_x - C_i$ , что вполне достаточно, для окончательного выбора дужки по одному из способов главы VII.

Дальнейший расчет можно вести, построив по пункту I полярну и кривую  $C_m$ , но некоторые вопросы разрешаются довольно просто и по кривым  $C_x$ ,  $C_y$  и  $C$  по  $\alpha$ ; предварительно, однако, эти кривые нужно перестроить для данных несущих поверхностей.

#### 4. Перестроение кривых $C_x$ , $C_y$ и $C$ по $\alpha$ для данных несущих поверхностей.

Построение новой кривой  $C'_y$  по  $\alpha$  для данного удлинения  $\lambda'$  крыльев моноплана или данных размеров и расположения крыльев многоплана, выполняется по известному уже нам приему (см. гл. VIII). Имея новую кривую  $C'_y$  по  $\alpha$  (фиг. 92), строим по ней новую кривую  $C'_i$  по  $\alpha$  по ф-ле (38), где коэф-т  $A$  определяем для данного аппарата по ф-лам (39), (41) или (42). Прибавляем к вертикальным отрезкам  $C'_i$



Фиг. 93.

профильное сопротивление  $C'_p$ , причем последнее определяем, как вертикальные отрезки между прежними кривыми  $C_x$  и  $C_i$  и при складывании отрезков  $C'_i$  и  $C'_p$  берем профильное сопротивление  $C'_p = C_p$  при прежнем значении  $C_y$ , равному новому значению  $C'_y$  ( $C_y = C'_y$ ). Таким же образом, при построении новой кривой  $C'$  по  $\alpha$ , откладываем при данных  $\alpha$  и  $C'_y$  ту величину  $C' = C_i$ , которая соответствует прежнему



$C_y = C'_y$ . Такое построение вытекает из того обстоятельства, что три величины  $C_y$ ,  $C_p$  и  $C$  у данного профиля зависят только от истинного угла атаки, следовательно, определенному  $C_y$  всегда соответствуют одни и те же величины  $C_p$  и  $C$  и если  $C'_y = C_y$ , то  $C'_p = C_p$  и  $C' = C$ .

##### 5. Построение кривой опрокидывающих моментов для расчета горизонтального оперения по кривой $C$ по $\alpha$ .

Имея новую, перестроенную для данного удлинения, кривую  $C'$  по  $\alpha$ , можно кривую коэфф-тов опрокидывающих моментов  $C_{mc}$  по углам атаки  $\alpha$  построить по первому из приведенных в главе XII способов, но оставляя, в данном случае, весь планер как бы неподвижным, (фиг. 93). Откладываем далее по хорде от точки  $A$  отрезки  $c = C \cdot b$ , где  $C$  берем из кривой  $C$  по  $\alpha$ . Через полученные таким образом различные положения центра давления  $D$  проводим соответствующие направления полета и силу полного сопротивления крыльев в виде ее коэффициента  $C_x$ , как гипотенузу треугольника с катетами  $C_x$  и  $C_y$ , а затем прикладываем геометрически еще вредное сопротивление  $C_n$ , имеющее постоянное плечо  $q$  относительно центра тяжести  $C$ . По величине полного коэф-та  $C'_\alpha$  и плечу его  $r'$  относительно центра тяжести определяем величину  $C_{mc} = C'_\alpha \cdot \frac{r'}{b}$  (75)' на разных углах атаки.

Применение кривых  $C_x$  и  $C_y$  по  $\alpha$  в остальных вопросах аэродинамического расчета удобнее свести к построению по этим кривым поляры Лилиенталя, а далее к известным уже нам приемам.



**ПРИЛОЖЕНИЯ**



# ТАБЛИЦА КЛАССИФИКАЦИИ СУЩЕСТВУЮЩИХ ТИПОВ ПЛАНЕРОВ.

## I. По заданию.

### А. По источникам энергии.

1. Скользящие (планирующие).
2. Парящие: { а) в восходящем ветре.  
б) в горизонтальном порывистом ветре.

### Б. По характеру полета.

1. С наименьшим углом планирования.
2. С наименьшей скоростью снижения.

### В. По назначению.

1. Учебный (тренировочный).
2. Рекордный.
3. Экспериментальный.

### Г. По числу мест.

1. Одноместный.
2. Двухместный.

### Д. По месту взлета и посадки.

1. Сухопутный.
2. Гидропланер.

## II. По конструкции.

### А. По управлению.

1. Балансирный.
2. С нормальным управлением (как у самолета).
3. С особым управлением.

### Б. По расположению пилота.

1. Пилот висит на локтях.
2. Пилот сидит на открытом сидении.
3. Пилот сидит в фюзеляже.
4. Пилот сидит в гондоле.

### В. По расположению рулей.

1. Все оперение сзади крыльев (нормальный тип).
2. Рули (или только руль высоты) спереди главных крыльев (тип „канар“).

### Г. По конструкции корпуса.

1. Бесхвостый.
2. Фюзеляжный.
3. Ферменный.

### Д. По числу и расположению крыльев.

- |   |   |
|---|---|
| <ol style="list-style-type: none"> <li>1) По способу крепления крыльев:               <ol style="list-style-type: none"> <li>а) с растяжками,</li> <li>б) с подкосами: { а. верхними,<br/>б. нижними,</li> <li>в) свободнонесущий.</li> </ol> </li> <li>2. Тендем-моноплан (двойной моноплан).</li> <li>3. Триплекс-моноплан (тройной моноплан).</li> <li>4. Биплан.</li> </ol> | <ol style="list-style-type: none"> <li>2) По расположению крыльев:               <ol style="list-style-type: none"> <li>а) парасольный,</li> <li>б) высококрылый,</li> <li>в) среднекрылый,</li> <li>г) низкокрылый.</li> </ol> </li> </ol> |
| <ol style="list-style-type: none"> <li>1) По способу крепления крыльев:               <ol style="list-style-type: none"> <li>а) со стойками и растяжками,</li> <li>б) со стойками (бестросовый),</li> <li>в) свободнонесущий.</li> </ol> </li> <li>5. Триплан.</li> </ol>   | <ol style="list-style-type: none"> <li>2) По расположению крыльев:               <ol style="list-style-type: none"> <li>а) с выносом,</li> <li>б) без выноса (прямой).</li> </ol> </li> </ol>   |

### Е. По конструкции шасси.

1. Без шасси.
2. С лыжным шасси.
3. С колесным шасси.



Таблица планеров

(Аппараты предыдущих

№ по записи	Владелец, местность (конструктор).	Название планеров.	Размах м.	Хорда м.	Длина м.	Высота м.	Площадь крыльев м².	Вес пустого кг.	Полная лет.
1	Авиатехнический Союз. Дессау . . . .	„Дессауэр“.	12,6	1,23	5,7	1,35	15,5	115	1
2	Авиационный Союз Эссенского промышленного района. Эссен (инженеры Глимман и Вендт) . . . . .	„Эссен“.	11,0	—	5,0	1,20	16,0	—	
6	Научный Авиаспортивный клуб. Гейдельберг. Вагоностроительный завод Акц. О-ва Фукс . . . . .	„Курпфальц-Зауцан“ (биплан).	14,0в 9,0н	0,80в 0,45н	4,9	1,65	15,0	120	12
11	Академическая авиагруппа. Дармштадт (Акц. К <sup>о</sup> Банбедарф) . . . .	„Консул“.	19,0	1,10	6,5	1,30	20,0	160	11
13	Академическая авиагруппа. Дармштадт (Акц. К <sup>о</sup> Банбедарф) . . . .	„Маргарет“.	15,0	1,70	6,6	1,70	25,0	190	10, 13
14	Карл Крюгер. Мелем. (студ. техник Новак) . . . . .	„Шлегель унд Эйзен“.	13,0	—	5,5	1,20	16,0	—	
16	Жозеф Ксолль. Бреслау . . . . .	„Гальген-фогель“.	14,0	1,20	5,5	1,50	17,0	125	11
18	Высшая Техническая Школа. Берлин (Авиационный завод Штральзунд).	„Теуфельхен“.	11,5	—	5,0	1,30	13,7	—	
19	Академическая Авиагруппа при Высшей Технической школе. Берлин (отчасти Саблатниг) . . . . .	„Шарлотта“.	14,5	1,50	4,1	1,50	14,5	133	10, 4
20	Е. Кэр. Гейза. (Шумахер) . . . . .	„Гейза“.	12,2	—	5,5	1,30	17,0	—	
26	Вельтензеглер. Баден-Баден . . . . .	„Хольс дер теуфель“.	13,0	—	6,0	2,00	18,0	—	
30	Г. Эспенлауб. Вассеркупе . . . . .	„Е. W“.	12,0	1,20	5,0	1,50	14,0	86	11, 2
34	Михаэль. Лейпциг . . . . .	(Высококрылый профессора Ли-лиенталя).	8,0	—	4,5	2,00	8,0	—	

¹) Нагрузка пересчитана на средний вес пилота 70 кг.



планеров  
предыдущих

Ренских состязаний 1923 года.  
лет не включены).

Таблица II.

Полная нагрузка кг/м². 1)	Горизонтальн. стабилизатор м².	Руль высоты м².	Вертикальн. стабилизатор м².	Руль направления м².	Плечо рулей м.	Тип.	ПРИМЕЧАНИЯ.		
15,5	115	11,9	0,95	1,50	0,44	0,30	3,40	М	Фюзеляж трапецевидного сечения (широкой стороной кверху); эластичные подкосы.
16,0	—	—	—	—	—	—	—	М	Лыжа на высоких ногах.
15,0	120	12,7	—	—	0,60	0,63	2,60	Б	Высокий спереди фюзеляж с выступающим снизу килем. Оба крыла — без растяжек. (Позже одна из стоек, вследствие перегиба, была укорочена).
10,0	160	11,5	2,00	3,20	0,78	1,50	3,50	М	Бестросовое крыло с элеронами. Остро-овальный торпедообразный фюзеляж. Очень большие рулевые поверхности.
15,0	190	10,4 13,2	2,10	3,00	0,72	1,80	4,30	М	Двухместный планер с подкосами.
16,0	—	—	—	—	—	—	—	М	Овальный фюзеляж.
17,0	125	11,5	нет	2,00	0,60	0,70	4,00	М	Целое крыло. Круглый торпедообразный фюзеляж в виде чаши с передней конструкцией из стальных труб.
13,7	—	—	—	—	—	—	—	М	Перекручивающиеся концы крыльев.
15,5	133	10,4	нет	4×0,65	1,00	Тормозные от-крылки.	180 (Руля высоты)	М	Бесхвостый моноплан.
10,0	—	—	—	—	—	—	—	М	Обтянутый фюзеляж из стальных труб с растяжками.
10,0	—	—	—	—	—	—	—	М	Открытое сидение над лыжей.
10,0	86	11,2	нет	2,20	0,45	0,70	3,40	М	Каплеобразный фюзеляж с полотняной обтяжкой.
10,0	—	—	—	—	—	—	—	М	Раздельное управление крыльями с двумя ручьями также и для бокового управления. Планер с открытым сидением без фюзеляжа. Гибкий профиль.



Таблица планеров

№ по записи.	Владелец, местность (конструктор).	Название планеров.	Размах м.	Хорда м.	Длина м.	Высота м.	Площадь крыльев м <sup>2</sup> .	Вес пустого кг.
38	Готский планерный союз . . . . .	—	12,0	—	5,2	1,35	16,0	—
45	Ролофф. Франкфурт на Майне. (Девиль) . . . . .	„Пиколо“.	14,0	—	6,0	1,20	28,0	—
46	Планерные мастерские. Дрезден (Е. Мейер) . . . . .	„М 27 Шооп.“	12,0	—	5,4	1,80	18,0	—
50	Мессершмидт. Бамберг . . . . .	„Модель 1923 г.“.	14,0	1,35	5,4	1,35	17,5	105
54	Авиационный Союз. Эрфурт . . . . .	—	12,0	—	6,1	1,60	22,0	150
56	Высшая Техническая школа. Аахен (Аахенский авиационный завод) . . . . .	„Рейнланд“.	12,7	1,25	5,6	1,25	15,0	102
61	Высшая Техническая школа. Брауншвейг . . . . .	„S. В. 2“.	8,4	—	5,7	1,95	18,0	—
72	Ганноверский вагоностроительный завод (Гава). Ганновер . . . . .	„Шпатц“.	8,0	—	4,0	1,50	11,0	—
75	Авиатехнический Союз. Дрезден . . . . .	„Фальке“.	10,65	1,20	4,35	1,20	11,7	90
77	Берлинский планерный Союз (Друде) . . . . .	„В. S. V. 6 E. 3“	10,0	—	4,85	1,50	15,0	—
82	Прометеусверке. (Мартенс) Ганновер . . . . .	„Штрольх“.	14,0	1,00	5,0	1,18	14,0	85
85	Авиационные мастерские Баден-Баден . . . . .	„Бремен“.	13,0	1,30	5,0	1,60	17,0	130
88	Вельтензеглер. Баден-Баден (Гарт) . . . . .	„Гарт-Пилотус“.	12,0	—	3,75	1,10	15,0	—
89	Авиационные мастерские. Баден-Баден . . . . .	„Ним мих мит“.	21,0	2,00	7,0	2,80	40,0	250
92	Авиатехнический Союз. Штуттгарт . . . . .	„Швабен“.	11,2	—	5,5	1,20	13,5	—
97	Г. Шенк. Рослау (Ангальт) (Шенк Хюбнер) . . . . .	—	15,4	1,60	7,0	1,20	14,0	122

<sup>1)</sup> Нагрузка пересчитана на средний вес пилота 70 кг.



Крыльев м.	Вес пу- стого кг.	Полная, нагрузка кг/м². (1)	Горизон- тальн. ста- бил. м².	Руль вы- соты м².	Вертикальн. стабил. м².	Руль напра- влений м².	Плечо ру- лей м.	Тип.	ПРИМЕЧАНИЯ.
0	—	—	—	—	—	—	—	М	—
0	—	—	—	—	—	—	—	М	Крыло цельное, поворачивается посредством ру- левого колеса.
0	—	—	—	—	—	—	—	М	Дифференциальные элероны.
5	105	10,0	нет	2,40	0,70	0,80	3,50	М	Управление крыльями. Гибкие нервюры на концах.
0	150	—	—	—	—	—	—	М	В бурю разбился.
0	102	11,5	нет	3,00	0,60	0,80	3,00	М	Рыбообразный фюзеляж. Крылья спереди — стрелообразные.
0	—	—	—	—	—	—	—	Б	—
—	—	—	—	—	—	—	—	М	Управление крыльями. Боковое управление кон- цевыми элеронами.
90	—	13,7	0,95	1,17	0,55	0,50	2,30	М	Собственный профиль с центром давления на 0,48 хорды. Крылья укреплены одной накладкой. Сейчас же после взлета упал через левое крыло.
—	—	—	—	—	—	—	—	М	Открытый ферменный остов.
85	—	11,1	нет	1,80	нет	0,60	3,30 (3,00)	М	Шасси из трех футбольных мячей. Предназна- чен для небольшого мотора.
130	—	11,8	нет	1,80	0,50	0,80	3,30	М	Фюзеляж трапециевидного сечения (широкой стороной вниз). Два подкоса.
—	—	—	—	—	—	—	—	М	Управление крыльями при помощи двух рукоя- ток.
250	—	8,0 9,8	нет	4,00	0,80	1,28	4,60	М	Фюзеляж трапециевидного сечения (широкой стороной вниз). Два подкоса в 3,5 м. длины. Двух- местный.
—	—	—	—	—	—	—	—	М	Овальный фюзеляж с высоким килем (вместо прошлогоднего лыжного шасси).
122	—	10,1	1,60	1,70	1,40	1,75	4,10 4,70	М	Фюзеляж шестиугольного сечения. Руль на- правлений переменного профиля и больших раз- меров.



Таблица III.

**Таблица планеров Ренских состязаний 1924 года**  
(аппараты предыдущих лет не включены).

№ по записи.	Владелец, местность.	Название.	Размах м.	Средняя хорда м.	Удлинение.	Длина м.	Высота м.	Поверхн. крыльев м. <sup>2</sup>	Вес пустого кг.	Нагрузка <sup>1)</sup> кг/м. <sup>2</sup>	Примечание.
<b>Ф ю з е л ь ж н ы е м о н о п л а н ы .</b>											
46	Ренские мебельные мастерские, Фульда (конструктор Мартенс) . . .	„Мориц“.	14	1,0	14	4,7	1,25	14	—	—	Предусмотрена установка двухместных.
47	„	„Дейчлянд“.	15	1,5	10	6,0	1,45	22,5	—	—	
48	„	„Байерлянд“.	15	1,5	10	6,0	1,45	22,5	—	—	
17	Научно-авиационный институт Ганноверской Высшей Школы . . .	„Пеликан“ (Н6).	15	1,0	15	5,26	1,25	15	75	9,7	Планер разбился 10/вип.
4	Д-р Султан - Ледеманн, Берлин . . . . .	„Эспенлауб 5“.	15	1,0	15	5,0	1,50	15	95	11,0	Планер разбился 17/вип.
2	Авиатехнический Союз, Галле . . . . .	„Гретхен“.	12	1,33	9	5,8	1,50	16	106	11,0	—
23	Модельный и планерный кружок, Фульда . . .	„Эрлькениг“.	14	1,1	13	5,5	1,45	15	159	15,3	—
78	Авиатехническое О-во, Цвикау . . . . .	„Зоргенкинд“.	9,35	1,32	7	5,4	1,84	12,35	80	12,1	—
<b>М о н о п л а н ы с о т к р ы т ы м с и д е н и е м .</b>											
68	Планерные мастерские, Баден-Баден . . . . .	„Стокгольм-Вена“ („Ротер теуфель“).	12,6	1,59	8	5,8	2,2	20	82	7,6	—
42	Бергманн—Бартмус . . .	„Вейсенфельс“.	12,6	1,39	9	6,3	2,4	17,5	—	—	—
30	Эспенлауб . . . . .	„Учебный“.	10	1,4	7,2	5,0	2,8	14	—	—	—
41	Петер Ридель . . . . .	„Р. Р. 4“.	11,3	1,37	8,2	5,6	2,0	15,5	—	—	—
24	Хейлке, Наумбург . . . .	„Флигендес бэби“.	11	1,36	8,1	5,5	2,0	15	—	—	—
21	Пэп-Хаслох, Киссинген .	„РН 2“.	10,4	1,4	7,5	5,3	2,1	14,5	—	—	—
28	Академическая летная группа, Шарлоттенбург	„Учебный“.	11,2	1,5	7,5	5,2	1,5	16,8	82	9,1	—
<b>Б и п л а н ы .</b>											
1	О-во любителей планизма, Дессау . . . . .	„Ангальт“.	9	1,1	8,2	5,7	1,7	19	125	10,3	—
37	Авиаспортивный клуб, Швейфурт . . . . .	„Биплан“.	8	1,25	6,4	5	2	20	—	—	—
<b>П л а н е р ы с о с о б ы м у п р а в л е н и е м .</b>											
40	Шульц, Восточная Пруссия . . . . .	„Кенигин Луиз“.	14	1,1	12,7	5	1,4	15,5	104,5	11,3	Отдельные элероны.
72	Берр, Кенигсберг . . . . .	„Моноплан“.	13	1,27	10,2	5,5	1,35	16,5	80	9,1	„
73	Восточно-Прусс. Авиационный Союз, Кенигсберг . . .	„Пэйен“ биплан.	10	1	10	6	2,1	13,4	130	14,9	„
70	Ксолль, Шен—Эльгут . .	„Бреслау“ бипл.	18	—	—	7	2	28	250	11,4	„
15	Нидергеймский Авиационный Союз, Вуппертальское Отделение . . . . .	Ремрик - „Берге“.	12	—	—	7	2	28	250	13,9	Двухместн., нижн. крыло поворотное.
54	Фрейхерр фон-Шертель .	—	15,88	1,04	14,4	5,4	1,12	17,5	144	12,2	Переменный профиль.
33	Академическая летная группа, Дармштадт . . .	„Гессен“.	13,6	1,32	10,3	4,8	1,1	18	112	10,1	„
			11,1	1,2	9,3	4,8	1,2	13,2	76	11,0	„

<sup>1)</sup> Нагрузка пересчитана на средний вес пилота 70 кг.



Таблица IV.

Таблица коэффициентов вредных сопротивлений различных тел.

НАИМЕНОВАНИЕ ТЕЛ.	Коэф-т вредного сопротивл. <sup>1)</sup>	Примечание.
Стойка { обтекаемой формы . . . . . (подкос) { плохой формы . . . . .	0,06—0,08 0,15—0,17	Примеры, см. таб. VI. Влияние угла наклона $\alpha$ к потоку учитывается множителем $\sin \alpha$ .
Круглый цилиндр (ось) . . . . .	0,3	Перпендикулярно к потоку. Влияние наклона к потоку, см. таб. V.
Лента профилированная . . . . .	0,15—0,2	
Проволока $d > 5$ мм . . . . .	0,5	
Проволока $d \leq 5$ мм . . . . .	0,65	
Трос плетеный $d = 3-5$ мм . . . . .	0,55—0,65	Примеры, см. таб. VII. Примеры, см. таб. XV и № 429, 444, 459 и 345 таб. IX. Коэффициенты отнесены к площади контура.
Фюзеляж { хороший . . . . . (гондола) { средний . . . . . { плохой . . . . .	0,05 0,1 0,2	
Оперение { обтекаемой формы . . . . . { необтекаемой формы . . . . .	0,01 0,02	
Колесо { обтянутое . . . . . { необтянутое . . . . .	0,18—0,26 0,5	Влияние козырька и головы пилота на коэф-т фюзеляжа, см. таб. VIII. Коэф-т отнесен к площади контура, выступающей наружу части фигуры. Перпендикулярно к потоку.
Амортизация . . . . .	0,1—0,2	
Костыль . . . . .	0,2—0,3	
Дуга . . . . .	0,2—0,3	
Рычаг рулей и элеронов . . . . .	0,2	
Козырек . . . . .	0,15	
Человек . . . . .	0,5	
Тело наименьшего сопротивления . . . . .	0,024	
Плоская тонкая пластинка . . . . .	0,64	

Таблица V.

Таблица поправочных множителей на наклон к потоку.

$\alpha^\circ$	90	75	60	45	30
$C$	1	0,9	0,7	0,5	0,2
$\sin \alpha$	1	0,97	0,86	0,71	0,5

<sup>1)</sup> Все коэф-ты, о которых не оговорено в примечании, отнесены к площади главного миделя.



Таблица VI.

Профили стоек

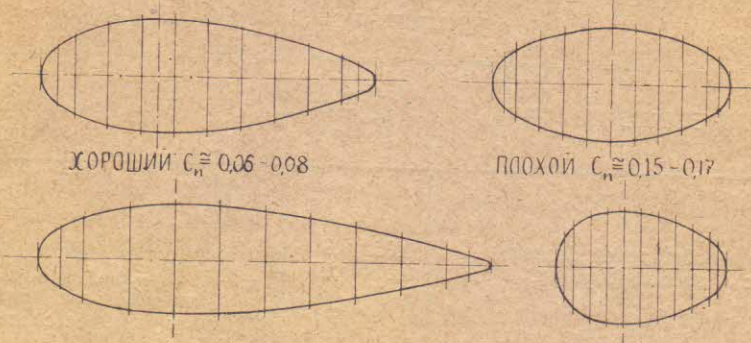
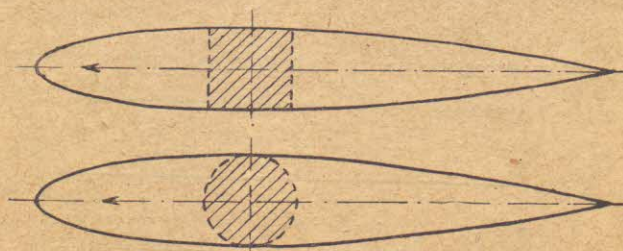
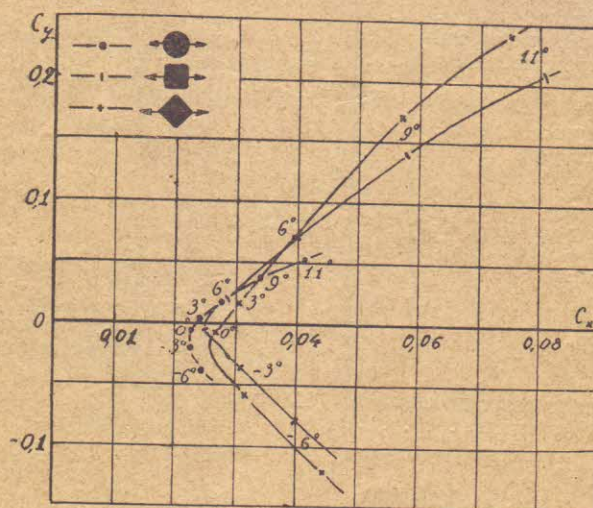


Таблица VII.

Поляры фюзеляжей

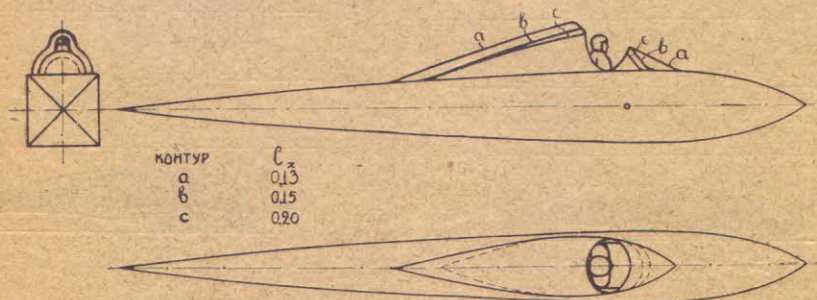


Пл. гл. миделя 136 см<sup>2</sup>, длина 81 см.

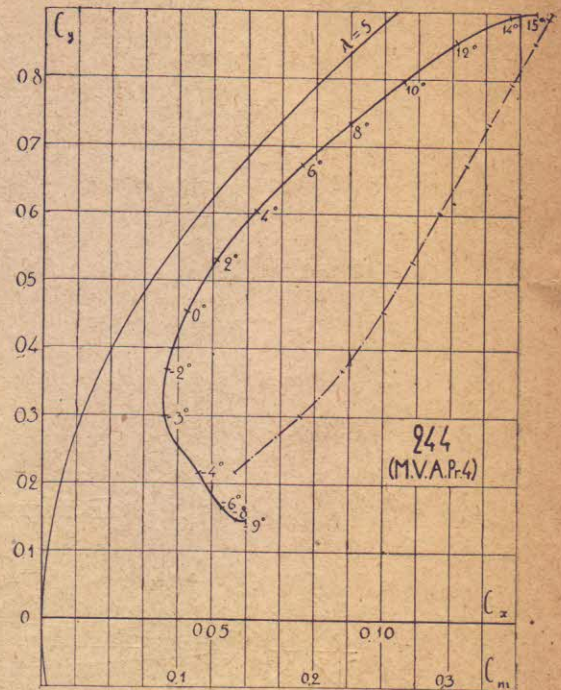
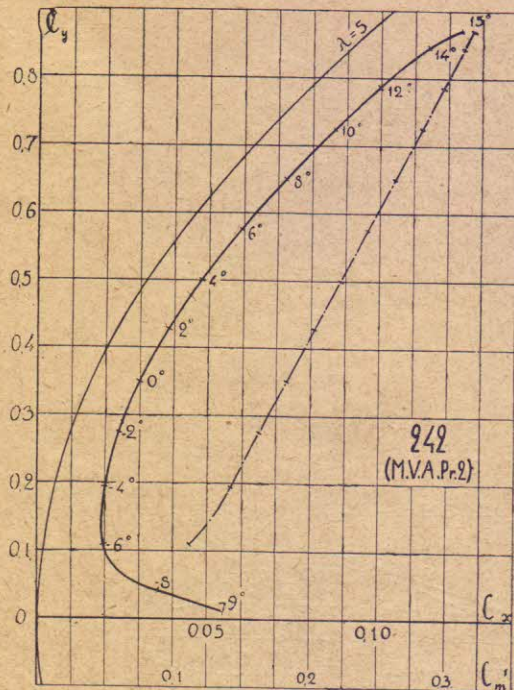
$V=18,5$  м./сек.



Влияние козырька.



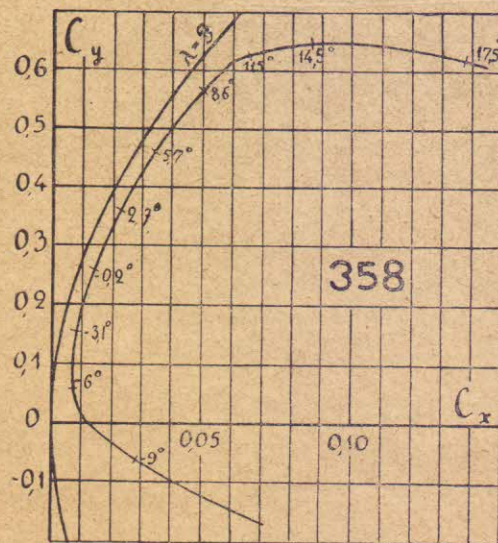




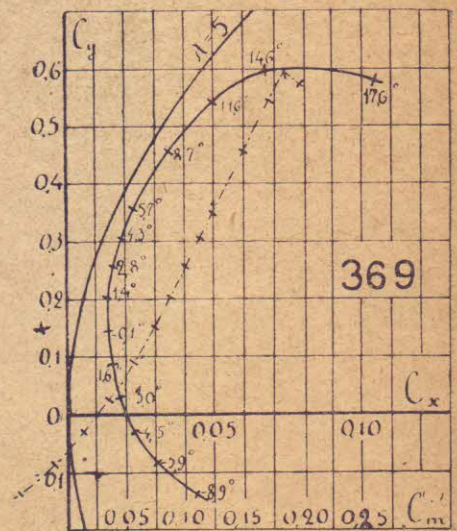
$l \times b = 800 \text{ mm} \times 160 \text{ mm}, V = 9 \text{ m/s}, \varepsilon = 1440 \text{ sec}^{-1}$



$l \times b = 800 \times 160, V = 9, \varepsilon = 1440$



$l \times b = 1000 \times 800, V = 30, \varepsilon = 6000$

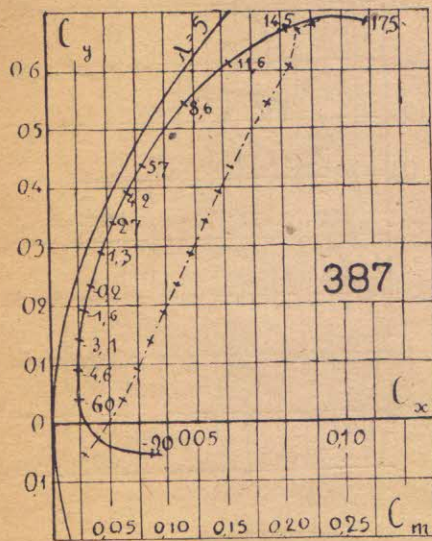


$l \times b = 1000 \times 200, V = 30, \varepsilon = 6000$

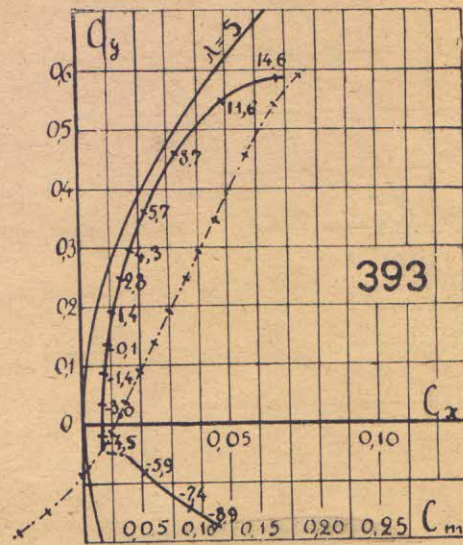


Таблица IX.

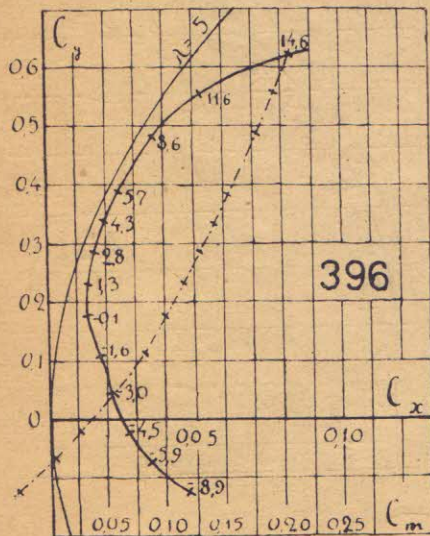
фили дужек.



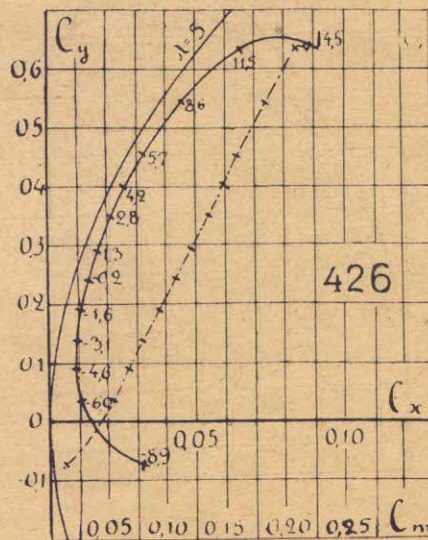
$\frac{b}{l} = 15.14\%$   
 $l \times b = 1000 \times 200, V = 30, \varepsilon = 6000$



$\frac{b}{l} = 6.07\%$   
 $l \times b = 1000 \times 200, V = 30, \varepsilon = 6000$

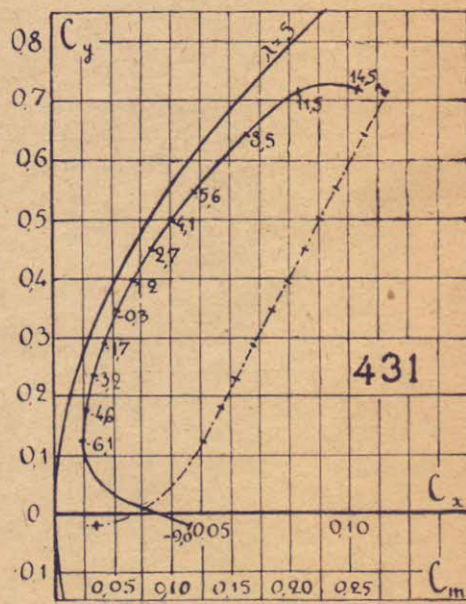
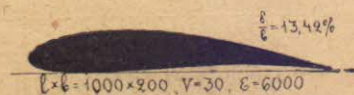
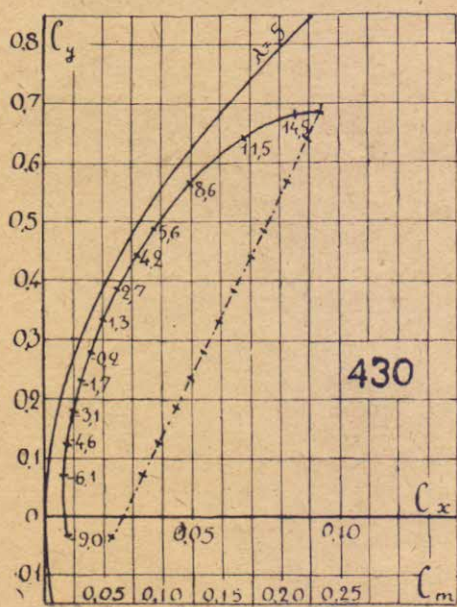
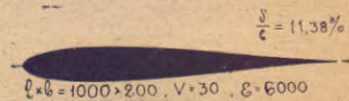
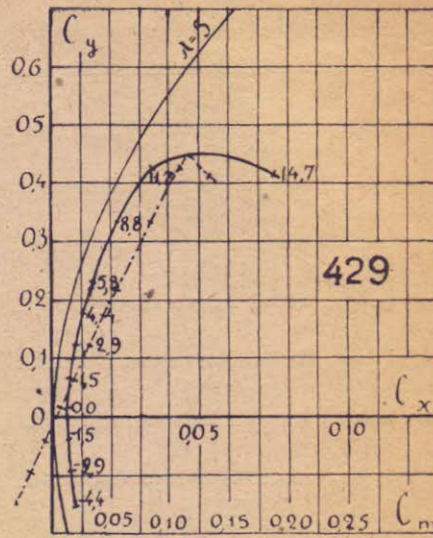
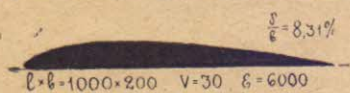
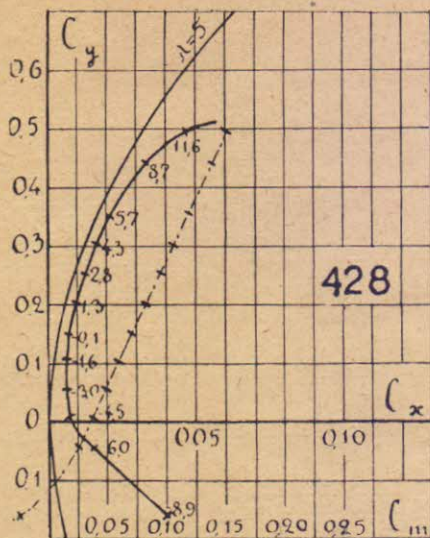


$\frac{b}{l} = 3.72\%$   
 $l \times b = 1000 \times 200, V = 30, \varepsilon = 6000$

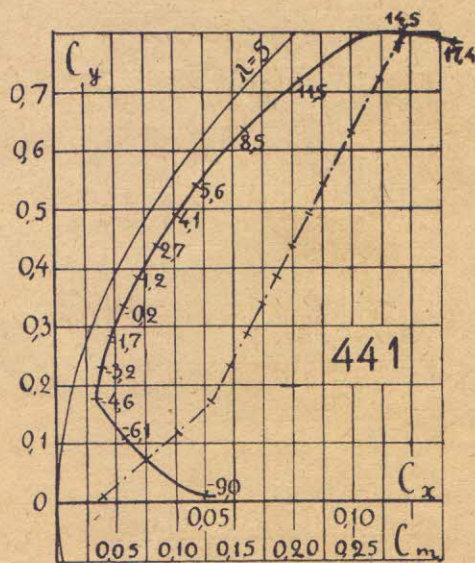
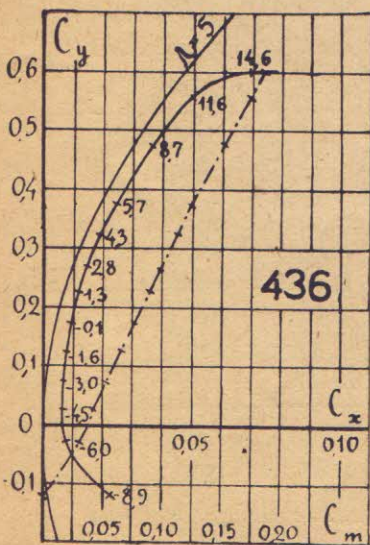
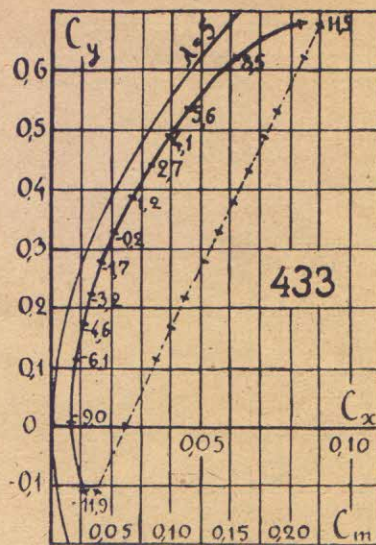
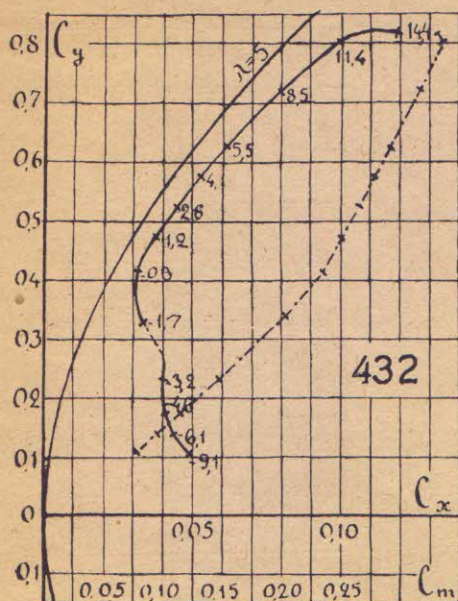


$\frac{b}{l} = 13.97\%$   
 $l \times b = 1000 \times 200, V = 30, \varepsilon = 6000$

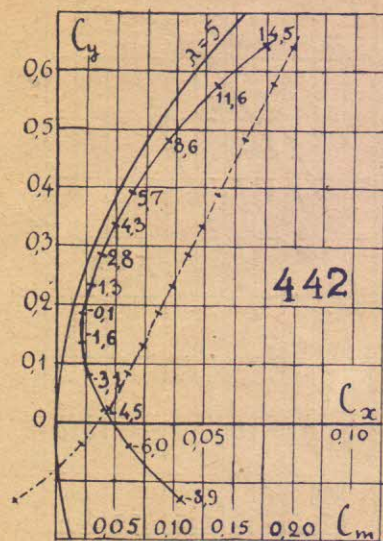




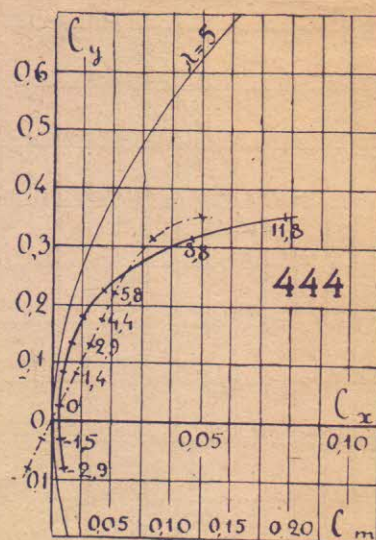




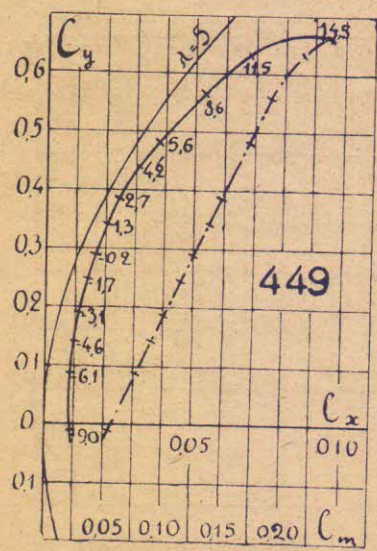




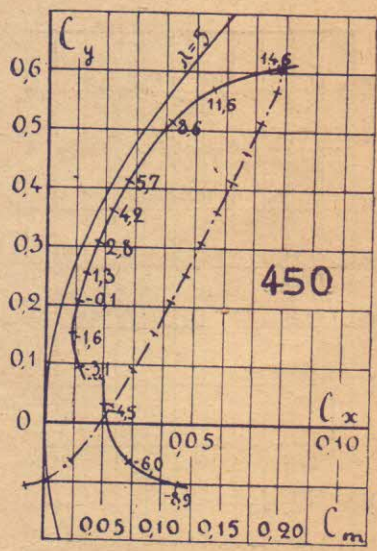
$\frac{q}{\rho} = 7.74\%$   
 $\ell \cdot b = 1000 \times 200$   $V = 30$   $\varepsilon = 6000$



$\frac{q}{\rho} = 5.68\%$   
 $\ell \cdot b = 1000 \times 200$   $V = 30$   $\varepsilon = 6000$



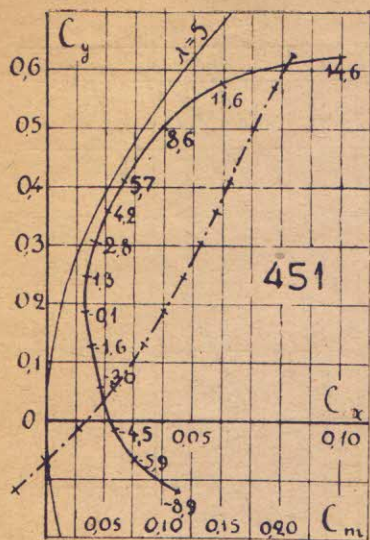
$\frac{q}{\rho} = 17.16\%$   
 $\ell \cdot b = 1000 \times 200$   $V = 30$   $\varepsilon = 6000$



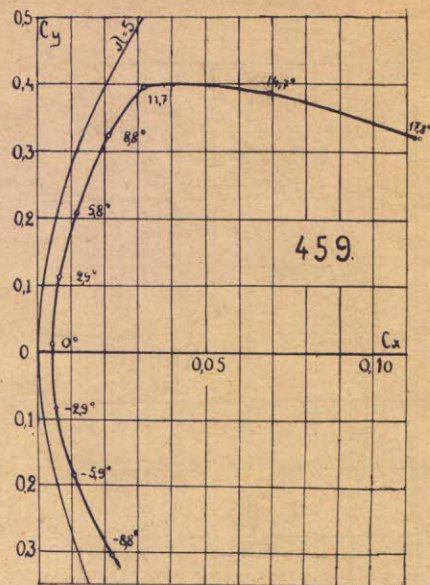
$\frac{q}{\rho} = 8.90\%$   
 $\ell \cdot b = 1000 \times 200$   $V = 30$   $\varepsilon = 6000$



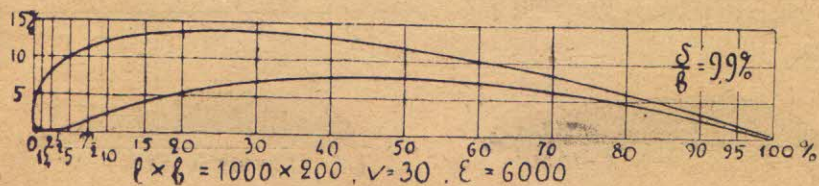
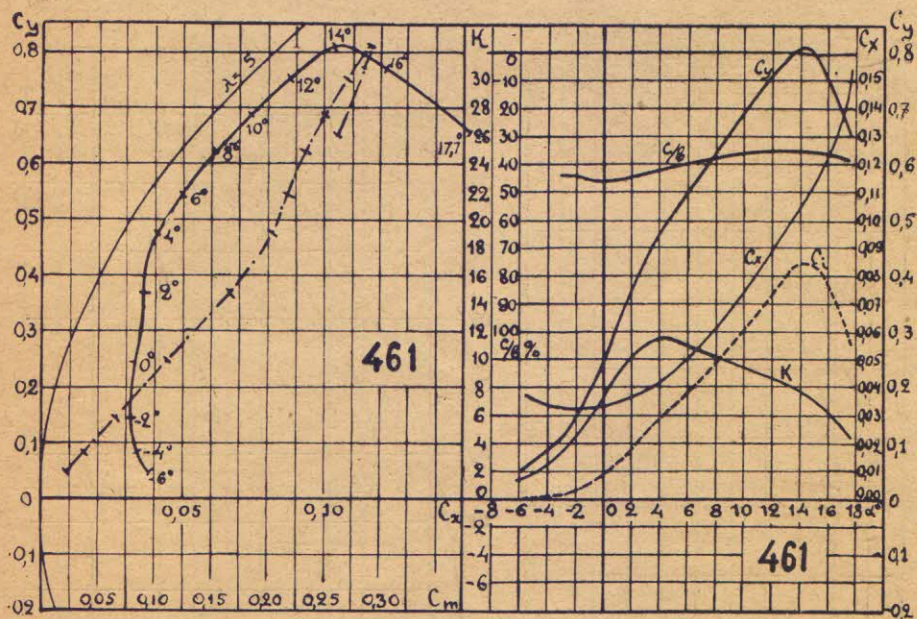
Продолжение таблицы IX.



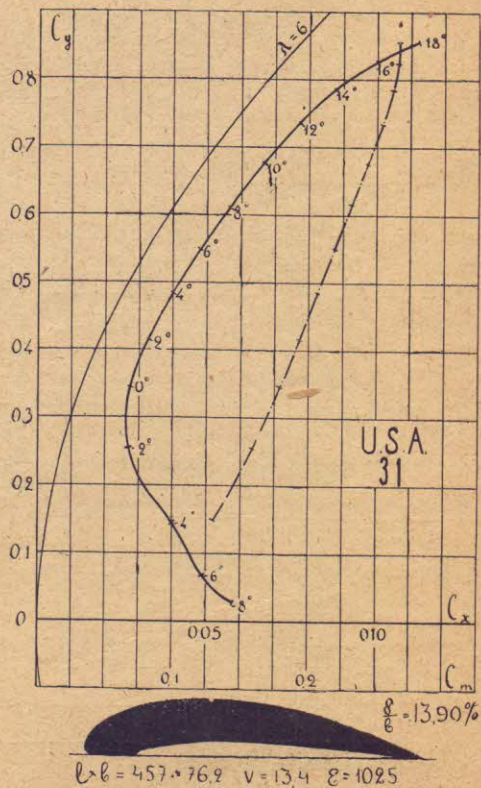
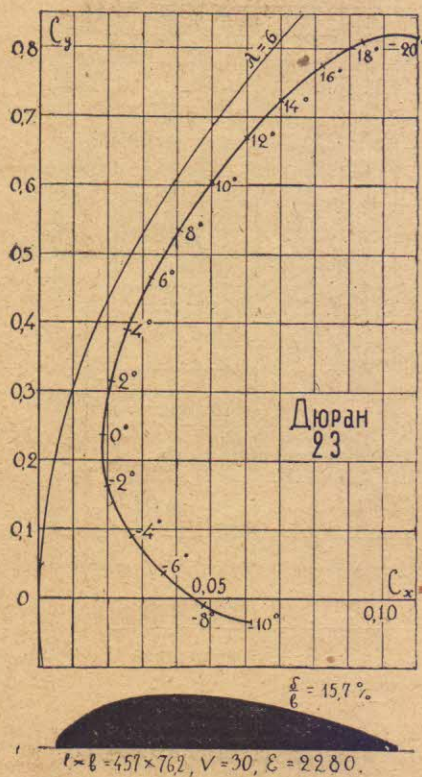
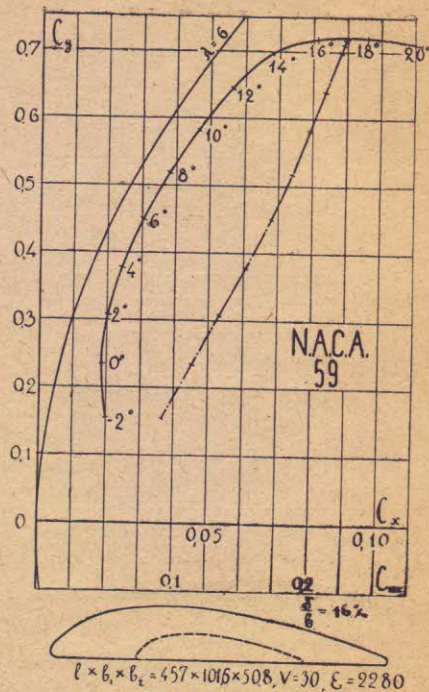
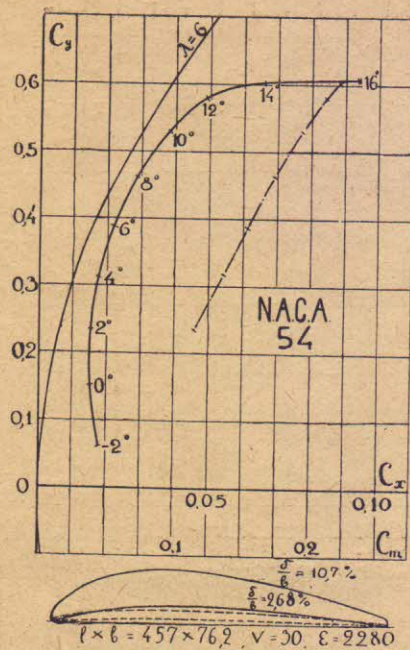
$\frac{\delta}{b} = 4.26\%$   
 $l \times b = 1000 \times 200, V = 30, \varepsilon = 6000$



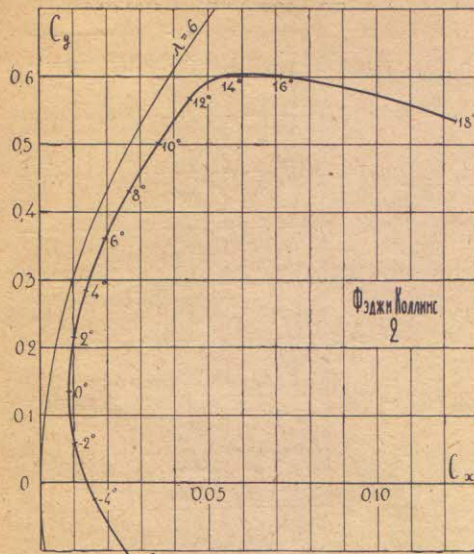
$\frac{\delta}{b} = 12.64\%$   
 $l \times b = 1000 \times 200, V = 30, \varepsilon = 6000$





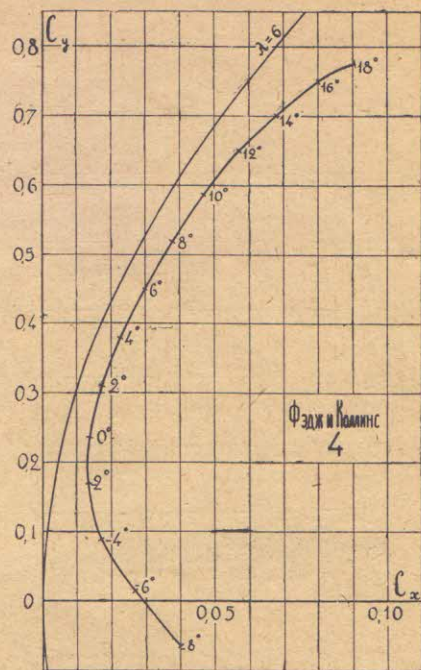






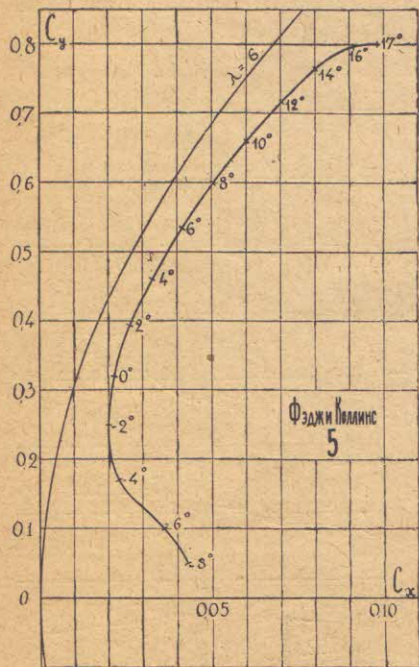
$$\frac{\lambda}{\epsilon} = 7.85\%$$

$$l \times b = 915 \times 152.5, V = 22.8, \epsilon = 3475$$



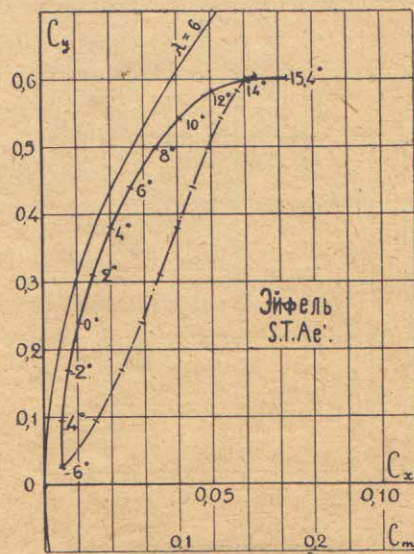
$$\frac{\lambda}{\epsilon} = 12.70\%$$

$$l \times b = 915 \times 152.5, V = 22.8, \epsilon = 3475$$



$$\frac{\lambda}{\epsilon} = 18.80\%$$

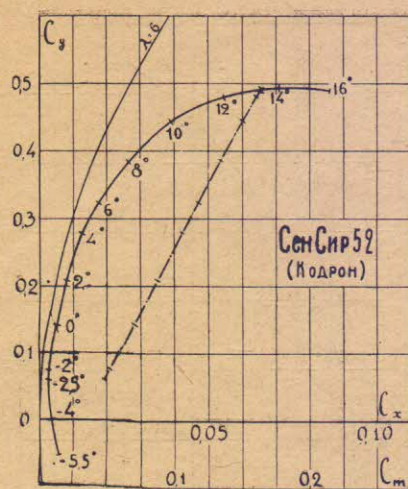
$$l \times b = 915 \times 152.5, V = 22.8, \epsilon = 3475$$



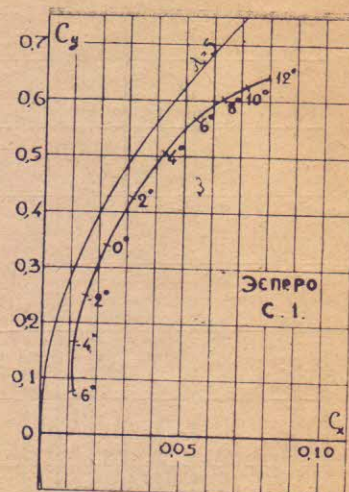
$$\frac{\lambda}{\epsilon} = 13.35\%$$

$$l \times b = 865 \times 144, V = 23, \epsilon = 4030$$

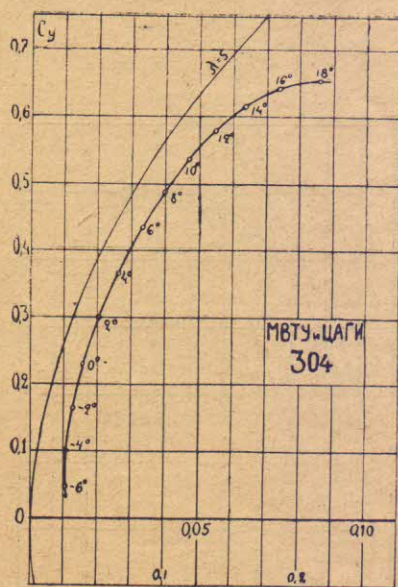




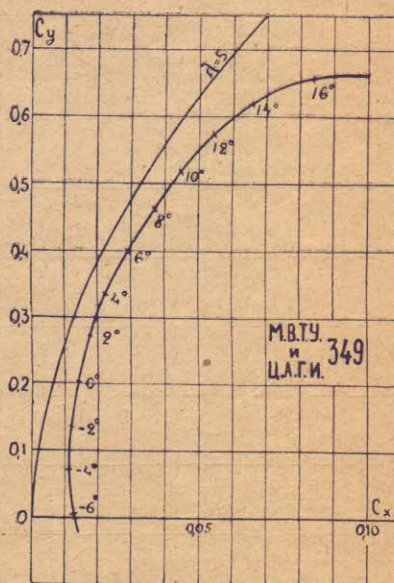
$\frac{\delta}{b} = 10\%$   
 $l \times b = 900 \times 150$   $v = 40$ ,  $\varepsilon = 6000$



$\frac{\delta}{b} = 19.4\%$   
 $l \times b = 750 \times 150$ ,  $v = 21$ ,  $\varepsilon = 3150$

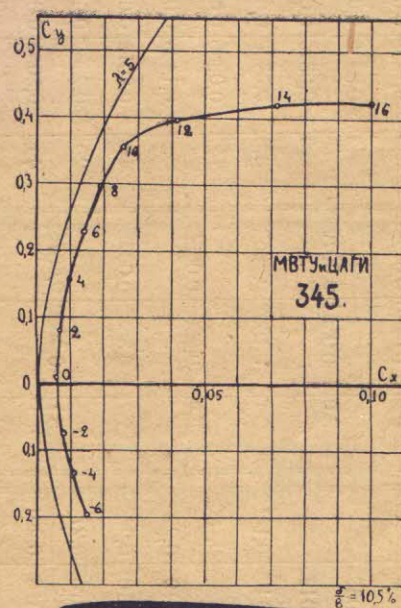


$\frac{\delta}{b} = 9.9\%$   
 $\frac{\delta}{b} = 17.9\%$   
 $l \times b = 750 \times 150$ ;  $v = 22$   $\varepsilon = 3300$



$\frac{\delta}{b} = 7.52\%$   $\frac{\delta}{b} = 10.4\%$   $\frac{\delta}{b} = 13.82\%$   
 $l \times b \times b_{\text{н}} = 750 \times 180 \times 120$ ;  $v = 20$   $\varepsilon = 3000$





$l \times b = 750 \times 150$ ,  $V = 48$ ,  $\rho = 2700$ .



Геттинген 1919.

Геттинген 1919.

Геттинген 1919.

Геттинген 1919.

Геттинген 1919.

$\alpha^\circ$	$Cy$	$Cp$	$Cm$	$\alpha^\circ$	$Cy$	$Cp$	$Cm$	$\alpha^\circ$	$Cy$	$Cp$	$Cm$	$\alpha^\circ$	$Cy$	$Cp$	$Cm$	$\alpha^\circ$	$Cy$	$Cp$	$Cm$
— 9	0,01	0,055	—	— 9	0,145	0,0565	—	— 9,0	— 0,0660	0,0277	— 0,410	— 8,9	— 0,1355	0,0418	— 0,0410	— 9,0	— 0,0520	0,0342	0,0265
— 8	0,04	0,035	—	— 8	0,147	0,0535	—	— 6,0	0,0555	0,0070	— 0,135	— 5,9	— 0,0885	0,0294	— 0,135	— 6,0	0,0410	0,0088	0,0615
— 6	0,11	0,018	0,1125	— 6	0,165	0,0495	—	— 3,1	0,1590	0,0053	0,0140	— 4,5	— 0,0325	0,0234	0,0140	— 4,6	0,0910	0,0079	0,0730
— 4	0,195	0,015	0,1425	— 4	0,217	0,04	0,1412	— 0,2	0,2585	0,0058	0,0380	— 3,0	0,0300	0,0184	0,0380	— 3,1	0,1400	0,0076	0,0835
— 2	0,275	0,0145	0,1625	— 3	0,3	0,024	0,1888	— 2,7	0,3635	0,0065	0,0580	— 1,6	0,0880	0,0143	0,0580	— 1,6	0,1900	0,0072	0,0960
0	0,35	0,0145	0,1825	— 2	0,37	0,019	0,225	5,7	0,4630	0,0076	0,0740	— 0,1	0,1455	0,0112	0,0740	— 0,2	0,2340	0,0075	0,1090
2	0,428	0,015	0,2025	0	0,455	0,016	0,25	8,6	0,5595	0,0097	0,0870	1,4	0,2015	0,0083	0,0870	1,3	0,2905	0,0071	0,1210
4	0,5	0,016	0,2212	2	0,53	0,015	0,27	11,5	0,6265	0,0166	0,095	2,8	0,2560	0,0071	0,095	2,7	0,3405	0,0072	0,1325
6	0,575	0,017	0,2425	4	0,605	0,016	0,291	14,5	0,6450	0,0330	0,1115	4,3	0,3055	0,0069	0,1115	4,2	0,3945	0,0067	0,1440
8	0,65	0,018	0,2625	6	0,673	0,0175	0,3113	17,5	0,6165	0,0905	0,1235	5,7	0,3555	0,0063	0,1235	5,7	0,4360	0,0074	0,1550
10	0,723	0,019	0,2812	8	0,733	0,0205	0,328				0,1495	8,7	0,4550	0,0078	0,1495	8,6	0,5425	0,0086	0,1875
12	0,786	0,0205	0,2962	10	0,795	0,024	0,344				0,1705	11,6	0,5425	0,0121	0,1705	11,6	0,6090	0,0148	0,2050
14	0,845	0,023	0,3125	12	0,855	0,0275	0,3625				0,1835	14,6	0,5950	0,0224	0,1835	14,5	0,6700	0,0239	0,2145
15	0,87	0,0275	0,3187	14	0,894	0,035	0,37				0,1970	17,6	0,5755	0,0623	0,1970	17,5	0,6800	0,0496	0,2260
				15	0,9	0,041	0,373												



№ 395.

Геттинген 1919.

№ 396.

Геттинген 1919.

№ 426.

Геттинген 1919.

№ 428.

Геттинген 1919.

№ 429.

Геттинген 1919.

$\alpha^{\circ}$	$Cy$	$Cp$	$Cm$	$\alpha^{\circ}$	$Cy$	$Cp$	$Cm$	$\alpha^{\circ}$	$Cy$	$Cp$	$Cm$	$\alpha^{\circ}$	$Cy$	$Cp$	$Cm$
-8,9	-0,1755	0,0408	-0,0555	-8,9	-0,1220	0,0451	-0,0285	-8,9	-0,0720	0,0315	0,0140	-8,9	-0,1610	0,0365	-0,0245
-7,4	-0,1440	0,0337	-0,0280	-5,9	-0,0725	0,0327	0,0020	-6,0	0,0360	0,0104	0,0570	-6,0	-0,0445	0,0148	0,0265
-5,9	-0,0840	0,0201	0,0005	-4,5	-0,0215	0,0257	0,0265	-4,6	0,0860	0,0079	0,0680	-4,5	0,0055	0,0075	0,0375
-4,5	-0,0160	0,0065	0,0245	-3,0	0,0425	0,0208	0,0545	-3,1	0,1360	0,0070	0,0795	-3,0	0,0515	0,0059	0,0480
-3,0	0,0335	0,0063	0,0355	-1,6	0,1125	0,0162	0,0805	-1,6	0,1880	0,0067	0,0950	-1,6	0,1025	0,0053	0,0600
-1,4	0,0860	0,0065	0,0490	-0,1	0,1745	0,0096	0,0990	-0,2	0,2435	0,0060	0,1080	-0,1	0,1510	0,0050	0,0715
-0,1	0,1370	0,0062	0,0615	1,3	0,2305	0,0062	0,1135	1,3	0,2930	0,0060	0,1210	1,3	0,2010	0,0014	0,0825
1,4	0,1890	0,0060	0,0740	2,8	0,2825	0,0053	0,1280	2,8	0,3500	0,0053	0,1360	2,8	0,2530	0,0042	0,0960
2,8	0,2430	0,0058	0,0890	4,3	0,3300	0,0049	0,1390	4,2	0,4000	0,0061	0,1490	4,3	0,3040	0,0046	0,1075
4,3	0,2945	0,0057	0,1000	5,7	0,3895	0,0048	0,1550	5,7	0,4525	0,0060	0,1595	5,7	0,3520	0,0054	0,1200
5,7	0,3475	0,0054	0,1135	8,6	0,4815	0,0063	0,1795	8,6	0,5450	0,0081	0,1370	8,7	0,4420	0,0082	0,1415
8,7	0,4550	0,0063	0,1420	11,6	0,5550	0,0128	0,1930	11,5	0,6350	0,0136	0,2115	11,6	0,5000	0,0154	0,1505
11,6	0,5440	0,0103	0,1650	14,6	0,6150	0,0328	0,2050	14,5	0,6400	0,0369	0,2200	14,7	0,4150	0,0526	0,1335
14,6	0,5850	0,0244	0,1845												



Геттинген 1919 г.

Геттинген 1919 г.

Геттинген 1919 г.

Геттинген 1919 г.

Геттинген 1919 г.

$\alpha^\circ$	$Cy$	$Cp$	$Cm$	$\alpha^\circ$	$Cy$	$Cp$	$Cm$	$\alpha^\circ$	$Cy$	$Cp$	$Cm$	$\alpha^\circ$	$Cy$	$Cp$	$Cm$
— 9,0	— 0,0370	0,0071	0,0565	— 9,0	— 0,0205	0,0456	0,0365	— 9,1	0,1065	0,0461	0,0770	— 11,9	— 0,1090	0,0090	0,0380
— 6,1	0,0700	0,0060	0,0830	— 6,1	0,1215	0,0077	0,1265	— 6,1	0,1365	0,0401	0,0930	— 9,0	— 0,0005	0,0075	0,0620
— 4,6	0,1215	0,0057	0,0960	— 4,6	0,1770	0,0071	0,1415	— 4,6	0,1730	0,0366	0,1125	— 6,1	0,1095	0,0067	0,0875
— 3,1	0,1780	0,0057	0,1095	— 3,2	0,2300	0,0068	0,1525	— 3,2	0,2325	0,0326	0,1445	— 4,6	0,1615	0,0057	0,1010
— 1,7	0,2275	0,0054	0,1225	— 1,7	0,2865	0,0065	0,1700	— 1,7	0,3365	0,0177	0,2030	— 3,2	0,2210	0,0066	0,1140
— 0,2	0,2800	0,0057	0,1350	— 0,3	0,3430	0,0063	0,1865	— 0,3	0,4145	0,0102	0,2330	— 1,7	0,2735	0,0068	0,1265
1,3	0,3300	0,0061	0,1480	1,2	0,3930	0,0074	0,1970	1,2	0,4700	0,0098	0,2510	— 0,2	0,3300	0,0063	0,1395
2,7	0,3840	0,0064	0,1615	2,7	0,4485	0,0079	0,2135	2,6	0,5270	0,0098	0,2640	1,2	0,3825	0,0073	0,1530
4,2	0,4350	0,0075	0,1770	4,1	0,5000	0,0073	0,2260	4,1	0,5790	0,0103	0,2770	2,7	0,4345	0,0079	0,1665
5,6	0,4845	0,0073	0,1875	5,6	0,5500	0,0085	0,2385	5,5	0,6250	0,0118	0,2905	4,1	0,4860	0,0085	0,1780
8,6	0,5695	0,0107	0,2070	8,5	0,6400	0,0129	0,2635	8,5	0,7200	0,0140	0,3170	5,6	0,5350	0,0094	0,1910
11,5	0,6400	0,0159	0,2245	11,5	0,7150	0,0178	0,2800	11,4	0,8030	0,0175	0,3335	8,5	0,6225	0,0127	0,2125
14,5	0,6850	0,0263	0,2335	14,5	0,7200	0,0365	0,2760	14,4	0,8195	0,0330	0,3300	11,5	0,6750	0,0260	0,2265



№ 441

№ 442

№ 443

№ 444

№ 445

Геттинген 1919 г.

Геттинген 1919 г.

Геттинген 1919 г.

Геттинген 1919 г.

Геттинген 1919 г.

$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_p$	$C_m$	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_p$	$C_m$	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_p$	$C_m$	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_p$	$C_m$				
—	9,0	0,0130	0,0505	0,0400	—	8,9	—0,1350	0,0405	—0,0310	—	2,9	—0,0785	0,0032	—0,0195	—	9,0	—0,0130	0,0085	0,0535
—	6,1	0,1085	0,0225	0,0970	—	6,0	—0,0410	0,0244	0,0220	—	1,5	—0,0305	0,0029	—0,0085	—	6,1	0,0865	0,0073	0,0765
—	4,6	0,1785	0,0088	0,1320	—	4,5	0,0205	0,0169	0,0460	—	0,0	0,0275	0,0027	0,0070	—	4,6	0,1390	0,0068	0,0880
—	3,2	0,2315	0,0086	0,1460	—	3,1	0,0805	0,0105	0,0620	—	1,4	0,0835	0,0031	0,0225	—	3,1	0,1890	0,0070	0,1005
—	1,7	0,2850	0,0085	0,1610	—	1,6	0,1325	0,0061	0,0740	—	2,9	0,1275	0,0047	0,0320	—	1,7	0,2430	0,0064	0,1120
—	0,2	0,3375	0,0085	0,1740	—	0,1	0,1825	0,0055	0,0850	—	4,4	0,1705	0,0066	0,0410	—	0,2	0,2860	0,0064	0,1230
1,2	0,3880	0,0087	0,1870	—	—	—	—	—	—	—	5,8	0,2240	0,0109	0,0520	—	1,3	0,3330	0,0058	0,1330
2,7	0,4400	0,0092	0,2015	—	1,3	0,2330	0,0054	0,0975	—	8,8	0,3155	0,0343	0,0855	—	2,7	0,3870	0,0055	0,1470	
4,1	0,4920	0,0094	0,2140	—	2,8	0,2850	0,0052	0,1115	—	11,8	0,3515	0,0623	0,1245	—	4,2	0,4375	0,0064	0,1600	
5,6	0,5400	0,0108	0,2260	—	4,3	0,3350	0,0056	0,1240	—	—	—	—	—	—	5,6	0,4800	0,0084	0,1700	
8,5	0,6350	0,0122	0,2485	—	5,7	0,3900	0,0061	0,1355	—	—	—	—	—	—	8,6	0,5655	0,0123	0,1900	
11,5	0,7215	0,0167	0,2735	—	8,6	0,4855	0,0082	0,1595	—	—	—	—	—	—	11,5	0,6325	0,0166	0,2155	
14,4	0,7970	0,0237	0,2930	—	11,6	0,5750	0,0119	0,1820	—	—	—	—	—	—	14,5	0,6620	0,0357	0,2360	
17,4	0,7825	0,0560	0,2905	—	14,5	0,6450	0,0180	0,1975	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	



Продолжение таблицы X.  
NASA 54.  
LMAL 1921 г.

№ 461.

Геттинген 1919 г.

№ 459.

Геттинген 1920 г.

№ 451.

Геттинген 1920 г.

$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_p$	$C_m$	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_p$	$C_m$	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_p$	$C_m$	$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_p$	$C_m$
— 8,9	— 0,119	0,043	— 0,025	— 8,8	— 0,307	0,01	— 0,025	— 6	0,05	0,038	0,0225	— 2	0,06	0,0175	—
— 5,9	— 0,064	0,029	0,0	— 5,9	— 0,185	0,006	0,0375	— 4	0,0825	0,034	0,0375	0	0,15	0,0125	—
— 4,5	— 0,015	0,023	0,0275	— 2,9	— 0,082	0,0042	0,053	— 3	0,106	0,030	0,053	2	0,233	0,01	0,1322
— 3,0	0,056	0,018	0,0562	0,0	0,013	0,0043	0,066	— 2	0,145	0,029	0,066	4	0,312	0,0075	0,135
— 1,6	0,126	0,013	0,083	2,9	0,112	0,0044	0,112	0	0,245	0,025	0,112	6	0,383	0,0065	0,1525
— 0,1	0,186	0,0087	0,10	5,8	0,208	0,0056	0,167	2	0,370	0,018	0,167	8	0,46	0,006	0,1725
1,3	0,246	0,0058	0,1156	8,8	0,322	0,0076	0,204	4	0,490	0,012	0,204	10	0,53	0,0075	0,194
2,8	0,306	0,0045	0,132	11,7	0,395	0,0114	0,217	6	0,545	0,012	0,217	12	0,58	0,0125	0,216
4,2	0,359	0,0042	0,144	14,7	0,385	0,05	0,235	8	0,623	0,0125	0,235	14	0,603	0,027	0,22
5,7	0,410	0,0040	0,156	17,8	0,32	0,099	0,25	10	0,688	0,014	0,25	16	0,605	0,055	0,235
8,6	0,504	0,0065	0,175				0,273	12	0,753	0,0155	0,273				
11,6	0,579	0,0158	0,194				0,29	14	0,810	0,018	0,29				
14,6	0,624	0,0495	0,2094				0,285	16	0,770	0,045	0,285				
							0,265	17,7	0,643	0,097	0,265				



14,6 0,624 0,0495 0,2094

Дюран 23.

USA 31.

Федж и Коллинс 2.

Федж и Коллинс 4.

Федж и Коллинс 5.

LMAL 1922.

MIT 1920.

NPL 1917.

NPL 1917.

NPL 1917.

$\alpha^\circ$	$Cy$	$Cp$
— 10	— 0,033	0,0615
— 8	— 0,010	0,0475
— 6	0,0375	0,036
— 4	0,090	0,026
— 2	0,1625	0,017
0	0,2375	0,012
2	0,315	0,0105
4	0,390	0,0095
6	0,465	0,094
8	0,535	0,096
10	0,605	0,0107
12	0,670	0,0125
14	0,725	0,014
16	0,775	0,0182
18	0,810	0,024
20	0,815	0,0395

$\alpha^\circ$	$Cy$	$Cp$	$Cm$
— 8	0,027	0,0575	—
— 6	0,068	0,048	—
— 4	0,145	0,037	0,130
— 2	0,255	0,020	0,159
0	0,345	0,0145	0,179
2	0,415	0,014	0,194
4	0,485	0,0145	0,2063
6	0,550	0,016	0,220
8	0,610	0,0167	0,232
10	0,675	0,0177	0,244
12	0,735	0,019	0,254
14	0,785	0,0224	0,262
16	0,825	0,0278	0,266
18	0,855	0,0345	0,267

$\alpha^\circ$	$Cy$	$Cp$
— 6	— 0,123	0,0255
— 4	— 0,025	0,016
— 2	0,058	0,0097
0	0,136	0,006
2	0,214	0,005
4	0,283	0,005
6	0,360	0,006
8	0,430	0,007
10	0,500	0,0085
12	0,567	0,01
14	0,602	0,0175
16	0,600	0,033
18	0,534	0,092

$\alpha^\circ$	$Cy$	$Cp$
— 8	— 0,065	0,0393
— 6	0,015	0,027
— 4	0,090	0,0155
— 2	0,168	0,0095
0	0,236	0,0075
2	0,310	0,007
4	0,380	0,0072
6	0,450	0,008
8	0,518	0,0087
10	0,586	0,0102
12	0,650	0,0117
14	0,700	0,016
16	0,750	0,020
18	0,775	0,027

$\alpha^\circ$	$Cy$	$Cp$
— 8	0,05	0,0425
— 6	0,10	0,0345
— 4	0,17	0,0195
— 2	0,25	0,013
0	0,32	0,011
2	0,394	0,010
4	0,46	0,0102
6	0,535	0,0106
8	0,60	0,012
10	0,66	0,0187
12	0,717	0,016
14	0,765	0,018
16	0,797	0,024
17	0,800	0,030



$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_p$	$C_m$
— 6	0,025	0,005	0,0138
— 4	0,095	0,004	0,039
— 2	0,170	0,0038	0,058
0	0,240	0,004	0,073
2	0,310	0,0045	0,087
4	0,380	0,0047	0,100
6	0,440	0,0052	0,1112
8	0,500	0,005	0,1225
10	0,543	0,0090	0,1325
12	0,583	0,0140	0,145
14	0,600	0,0230	0,1525
15,4	0,603	0,0330	0,159

$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_p$	$C_m$
— 5,5	— 0,063	0,006	—
— 4	0,000	0,0035	—
— 2,5	0,060	0,0022	0,0485
— 2	0,075	0,0020	0,0525
0	0,143	0,0026	0,0700
2	0,208	0,0030	0,0875
4	0,280	0,0042	0,106
6	0,325	0,0063	0,118
8	0,385	0,0108	0,135
10	0,440	0,0175	0,150
12	0,480	0,0300	0,1625
14	0,493	0,0450	0,164
16	0,490	0,0600	0,164

$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_p$
— 6	0,074	0,0105
— 4	0,165	0,0080
— 2	0,250	0,0077
0	0,340	0,0082
2	0,425	0,0087
4	0,507	0,0096
6	0,568	0,0120
8	0,603	0,0165
10	0,625	0,0206
12	0,644	0,0258

$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_p$
— 6	0,045	0,01
— 4	0,10	0,0088
— 2	0,165	0,0086
0	0,23	0,0081
2	0,30	0,0081
4	0,367	0,0085
6	0,434	0,0090
8	0,487	0,0094
10	0,536	0,0102
12	0,577	0,0123
14	0,615	0,0160
16	0,64	0,0220
18	0,654	0,0325

$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_p$
— 6	0,005	0,013
— 4	0,070	0,01
— 2	0,135	0,0088
0	0,204	0,0072
2	0,273	0,0070
4	0,336	0,0068
6	0,400	0,0070
8	0,463	0,0086
10	0,517	0,0100
12	0,572	0,0125
14	0,618	0,0173
16	0,655	0,0295

$\alpha^\circ$	$C_y$	$C_p$
— 6	— 0,195	0,0086
— 4	— 0,135	0,0074
— 2	— 0,075	0,0058
0	0,010	0,0058
2	0,080	0,0058
4	0,157	0,0058
6	0,228	0,0060
8	0,296	0,0062
10	0,355	0,0084
12	0,395	0,0203
14	0,420	0,0480
16	0,423	0,1000



Таблица XI.

Таблица размеров дужек в процентах от хорды.

Н А З В А Н И Е И № Д У Ж К И.																					
Н Е М Е Ц К И Е (Г Е Т Т И Н Г Е Н).																					
242 (M. V. A. Pr. 2)		244 (M. V. A. Pr. 4)		358		369		387		393		396		426		428		429			
Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.		
2,75	2,75	2,30	2,30	2,65	2,65	0,85	0,85	3,61	3,61	1,40	1,40	3,74	3,74	3,40	3,40	1,56	1,56	0,00	0,00		
5,50	1,70	6,35	0,58	5,01	1,03	—	—	6,74	1,35	3,10	0,28	6,19	1,89	1,70	5,70	—	—	2,02	—1,65		
7,00	1,40	8,60	0,30	5,80	0,82	3,57	0,017	7,98	0,81	3,88	0,08	7,40	1,28	1,48	6,76	3,66	0,017	2,71	—2,45		
9,00	0,95	11,48	0,00	7,12	0,47	4,67	0,51	9,87	0,36	5,00	0,04	8,89	0,69	1,10	8,38	4,88	0,012	3,67	—3,46		
10,57	0,60	13,40	0,00	8,18	0,21	—	—	11,32	0,18	5,75	0,30	10,25	0,35	0,82	9,59	—	—	4,47	—4,10		
12,00	0,35	14,79	0,00	8,97	0,00	6,25	1,32	12,40	0,13	6,35	0,70	11,25	0,27	10,52	0,62	6,47	0,008	4,95	—4,57		
14,05	0,00	16,80	0,09	10,13	0,00	—	—	13,83	0,00	7,25	1,35	12,54	0,05	12,05	0,36	—	—	5,37	—5,27		
15,25	0,00	18,22	0,58	11,03	0,16	7,62	2,30	14,77	0,08	7,87	1,80	13,34	0,00	13,10	0,27	8,20	0,02	5,69	—5,58		
16,40	0,23	19,20	1,90	11,56	1,18	8,40	2,55	15,36	0,22	8,10	2,32	13,77	0,05	13,97	0,00	8,65	0,34	5,69	—5,69		
16,40	1,30	18,80	3,28	11,24	2,59	8,32	2,72	14,88	0,38	7,57	2,35	13,34	0,25	13,51	0,14	8,50	0,47	5,32	—5,27		
15,08	2,95	17,66	4,78	10,40	3,64	7,64	2,55	13,48	0,54	6,50	2,00	12,32	0,27	12,11	0,30	7,90	0,50	4,68	—4,52		
13,00	4,37	15,60	5,75	9,13	3,96	6,28	2,08	11,59	0,54	5,00	1,33	10,56	0,29	10,26	0,60	6,90	0,46	3,72	—3,56		
10,50	5,00	12,78	6,00	7,44	3,69	4,81	1,44	9,16	0,54	3,83	1,00	8,45	0,28	8,00	0,77	5,64	0,38	2,61	—2,39		
7,40	4,50	9,20	5,25	5,52	2,80	3,44	1,00	6,58	0,50	2,63	0,55	6,08	0,27	5,61	0,82	4,10	0,24	1,60	—1,44		
4,00	2,75	4,92	3,15	3,17	1,48	1,78	0,51	3,61	0,27	1,40	0,20	3,32	0,13	3,01	0,55	2,20	0,09	0,69	—0,74		
2,23	1,50	2,52	1,60	1,76	0,63	0,94	0,02	1,99	0,16	0,73	0,05	1,87	0,05	1,59	0,27	1,15	0,00	0,37	—0,43		
0,40	0,00	0,20	0,00	0,32	0,00	0,02	0,00	0,37	0,00	0,13	0,00	0,43	0,00	0,27	0,00	0,02	0,00	0,16	—0,16		



Таблица размеров дужек в процентах от хорды.

Расстояние от края атаки в % от ее длины.																			
Н	А	З	В	А	Н	И	Е	И	№	Д	У	Ж	К	И.					
Н Е М Е Ц К И Е (Г Е Т Т И Н Г Е Н).																			
430		431		432		433		436		441		442		444		449		450	
Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.
4,49	4,49	2,58	2,58	2,42	2,42	6,72	6,72	2,85	2,85	3,19	3,19	1,05	1,05	0,00	0,00	6,12	6,12	1,15	1,15
6,49	2,43	4,68	0,97	5,11	0,27	9,57	4,19	4,59	1,21	6,12	1,06	—	—	—	—	9,04	4,04	3,14	0,10
7,57	1,62	5,86	0,43	6,29	0,00	10,97	3,12	5,54	0,69	7,45	0,53	4,00	0,005	1,06	—	10,37	3,19	3,93	0,00
9,19	0,86	7,53	0,00	8,17	0,05	12,53	1,88	6,86	0,37	9,68	0,11	5,20	0,00	1,42	—	12,23	2,50	5,24	0,00
10,22	0,38	8,76	0,00	9,62	0,27	13,87	1,18	8,02	0,21	11,60	0,00	—	—	—	—	13,62	2,02	6,20	0,10
11,08	0,11	9,95	0,00	10,86	0,48	14,84	0,70	8,92	0,05	13,03	0,11	6,70	0,00	1,94	—	14,57	1,70	7,05	0,26
12,27	0,00	11,56	0,22	12,85	1,08	16,13	0,22	10,03	0,00	15,16	0,35	—	—	—	—	15,96	1,33	8,27	0,52
12,97	0,00	12,74	0,59	14,19	1,88	16,99	0,00	10,82	0,00	16,49	0,80	8,20	0,46	2,50	—	16,91	1,06	9,21	0,84
13,84	0,49	13,98	1,77	16,02	3,60	17,53	0,13	11,08	0,00	17,55	1,60	8,40	0,96	2,80	—	17,66	0,64	10,16	1,26
13,51	1,08	14,19	3,06	16,67	5,11	16,83	0,59	10,55	0,00	16,97	2,48	8,22	1,34	2,84	—	17,55	0,39	10,26	1,57
12,54	1,78	13,49	4,03	16,18	6,02	15,27	1,40	9,60	0,00	15,43	3,30	7,40	1,43	2,77	—	16,54	0,25	9,74	1,65
17,09	2,32	12,10	4,57	14,68	6,56	12,90	2,04	8,28	0,00	13,56	3,72	6,50	1,40	2,44	—	14,52	0,16	8,64	1,57
8,97	2,65	9,95	4,41	12,26	6,45	10,21	2,26	6,60	0,00	10,90	3,72	5,43	1,15	2,05	—	11,60	0,00	7,15	1,26
6,43	2,32	7,15	3,76	9,09	5,38	6,99	2,15	4,70	0,00	7,80	3,24	4,07	0,84	1,56	—	8,24	0,00	5,24	0,99
3,41	1,46	3,76	2,42	5,11	3,33	3,66	1,45	2,59	0,00	4,26	1,88	2,35	0,29	0,91	—	4,52	0,00	2,88	0,52
1,89	0,81	1,94	1,34	2,85	1,88	1,88	0,75	1,43	0,00	2,32	1,06	1,30	0,02	0,49	—	2,45	0,00	1,57	0,26
0,22	0,00	0,11	0,00	0,22	0,00	0,16	0,00	0,26	0,00	2,70	0,00	0,17	0,00	0,00	—	0,21	0,00	0,21	0,00



Таблица размеров дужек в процентах от хорды.

Н		А		З		В		А		Н		И		Е		И		№		Д		У		Ж		К		И.	
Н Е М Е Ц К И Е										(Г Е Т Т И Н Г Е Н).																			
430		431		432		433		436		441		442		444		449		450											
Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.
4,49	4,49	2,58	2,58	2,42	2,42	6,72	6,72	2,85	2,85	3,19	3,19	1,05	1,05	0,00	0,00	6,12	6,12	1,15	1,15										
6,49	2,43	4,68	0,97	5,11	0,27	4,19	9,57	4,59	1,21	6,12	1,06	—	—	—	—	9,04	4,04	3,14	0,10										
7,57	1,62	5,86	0,43	6,29	0,00	3,12	10,97	5,54	0,69	7,45	0,53	4,00	0,005	1,06	—	10,37	3,19	3,93	0,00										
9,19	0,86	7,53	0,00	8,17	0,05	1,88	12,53	8,86	0,37	9,68	0,11	5,20	0,00	1,42	—	12,23	2,50	5,24	0,00										
10,22	0,38	8,76	0,00	9,62	0,27	1,18	13,87	8,02	0,21	11,60	0,00	—	—	—	—	13,62	2,02	6,20	0,10										
11,08	0,11	9,95	0,00	10,86	0,48	0,70	14,84	8,92	0,05	13,03	0,11	6,70	0,00	1,94	—	14,57	1,70	7,05	0,26										
12,27	0,00	11,56	0,22	12,85	1,08	0,22	16,13	10,03	0,00	13,16	0,35	—	—	—	—	15,96	1,33	8,27	0,52										
12,97	0,00	12,74	0,59	14,19	1,88	0,00	16,99	10,82	0,00	16,49	0,80	8,20	0,46	2,50	—	16,91	1,06	9,21	0,84										
13,84	0,49	13,98	1,77	16,02	3,60	0,13	17,53	11,08	0,00	17,55	1,60	8,40	0,96	2,80	—	17,66	0,64	10,16	1,26										
13,51	1,08	14,19	3,06	16,67	5,11	16,83	0,59	10,55	0,00	16,97	2,48	8,22	1,34	2,84	—	17,55	0,39	10,26	1,57										
12,54	1,78	13,49	4,03	16,18	6,56	12,90	1,40	9,60	0,00	15,43	3,30	7,40	1,43	2,77	—	16,54	0,25	9,74	1,65										
17,09	2,32	12,10	4,57	14,68	6,02	15,27	2,04	8,28	0,00	13,56	3,72	6,50	1,40	2,44	—	14,52	0,16	8,64	1,57										
8,97	2,65	9,95	4,41	12,26	6,45	10,21	2,26	6,60	0,00	10,90	3,72	5,43	1,15	2,05	—	11,60	0,00	7,15	1,26										
6,43	2,32	7,15	3,76	9,09	5,38	6,99	2,15	4,70	0,00	7,80	3,24	4,07	0,84	1,56	—	8,24	0,00	5,24	0,99										
3,41	1,46	3,76	2,42	5,11	3,33	3,66	1,45	2,59	0,00	4,26	1,88	2,35	0,29	0,91	—	4,52	0,00	2,88	0,52										
1,89	0,81	1,94	1,34	2,85	1,88	1,88	0,75	1,43	0,00	2,32	1,06	1,30	0,02	0,49	—	2,45	0,00	1,57	0,26										
0,22	0,00	0,11	0,00	0,22	0,00	0,00	0,16	0,26	0,00	2,70	0,00	0,17	0,00	0,00	0,00	0,21	0,00	0,21	0,00										



Таблица размеров дужек в процентах от хорды.

Н		А		З		В		А		Н		И		Е		И		№		Д		У		Ж		К		И.	
НЕМЕЦКИЕ (ГЕТТИНГЕН)																													
451		459		461		N. A. C. A. 54		N. A. C. A. 59		Дюран 23		U. S. A. 31.																	
Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.	Верх.	Низ.												
0,055	0,055	0,00	0,00	0,50	0,50	2,00	0,46	2,00	0,50	0,50	2,00	2,00	2,00	2,00	0,00	1,80	0,00	Radius=1,00											
—	—	2,05	-2,05	6,08	0,06	4,50	0,06	4,50	1,12	0,12	4,50	0,20	4,50	0,20	0,00	3,32	0,00	5,40											
2,40	0,03	2,79	-2,79	8,05	0,00	5,75	0,38	5,75	1,44	0,19	5,75	0,00	5,75	0,00	0,00	4,58	0,00	7,10											
3,33	0,068	3,68	-3,68	10,00	0,38	7,80	0,00	7,80	1,95	0,35	7,80	0,00	7,80	0,00	0,00	7,00	0,00	9,50											
—	—	4,37	-4,37	11,27	1,39	9,60	1,39	9,60	2,40	0,58	9,60	0,00	9,60	0,00	0,00	8,82	0,00	11,10											
4,95	1,28	4,89	-4,89	12,15	2,28	11,07	2,28	11,07	2,50	0,62	11,07	0,00	11,07	0,00	0,00	10,42	0,00	12,40											
—	—	5,58	-5,58	13,29	3,99	13,08	3,44	13,08	3,27	0,86	13,08	0,00	13,08	0,00	0,00	12,71	0,00	14,30											
6,75	2,56	6,05	-6,05	13,67	5,32	14,33	4,19	14,33	3,58	1,05	14,33	0,00	14,33	0,00	0,00	14,03	0,00	15,60											
7,69	3,34	6,32	-6,32	13,67	7,09	15,73	5,04	15,73	3,93	1,26	15,73	0,00	15,73	0,00	0,00	15,46	0,00	16,90											
7,90	3,65	6,26	-6,26	12,85	7,66	15,73	5,04	15,73	3,93	1,26	15,73	0,00	15,73	0,00	0,00	15,65	0,00	16,90											
7,60	3,47	5,74	-5,74	11,52	7,59	14,85	4,75	14,85	3,71	1,19	14,85	0,00	14,85	0,00	0,00	14,66	0,00	16,00											
6,71	3,12	4,89	-4,89	9,87	7,15	13,15	4,17	13,15	3,28	1,04	13,15	0,00	13,15	0,00	0,00	13,17	0,00	14,30											
5,55	2,54	3,89	-3,89	7,92	6,08	10,95	3,38	10,95	2,73	0,84	10,95	0,00	10,95	0,00	0,00	11,11	0,00	12,00											
4,02	1,73	2,74	-2,74	5,82	4,56	8,40	2,41	8,40	2,10	0,60	8,40	0,00	8,40	0,00	0,00	8,50	0,00	8,90											
2,39	1,03	1,47	-1,47	3,23	2,34	5,50	1,25	5,50	1,37	0,31	5,50	0,00	5,50	0,00	0,00	5,16	0,00	4,90											
1,45	0,43	0,74	-0,74	1,90	1,14	3,95	0,63	3,95	0,99	0,16	3,95	0,00	3,95	0,00	0,00	3,21	0,00	2,40											
0,42	0,00	0,11	-0,11	0,25	0,25	2,25	0,00	2,25	0,60	0,00	2,25	0,00	2,25	0,00	0,00	1,25	0,00	0,20											

Дужка подобна средней, но вавое меньше.



Таблица размеров дужек в процентах от хорды.

[illegible]



Таблица XII.

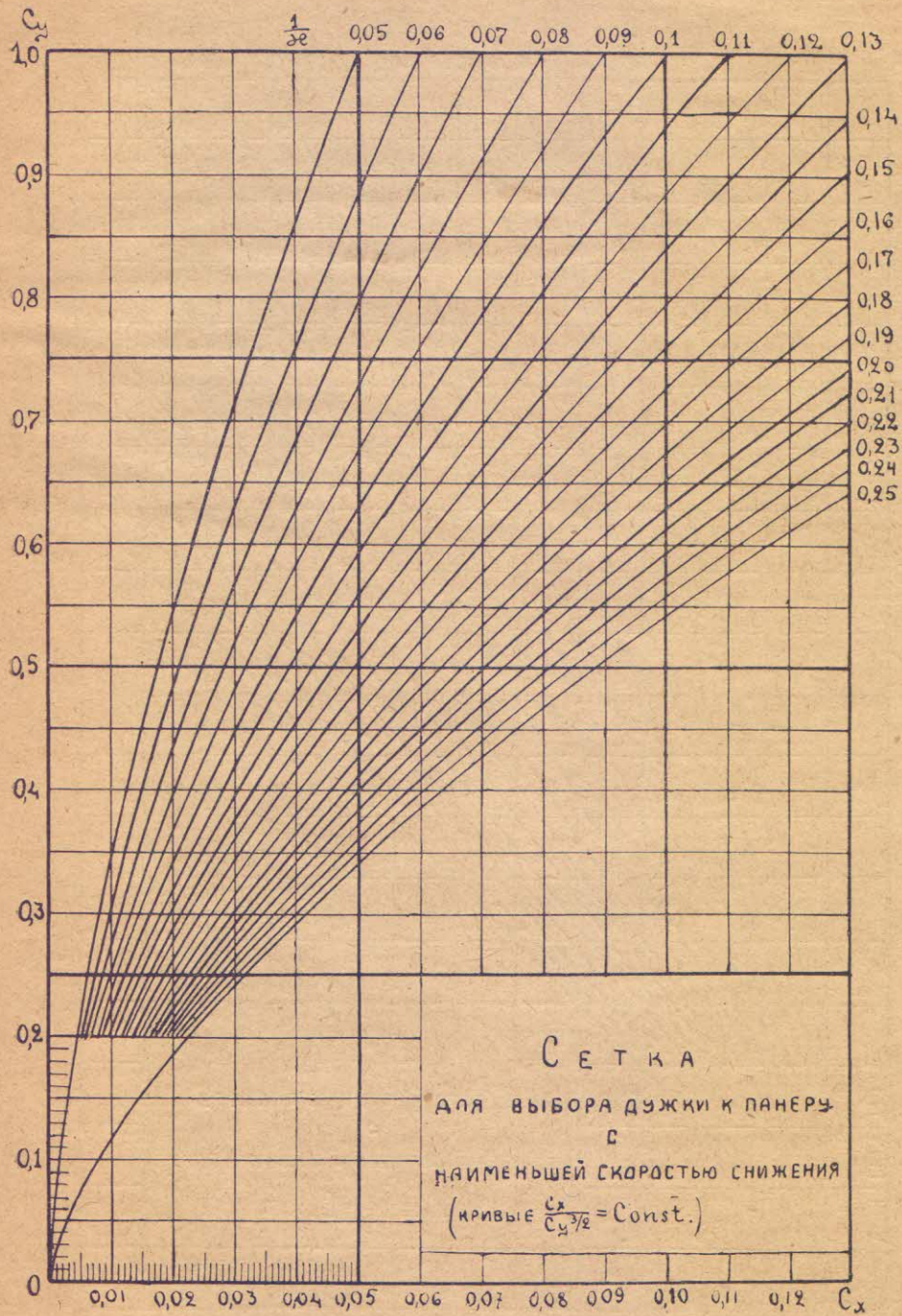




Таблица XIII.

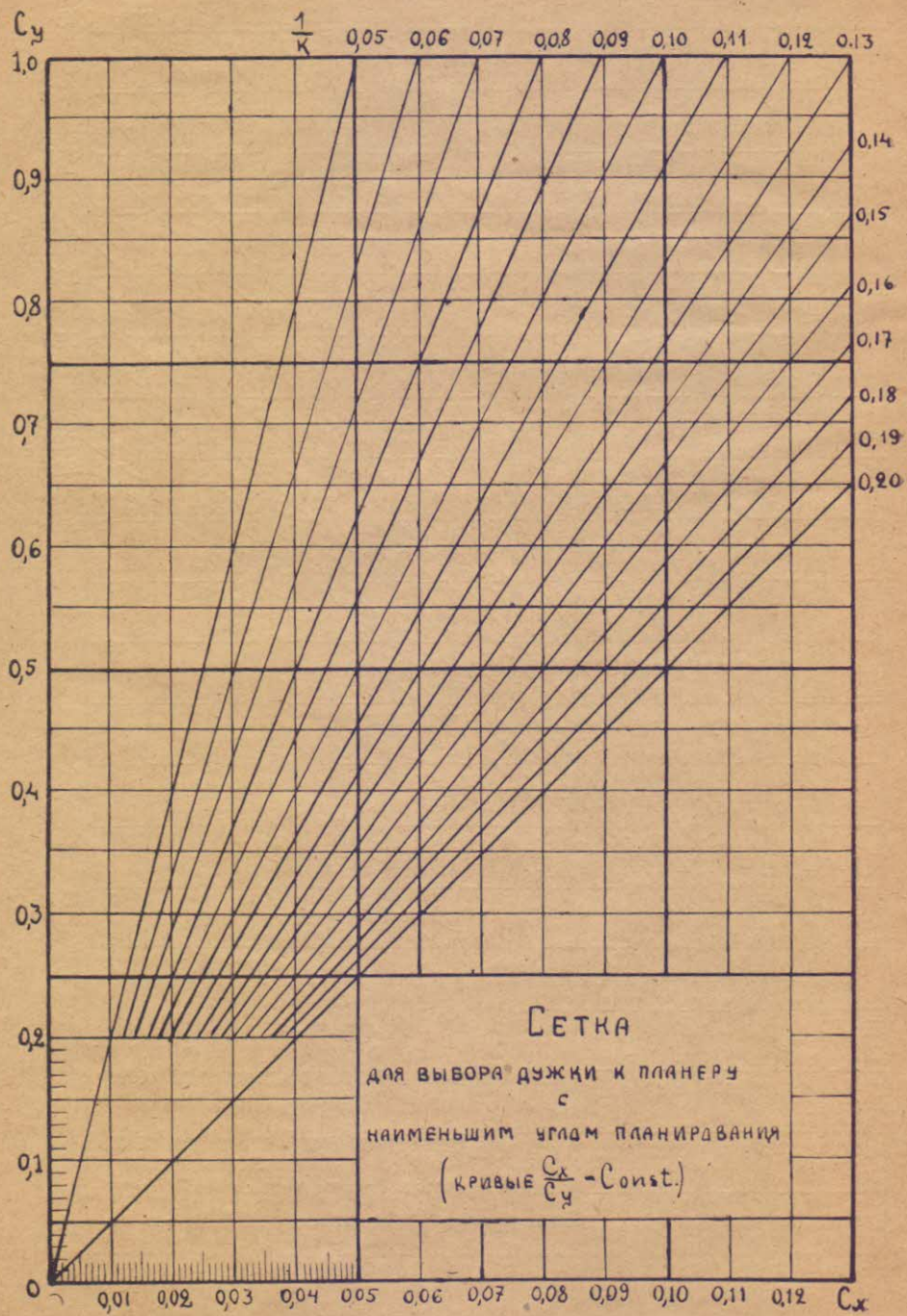
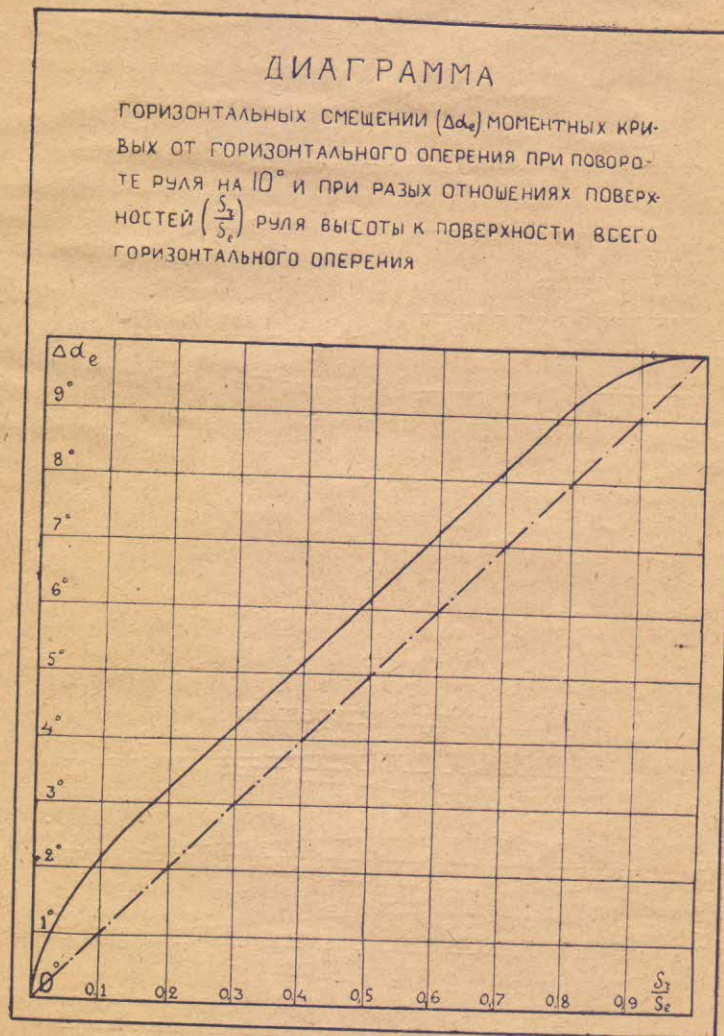




Таблица XIV.





Контурь оперений.



Профили оперения.

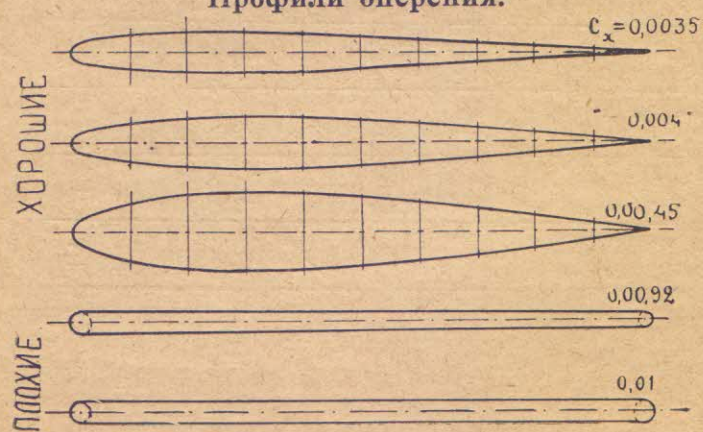




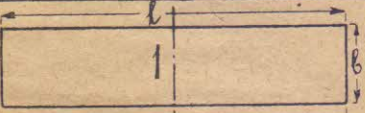
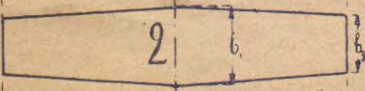
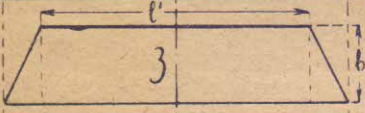

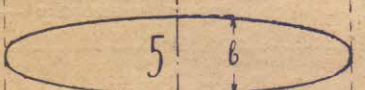
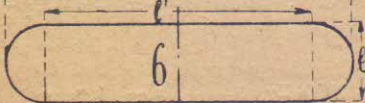
ТАБЛИЦА МОМЕНТОВ ИНЕРЦИИ ПЛОЩАДЕЙ КРЫЛЬЕВ	
КОНТУРЫ КРЫЛЬЕВ	МОМЕНТЫ ИНЕРЦИИ $J_{cm^4}$
	$\frac{bl^3}{12}$
	$\frac{l^3}{16}(b_1 + \frac{b_2}{3})$
	$\frac{bl^4}{48(l-l')}$
	$\frac{bl^3}{48}$
	$\frac{\pi bl^3}{64}$
	$\frac{bl'^3}{12} + \frac{\pi b^4}{64} + \frac{\pi b^2 l'^2}{16}$



Таблица XVII.

Таблица удельных весов и весов квадратного и погонного метра различных материалов.

МАТЕРИАЛ.	Удельный вес $\gamma \frac{\text{г}}{\text{см}^3}$ .
Береза . . . . .	0,50—0,70
Бук . . . . .	0,61—0,70
Вяз . . . . .	0,60—0,70
Грецкий орех . . . . .	0,52—0,61
Дуб . . . . .	0,65—0,74
Ель . . . . .	0,40—0,60
Клен . . . . .	0,60—0,67
Красное дерево . . . . .	0,50—0,60
Спрूस . . . . .	0,36—0,43
Сосна . . . . .	0,40—0,60
Ясень . . . . .	0,56—0,64
Переклейка (фанера) . . . . .	0,60—0,80
Кожа сухая . . . . .	0,86
„ смазанная . . . . .	1,02
Клей . . . . .	1,27
Резина . . . . .	1,00—2,00
Целлулоид . . . . .	1,70
Алюминий литой . . . . .	2,56
„ кованный . . . . .	2,75
Дюралюминий и кольчугалюминий . . . . .	2,75—2,85
Железо . . . . .	7,75—7,80
Сталь . . . . .	7,80—7,86
Латунь . . . . .	8,60
Вес квадратного метра $p \frac{\text{г}}{\text{м}^2}$ .	
Листовой материал ( $\delta_{\text{мм}}$ —толщина в мм, $\gamma$ —уд. вес) . . . . .	$1000 \cdot \gamma \cdot \delta_{\text{мм}} \left( p \frac{\text{г}}{\text{см}^2} = \frac{\gamma}{10} \delta_{\text{мм}}, p \frac{\text{кг}}{\text{м}^2} = \gamma \cdot \delta_{\text{мм}} \right)$
Переклейка ( $\delta_{\text{мм}}$ —толщина каждого слоя фанеры, $\gamma$ —уд. вес данной породы дерева, $n$ —число слоев фанеры) . . . . .	$1000 \sum \gamma \cdot \delta_{\text{мм}} + (n - 1) p_{\text{клея}}$
Слой клея у переклейки ( $p_{\text{клея}}$ ) . . . . .	90—122
Полотно бумажное . . . . .	105—120
„ льняное . . . . .	120—150
Увеличение веса от аэролака . . . . .	60—90
Вес погонного метра $q \frac{\text{г}}{\text{м}}$ .	
Стальная проволока ( $d_{\text{мм}}$ —диаметр в мм) . . . . .	$6,16 d_{\text{мм}}^2$
Стальной трос ( $d_{\text{мм}}$ —диаметр в мм) . . . . .	$4,3 d_{\text{мм}}^2$
Резиновый шнур (амортизатор, $d_{\text{мм}}$ —диаметр в мм) . . . . .	$0,81 d_{\text{мм}}^2$



## ОГЛАВЛЕНИЕ.

	Стр.
Предисловие . . . . .	3
Материалы и руководства, которыми пользовался автор . . . . .	4
ВВЕДЕНИЕ.	
1. Общие сведения о планере . . . . .	5
2. Конструкция планера . . . . .	7
3. Классификация планеров . . . . .	—
I. По заданию . . . . .	—
II. По конструкции . . . . .	9
ГЛАВА I.	
Основы аэродинамики в применении к теории планера.	
1. Простейший случай планирования . . . . .	16
2. Законы сопротивления воздуха . . . . .	18
ГЛАВА II.	
Аэродинамические свойства планера.	
1. Аэродинамические свойства планера с наименьшим углом планирования . . . . .	21
2. Аэродинамические свойства планера с наименьшей скоростью снижения . . . . .	23
ГЛАВА III.	
Определение нагрузки на квадратный метр, веса планера и размеров его крыльев . . . . .	27
ГЛАВА IV.	
Слагающие силы полного сопротивления воздуха.	
1. Вредное и профильное сопротивления . . . . .	30
2. Подъемная сила и индуктивное сопротивление . . . . .	31
3. Причины затраты энергии на полет . . . . .	35
4. Как изображаются коэффициенты индуктивного, профильного и вредного сопротивлений на поляре Лилиенталя . . . . .	36
ГЛАВА V.	
Выбор формы крыла в плане.	
1. Выбор удлинения . . . . .	38
2. Выбор контура . . . . .	—
	171



ГЛАВА VI.	Стр.
Определение отдельных слагающих лобового сопротивления.	
1. Определение коэффициента вредного сопротивления . . . . .	40
2. Определение коэффициентов индуктивного и профильного сопротивлений . . . . .	42
ГЛАВА VII.	
Выбор дужки.	
1. 1-й способ . . . . .	44
а) Для планера с наименьшей скоростью снижения . . . . .	—
б) Для планера с наименьшим углом планирования . . . . .	46
2. 2-й способ . . . . .	47
а) Для планера с наименьшей скоростью снижения . . . . .	—
б) Для планера с наименьшим углом планирования . . . . .	49
3. Общие соображения о выборе дужки . . . . .	50
ГЛАВА VIII.	
Разметка углов атаки на поляре аппарата. . . . .	53
ГЛАВА IX.	
Угол закрепления крыла на фюзеляже и посадочная скорость . . . . .	55
ГЛАВА X.	
Балансировка планера.	
1. Определение направления и положения силы полного сопротивления воздуха . . . . .	5
а) Кривая коэффициентов момента и ее применение . . . . .	58
б) Определение центра давления вредных сопротивлений . . . . .	62
в) Сложение всех сил сопротивления воздуха . . . . .	64
2. Определение центра тяжести планера . . . . .	65
3. Совмещение центра тяжести с направлением полной силы сопротивления воздуха . . . . .	67
ГЛАВА XI.	
Условия устойчивости планера . . . . .	69
ГЛАВА XII.	
Расчет органов управления.	
1. Расчет руля высоты и горизонтального стабилизатора . . . . .	77
А. Построение кривой моментов относительно центра тяжести по углам атаки . . . . .	78
а) 1-й способ . . . . .	—
б) 2-й способ . . . . .	79
Б. Построение кривой моментов от горизонтального оперения, необходимых для равновесия . . . . .	84
В. Построение кривой моментов от горизонтального оперения по данным его—профилю, удлинению и положению на фюзеляже . . . . .	92
а) 1-й способ . . . . .	—
б) 2-й способ . . . . .	95
Г. Определение размеров горизонтального оперения . . . . .	—
Д. Уточнение кривых моментов . . . . .	96
2. Расчет элеронов, руля поворотов и вертикального стабилизатора . . . . .	97
А. Полет планера по кривой . . . . .	—
Б. Расчет элеронов . . . . .	104



	Стр.
В. Расчет вертикального оперения . . . . .	108
Г. Поправки к формулам расчета элеронов и вертикального оперения . . . . .	110
3. Общие замечания о форме органов управления . . . . .	112
4. Расчет плеч рычагов управления . . . . .	113

### ГЛАВА XIII.

#### Подсчет основных свойств планера на разных углах атаки.

1. Исправление поляры аппарата влиянием горизонтального оперения . . . . .	115
а) Построение поляры горизонтального оперения . . . . .	—
б) Сложение поляры горизонтального оперения с полярой остального аппарата . . . . .	119
2. Подсчет веса планера по размерам его деталей . . . . .	120
3. Расчет свойств планера в прямолинейном полете . . . . .	—
4. Расчет свойств планера на виражах . . . . .	122

### ДОПОЛНЕНИЕ.

#### Аэродинамический расчет планера, когда характеристика дужки дана не в поляре Лилиентала.

1. Построение по кривым $C_x$ , $C_y$ и $C$ по $\alpha$ —поляры и кривой $C_m$ по $C_y$ . . . . .	127
2. Предварительный отбор дужек . . . . .	128
3. Окончательный выбор дужки . . . . .	129
4. Перестроение кривых $C_x$ , $C_y$ и $C$ по $\alpha$ для данных несущих поверхностей . . . . .	130
5. Построение кривой опрокидывающих моментов для расчета горизонтального оперения по кривой $C$ по $\alpha$ . . . . .	131

### ПРИЛОЖЕНИЯ.

I. Таблица классификации планеров . . . . .	135
II. Таблица планеров Ренских состязаний 1923 г. . . . .	136
III. Таблица планеров Ренских состязаний 1924 г . . . . .	140
IV. Таблица коэффициентов вредных сопротивлений различных тел . . . . .	141
V. Таблица поправочных множителей на наклон к потоку . . . . .	—
VI. Профили стоек и их коэффициенты сопротивления . . . . .	142
VII. Фюзеляжи и их поляры . . . . .	—
VIII. Влияние козырька . . . . .	143
IX. Поляры и профили дужек . . . . .	144
X. Таблицы продувок дужек . . . . .	154
XI. Таблицы размеров дужек в процентах от хорды . . . . .	161
XII. Сетка для выбора дужки к планеру с наименьшей скоростью снижения . . . . .	165
XIII. Сетка для выбора дужки к планеру с наименьшим углом планирования . . . . .	166
XIV. Кривые к расчету горизонтального оперения . . . . .	167
XV. Контуры и профили оперения . . . . .	168
XVI. Таблица моментов инерции площадей крыльев различных контуров . . . . .	169
XVII. Таблица удельных весов и весов квадратного и погонного метра различных материалов . . . . .	170



Открыта ПОДПИСКА на 1926-й год  
на ежемесячный популярный, общественно-  
политический и научно-технический журнал

# „ХИМИЯ и ЖИЗНЬ“.

Орган Авиахима СССР, Авиахима РСФСР и Мосавиахима по вопросам химии.

Журнал выходит под общей редакцией: К. Е. Ворошилова, Н. С. Уншлихт, Академика В. Н. Ипатьева, И. Э. Якира, Я. Л. Авиновича, профессора Г. Н. Попова, инж. - техника В. А. Сорокина, П. П. Лебедева, А. Ф. Яковлева.

## ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ЖУРНАЛА:

1) Осветить активу низовых ячеек Авиахима в доступной ему форме роль современной химии в свете задач Союза. 2) Дать ему в течение года законченный цикл знаний по общей химии и по вопросам применения химии в промышленности, сельском хозяйстве, военном деле и быту, в СССР и за границей, а также по вопросам, составляющим очередные задачи общества. 3) Содействовать связи между Республиканскими, Областными, Краевыми, Губернскими и прочими организациями Авиахима с целью взаимной информации их и выявления коллективного опыта. 4) Быть проводником химического просвещения в толще трудящихся. В своей работе журнал ориентируется на актив низовой ячейки Авиахима.

## УСЛОВИЯ ПОДПИСКИ:

на 1 год—3 р. 75 к., на 6 месяцев—2 р., на 3 месяца—1 р., на 1 месяц—35 коп.

Цена отдельного номера—35 копеек.

При коллективной подписке непосредственно через контору журнала—10% скидки.

Годовые подписчики, внесшие полностью подписную плату вперед, получают бесплатные премии: 50 химбиблиотечек, 20 лабораторий передвижных, 5 комплектов разрезов противогаса, 10 наборов отравляющих веществ (имитированных) и минеральных удобрений.

Розыгрыш этих премий состоится 15-го апреля.

Все премии и приложения служат лучшим украшением химуголков, клубов, и незаменимым научным пособием при чтении лекций, докладов на курсах, в кружках, в клубах.

## ВРЕМЕННЫЙ АДРЕС РЕДАКЦИИ:

МОСКВА, Царицынская площадь, 14. Телефон 3-21-30.

## ПОДПИСКА ПРИНИМАЕТСЯ:

в Издательстве Авиахим (Никольская, 17. Тел. 1-56-24), в редакции журнала, в книжном магазине Издательства Авиахим (Никольская, 17. Тел. 2-53-79), во всех местных отделениях и ячейках Авиахима и почтовых отделениях.



**ОТКРЫТА ПОДПИСКА  
на 1926-й год**

**НА ЕЖЕМЕСЯЧНЫЙ ПОПУЛЯРНЫЙ, ОБЩЕСТВЕННО-ПОЛИТИЧЕСКИЙ И НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛ**

**„САМОЛЕТ“**

**ОРГАН АВИАХИМА СССР, АВИАХИМА РСФСР И МОСАВИАХИМА ПО ВОПРОСАМ АВИАЦИИ И ВОЗДУХОПЛАВАНИЯ.**

Под общей редакцией: С. С. Каменева, П. И. Баранова, И. С. Перетерского, К. А. Механошина, К. Г. Никулина, Урлова и Я. М. Шатуновского.

В течение 1926-го года будут даны статьи по вопросам:

Воздушный транспорт (пассажирский, почтовый, грузовой) СССР и за рубежом. Военная авиация. Легкая авиация (маломощные самолеты для спорта, туризма и практическое их применение). Планеризм. Моделизм. Самолетостроение. Моторостроение. Мирное применение авиации в хозяйственной жизни СССР и зарубежных стран. Хроника авиации и воздухоплавания в СССР и за рубежом. Организация советской общественности по линии Красного воздушного флота. Литературный отдел. Библиография.

В каждом номере не меньше 100 иллюстраций.

**В течение 1926 года все подписчики получают бесплатно**

Раскладную модель военного самолета.

Между годовыми подписчиками, внесшими плату до 15 марта 1926 г., будут разыграны следующие премии:

- 20 точных копий (металлических) военных и гражданских самолетов.
- 5 „ „ дирижаблей.
- 50 авиабиблиотечек.
- 5 наборов столярного инструмента.
- 10 летающих моделей самолетов.

**РОЗЫГРЫШ СОСТОИТСЯ 15-го АПРЕЛЯ.**

Все премии и приложения служат лучшим украшением авиауголков, клубов и незаменимым научным пособием при чтении лекций, докладов на курсах, в кружках, клубах.

**Подписная цена со всеми приложениями:**

на 12 месяцев — 4 р., на 6 месяцев — 2 р. 20 к., на 3 месяца — 1 р. 15 к., на 1 месяц — 40 коп.

**Цена отдельного номера 40 копеек.**

Для годовых подписчиков допускается рассрочка:

при подписке — 2 р., к 1-му февраля — 1 р., к 1-му марта — 1 р.

Адрес редакции: Москва, Никольская, 17. Телефон 3-64-23.

**ПОДПИСКА ПРИНИМАЕТСЯ:**

в Издательстве Авиаким (Никольская, 17. Телефон 1-56-24), в редакции журнала в книжном магазине Издательства Авиаким (Никольская, 17. Тел. 2-53-79), во всех местных отделениях и ячейках Авиакима и почтовых отделениях.



ЦЕНА 1 р. 80 к.



04737/5.00

Поступила в библиот.  
М. А. И. 21.05.2017<sub>2</sub>

Е. Е. Е.

---

СКЛАД ИЗДАНИЯ  
ИЗДАТЕЛЬСТВО „АВИАХИМ“  
МОСКВА, НИКОЛЬСКАЯ, 17  
ТЕЛЕФОН 1- 56-24.