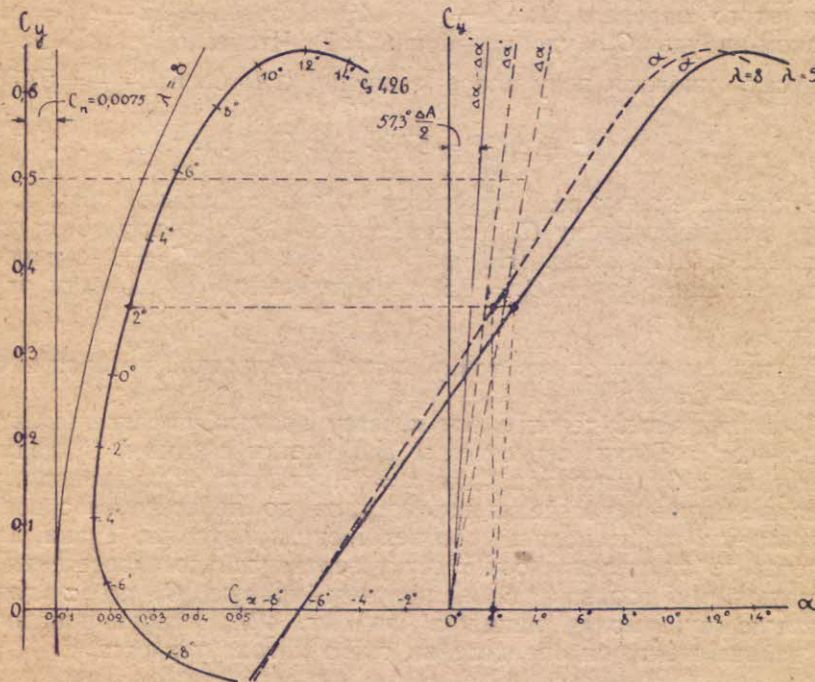


ГЛАВА VIII.

РАЗМЕТКА УГЛОВ АТАКИ НА ПОЛЯРЕ АППАРАТА.

Если у данного аппарата коэффициент A (см. ф-лы 39, 41 и 42) тот же, что и у продвинутой модели крыла (у моноплана для этого достаточно иметь то же самое удлинение λ), то разметка заключается только в том, что при тех же C_y ставят те же углы атаки, что и на продувке, так как снос потока в обоих случаях одинаков, а следовательно одинаковы и углы атаки (кажущиеся).



Фиг. 42.

Если коэффициенты A у аппарата и модели различны, вопрос усложняется, так как, хотя одному и тому же C_y и соответствуют у модели крыла и у аппарата одинаковые истинные углы атаки (так как подъемная сила зависит только от истинного угла атаки), сносы потока будут, однако, различны, и, следовательно, кажущиеся углы атаки будут тоже различны.

Пересчет углов атаки проще всего выполнить графически; для этого строим рядом с полярной аппаратом по цифрам, взятым из про-

дубли модели крыла (см. табл. X), кривую C_y по углам атаки α (кривая α на фиг. 42)¹⁾, беря для C_y тот же масштаб, что и у поляры.

Скос потока модели выражается формулой

$$\Delta\alpha = A \cdot C_y \dots \dots \dots (29)$$

Строим на тех же осях кривую $\Delta\alpha$ по C_y а так как она, как не трудно убедиться, изображается прямой, проходящей через начало O , то достаточно построить $\Delta\alpha$ для одного только значения C_y (проще всего для $C_y = 1$, так как при этом $\Delta\alpha_1 = A$) и через полученную точку и точку O — провести прямую. Истинные углы атаки $\alpha_u = \alpha - \Delta\alpha$ изобразятся отрезками горизонтальных прямых между кривыми α и $\Delta\alpha$. Чтобы получить отрезки, изображающие новые кажущиеся углы атаки α' , нужно к отрезкам α_u прибавить новые скосы $\Delta\alpha' = A' \cdot C_y$, где A' — коэффициент, подсчитанный для данного аппарата по одной из формул (39), (41) и (42).

$$\alpha' = \alpha_u + \Delta\alpha' = \alpha - (\Delta\alpha - \Delta\alpha').$$

Таким образом, все построение сводится к следующему:

Строим прямую $(\Delta\alpha - \Delta\alpha')$, но так как $\Delta\alpha - \Delta\alpha' = (A - A') \cdot C_y$, то для этого определяем $\Delta A = A - A'$, а затем $-\Delta\alpha - \Delta\alpha' = \Delta A \cdot C_y$ при каком-нибудь C_y (удобно — при $C_y = 1$). Чтобы выразить $(\Delta\alpha - \Delta\alpha')$ в градусах, множим полученное значение $\Delta A \cdot C_y$ на $\frac{180^\circ}{\pi} = 57,3^\circ$:

$$(\Delta\alpha - \Delta\alpha')^\circ = 57,3 \cdot \Delta A \cdot C_y \dots \dots \dots (51)$$

Откладываем эту величину затем по горизонтальной прямой, соответствующей выбранному C_y при чем, если $\Delta A > 0$, то вправо от оси O_y , а если $\Delta A < 0$, то влево. (На фиг. 42, так как $C_y = 1$ выходит за пределы чертежа, берем $C_y = 0,5$, следовательно, откладываем отрезок $57,3 \cdot \frac{\Delta A}{2}$).

Соединяем полученную точку и точку O прямой, которая и будет прямой $(\Delta\alpha - \Delta\alpha')$.

Проводим через деления оси α сетку прямых, параллельных прямой $(\Delta\alpha - \Delta\alpha')$. Точки пересечения этой сетки с кривой C_y дадут соответствующие C_y (например, для $\alpha = 2^\circ$, см. фиг. 42). Проводя через полученные точки пересечения горизонтали до пересечения с поларой, размечаем эти точки поляры соответственными углами атаки, а проводя через те же деления оси α сетку вертикалей до пересечения с соответствующими горизонталями, получим кривую C_y по α для нашего крыла (пунктирная линия α' на фиг. 42), которая понадобится нам в дальнейшем, при определении скоса потока у хвоста.

¹⁾ На фиг. 42 пропущены значки при буквах α и λ у кривой C_y по α (пунктирной).

ГЛАВА IX.

УГОЛ ЗАКРЕПЛЕНИЯ КРЫЛА НА ФЮЗЕЛЯЖЕ И ПОСАДОЧНАЯ СКОРОСТЬ.

По полюре аппарата с выполненной на ней разметкой углов атаки по одному из указанных уже двух способов (Глава VII) выясняем, каков главный летный угол. Таким углом может быть наивыгоднейший или экономический в зависимости от задания. Для нашего примера наивыгоднейший угол $\cong 4,5^\circ$, а экономический $\cong 6,5^\circ$; последний угол и принимаем за главный.

Чтобы определить угол закрепления крыла на фюзеляже, достаточно выяснить положение фюзеляжа в полете. Наивыгоднейшим положением фюзеляжа будет то, при котором он дает наименьшее сопротивление. Для симметричного в боковой проекции профиля это будет, когда ось фюзеляжа совпадает с направлением полета (см. табл. VII).

Фюзеляж, который дает значительную подъемную силу (фиг. 11) может оказаться выгодным поставить так, чтобы хорда его профиля была к направлению полета под некоторым положительным углом атаки.

Однако, условия наивыгоднейшей посадки могут потребовать другого положения фюзеляжа. Наиболее безопасной посадкой как на самолете, так и на планере является посадка с наименьшей скоростью, поэтому летчик перед посадкой „выравнивает“ аппарат и последний летит некоторое время над самой землей горизонтально (см. фиг. 22) и так как тяга при этом отсутствует ($Q' = 0$), то аппарат постепенно теряет свою скорость.

При горизонтальном полете:

$$G = P^1) = \rho \cdot C_y \cdot S \cdot V^2 \dots \dots \dots (2)' \text{ и } (5)$$

откуда:

$$V = \sqrt{\frac{G}{\rho \cdot S \cdot C_y}} = \sqrt{\frac{p}{\rho \cdot C_y}} \dots \dots \dots (12)'$$

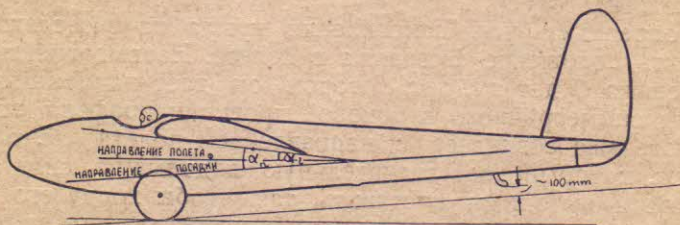
Т. к. скорость при этом постепенно уменьшается, то для продолжения горизонтального полета и следовательно, — соблюдения равенства (2)' и (12)' потребуется увеличение C_y , последнее же возможно осуществить только увеличением угла атаки, что видно из кривой C_y по α (фиг. 42). Из той же кривой видно, что, при некотором угле атаки, C_y достигает своего максимума и следовательно, скорость горизонтального полета будет наименьшей; при дальнейшей потере скорости, подъемной силы P будет уже недостаточно, чтобы удержать вес аппарата G ; аппарат неизбежно начнет снижаться и следовательно, коснется земли.

¹⁾ а не $G = R$, как при наклонном планировании.

Эта наименьшая скорость горизонтального полета называется посадочной и выражается так:

$$V_{min.} = \sqrt{\frac{p}{\rho}} C_{y_{max.}} \dots \dots \dots (52)$$

а угол атаки, при котором $C_{y_{max}}$ называется посадочным углом атаки. (В нашем примере $\alpha_n = 12^\circ$, см. фиг. 42). Таким образом, теряя скорость перед посадкой, летчик должен все более и более увеличивать угол атаки, следовательно, аппарат летит в момент посадки с хвостом, опущенным против нормального полета на несколько градусов. (В нашем примере—на угол $12^\circ - 6,5^\circ = 5,5^\circ$, см. фиг. 43). Однако, нельзя допустить касания о землю хвостового костыля ранее чем шасси, т. к. удар шасси о землю, который произойдет в следующий момент, будет настолько значителен, что возможна поломка шасси. Чтобы этого не случилось, шасси приходится делать высоким, но высокое шасси увеличивает лобовое сопротивление аппарата; поэтому может оказаться выгоднее, не делая слишком высокого шасси, увеличить угол закрепления крыла на фюзеляже, осуществляя, таким образом, нужный посадочный угол; тогда при летном угле, который меньше посадочного, аппарат будет лететь с поднятым несколько хвостом; но с поднятым



Фиг. 43.

хвостом сопротивление фюзеляжа несколько возрастет. Итак, выигрывая на сопротивлении шасси, мы теряем на сопротивлении фюзеляжа. Если мы располагаем данными продувки модели нашего фюзеляжа при разных углах (см. табл. VII), то всегда возможно подобрать такое взаимное положение крыльев и фюзеляжа, при котором общее сопротивление шасси и фюзеляжа при расчетном угле (главном) атаки будет наименьшим.

Т. к. у фюзеляжа сопротивление около своего наименьшего значения меняется сравнительно мало, то поднятый несколько хвост не приносит большого вреда. С другой стороны, благодаря вообще малым скоростям планера, посадка на нем может совершаться и при скоростях больших, чем посадочная, т.-е. на меньших углах атаки. Таким образом, конструктор, ограниченный противоречащими друг другу требованиями, с одной стороны — наименьшего сопротивления фюзеляжа, а с другой стороны — возможности осуществления посадочной скорости, может, однако, остановиться и на некотором среднем решении.

Пример:

В нашем конкретном случае (фиг. 43) мы принимаем прямую, касательную к колесам и проходящую на 100 мм. ниже костыля за направление посадки. Посадочный угол (12°) определит положение крыла, а главный лётный угол ($6,5^\circ$) — направление полета. Берем низкое шасси, мирясь с приподнятым положением хвоста в полете.

Г Л А В А X.

БАЛАНСИРОВКА ПЛАНЕРА.

Как было выяснено в Гл. I, для прямолинейного и равномерного полета планера необходимо, чтобы равнодействующая всего сопротивления воздуха R проходила через центр тяжести C планера и чтобы она была равна и прямо противоположна силе веса G (фиг. 21). Однако, наличия этих условий еще недостаточно, необходимо, чтобы при выходе, по той или иной причине, из состояния нормального полета, планер вновь бы возвращался в это состояние, т.-е. был бы устойчив.

Таким образом, перед конструктором становятся две очередные задачи:

1) Правильное расположение центра тяжести, или, как говорят, „балансировка“ планера и 2) придание аппарату устойчивости.

Балансировка планера распадается на три части:

1) Определение направления и положения силы R полного сопротивления воздуха.

2) Определение центра тяжести C всего планера и

3) Совмещение центра тяжести C с направлением силы R .

Так как планер представляет собою тело симметричное, как по весу, так и по форме, относительно средней вертикальной продольной плоскости, то равнодействующие силы веса и сопротивления воздуха будут совпадать с этой плоскостью, но при условии, что аппарат летит без крена (плоскость симметрии вертикальна), без дрейфа (плоскость симметрии совпадает с направлением полета), и отсутствуют боковые удары ветра.

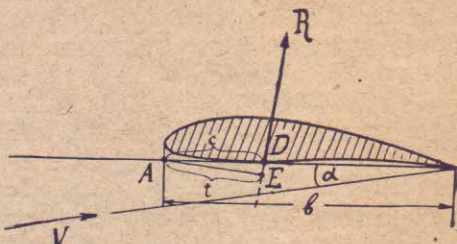
На этом основании говоря о балансировке, мы примем, что все указанные условия имеют место и все свои построения будем относить к плоскости симметрии планера.

I. Определение направления и положения силы полного сопротивления воздуха.

Этот вопрос решается геометрическим сложением силы сопротивления крыльев и сопротивления остальных частей. Но для сложения сил, надо знать не только величину и направление их, но и их положение. Для определений положения силы полного сопротивления крыла, мы пользуемся т. н. кривой момента.

а) Кривая коэффициентов момента и ее применение.

Результат продувки модели крыла, изображенный в виде поляры Лиленталя, дает нам только величину и направление этой силы относительно направления полета (или потока), поэтому, чтобы определить, кроме того, и положение этой силы относительно крыла, необходимо при его продувке, кроме подъемной силы и лобового сопротивления, определять еще и третью величину, а именно, момент полной силы сопротивления крыла относительно какой-нибудь оси. За такую ось обычно принимают край атаки, а точнее и рассматривая явление в плоскости среднего сечения крыла (фиг. 44),—точку A переднего конца хорды, тогда:



Фиг. 44.

$$M = R \cdot t \dots \dots \dots (53)$$

Заметим кстати, что точка D пересечения силы с хордой называется центром давления крыла, или центром его парусности. Подставляя в ф-лу (53) ф-лу (3) для силы R , получим:

$$M = C_{\alpha} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot t,$$

множим и делим на длину хорды b :

$$M = C_{\alpha} \cdot \frac{t}{b} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot b \dots \dots \dots (54)$$

обозначая

$$C_{\alpha} \cdot \frac{t}{b} = C_m \dots \dots \dots (55)$$

получим:

$$M = C_m \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot b \dots \dots \dots (56)$$

откуда

$$C_m = \frac{M}{\rho \cdot S \cdot V^2 \cdot b} \dots \dots \dots (57)$$

По аналогии с ф-ми (7), (8) и (9) C_m называется коэффициентом момента, является числом отвлеченным, что видно из формул (55) и (57) и представляет из себя момент M , отнесенный к единице плотности, площади, скорости и, кроме того, еще—к единице длины хорды.

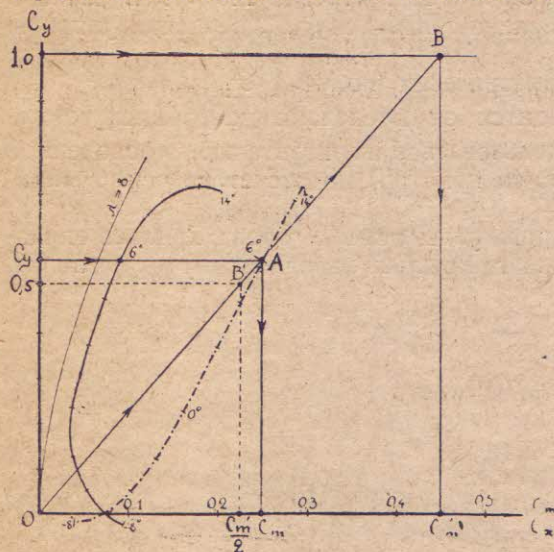
Коэф-т C_m наносится обычно на общую диаграмму с полярной в виде кривой C_m по C_y , при чем C_y берутся те же, что и для поляры, а C_m откладываются вправо, т. е. по оси C_x (см. фиг. 45 и табл. IX)¹⁾.

¹⁾ На табл. IX деления C_m нанесены вдоль нижнего края диаграмм, и в масштабе вдвое крупнее масштаба C_y .

Иногда вместо кривой C_y по C_m дается кривая изменения расстояния c центра давления D от края атаки A (фиг. 44) при разных углах атаки α , при чем расстояние выражено в %-ах от длины b хорды (такая кривая изменения величины $C = \frac{c}{b} \cdot 100\%$ по α приведена в табл. IX для профиля $G. 461$). Как пользоваться этой кривой, указано в Дополнении.

Прежде, чем использовать кривую C_m , необходимо нанести на ней новую разметку углов атаки для чего сносим на кривую C_m прямыми, параллельными оси C_x , новую разметку тех же углов на поляре (см. фиг. 42 и 45).

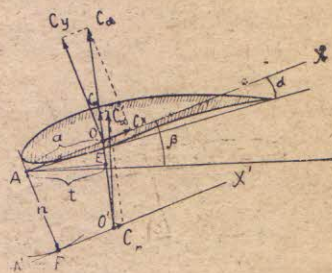
Посмотрим теперь, как можно воспользоваться кривой C_m для определения положения силы полного сопротивления крыла.



Фиг. 45.

Для этого применяем следующий прием:

Предположим, что направление и положение силы полного сопротивления крыла найдено и уже нанесено на чертеж в виде коэф-та C_x (фиг. 46). Прово-



Фиг. 46.

дим через точку A ось AX по направлению полета, следовательно, под углом атаки α к хорде крыла. В точку O пересечения AX и C_x перенесем силу C_x и раскладываем ее на C_x и C_y .

Опускаем из точки A перпендикуляр на направление C_x .

Из подобия треугольников AOE и OC_xC_y имеем: $\frac{a}{t} = \frac{C_x}{C_y}$, откуда:

$$C_y \cdot a = C_x \cdot t \quad (58).$$

Из формул (55) и (58) определяется отношение $\frac{a}{b}$:

$$\frac{a}{b} = \frac{C_m}{C_y} \quad (59).$$

Проводим через полюс O и точку A на кривой C_m (фиг. 45) соответствующую данному углу атаки α , следовательно и данному C_y , прямую до пересечения в точке B с горизонтальной прямой, проходящей через точку оси C_y , где $C_y = 1$. Из подобия треугольников OAC_y и $OB1$ имеем:

$$\frac{C_m}{C_y} = \frac{C'_m}{1} \quad (60).$$

Из формул (59) и (60) мы можем теперь определить тот отрезок a , который определяет положение C_x относительно точки A на фиг. 46:

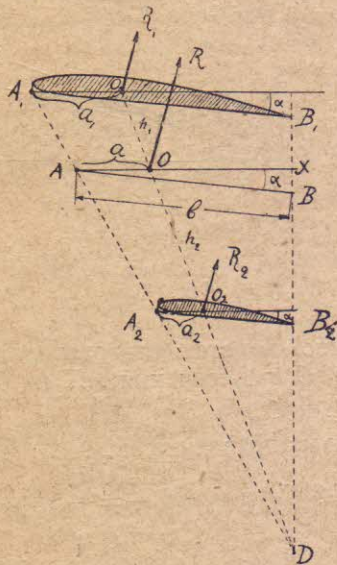
$$a = C'_m \cdot b \quad (61).$$

Итак, порядок построения C_x такой:

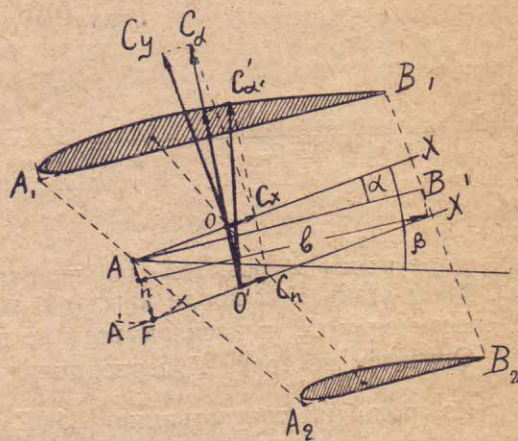
- 1) По кривой C_m находим C'_m (фиг. 45).
- 2) По формуле (61) определяем α .
- 3) На профиле крыла проводим через начало хорды A прямую AX под углом α к хорде, равным данному углу атаки.
- 4) От точки A откладываем по AX отрезок $AO=a$. В точке O пристраиваем силу C_x по направлению AX и силу C_y , перпендикулярную к ней.
- 5) Складывая C_x и C_y геометрически, получим C_α .

Если деление $C_y=1$ находится за пределами диаграммы, то для определения C'_m можно воспользоваться горизонталью, проведенной через деление $C_y=0,5$ (см. фиг. 45 пунктир), но отсчет на оси C_m придется тогда помножить на 2.

В случае биплана, у которого углы атаки у обоих крыльев одинаковы (т.-е. хорды верхнего и нижнего крыльев параллельны) мы могли бы,



Фиг. 47.



Фиг. 48.

построив полные сопротивления R_1 и R_2 каждого крыла (фиг. 47), построить полное сопротивление всех крыльев по правилу сложения параллельных сил, т.-е. соединить точки O_1 и O_2 прямой и разделить ее на части из соотношения

$$\frac{h_1}{h_2} = \frac{R_2}{R_1},$$

а подставляя R_1 и R_2 из формулы (3), получим

$$\frac{h_1}{h_2} = \frac{C_{\alpha_2} \cdot S_2}{C_{\alpha_1} \cdot S_1}$$

но опыты показывают, что обычно $C_{\alpha_2} \approx 0,8 C_{\alpha_1}$, следовательно:

$$\frac{h_1}{h_2} = \frac{0,8 S_2}{S_1} \dots \dots \dots (62)$$

Через полученную точку O должна пройти сила полного сопротивления R всех крыльев $R=R_1+R_2=C_{\alpha} \rho S V^2$, где C_{α} есть средний коэффициент обоих крыльев а S —полная несущая поверхность.

Из фиг. 47 видно, что построение может быть сделано проще:

Соединяем точки A_1 и A_2 , B_1 и B_2 прямыми; делим первую из них на части из соотношения (62); через полученную точку A проводим прямую AB , параллельную хордам и другую прямую AX под углом атаки α к AB . Далее поступаем как и для одного крыла, т.-е. определяем и откладываем отрезок $AO=a=C'_m \cdot b$, где b определяется из чертежа, как длина хорды AB условного среднего крыла. Около полученной точки O строим по предыдущему C_x , C_y и C_{α} (фиг. 48).

В случае триплана проделываем указанное построение условного крыла и точки O для верхних двух поверхностей, а затем повторяем это же построение для полученного условного крыла и нижней несущей поверхности; однако, соотношения между коэффициентами различных поверхностей следует принимать теперь таким:

$$C_{\alpha_2}=0,65 C_{\alpha_1} \text{ и } C_{\alpha_3}=0,85 C_{\alpha_1},$$

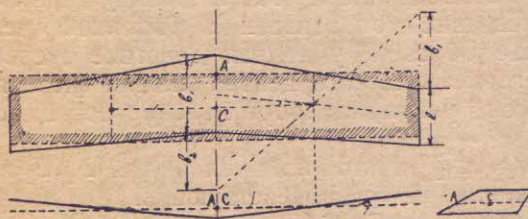
где порядок крыльев считаем сверху вниз.

Если крыло имеет переменную глубину b , то величина ее, которую надо подставить в формулу (61), а также точка A , относительно которой проделывается все построение, определяется следующим образом: Заменим наше крыло условным прямоугольным крылом, той же поверхности, тогда глубина этого условного крыла определяется по формуле:

$$b=\frac{S}{l} \dots \dots \dots (63)$$

где S и l поверхность и размах нашего крыла. Совмещаем середину условного крыла с центром тяжести O площади контура нашего крыла, тогда край атаки условного крыла определит собой точку A , другими словами определяем центр тяжести площади крыла и откладываем от него вдоль хорды, по направлению к краю атаки, отрезок $\frac{b}{2}=\frac{S}{2l}$.

На фиг. 49 выполнено такое построение для крыла трапецевидной формы, концы которого отведены назад („V“ в плане) и вверх („V“ поперечное), благодаря этому точка A смещается относительно края атаки срединного профиля несколько назад и вверх.



Фиг. 49.

Если крыло имеет переменный профиль и мы располагаем продумками двух его профилей—концевого и среднего, то приближительная кривая C_m по C_y стро-

ится по тому же правилу, как и поляра (фиг. 41), т.-е., как средняя кривая между кривыми C_m этих двух профилей.

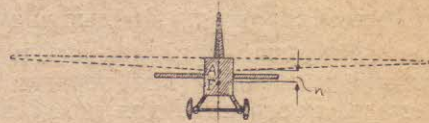
Зная положение силы сопротивления всех крыльев, нам остается определить положение силы вредного сопротивления.

Направление этой силы, противоположное направлению полета, известно; положение же ее можно бы было определить, если бы было известно, например, ее плечо n относительно точки A (фиг. 46 и 48).

б) Определение центра давления вредных сопротивлений.

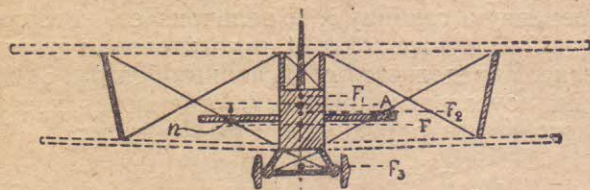
Плечо n определяется, если смотреть на аппарат спереди по направлению полета (фиг. 46 и 48), как расстояние между точкой A (см. предыдущий параграф) и точкой F , через которую проходит равнодействующая всех сил вредных сопротивлений. Точка F называется центром давления вредных сопротивлений.

Для моноплана с простыми контурами миделя (фиг. 50) точка F совпадает приблизительно с центром тяжести миделя за вычетом крыльев (заштрихованная площадка)¹⁾. В данном случае, искомый центр тяжести можно считать совпадающим с геометрическим центром миделя фюзеляжа; т. к. сопротивление оперения сверху приблизительно компенсируется сопротивлением шасси снизу.



Фиг. 50.

В других случаях, положение точки F определяется по правилу сложения параллельных сил. Разберем, например, случай биплана с растяжками (фиг. 51).



Фиг. 51.

Все вредные сопротивления в данном случае можно разбить на три группы: 1) сопротивление деталей поддерживающей коробки (стоек, растяжек и пр.), за исключением самих крыльев, 2) сопротивление фюзеляжа и оперения и 3) сопротивление шасси. Каждая из равно-

действующих этих трех сопротивлений равна сумме соответствующих произведений $C_n \cdot S_n$ (Глава VI—1).

Эти силы $Q_1 = \sum_1 C_n \cdot S_n$, $Q_2 = \sum_2 C_n \cdot S_n$ и $Q_3 = \sum_3 C_n \cdot S_n$ проходят соответственно через точки F_1 , F_2 и F_3 , которые определяются приблизительно, как центры тяжести соответствующих частей мидельной площади (заштрихованной на фиг. 51)¹⁾. Определение положения центров тяжести площадей может быть сделано приблизительно. Например, точку F_1 берем несколько выше средней точки между крыльями (точки A), принимая во внимание сопротивление растяжек между средними стойками. Таким же образом, учитывая действие оперения, сдвигаем точку F_2 вверх от геометрического центра миделя фюзеляжа, а точку F_3 вверх от оси шасси, учитывая сопротивление ног шасси и их растяжек.

Зная величины сил Q_1 , Q_2 и Q_3 и их точки приложения F_1 , F_2 и F_3 , определяем точку F приложения их равнодействующей по правилу сложения параллельных сил (фиг. 52). Складываем сначала две из них, например, Q_1 и Q_2 и получаем точку F' приложения их равнодействующей из пропорции $\frac{a}{b} = \frac{Q_2}{Q_1}$ ²⁾. Графический способ построения точки F' показан на фиг. 52, а справедливость такого построения вытекает из подобия треугольников:

$$\triangle F_1 Q_2 F' \propto \triangle F_2 Q_1 F'.$$

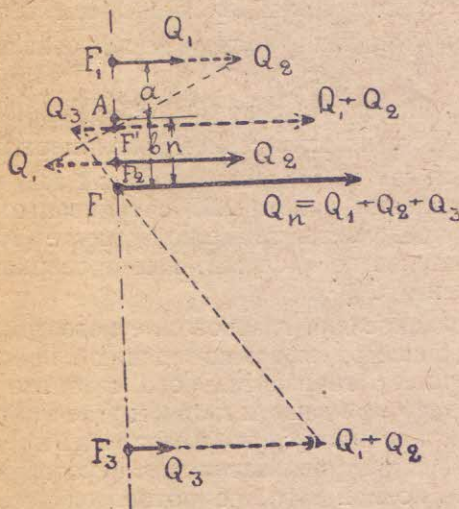
¹⁾ Центр тяжести площади какой-нибудь фигуры можно определить опытным путем, уравновешенная на острие ножа начерченный в масштабе и вырезанный из бумаги контур.

²⁾ На фиг. 52 размеры a и b поставлены не правильно.

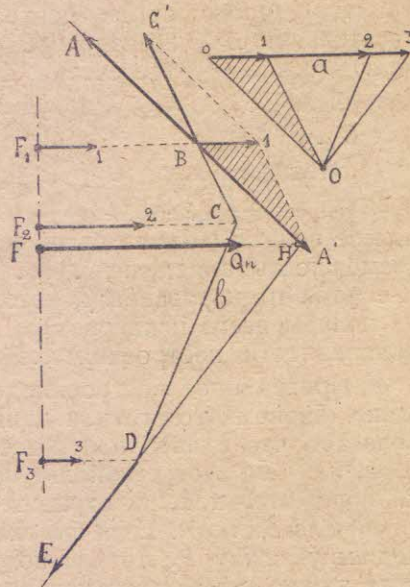
Таким же образом складываем силы $(Q_1 + Q_2)$ и Q_3 и находим точку F .

На фиг. 53 приведен другой способ сложения параллельных сил, при помощи т. наз. силового и нитяного многоугольников. Способ этот заключается в следующем:

Строим сначала силовой многоугольник (а), для чего на прямой, параллельной силам, откладываем от точки o последовательно вправо все силы 1, 2, 3 по порядку их расположения, например, сверху вниз. Приблизительно против середины полученной таким образом равнодействующей $Q_n = o3$ намечаем полюс O и соединяем его прямыми с началом и концами всех сил силового многоугольника $o123$. Затем переходим к построению нитяного многоугольника (б), для чего проводим линию AB параллельно oO до пересечения с продолжением силы 1; из полученной точки B проводим BC параллельно $1O$ до пересечения



Фиг. 52.



Фиг. 53.

с продолжением силы 2, наконец, через последнюю точку D проводим DE параллельно $3O$ и продолжая крайние линии AB и DE нитяного многоугольника до их взаимного пересечения, получим точку H , через которую и пройдет равнодействующая Q_n .

Что это так, можно убедиться следующим образом:

Многоугольник $ABCDE$ можно рассматривать как гибкую нить, закрепленную по концам и растянутую силами 1, 2 и 3, приложенными к ней в точках B , C и D . Каждая из сил при этом раскладывается по двум направлениям нити, например, сила 1—на BA' и BC' . Это разложение уже проделано и в силовом многоугольнике, так как $\triangle AB1 \cong \triangle Oo1$ и следовательно, $BA' = oO$ и $BC' = o1$.

Таким образом, действие сил 1, 2 и 3 на нить может быть заменено действием их слагающих по направлениям различных участков нити; те из них, которые действуют на участках нити BCD , взаимно уравниваются, как равные и прямо противоположные, что видно и из силового многоугольника. Остаются силы oO и $o3$, действующие по крайним участкам и вызывающие в местах крепления концов нити равные себе и прямопротивоположные силы BA и DE .

Итак, действующие на нить силы 1, 2 и 3 уравниваются силами BA и DE , следовательно и равнодействующая сил 1, 2 и 3, сила Q_n , уравнивается теми же силами BA и DE . Для этого эти три силы, если они не параллельны, должны пересекаться в одной точке, т.-е. равнодействующая Q_n должна пройти непременно через точку H .

в) Сложение всех сил сопротивления воздуха.

Чтобы получить полное сопротивление всего аппарата остается, построив по предыдущему силу полного сопротивления крыльев C_α и определив плечо n вредного сопротивления C_n , сложить эти силы геометрически. Для этого (см. фиг. 46 для моноплана и фиг. 48—для биплана), проводим из центра A дугу радиуса n , к дуге проводим касательную $A'X'$ по направлению полета, следовательно, параллельную AX . В точке O' пересечения $A'X'$ с продолжением C_α складываем геометрически C_α и C_n ; получим коэффициент полного сопротивления C'_α .

Этот же вектор C'_α изображает и полную силу R сопротивлений воздуха ($R = C'_\alpha \rho S V^2$). Как известно, в прямолинейном равномерном полете сила R должна быть вертикальной и, следовательно, мы имеем возможность определить угол направления полета AX с горизонтом, т.-е. угол планирования β , который определяется также по формуле (10) из поляры всего планера. Это обстоятельство и служит нам проверкой правильности построения коэффициента C'_α ¹⁾.

Приведенное построение, сделанное для главного летного угла атаки (экономического или наивыгоднейшего, смотря по заданию), предполагает, что планер или совсем не имеет горизонтального стабилизатора, или что этот стабилизатор не дает при данном главном угле атаки ни положительной, ни отрицательной подъемной силы (нейтральный стабилизатор). Если бы оказалось, что стабилизатор дает некоторую подъемную силу P_c , то для получения полной силы сопротивления воздуха нужно сложить геометрически силу R с подъемной силой P_c (лобовое сопротивление горизонтального стабилизатора уже учтено нами в коэффициенте C_n); принимая, однако, во внимание, что мы пока еще не знаем, понадобится ли нам какой-нибудь горизонтальный стабилизатор—положительный (с подъемной силой, направленной вверх) или отрицательной (с подъемной силой, направленной вниз), мы ограничиваемся пока приведенным построением силы R .

Когда для выбранной дужки не имеется кривой C_m можно считать, что при экономическом и наивыгоднейшем углах атаки полная сила сопротивления крыла пересекает хорду на расстоянии одной ее трети ($\frac{b}{3}$) от края атаки. Приблизительность такого допущения обязывает конструктора принять меры, предусматривающие возможность перемещения центра тяжести или центра давления у построенного уже планера, на тот случай, если он при испытании в воздухе окажется не сбалансированным. Такими мерами могут служить возможность перемещения крыльев на фюзеляже или сидения пилота или, наконец, возможность перестановки угла атаки горизонтального стабилизатора.

¹⁾ На фиг. 48 угол β построен не правильно: его нижняя сторона должна быть горизонтальна.

2. Определения центра тяжести планера.

Центр тяжести планера определяется по правилу сложения параллельных сил. Следовательно, для определения необходимо знать веса отдельных деталей и их центры тяжести.

Более точное определение весов возможно, когда известны размеры всех отдельных деталей, для чего необходимо проделать расчет на прочность всего аппарата. Следовательно, точная балансировка возможна только после расчета на прочность и точного определения центра тяжести. Для предварительной же балансировки, весами приходится задаваться, исходя из следующих соображений:

Нами уже установлены были цифры весов пилота и пустого аппарата. Вес пустого аппарата разбиваем далее на две части: $\sim 25\%$ на фюзеляж и шасси и $\sim 75\%$ на крылья и оперение. Если аппарат с простой хвостовой фермой, то вес ее вместе с шасси может быть легко подсчитан после краткого расчета на прочность по размерам и весам отдельных реек и растяжек.

Вес всех поверхностей разбиваем в свою очередь на две части: вес крыльев и вес оперения—пропорционально площадям: $\frac{G_k}{G_o} = \frac{S_k}{S_o}$, где S_o определена пока приблизительно, как указано в Гл. VI—1. Однако, принимая во внимание значительный вес лонжеронов свободнонесущего крыла и подкосов—у моноплана, и стоек с растяжками—у биплана, вводим некоторую поправку, увеличивая еще несколько G_k за счет G_o . Вес шасси определяем после приближенного расчета его на прочность.

Таким образом, весь вес аппарата разбит на пять частей:

Вес пилота	G_A
„ крыльев (включая подкосы, стойки и пр.)	G_k
„ фюзеляжа	G_f
„ шасси	$G_{ш}$
„ оперения	G_o

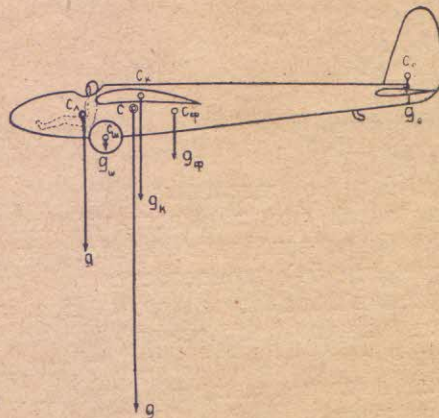
Некоторой проверкой правильности принятых весов может послужить то обстоятельство, что вес 1 кв. м. = крыльев $p_k = \frac{G_k}{S_k} \approx 1,5 - 3,5 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$,

причем, верхний предел соответствует свободнонесущему моноплану, а нижний — балансирному биплану.

Можно идти и обратным путем, т.е. задаваться p_k и определять $G_k + G_o = p_k \cdot (S_k + S_o)$. Полученные цифры распределяем по предыдущему на G_k и G_o . Веса шасси и фюзеляжа определяем после приближительного расчета их на прочность.

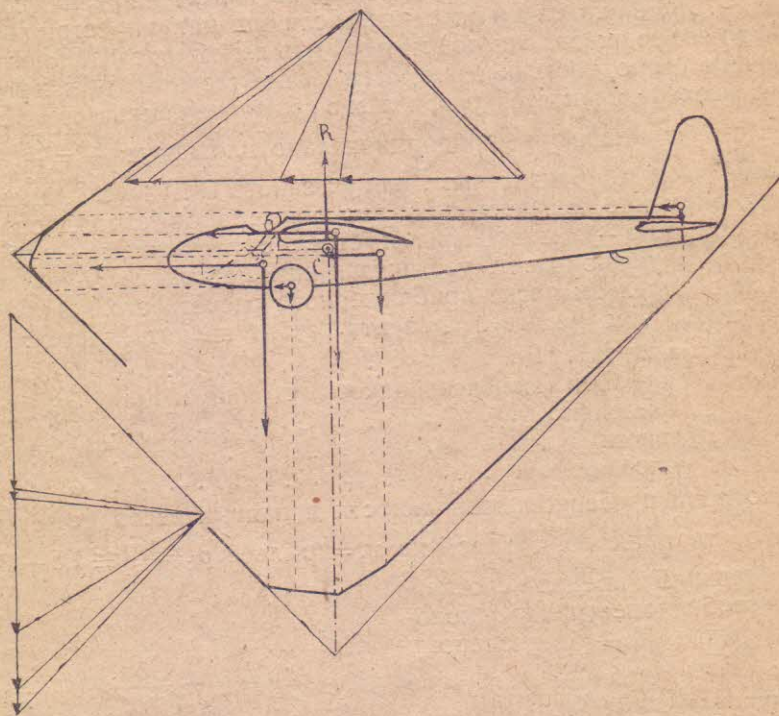
Переходим к определению центров тяжести этих частей (фиг. 54).

Центр тяжести C_A пилота можно считать расположенным на высоте его живота—спереди. Центр тяжести C_k крыльев моноплана расположен приблизительно в центре тяжести площади дужки крыла, если конструкция крыла многолонжеронная; чаще, однако, приходится сдвигать его несколько вперед, благодаря неравномерному распределению весов переднего и заднего лонжеронов и усилению края атаки проме-



Фиг. 54.

жуточными полунервюрами, или сплошной фанерной обшивкой. Для многопланов—центр тяжести всей коробки определяется сложением весов отдельных крыльев по правилу сложения параллельных сил, считая эти веса пропорциональными поверхностям. Центр тяжести C_{ϕ} фюзеляжа, если он имеет постоянную ширину, определяется, как центр тяжести плоской фигуры, имеющей форму бокового контура фюзеляжа, когда же он и в плане спереди шире, чем сзади, то приходится считать C_{ϕ} сдвинутым несколько вперед. Центр тяжести C_o оперения, как и центр тяжести несущей коробки многоплана определяется по правилу сложения параллельных сил (по весам отдельных поверхностей). Наконец, центр тяжести шасси $C_{ш}$ лежит на колесной оси или несколько выше, если приходится учитывать вес его ног.



Фиг. 55.

Когда определены, таким образом, веса и центры тяжести отдельных частей, прикладываем к каждому вес к его центру тяжести, и направляем силы веса вниз параллельно силе R . Центр тяжести C всего планера (фиг. 54) определяется по одному из приведенных выше способов сложения параллельных сил. Если применяется способ нитяного многоугольника, то построения надо повторить трижды, для разных направлений сил веса, тогда центр тяжести определится, как точка пересечения двух направлений равнодействующей, а третье построение будет служить проверкой.

Пример:

На боковой проекции нашего планера (фиг. 55) строим по предыдущему для главного летного угла силу R и центры тяжести и веса отдельных частей ¹⁾. Строим силовой и нитяной многоугольники и опреде-

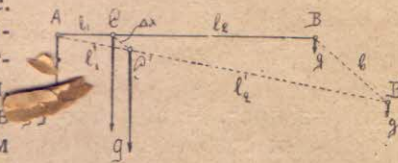
¹⁾ На фиг. 55 сила R построена в более мелком масштабе, чем силы веса.

ляем, таким образом, одно направление равнодействующей веса G ; повторяем это же построение для другого положения планера (в данном случае—пикирования); определяем, следовательно, другое направление полного веса G . Точка O пересечения этих двух прямых и есть центр тяжести планера. Как видим, она совпала с силой R , что и требовалось.

3. Совмещение центра тяжести с направлением полной силы сопротивления воздуха.

Остается выполнить последнюю задачу, которая и является, собственно, балансировкой,—т.е. проверить, проходит ли сила полного сопротивления воздуха, при главном летном угле атаки, через центр тяжести аппарата и, если обнаружится значительное расхождение,—привести центр тяжести и силу в совпадение.

Обычно принимаются для этого следующие меры: 1) Перемещение сидения летчика, или другой какой-нибудь детали; 2) перемещение места крепления крыльев и 3) изменение длины фюзеляжа, при чем длина фюзеляжа редко выходит за пределы $L = 0,5l - 0,8l$, где l —размах планера. После каждого изменения вновь определяют положение центра тяжести O до тех пор, пока не добьются совпадения.



Фиг. 56.

Чтобы не строить каждый раз снова нитяной многоугольник, выясним, насколько смещается центр тяжести всего планера, при перемещении какой-нибудь детали в ту или иную сторону:

Предположим, что деталь веса g (фиг. 56) укреплена так, что ее центр тяжести находится в точке B , а центр тяжести всего планера в точке C . Разложим вес всего планера G на две силы g и $(G-g)$, тогда по правилу разложения на параллельные силы:

$$\frac{g}{G} = \frac{l_1}{l_1 + l_2} \dots \dots \dots (64)$$

Переносим деталь g на расстояние b по некоторому направлению и вновь вес g складываем с весом $(G-g)$ остальных частей планера, центр тяжести которых A остался на прежнем месте, тогда, по правилу сложения параллельных сил:

$$\frac{g}{G} = \frac{l_1'}{l_1' + l_2'} \dots \dots \dots (65)$$

Из ф-л (64), (65) получим: $\frac{l_1}{l_1 + l_2} = \frac{l_1'}{l_1' + l_2'}$, следовательно, CC' параллельно BB' и $\triangle ACC' \propto \triangle ABB'$, откуда $\frac{\Delta x}{b} = \frac{l_1}{l_1 + l_2} = \frac{g}{G}$ и

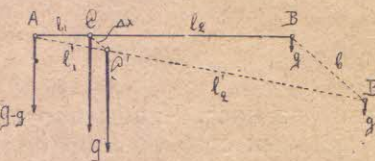
$$\Delta x = \frac{g}{G} \cdot b \dots \dots \dots (66)$$

Итак, при перемещении детали веса g на расстояние b , центр тяжести всего планера переместится в том же направлении на расстояние Δx , во столько раз меньшее, во сколько раз вес g детали меньше веса G всего планера.

ляем, таким образом, одно направление равнодействующей веса G ; повторяем это же построение для другого положения планера (в данном случае—пикирования); определяем, следовательно, другое направление полного веса G . Точка C пересечения этих двух прямых и есть центр тяжести планера. Как видим, она совпала с силой R , что и требовалось.

3. Совмещение центра тяжести с направлением полной силы сопротивления воздуха.

Остается выполнить последнюю задачу, которая и является, собственно, балансировкой,—т.е. проверить, проходит ли сила полного сопротивления воздуха, при главном летном угле атаки, через центр тяжести аппарата и, если обнаружится значительное расхождение,—привести центр тяжести и силу в совпадение. Обычно принимаются для этого следующие меры: 1) Перемещение сидения летчика, или другой какой-нибудь детали, 2) перемещение места крепления крыльев и 3) изменение длины фюзеляжа, при чем длина фюзеляжа редко выходит за пределы $L = 0,5l - 0,8l$, где l — размах планера. После каждого изменения вновь определяют положение центра тяжести C до тех пор, пока не добьются совпадения.



Фиг. 56.

Чтобы не строить каждый раз снова нитяной многоугольник, выясним, насколько смещается центр тяжести всего планера, при перемещении какой-нибудь детали в ту или иную сторону:

Предположим, что деталь веса g (фиг. 56) укреплена так, что ее центр тяжести находится в точке B , а центр тяжести всего планера в точке C . Разложим вес всего планера G на две силы g и $(G-g)$, тогда по правилу разложения на параллельные силы:

$$\frac{g}{G} = \frac{l_1}{l_1 + l_2} \dots \dots \dots (64)$$

Переносим деталь g на расстояние b по некоторому направлению и вновь вес g складываем с весом $(G-g)$ остальных частей планера, центр тяжести которых A остался на прежнем месте, тогда, по правилу сложения параллельных сил:

$$\frac{g}{G} = \frac{l_1'}{l_1' + l_2'} \dots \dots \dots (65)$$

Из ф-л (64), (65) получим: $\frac{l_1}{l_1 + l_2} = \frac{l_1'}{l_1' + l_2'}$, следовательно, CC' параллельно BB' и $\triangle ACC' \sim \triangle ABB'$, откуда $\frac{\Delta x}{b} = \frac{l_1}{l_1 + l_2} = \frac{g}{G}$ и

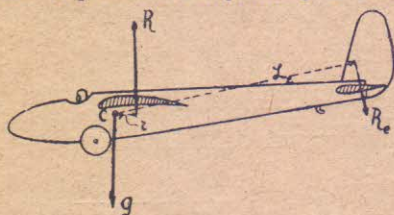
$$\Delta x = \frac{g}{G} \cdot b \dots \dots \dots (66)$$

Итак, при перемещении детали веса g на расстояние b , центр тяжести всего планера переместится в том же направлении на расстояние Δx , во столько раз меньшее, во сколько раз вес g детали меньше веса G всего планера.

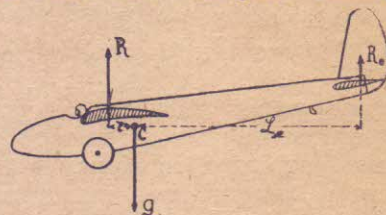
Из ф-лы (66) видно, что чем тяжелее перемещаемая часть, тем больше перемещается центр тяжести всего планера, вот почему удобно перемещать сидение пилота, вес которого вместе с пилотом составляют значительную долю от веса всего планера.

Есть еще 4-й способ совмещения центра тяжести с направлением силы полного сопротивления воздуха, это—установка соответствующего горизонтального стабилизатора. Способ этот заключается в следующем:

Предположим, что центр тяжести оказался впереди полной силы сопротивления воздуха (фиг. 57), тогда появляется момент $M = R \cdot r$, который стремится опрокинуть аппарат на нос, как говорят, „аппарат



Фиг. 57.



Фиг. 58.

тяжел на нос“. Чтобы противодействовать этому моменту, ставим горизонтальный стабилизатор под таким отрицательным углом атаки, (отрицательный стабилизатор), чтобы воздух давил на него с силой R_e , направленной вниз и момент которой $M = R_e \cdot L$ уравновешивал бы момент силы R .

Если бы центр тяжести оказался позади силы R (фиг. 58), опять появился бы момент $M = R \cdot r$, но опрокидывающий аппарат уже на хвост, как говорят, „аппарат тяжел на хвост“. Установкой горизонтального стабилизатора опять можно получить момент $M = R_e \cdot L$, уравновешивающий первый, но стабилизатор надо теперь поставить так, чтобы он дал силу R_e , направленную вверх (положительный стабилизатор). Итак, в обоих случаях моментом силы R_e на горизонтальный стабилизатор должно уравновесить момент от силы R :

$$R \cdot r = R_e \cdot L \dots \dots \dots (67)$$

Наконец, бывает и нейтральный стабилизатор, который дает только лобовое сопротивление.

О влиянии горизонтального стабилизатора на устойчивость мы будем говорить в следующей главе об устойчивости, а об его расчете— в главе об органах управления, так как его расчет производится вместе с расчетом руля глубины.

Совпадение центра тяжести с полной силой сопротивления воздуха R осуществляется только для главного летного угла атаки, для остальных же летных углов такого совпадения обычно не бывает и появляющийся, благодаря этому, момент относительно центра тяжести будет вращать планер в ту или иную сторону, т.-е. менять его угол атаки. Для полета с другим углом атаки, а следовательно, и с другим углом планирования, необходимо создать, действуя рулем глубины, другой момент, уравновешивающий первый (см. фиг 57 и 58, где силу R_e нужно теперь считать возникшей от действия руля высоты).

После расчета на прочность и подсчета весов деталей, необходимо проделать определение центров тяжести отдельных деталей и всего планера еще раз более точно способом нитяного многоугольника и пользуясь более точными цифрами весов.

ГЛАВА XI.

УСЛОВИЯ УСТОЙЧИВОСТИ ПЛАНЕРА.

Устойчивость аппарата бывает: 1) естественная и 2) искусственная.

Естественной устойчивостью аппарата называется способность аппарата самостоятельно возвращаться в состояние нормального полета, будучи из него выведенным по той или иной причине.

Искусственной устойчивостью аппарата называется способность аппарата быть возвращенным в состояние нормального полета действием органами управления.

Состоянием нормального полета считается, для самолета—горизонтальный полет, а для самолета с выключенным мотором и планера—нормальное планирование (т.-е. планирование с главным летным углом атаки).

В зависимости от направления оси, вокруг которой совершается поворот при выходе аппарата из нормального положения, устойчивость разделяется на:

1) продольную (ось горизонтальна и перпендикулярна к направлению полета), 2) поперечную (ось совпадает с направлением полета) и 3) устойчивость пути (ось вертикальна).

Наконец, устойчивость может быть абсолютной и неабсолютной. Абсолютно устойчивым аппаратом называется тот, который из всякого положения может выйти или быть выведенным в состояние нормального полета. Естественная абсолютная устойчивость делает аппарат мало чувствительным к управлению, поэтому обычно стараются осуществить естественную устойчивость действующую только при малых отклонениях от нормального положения, а при больших отклонениях от нормального положения, аппарат возвращается в него действием органов управления, т.-е. благодаря своей искусственной устойчивости.

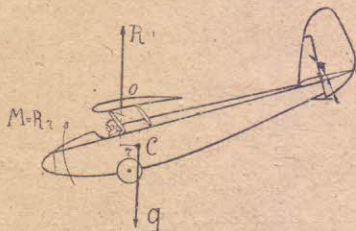
Искусственная устойчивость—продольная, поперечная и пути—осуществляется, соответственно, действием руля высоты (глубины), элеронов и руля направлений, и вопрос о ней относится к расчету органов управления, рассматриваемому в следующей главе.

Переходим к естественной устойчивости:

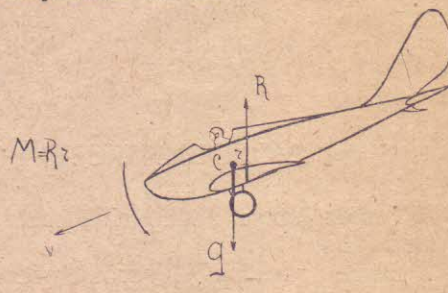
Принцип естественной устойчивости заключается в том, что, при отклонении аппарата от нормального положения в ту или иную сторону, появляется момент силы, который возвращает аппарат в первоначальное положение. Такой момент называется стабилизирующим. Момент, увеличивающий данное отклонение, называется дестабилизирующим.

А. Продольная естественная устойчивость осуществляется:
а) низким расположением центра тяжести, б) продольным „V“ („ве“) и
в) благоприятным законом перемещения центра давления крыла с изменением угла атаки:

а) При низком расположении центра тяжести C (фиг. 59) может появиться стабилизирующий момент $M = R \cdot r$, благодаря тому, что крыло уходит относительно центра тяжести несколько вперед, когда аппарат наклоняется на нос. Если он наклонится на хвост, произойдет обратное явление и опять появится стабилизирующий момент.



Фиг. 59.



Фиг. 60.

Дальше мы увидим, что, несмотря, на низкое положение центра тяжести, стабилизирующий момент может и не появиться, благодаря перемещению самого центра давления вдоль хорды крыла в сторону уменьшения плеча момента.

При высоком положении центра тяжести C (фиг. 60) появляются дестабилизирующие моменты.

б) Продольное „V“ может быть осуществлено, при наличии, например, горизонтального стабилизатора¹⁾ и состоит в том, что угол атаки передних несущих поверхностей больше угла атаки стабилизатора, образуя, таким образом, в боковой проекции сильно разогнутое „V“ (фиг. 61). Предположим, что в положении, изображенном на рисунке, планер находится в состоянии нормального планирования, следовательно, все силы уравновешиваются, и моменты сил R и R_e относительно центра тяжести C , как уже говорилось, равны:

$$R \cdot r = R_e \cdot L \quad \dots \dots \dots (67)$$

где R_e — полная сила давления воздуха на стабилизатор, а R — полная сила давления воздуха на весь остальной планер. Подставляя R и R_e из ф-лы (3) и сокращая, получим:

$$C_{\alpha} \cdot S \cdot r = C_{\alpha e} \cdot S_e \cdot L \quad \dots \dots \dots (68)$$

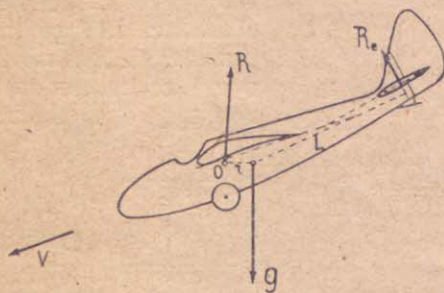
Предположим, что и крыло и стабилизатор имеют одну и ту же кривую изменения их коэфф-тов C_{α} полного сопротивления с изменением углов атаки α (фиг. 62). Разница заключается только в том, что крыло, благодаря наличию продольного „V“ (фиг. 61), имеет больший угол атаки, чем стабилизатор ($\alpha_k > \alpha_e$), а следовательно (фиг. 62):

$$C_{\alpha} > C_{\alpha e} \quad \dots \dots \dots (69)$$

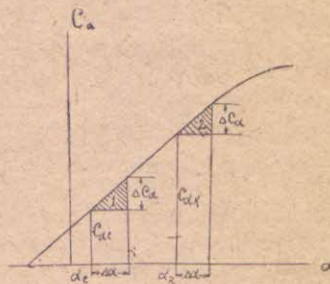
¹⁾ А также при всяком расположении несущих поверхностей, когда одна их часть находится позади другой, например, при тандемном расположении крыльев, при биплане, с выносом и наконец, при отнесенных назад концах крыльев („V“ в плане).

Предположим далее, что планер выведен из данного положения равновесия, например, опущен хвост, другими словами, планер повернут на некоторый угол $\Delta\alpha$ в сторону увеличения углов атаки, при чем, угол атаки и крыла и стабилизатора возрастает на одну и ту же величину $\Delta\alpha$.

Так как кривая C_α по α представляет собой в рассматриваемых пределах почти прямую, то из сравнения треугольников 1 и 2 на фиг. 62, можем заключить, что при одинаковом приращении $\Delta\alpha$ углов атаки, коэффициенты крыла и стабилизатора возрастут приблизительно на одну и ту же величину ΔC_α . Деля ΔC_α на части неравенства (69), получим обратное неравенство:



Фиг. 61.



Фиг. 62.

$$\frac{\Delta C_\alpha}{C_\alpha} < \frac{\Delta C_\alpha}{C_{\alpha e}}$$

Прибавляя к обеим частям по 1, получим:

$$\frac{C_\alpha + \Delta C_\alpha}{C_\alpha} < \frac{C_{\alpha e} + \Delta C_\alpha}{C_{\alpha e}} \dots \dots \dots (70)$$

т.е., если измененные коэффициенты $(C_\alpha + \Delta C_\alpha)$ и $(C_{\alpha e} + \Delta C_\alpha)$ отнести к их первоначальным величинам, то коэффициент крыла относительно возрастает меньше, чем коэффициент стабилизатора.

Умножая неравенство (70) на равенство (68) и на $\rho \cdot V^2$, получим:

$$(C_\alpha + \Delta C_\alpha) \rho S V^2 r < (C_{\alpha e} + \Delta C_\alpha) \rho S_e V^2 L,$$

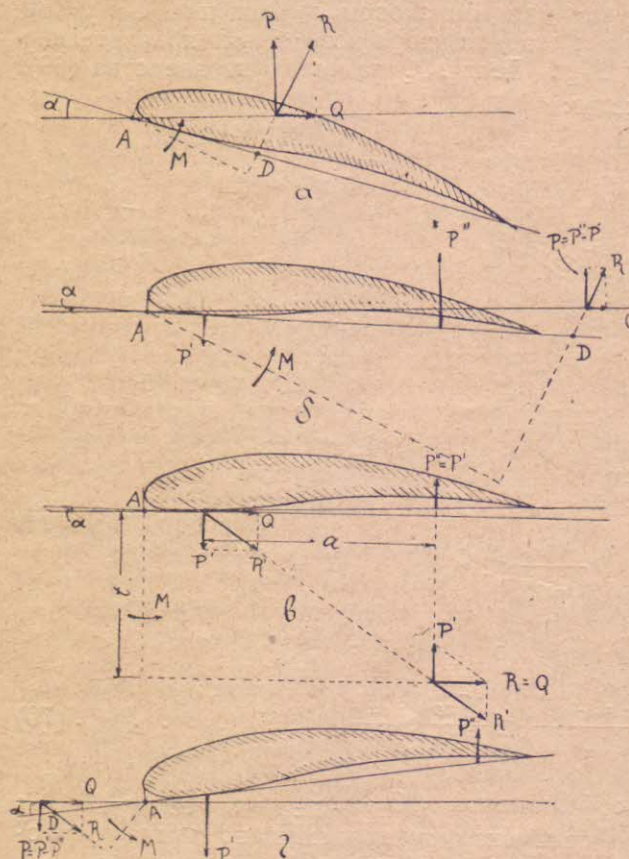
принимая же во внимание формулу (3); получим:

$$R' \cdot r < R'_e \cdot L \dots \dots \dots (71)$$

т.е. при отклонении аппарата назад момент от хвоста будет больше, чем от крыльев и планер будет стремиться вернуться в первоначальное положение.

Такой же стабилизирующий момент появится и при обратном отклонении, что можно доказать аналогично. Наконец, таким же образом не трудно доказать, что при „V“ обратном, т.е. обращенном вершином вверх („^“), могут появиться дестабилизирующие моменты, т.е. аппарат будет неустойчив.

В предыдущем рассуждении мы принимали, что крыло и стабилизатор имеют одинаковые кривые C_α по α , тогда, как на самом деле, при малом удлинении горизонтального стабилизатора, его кривая C_α по α пойдет значительно ниже и равенство (68) может измениться на неравенство противоположное неравенству (69)¹⁾, кроме того, мы считаем, что плечи r и L с изменением углов атаки не менялись, тогда как на самом деле, плечо r с увеличением угла атаки может



Фиг. 63.

значительно возрасти, благодаря тому, что центр давления крыла уходит вперед. Таким образом, продольное „V“, как и низкое расположение центра тяжести, не всегда гарантирует естественную продольную устойчивость.

в) Третий способ осуществления устойчивости заключается в благоприятном законе перемещения центра давления с изменением угла атаки. К сожалению, дужки, хорошие в остальных отношениях, обладают неблагоприятным законом перемещения центра давления, т.е. с увеличением угла атаки сила давления уходит вперед, а при уменьшении — назад, следовательно, в обоих случаях появляется дестабилизирующий момент²⁾. Происходит это потому, что дужки в большинстве случаев обращены вогнутостью

вниз, т.е. представляют собой как бы обратное продольное „V“. Такой профиль, как № 393 на табл. IX, более устойчив, так как он представляет собой, как бы соединенные вместе два продольных „V“ — прямое и обратное, однако и подъемная сила его меньше.

¹⁾ Что при малом удлинении кривая C_α по α идет ниже, чем при большом, следует из такого рассуждения: $C_\alpha = \sqrt{C_{x^2} + C_{y^2}}$, а, пренебрегая малым лобовым сопротивлением C_x , можем считать, что $C_\alpha \cong C_y$, т.е. кривая C_α по α мало отличается от кривой C_y по α . Из построения фигуры 42 видно, что кривая C_y по α (α' пунктирная), пойдет тем ниже, чем больше коэффициент A , следовательно, чем меньше удлинение (см. формулы 41 и 42).

²⁾ В этом можно убедиться, просматривая кривые C_m на таб. IX и пользуясь приемом указанным на фиг. 45. По изменению плеча a (вернее $C'_m = \frac{a}{b}$), можно приблизительно судить и о перемещении центра давления D .

Профиль двояковыпуклый (напр. № 449 табл. IX) тоже несколько более устойчив, но и у него подъемная сила меньше, чем у профиля той же толщины, но вогнутого. Профиль симметричный (например, №№ 444 и 459 табл. IX), имеет почти неподвижный центр давления, но еще меньшую подъемную силу. Наконец, дужки, обращенные вогнутостью вверх, имеют благоприятный закон перемещения центра давления, но и подъемная сила их ничтожна ¹⁾. Таким образом, выбирая хорошую в аэродинамическом отношении дужку, нам приходится мириться с ее дестабилизирующими свойствами и добиваться естественной продольной устойчивости одним из первых двух способов, т.е. низким центром тяжести и продольным „V“. Однако, точно установить, будет ли обладать данный планер естественной продольной устойчивостью, возможно только, имея перед собой полную картину изменения продольных моментов с изменением угла атаки, с чем мы и встретимся в дальнейшем, при расчете горизонтального стабилизатора и руля высоты.

Говоря о перемещении центра давления, следует еще отметить, что последний не всегда лежит на крыле (как на фиг. 63а). При малых углах атаки равнодействующая всех сил давления воздуха может оказаться за задней кромкой крыла (фиг. 63-б). Происходит это потому, что, хотя лобовое сопротивление направлено попрежнему против движения, подъемная сила складывается как бы из двух сил: на переднюю часть крыла действует отрицательная подъемная сила P' , а на заднюю — положительная — P'' , а так как задняя сила больше, то равнодействующая их P (полная подъемная сила), равная их разности, лежит за большей силой, т.е. за задней кромкой крыла.

При некотором угле (обычно отрицательном) эти две слагающие подъемной силы становятся равными (фиг. 63-в), следовательно, подъемная сила равна 0, и полная сила сопротивления воздуха состоит из одного лобового сопротивления ($R=Q$); некоторый момент относительно точки A , однако, остается (см. на табл. IX кривые C_m при $C_y=0$), так как остается пара сил P' ; момент при этом равен $P' \cdot a = Q \cdot t$.

При дальнейшем увеличении отрицательного угла атаки, отрицательная слагающая P' (фиг. 63-г) начинает преобладать и вся подъемная сила P , сделавшись отрицательной, появится перед крылом, следовательно и полное сопротивление R тоже окажется перед краем атаки.

Б. Поперечная естественная устойчивость осуществляется:

а) низким расположением центра тяжести, б) поперечным „V“ и в) высоко расположенным вертикальным стабилизатором:

а) Влияние низкого расположения центра тяжести:

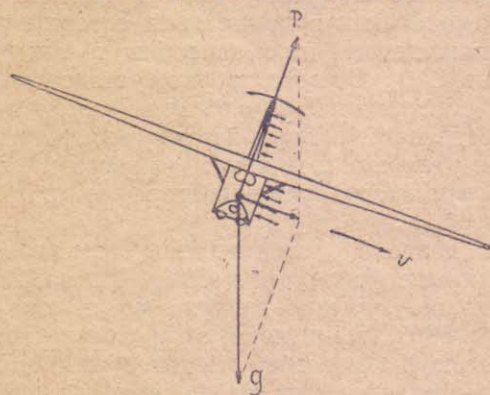
Предположим, что аппарат получил в ту или иную сторону крен (фиг. 64), тогда его подъемная сила P , оставаясь перпендикулярной к крылу, тоже наклонится в сторону крена и складываясь с силой веса G даст некоторую силу, которая заставит аппарат скользить на крыло. При таком скольжении, воздух, который раньше обтекал аппарат симметрично, начнет давить на все боковые грани аппарата со стороны крена; при центре тяжести, расположенном достаточно низко, это давление может дать момент, выводящий аппарат из крена.

б) Поперечное „V“ (фиг. 65), которое образуют крылья, если смотреть на них в направлении полета, создает стабилизирующий момент,

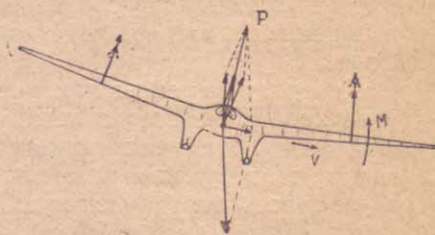
¹⁾ Влияние вогнутости на устойчивость может быть проверена на таком элементарном опыте: заставим падать изогнутую желобом бумажку; если бросить ее вогнутостью вверх, она падает в этом положении до самого пола, если же, бросить ее вогнутостью вниз, то, падая, она стремится перевернуться.

благодаря тому, что, как и в предыдущем случае, крен вызывает скольжение на крыло, тогда нижнее крыло окажется под большим углом атаки, следовательно, даст и большую подъемную силу, чем верхнее, и аппарат выйдет из крена.

У бипланов поперечное „V“ делают иногда у обеих плоскостей (фиг. 66а), а иногда только у нижней (фиг. 66б). Последнее имеет некоторое конструктивное преимущество, так как при этом крайние стойки, работающие в полете на сжатие и потому могущие согнуться, получают короче внутренних, работающих на растяжение.



Фиг. 64.

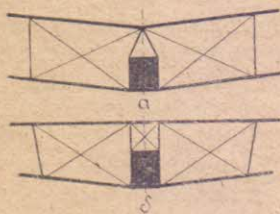


Фиг. 65.

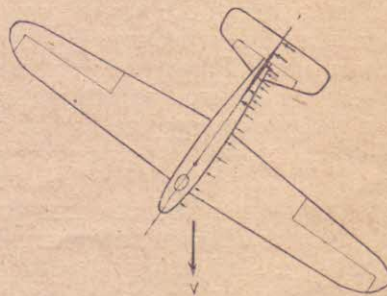
Дальше мы увидим, что „V“ поперечное является благоприятным фактором и на вираже, так как помогает работе элеронов.

Слишком сильное поперечное „V“, однако не желательно, так как косо расположенные крылья дают меньшую подъемную силу.

в) Высоко расположенный вертикальный стабилизатор тоже способствует поперечной устойчивости в случае стремления аппарата при крене скользить на крыло (фиг. 64). Кроме того, верти-



Фиг. 66.



Фиг. 67.

кальный стабилизатор создает при скольжении на крыло торможение хвоста и переводит этим аппарат в пикирование или крутое планирование.

В. Естественная устойчивость пути заключается в способности аппарата возвращать свою продольную ось в совпадение с направлением полета, если по какой-нибудь причине эта ось отклонится вправо или влево. Обеспечивается эта устойчивость наличием вертикального стабилизатора и отчасти плоскими боковыми стенками фюзеляжа. Когда ось аппарата отклоняется, например, вправо (фиг. 67) от направления полета, вертикальный стабилизатор и боковая стенка фюзеляжа испытывают боковое давление, которое и возвращает аппарат в прежнее положение подобно флюгеру:

Влияние вертикального стабилизатора и фюзеляжа при вираже выясним в дальнейшем, при расчете руля направления и элеронов.

Все перечисленные меры естественной устойчивости не являются обязательными для конструктора, так как они, не всегда обеспечивая естественную устойчивость, имеют и свои недостатки: низкое расположение центра тяжести уменьшает чувствительность управления, такое же влияние оказывают и стабилизаторы; V-образное расположение крыльев уменьшает их подъемную силу. В общем о естественной устойчивости можно сказать: большая естественная устойчивость делает планер более безопасным, не требует большой опытности от пилота, но сопровождается обычно ухудшением аэродинамических свойств планера (коэффициентов K и κ , см. гл. II) и меньшей поворотливостью; такие качества больше соответствуют учебному планеру. Наоборот, при малой естественной устойчивости, легче можно получить хорошие аэродинамические свойства и большую поворотливость, но и от пилота требуется при этом большая опытность; такие качества больше соответствуют рекордному планеру.

В тех положениях планера, когда отсутствует естественная устойчивость, ее заменяет устойчивость искусственная, т. е. сам пилот создает стабилизирующие моменты, действуя органами управления; к расчету их мы и переходим.

ГЛАВА XII.

РАСЧЕТ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ.

Существует два способа расчета органов управления самолета:

1) Статический (аэродинамический) и 2) динамический.

1. Статический расчет органов управления является осуществлением искусственной устойчивости аппарата и заключается в определении тех размеров и расположения рулей и элеронов, при которых аппарат, будучи выведен из состояния нормального полета, может быть возвращен в него действием рулей или элеронов.

Так как одна из главных функций органов управления — осуществлять устойчивость уже за пределами естественной устойчивости, — то они должны быть в состоянии создавать моменты, преодолевающие дестабилизирующие моменты за этими пределами.

2. Динамический расчет заключается в определении тех размеров органов управления, при которых соответствующие повороты происходили бы достаточно быстро. Давление воздуха на тот или иной выведенный из среднего положения руль или элерон стремится повернуть аппарат вокруг той или иной оси, аппарат же, как всякое тело, обладающее массой и потому инертное, противодействует приведению себя во вращение. Механика учит нас, что способность всякого тела противодействовать приведению себя во вращение характеризуется моментом инерции массы ¹⁾, который представляет собой сумму произведений масс всех частиц этого тела на квадраты их расстояний от данной оси вращения, что можно выразить так:

$$J = \sum m \cdot r^2. \dots \dots \dots (72)$$

Таким образом, мы видим, что для динамического расчета органов управления самолета необходимо умение определять моменты инерции его относительно вертикальной оси и двух горизонтальных — продольной и поперечной.

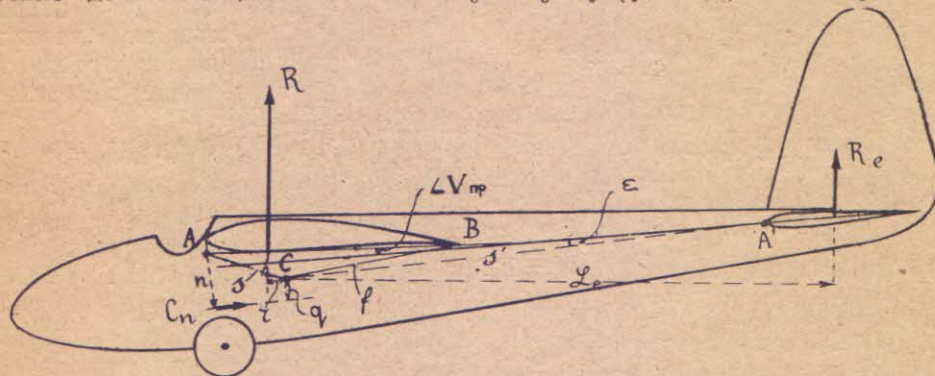
Из двух размеров, которые требуются для данного органа управления, рассчитанного по этим двум способам, мы берем больший, т.е. ставим орган более мощный, но из ф-лы (72) видно, что, чем тяжелее аппарат и в особенности, чем больше его размеры, тем больше его моменты инерции, а следовательно тем труднее его повернуть и тем необходимее динамический расчет его органов управления. На-

¹⁾ Для пояснения заметим, что момент инерции тела также характеризует инерцию тела при его вращении, как масса тела характеризует его инерцию при поступательном движении.

оборот, для легких и небольших аппаратов, какими являются и планеры, органы управления, рассчитанные статически, получаются обычно больше, чем рассчитанные динамически. По этой причине мы и ограничиваемся ниже изложением только статического расчета.

1. Расчет руля высоты и горизонтального стабилизатора.

Как уже отмечалось в предыдущей главе, назначение горизонтального оперения заключается в том, чтобы преодолевать моменты относительно центра тяжести, опрокидывающие аппарат в продольной плоскости и приводить, таким образом, его в состояние нормального полета, если аппарат выведен из него, поворотом в этой плоскости в ту или другую сторону, а кроме того, чтобы уравновешивать все продольные моменты и удерживать аппарат в полете в различных положениях, т.-е. на различных углах атаки, в особенности же на главном летном угле. Так или иначе, горизонтальное оперение должно создавать момент $M_e = R_e \cdot L_e$ (фиг. 68), всегда равный



Фиг. 68.

и противоположный моменту $M_c = R \cdot r'$ сил, действующих на все остальные части планера.

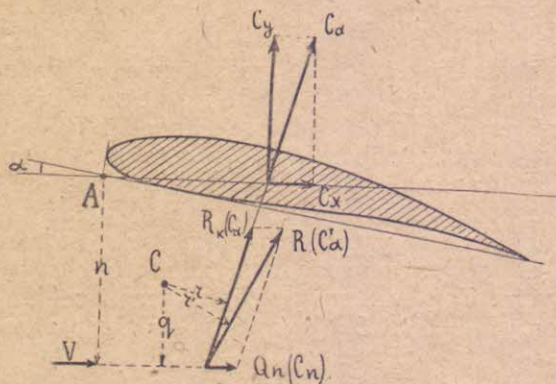
Поэтому прежде чем рассчитывать горизонтальное оперение, необходимо иметь полную картину моментов, действующих на все части планера, за исключением горизонтального оперения, при различных углах атаки. Такой момент складывается из момента от крыльев и момента от остальных частей (кроме крыльев и горизонтального оперения). Так как большую часть составляет первый из них, то необходимо располагать данными о положении полной силы, дающей этот момент, т.-е. силы R давления воздуха на крылья на разных углах атаки. Такими данными являются: кривая C_m по C_y или кривая $C = c/b$ по α ¹⁾. Не располагая для выбранного профиля крыла одной из этих кривых, нельзя выполнить приводимый ниже расчет горизонтального оперения и придется или воспользоваться кривой C_m из табл. IX для профиля, близко подходящего к данному, или ограничиться выбором размеров горизонтального оперения по статистическому материалу (см. таб. II), как мы уже и поступили при подсчете вредных сопротивлений (гл. VI—1).

¹⁾ О применении кривой C по α см. в Дополнении.

А. Построение кривой моментов относительно центра тяжести по углам атаки.

а) 1-й способ.

Этот способ, наиболее простой в смысле его уяснения, заключается в следующем: для данного угла атаки строим на боковой проекции (фиг. 68 и 69), как и при балансировке (см. Глава X—1), силу R_k полного сопротивления крыла (или ее коэффициент C_x), складываем ее геометрически с силой Q_n (или коэффициентом C_n), отличающейся, однако, от прежней силы Q_n тем, что она не содержит в себе лобового сопротивления горизонтального оперения. Умножая полную силу R на ее плечо относительно центра тяжести



Фиг. 69.

сти C , получим искомую величину момента $M_c = R \cdot r$.

Выше уже было отмечено, что момент M_c силы R можно рассматривать, как сумму моментов сил, составляющих силу R , т.е. сил R_k и Q_n :

$$M_c = R_k \cdot r + Q_n \cdot q \dots \dots \dots (73)$$

При этом плечо q силы Q_n относительно центра тяжести будем считать постоянным, а именно таким, каким оно является при главном летном угле; это предположение не совсем соответствует действительности, но за неимением для каждого частного случая опытных данных, с этим приходится мириться, тем более, что величина момента $M_n = Q_n \cdot q$ вообще не велика и часто ей можно совсем пренебречь.

Удобнее формулу (73) выразить в коэффициентах момента, т.е. разделить все члены ее на ρ, S, V^2 и b , где S —поверхность всех крыльев, а b для моноплана с крылом переменной глубины и для биплана есть хорда того условного крыла, о котором говорилось в главе X о балансировке (см. фиг. 49). Таким образом:

$$C_{mc} = C_{mk} + C_{mn} \dots \dots \dots (74)$$

где

$$C_{mc} = \frac{M_c}{\rho S V^2 b} = \frac{R \cdot r}{\rho S V^2 b} \dots \dots \dots (75)$$

$$C_{mk} = \frac{M_k}{\rho S V^2 b} = \frac{R_k \cdot r}{\rho S V^2 b} \dots \dots \dots (76)$$

$$C_{mn} = \frac{M_n}{\rho S V^2 b} = \frac{Q_n \cdot q}{\rho S V^2 b} \dots \dots \dots (77)$$

а подставляя для R , R_k и Q_n формулы (3) и (4), получим

$$C_{mc} = C_{\alpha'} \cdot \frac{r'}{b} \dots \dots \dots (75)'$$

$$C_{mk} = C_{\alpha} \cdot \frac{r}{b} \dots \dots \dots (76)'$$

$$C_{mn} = C_n \cdot \frac{q}{b} \dots \dots \dots (77)'$$

следовательно:

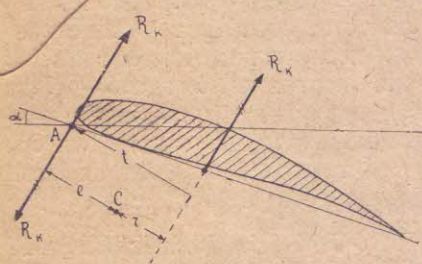
$$C_{mc} = C_{\alpha} \cdot \frac{r}{b} + C_n \cdot \frac{q}{b} \dots \dots \dots (74)'$$

Итак, коэффициент C_{mc} можно определять или непосредственно по формуле (75)', строя для каждого угла атаки $C_{\alpha'}$ и плечо r' или же по формуле (74)'; в последнем случае, определив для главного летного угла плечо q вредного сопротивления (без горизонтального оперения) определяем по формуле (77)' коэффициент C_{mn} , который считаем таким же и для других углов атаки; коэффициент C_{mk} определяем по формуле (76)', строя для каждого угла атаки C_{α} и плечо r ; при сложении этих коэффициентов условимся считать момент, опрокидывающий планер на нос, положительным, а момент, опрокидывающий на хвост, — отрицательным. Определив, таким образом, C_{mc} для различных α построим кривую C_{mc} по α .

б) 2-й способ.

Этот способ является более простым в применении на практике, почему его и следует предпочесть первому. Сущность его вытекает из предыдущего и заключается в том, что момент $M_k = R_k \cdot r$ разбивается, в свою очередь, еще на два слагающих.

Для этого прикладываем (фиг. 70) в точке A (определение точки A см. Гл. X, фиг. 49) две силы, равные и параллельные силе R_k и взаимно противоположные. Так как эти силы



Фиг. 70.

друг друга уравновешивают, то после их приложения действие всех сил на крыло не изменится и момент всех трех сил R_k относительно центра тяжести остается тем же, каким был ранее от одной силы R_k ; но момент этих трех сил можно рассматривать, состоящим из момента $R_k \cdot t$ пары сил R_k , остающегося неизменным, относительно какой бы точки мы его не брали и момента $R_k \cdot e$ силы R_k , приложенной

в точке A . Считая попрежнему момент, опрокидывающий аппарат на нос, положительным, получим:

$$M_k = R_k \cdot r = R_k \cdot t - R_k \cdot e \dots \dots \dots (78)$$

т.-е. момент силы R_k относительно центра тяжести равен моменту той же силы относительно края атаки (точки A) минус момент той же силы относительно центра тяжести, если она приложена в точке A .

Выражая по предыдущему это равенство в коэффициентах момента, т.-е. деля на ρ , S , V^2 , b , получим:

$$C_{mk} = C_m - C_m'' \dots \dots \dots (78)'$$

где

$$C_m = \frac{R_k \cdot t}{\rho S V^2 b} = C_\alpha \cdot \frac{t}{b} \dots \dots \dots (55)$$

$$C_m'' = \frac{R_k \cdot e}{\rho S V^2 b} = C_\alpha \cdot \frac{e}{b} \dots \dots \dots (79)$$

следовательно

$$C_{mk} = C_\alpha \frac{t-e}{b} = C_\alpha \cdot \frac{r}{b} \dots \dots \dots (76)'$$

т.е. получили уже известную нам формулу (76)', что и следовало ожидать, так как $r = t - e$.

Подставляем (78)' в (74) получим:

$$C_{mc} = C_m - C_m'' + C_{mn} \dots \dots \dots (80)$$

Из трех слагающих моментов, входящих в формулу (80), C_m уже известен нам из продувки (по кривой C_m после соответствующей разметки на ней углов атаки), C_{mn} определяем по формуле (77)', где плечо q и величину коэффициента C_n определяем для главного летного угла по правилам Гл. VI—1 и Гл. X—16 с той только разницей, что не принимается во внимание сопротивление горизонтального оперения. Остается определить величину C_m'' ; эту величину определяем по формуле (79) из поляры крыла:

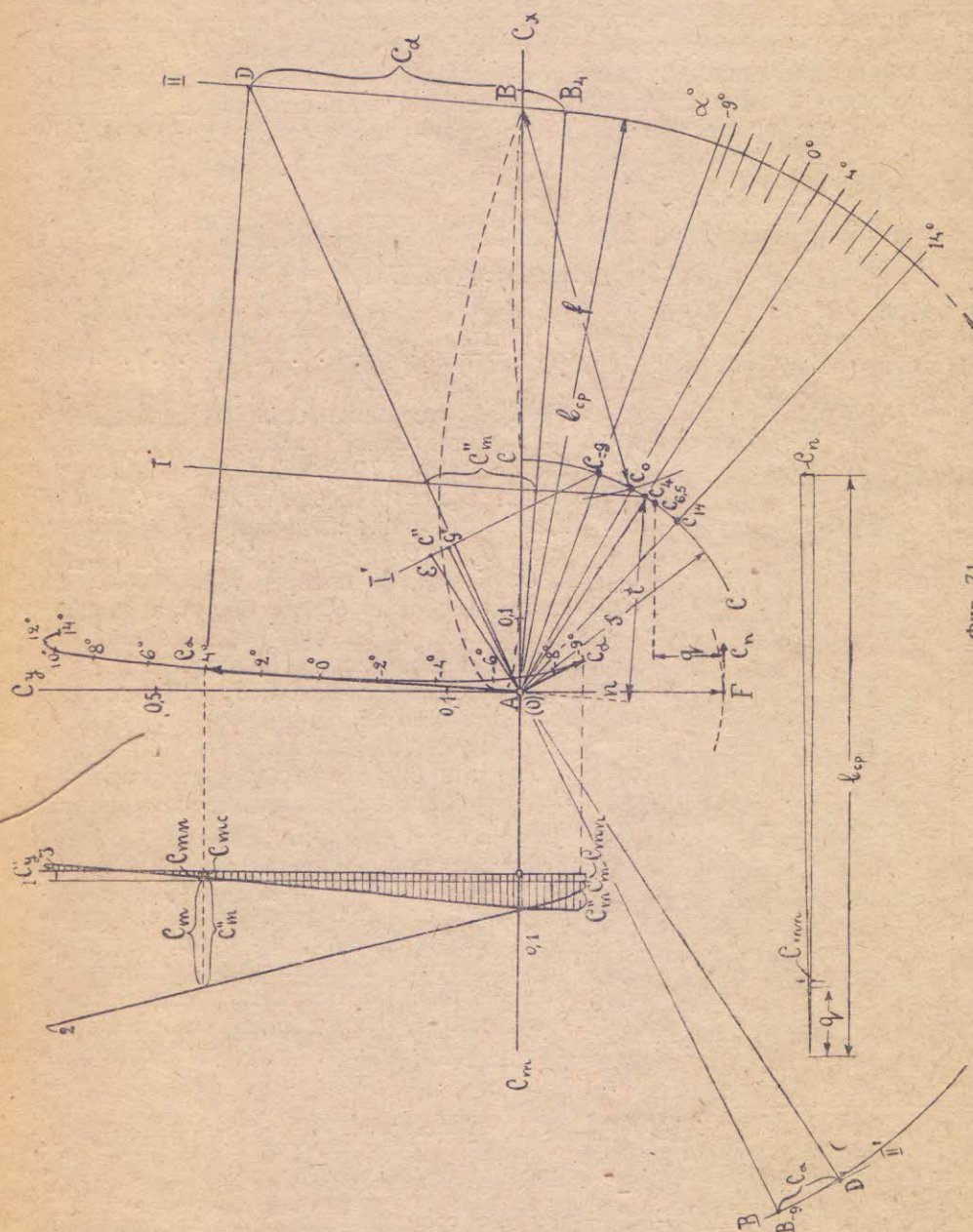
Строим поляру крыльев аппарата с одинаковыми масштабами для C_x и C_y (фиг. 71) и соответствующей разметкой углов атаки, другими словами, берем уже построенную нами поляру всего аппарата (фиг. 42), но отбрасываем C_n , т.е. относим к прежней оси C_y . Как всегда ось C_x изображает направление потока (не скошенного крылом). Совмещаем точку A на боковой проекции аппарата с точкой O — началом осей поляры. Проводим дугу C с центром в точке A и радиусом s , где s — расстояние центра тяжести C от точки A ; эту дугу описывает центр тяжести C относительно точки A при изменении угла атаки. Наносим на этой дуге положения центра тяжести, соответствующие различным углам атаки; для этого проводим дугу с центром в точке B лежащей на оси C_x и отстоящей от нее на расстоянии b , где b — хорда крыла (или условного крыла, см. фиг. 49), радиус же дуги берем равным f — расстоянию BC центра тяжести от заднего края крыла (фиг. 68) или условного крыла. Легко сообразить, что точка C_0 , отмеченная этой дугой на дуге C есть положение центра тяжести при нулевом угле атаки, т.е. при положении крыла, показанном на чертеже пунктиром. Проводим через A и C луч и помечаем его O° . Откладываем от этого луча углы атаки, вниз — положительные, а вверх — отрицательные ¹⁾.

Дуга C и пучок помеченных соответственными углами атаки лучей вполне определяет различные положения центра тяжести C , а в то же время поляра крыла, построенная у точки A определяет положения силы R (в виде коэффициента C_α), соответствующие различным углам атаки. Остается теперь опускать только перпендикуляры из различных положений центра тяжести на соответствующие векторы C_α или их продолжения и измерять получаемые плечи e ²⁾. После этого коэффициент C_m'' может быть уже определен по формуле 79. Не следует забывать при этом, что, беря отношение плеча e к хорде b крыла (или некоторого

¹⁾ Углы можно отложить транспортиром или по таблице тангенсов; в последнем случае, проводим к лучу AO° на расстоянии 100 мм. от точки A перпендикуляр и на нем откладываем соответствующие тангенсы, принимая 100 мм. за единицу.

²⁾ На фиг. 71 ошибочно вместо e стоит t .

условного крыла), надо строить их в одинаковых масштабах, для чего должны быть взяты в одинаковых же масштабах расстояние $AC=s$ и хорда $AB=b$. Измерять эти отрезки можно в любых, но, во всяком случае, одинаковых единицах, например, непосредственно по чертежу — в миллиметрах. Это же рассуждение относится и к плечу q .



Фиг. 71.

При складывании моментов по формуле (80), следует помнить правило знаков, т.-е. моменты, опрокидывающие аппарат на нос, считать положительными. Так, например, если сила вредного сопротивления (C_n) проходит выше центра тяжести, то перед коэффициентом C_{mn} появится

знак (—); перед коэффициентом C_m'' в некоторых случаях, наоборот, может появиться знак (+) (при отрицательной подъемной силе).

Вычисление слагающих моментов C_m'' и C_{mn} и затем суммарного момента C_{mc} может быть выполнено графически:

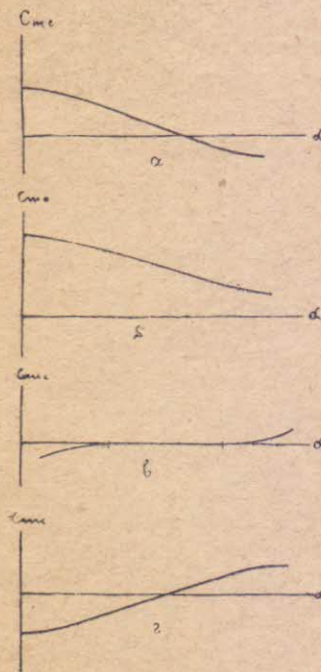
Проводим дугу B с центром в A и радиусом $AB=b$; для данного угла атаки строим на поляре вектор C_α ; проводим две параллельные ему прямые I—через соответствующее положение центра тяжести и II—касательную к дуге B ; через начало и конец вектора C_α проводим две перпендикулярные к нему прямые 1 и 2; точку пересечения D перпендикуляра 2 с параллелью II соединяем прямой с точкой A ; на первой параллели эта прямая и первый перпендикуляр отсекут отрезок (GE ¹⁾), который и является коэффициентом C_m'' для данного угла атаки в том же масштабе, что и C_x , C_y и C_α .

Справедливость такого построения вытекает из подобия треугольников:

$$\triangle AB_4D \sim \triangle AGE$$

откуда:

$$GE = B_4D \cdot \frac{AG}{AB_4} = C_\alpha \cdot \frac{e}{b} \dots \dots \dots (79)$$



Фиг. 72.

Аналогичное построение можно выполнить на главном летном угле для определения C_{mn} (см. формулу 77'²⁾). Складываем теперь графически все эти коэффициенты C_{mn} , C_m'' и C_m для чего строим их в том же масштабе, что и C_x , C_y и C_α в виде кривых C_{mn} , C_m и C_m'' по C_y слева от поляры так, чтобы ось C_m совпадала с осью C_x , но была направлена в противоположную ей сторону, а новую ось C_y относим несколько влево. Начинаем с построения кривой C_{mn} , но так как C_{mn} считаем постоянным для всех C_y , то кривую эту получим проводя прямую 1, параллельную оси C_y —влево от оси C_y' , если C_{mn} положителен и вправо—если C_{mn} отрицателен. Откладываем от концов отрезков C_{mn} отрезки C_m , соблюдая то же правило знаков и в том же масштабе, другими словами, строим кривую C_m по C_y (на фиг. 71—кривую 2) от оси 1. Приведенное построение удобнее проделать, не приступая еще к графическому определению коэффициентов C_m'' ; строя далее по описанному выше способу отрезки C_m'' , откладываем их, соблюдая прежнее правило знаков, от концов отрезков $(C_{mn} + C_m)$, т.е. от кривой 2, по горизонта-

¹⁾ На фиг. 71 пропущены у верхнего и нижнего концов отрезка C_m'' буквы E и G .

²⁾ На фиг. 71 это построение выполнено внизу отдельно, при чем коэффициент C_n' взят для наглядности несколько преувеличенным. В действительности же в нашем примере он равен: $C_n' = C_n \cdot \frac{\sum C_n S_n}{\sum C_n S_n}$, где $\sum C_n S_n$ —сумма всех вредных сопротивлений, за исключением

сопротивления горизонтального оперения, следовательно, $\sum C_n S_n = \sum C_n S_n - (C_n S_n)_e \cdot \frac{S_e}{S_e} = 0,135 - 0,08 \cdot \frac{2,5}{4} = 0,085$. Итак, $C_n' = 0,0075 \cdot \frac{0,085}{0,135} = 0,0047$, т.е. столь невелик, что им, а также величиной C_{mn} , можно пренебречь.

лям, проходящим через отметки поляры с соответствующим углом атаки. Полученная таким образом кривая 3 относительно оси C_y и является кривой изменения величины $C_{mc} = C_{mn} + C_m - C_m''$. Пользуясь этой кривой и разметкой углов атаки на поляре, строим кривую C_{mc} по углам атаки (фиг. 73 и 72а), которая и является исходной кривой при расчете горизонтального оперения.

Если у планера, не имеющего горизонтального стабилизатора, отпустить свободно руль высоты, то кривая C_{mc} по α изобразит собой полные моменты, опрокидывающие планер при разных углах атаки ¹⁾.

Из этой кривой видно:

1. При некотором угле атаки кривая C_{mc} пересекает ось α , следовательно, планер не испытывает опрокидывающего момента, т.е. находится в равновесии.

2. Это равновесие является неустойчивым, т.к. при уменьшении углов атаки, появляется момент, опрокидывающий планер на нос, а при увеличении угла атаки—обратный момент, опрокидывающий его на хвост и в обоих случаях, с увеличением угла наклона, опрокидывающий момент растёт.

На фиг. 73 построена кривая C_{mc} по α для того же свободно-несущего моноплана, который мы взяли в качестве примера. Так как в этом случае при балансировке осуществлено равновесие на главном летном угле атаки, без помощи горизонтального стабилизатора, то угол, помеченный на оси α в точке пересечения оси α кривой C_{mc} , является как раз этим главным летным углом ²⁾.

В других случаях кривая C_{mc} может иметь несколько иной вид: Так, например, она может на всех летных углах совсем не пересекать ось α (фиг. 72б), следовательно, для получения равновесия, всегда потребуется некоторый момент от горизонтального оперения.

Чем ближе к оси α идет кривая C_{mc} , тем лучше, т.к. тем меньше будут опрокидывающие моменты и тем меньшие моменты должно давать горизонтальное оперение, чтобы их уравновесить.

Если кривая C_{mc} совпадет в пределах некоторых углов атаки с осью α (фиг. 72в), то на всех этих углах планер будет в равновесии, т.е. равновесие в этих пределах будет безразличным.

Наконец, если кривая C_{mc} пересечет ось α снизу вверх, переходя от малых углов к большим (фиг. 72г), то точка пересечения будет соответствовать положению устойчивого равновесия, т.к. с изменением угла атаки в любую сторону, всегда появится стабилизирующий момент.

Вид кривых C_{mc} зависит от тех факторов естественной продольной устойчивости, о которых говорилось в гл. X, т.е. от профиля дужки и от взаимного положения центра тяжести и точки A (за исключением продольного „ I'' “), что вытекает также и из способа построения этой кривой.

Имея кривую C_{mc} по α , мы можем теперь приступить к самому расчету горизонтального оперения, т.е. определению места и угла закрепления его на фюзеляже и размеров его (горизонтального стабилизатора и руля высоты). Принцип расчета заключается в том, что сначала строим кривую моментов от горизонтального оперения, которые необходимы для уравнивания моментов, опрокидывающих аппарат, а потом—кривую моментов от горизонтального оперения при выбранных

¹⁾ Строго говоря, до полного момента будет еще не хватать небольшого момента, который может дать неизбежное лобовое сопротивление руля высоты.

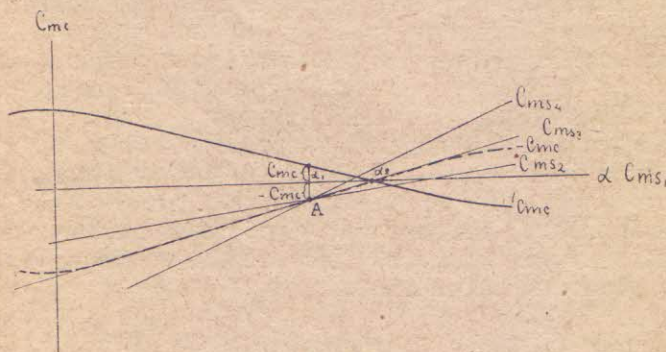
²⁾ Некоторое расхождение этих углов может получиться из-за обстоятельства, указанного в предыдущем примечании.

Б. Построение кривой моментов от горизонтального оперения, необходимых для равновесия.

α кривой C_{mc} . Момент этот складывается из момента от горизонтального стабилизатора, если он существует и момента от руля высоты, первый зависит только от угла атаки, а второй, кроме того, от угла поворота руля высоты, считая от его среднего положения, когда он составляет со стабилизатором один плавный, обычно симметричный, профиль. Как увидим далее, кривые изменения этих моментов, с изменением угла атаки имеют вид, подобный виду кривой C_y по α , т.е. в большей своей части они представляют собой приблизительно прямую линию; за прямые линии мы и будем их пока принимать.

84

вой моментов только от горизонтального стабилизатора. В предыдущей главе и в начале этой уже говорилось, что горизонтальный стабилизатор применяется для двух целей: 1) для балансировки на главном летном угле и 2) для придания естественной устойчивости. Если на главном летном угле (α_1 , на фиг. 74), планер без горизонтального стабилизатора испытывает некоторый опрокидывающий момент C_{mc} , то, чтобы пилоту не приходилось при этом давить на рукоятку, этот момент должен поглощаться только горизонтальным стабилизатором, следовательно, стабилизатор необходим и кривая его моментов C_{ms} должна пройти через соответствующую главному летному углу точку A кривой ($-C_{mc}$). Если балансировка на главном летном угле осуществлена без помощи горизонтального стабилизатора (точка α_2 , на фиг. 74 и α_2 на фиг. 73), то он все же может понадобиться для других целей, но тогда на главном летном угле от горизонтального стабилизатора не требуется никакого момента, следовательно, кривая его момента C_{ms} должна пересекать ось α при том же главном летном угле, что и кривые C_{mc} и $-C_{mc}$, т.е. опять должны пройти через соответствующую главному летному углу точку кривой $-C_{mc}$.



Фиг. 74.

Итак, одной из точек кривой C_{ms} является точка кривой $-C_{mc}$, соответствующая главному летному углу (точка A на фиг. 74), остается определить наклон кривой C_{ms} , считая ее пока за прямую. Здесь может быть четыре решения:

1) Совсем не ставить горизонтального стабилизатора, тогда $C_{ms}=0$ при всяких углах, следовательно, кривая C_{ms} совпадает с осью α (C_{ms1} , фиг. 74). Это возможно только, если при балансировке на главном летном угле отсутствуют опрокидывающие моменты, (точка α_2) и если моменты C_{mc1} , которые должен преодолеть руль высоты на остальных углах, не слишком велики, т.е. кривая не уходит далеко от оси α . У планеров горизонтальный стабилизатор отсутствует довольно часто, в особенности, если и без него планер обладает уже естественной устойчивостью (как на фиг. 72г). При таком решении, равновесие на всех углах, кроме главного, достигается действиями руля глубины.

2) Кривая моментов C_{ms} от стабилизатора идет более полого, чем кривая $-C_{mc}$ (C_{ms2} , фиг. 74); тогда, в случае неустойчивого равновесия без стабилизатора (фиг. 72 и 74), равновесие остается неустойчивым и с этим последим, так как остается еще некоторый дестабилизирующий момент, равный разности моментов $C_{mc}-C_{ms}$; по той же причине, в случае устойчивого равновесия без стабилизатора, оно остается устойчивым и с этим последним; в обоих, однако, случаях остающиеся моменты получаются меньше, чем без стабилизатора, следовательно,

облегчается работа руля глубины. Таким образом, кроме названных выше двух назначений, стабилизатор может иметь еще одно—облегчать работу руля высоты, в смысле уменьшения тех моментов, которые остаются преодолеть рулю высоты.

3) Кривая моментов C_{ms} совпадает в некоторых пределах летных углов с кривой $-C_{mc}$ (C_{ms3} , фиг. 74), тогда равновесие в этих пределах будет безразличным, так как равные и противоположные моменты ($-C_{mc} = C_{ms}$) взаимно уравниваются. Ясно, что такую кривую C_{ms} имеет смысл осуществить, когда без стабилизатора равновесие было неустойчивым, так как безразличное равновесие предпочтительнее неустойчивого, устойчивое же предпочтительнее безразличного.

4) Кривая моментов C_{ms} идет круче кривой $-C_{mc}$ (C_{ms4} , фиг. 74). Такая кривая может быть желательной только в том случае, если без стабилизатора равновесие планера неустойчиво или безразлично, тогда со стабилизатором оно станет устойчивым.

Прежде чем остановиться на одном из этих четырех решений, необходимо принять во внимание следующее обстоятельство: слишком наклонная прямая C_{ms} приведет нас в дальнейшем к большой поверхности горизонтального оперения, что увеличит его вредное сопротивление, поэтому при большом удалении кривой момента C_{mc} от оси α , не всегда полезно добиваться их полного погашения моментами от стабилизатора, следовательно, если кривая C_{mc} идет сверху вниз (фиг. 72а), иногда бывает лучше примириться даже с некоторой неустойчивостью планера. В нашем примере на фиг. 73 мы так и поступаем.

Имея кривую моментов C_{ms} , строим по ней кривую моментов C_{me} от всего горизонтального оперения для того случая, когда руль занимает свое среднее положение, т.-е. образует с стабилизатором один общий неизломанный профиль. Для этого достаточно все моменты кривой C_{ms} увеличить в отношении

$$\frac{C_{me}}{C_{ms}} = \frac{S_e}{S_s} \dots \dots \dots (81)$$

В самом деле, момент от горизонтального оперения с неподвижно закрепленным в среднем положении рулем выразится ф-лой:

$$M_e = R_e \cdot L_e \dots \dots \dots (82)$$

а момент от того же оперения, но со свободно опущенным рулем выразится ф-лой:

$$M_s = R_s \cdot L_s \dots \dots \dots (83)$$

После подстановки R_e и R_s по ф-ле (3), получим:

$$M_e = \rho C_{ae} S_e V^2 L_e \dots \dots \dots (84)$$

$$M_s = \rho C_{as} S_s V^2 L_s \dots \dots \dots (85)$$

Так как под коэф-тами C_{ms} и C_{me} мы, как и прежде под коэф-том C_m , подразумеваем моменты, отнесенные к единицам ρ , S , V и b , а под S и b —суммарную поверхность и среднюю хорду всех крыльев, то

$$C_{ms} = \frac{M_s}{\rho S V^2 b} \dots \dots \dots (86)$$

$$C_{me} = \frac{M_e}{\rho S V^2 b} \dots \dots \dots (87)$$

отсюда:

$$\frac{C_{me}}{C_{ms}} = \frac{M_e}{M_s} \dots \dots \dots (88)$$

но подставляя сюда (84) и (85) и считая, что при одном и том же положении планера (следовательно, при том же угле атаки крыльев), коэф-ты и плечи приблизительно равны ($C_{ae} \cong C_{as}$, $L_e \cong L_s$), после сокращения получим пропорцию

$$\frac{C_{me}}{C_{ms}} = \frac{S_e}{S_s} \dots \dots \dots (89)$$

т.-е. отношение коэф-та момента оперения с укрепленным в среднем положении рулем к коэф-ту момента при свободно отпущенном руле равно отношению поверхности всего горизонтального оперения к поверхности горизонтального стабилизатора. Как показали опыты в лаборатории, это и соответствует приблизительно действительности.

Задаваясь отношением $\frac{S_e}{S_s}$ и увеличивая в этом отношении моменты C_{ms} , получим кривую (прямую) моментов C_{me} от всего горизонтального оперения при среднем положении руля глубины. Прямая эта пересечет ось α в той же точке, что и прямая C_{ms} . Кривая C_{me} никогда не может в точности совпасть с кривой $-C_{mc}$, а так как, для осуществления равновесия на каждом угле атаки необходимо при помощи оперения создать момент в точности равный $-C_{mc}$, то момент C_{me} мы уменьшаем или увеличиваем, доводя его до величины $-C_{mc}$ тем, что поворачиваем руль высоты в ту или иную сторону. Большие отклонения руля от среднего его положения вызывают большие усилия на рукоятку и увеличивают, кроме того, вредное сопротивление оперения, следовательно, желательно, чтобы прямая C_{me} возможно меньше отклонялась от кривой $-C_{mc}$, но так как прямая C_{ms} ближе прямой C_{mc} , следовательно, и кривой C_{mc} , то моменты от горизонтального стабилизатора будут недостаточны, чтобы преодолеть моменты от крыльев, т.-е. равновесие неустойчивое без стабилизатора, при таком выборе направления прямой C_{ms} , остается неустойчивым и вместе с стабилизатором. Итак, мы приходим к выводу, что применение горизонтального стабилизатора для осуществления естественной устойчивости имеет свои существенные недостатки, что и отмечалось уже в главе об устойчивости.

Комбинируя наклон прямой C_{ms} и отношение $\frac{C_{me}}{C_{ms}} = \frac{S_e}{S_s}$, стараемся получить прямую C_{me} возможно ближе к кривой $-C_{mc}$. Отношение $\frac{S_e}{S_s}$ у планеров редко берется менее 3-х. В нашем примере (фиг. 71) мы принимаем $\frac{S_e}{S_s} = 5$, т.-е. стабилизатор ставим столь малым, что он служит нам, главным образом, только для укрепления руля высоты. Если горизонтальный стабилизатор совсем отсутствует, то кривая C_{me} представляет собой изменение моментов только от руля высоты, закрепленного в некотором своем среднем положении.

Кривая C_{me} построена в зависимости от углов атаки крыльев, но углы атаки горизонтального оперения (по отношению к направлению полета) будут отличаться от углов атаки крыльев, если существует продольное „V“; кроме того, истинные углы атаки горизонтального оперения будут зависеть от скоса потока у хвоста, скос же потока появляется здесь по двум причинам: 1) отклонение струй вниз самим оперением ($\Delta\alpha_1$) (фиг. 75) и 2) отклонение струй вниз располо-

женными впереди крыльями ($\Delta\alpha_2$). Скос от самого оперения ($\Delta\alpha_1$) мы учтем, когда будем строить его поляру и размечать на ней углы атаки; остается учесть скос потока у хвоста под влиянием крыльев ($\Delta\alpha_2$). Этот скос отличается от того скоса, который создается непосредственно у самого крыла и для определения его мы предлагаем здесь эмпирическую ф-лу В. Л. Александрова ¹⁾ для моноплана:

$$\Delta\alpha_2^\circ = -\frac{4}{\pi\lambda} C_y \cdot \frac{180^\circ}{\pi} = -72,9 \frac{C_y}{\lambda} \dots \dots \dots (90)$$

для биплана:

$$\Delta\alpha_2^\circ = -\frac{5,5}{\pi\lambda} C_y \cdot \frac{180^\circ}{\pi} = 100 \frac{C_y}{\lambda} \dots \dots \dots (91)$$

Здесь C_y —коэффициент подъемной силы крыла, $\pi = 3,14$, множитель $\frac{180^\circ}{\pi}$ введен, чтобы выразить скос в градусах, наконец, λ —удлинение крыла; в случае биплана, берем среднее удлинение, определяемое по правилу смешения:

$$\lambda = \frac{\lambda_1 S_1 + \lambda_2 S_2}{S_1 + S_2} \dots \dots \dots (92)$$

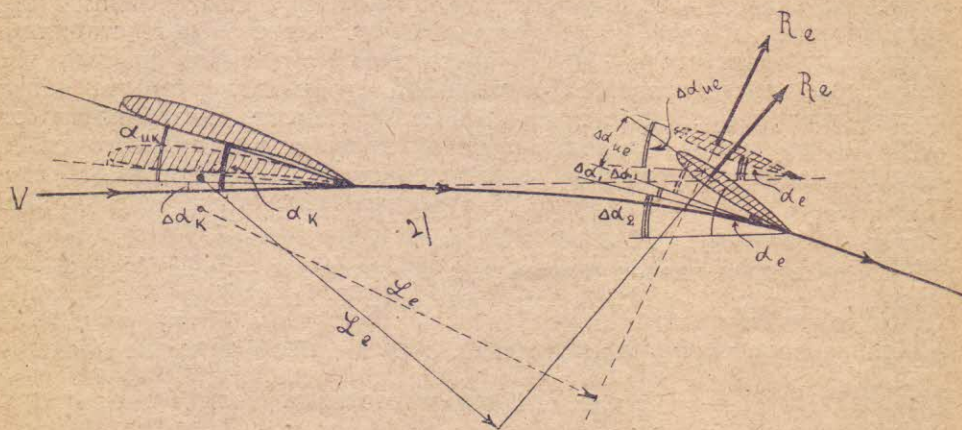
что, после постановки

$$\lambda_1 = \frac{l_1^2}{S_1}, \lambda_2 = \frac{l_2^2}{S_2},$$

дает:

$$\lambda = \frac{l_1^2 + l_2^2}{S} \dots \dots \dots (93)$$

где S —общая несущая поверхность.



Фиг. 75.

Величина полной силы R_e давления воздуха на горизонтальное оперение, а следовательно, и момента $M_e = R_e \cdot L_e$, зависит от истинного угла атаки горизонтального оперения $\alpha_{ue} = \alpha_e - \Delta\alpha_1 - \Delta\alpha_2$; отсюда следует, что при том же α_{ue} , при том же скосе $\Delta\alpha_1$, но при отсутствии скоса $\Delta\alpha_2$ (положение, показанное пунктиром на фиг. 75), величина $M_e = R_e \cdot L_e$, а следовательно и C_{me} остается той же, но угол

¹⁾ См. Приложение № 3 к Вестнику Воздушного Флота, за 1924 г.

атаки горизонтального оперения ($\alpha_{ис} + \Delta\alpha_1$) уменьшится на величину $\Delta\alpha_2$, следовательно на ту же величину уменьшится и угол атаки крыла.

Таким образом, построение условной кривой $C'_{те}$ (фиг. 73) при отсутствии скоса потока крыльев заключается в том, что для каждого угла атаки α крыльев величина $C_{те}$, оставаясь неизменной, перемещается в сторону меньших углов на величину $\Delta\alpha_2$, определяемую по одной из ф-л (90) или (91), в которых C_y берется для данного угла атаки крыльев. Точка кривой $C_{те}$, для которой $C_y = 0$, останется без смещения, т.е. будет в то же время и точкой кривой $C'_{те}$; эта точка А (фиг. 73) определится, следовательно, как точка пересечения кривой $C'_{те}$ с вертикалью, проведенной через деление оси α , при котором $C_y = 0$ (см. фиг. 42, пунктирная кривая C_y по α). Для остальных точек приходится подсчитывать каждый раз величину $\Delta\alpha_2$ и сдвигать на эту величину точки кривой $C_{те}$ влево. При построении нетрудно убедиться, что для прямолинейного участка кривой C_y (см. фиг. 42) кривая $C'_{те}$ получится тоже прямолинейной, следовательно, считая, как и другие кривые C_m , кривую $C'_{те}$ пока за прямую, можем ограничиться построением еще только одной точки В, выбирая ее так, чтобы соответствующая точка кривой C_y по α лежала на прямолинейном участке. Соединяя точки А и В прямой, получим условную прямую $C'_{те}$, если бы отсутствовал скос от крыльев.

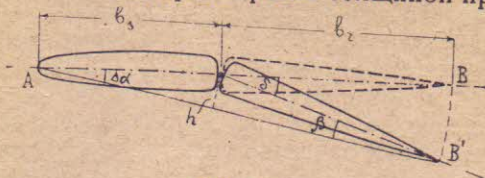
Деление C оси α , пересекаемое прямой $C'_{те}$ (фиг. 73), определяет собой тот угол атаки крыла, при котором горизонтальное оперение, не будь скоса потока от крыльев, не дало бы никакого момента; пренебрегая моментом от лобового сопротивления оперения, можно считать, что это будет тогда, когда горизонтальное оперение, не будь скоса потока от крыльев, не дало бы подъемной силы. Угол атаки горизонтального оперения, при котором подъемная сила его равна 0, определяется из продувки профиля, выбранного для оперения, а разность углов атаки крыла и горизонтального оперения определит угол закрепления горизонтального стабилизатора по отношению к хорде крыла, другими словами, — угол, дополняющий до 180° угол продольного „V“ (см. фиг. 68); если же горизонтальный стабилизатор отсутствует, то этой разностью определится положение руля высоты, которое мы будем принимать за среднее. Для симметричного профиля оперения его подъемная сила равна 0, когда угол атаки равен 0, следовательно, деление C оси α , пересекаемое прямой $C'_{те}$, непосредственно даст угол закрепления стабилизатора (фиг. 73).

Имея кривую момента $C'_{те}$ от горизонтального оперения для того условного случая, когда крылья не дают скоса потока, а руль закреплен в его среднем положении, можем решить вопрос, как изменится эта кривая при повороте руля в ту или иную сторону.

Рассмотрим сначала случай без горизонтального стабилизатора:

При повороте руля направлений, например, вниз на некоторый угол, в то время как крыло остается под тем же углом атаки, угол атаки горизонтального оперения увеличивается на угол поворота руля, следовательно, руль даст теперь момент больший, а именно, такой, который без поворота руля можно бы было получить только поворотом всего аппарата на тот же угол, другими словами, при угле атаки крыльев большем на величину теперешнего угла поворота руля. Таким образом, кривая моментов от руля, повернутого на некоторый угол вниз, получится смещением кривой $C'_{те}$ на тот же угол в сторону меньших углов атаки крыла. Аналогично, при повороте руля на некоторый угол вверх, кривая $C'_{те}$ сместится в сторону больших углов на тот же угол. Максимальным углом поворота руля считаем угол в 10° .

При наличии стабилизатора, дело обстоит сложнее, так как при повороте руля меняется не только угол атаки, но и профиль оперения. Из фиг. (76) мы видим, что при повороте руля на угол δ („дельта“ малая), угол атаки изменится, пренебрегая толщиной профиля, на угол $\Delta\alpha$;



Фиг. 76.

кроме того:

$$h = b_s \cdot \sin \Delta\alpha = b_r \sin \delta$$

Отсюда:

$$\frac{b_s}{b_r} = \frac{\sin \delta}{\sin \Delta\alpha}$$

а считая, что при небольших углах

$$\sin \delta \cong \delta \text{ и } \sin \Delta\alpha \cong \Delta\alpha$$

и принимая во внимание, что $\delta = \beta + \Delta\alpha$, получим:

$$\frac{b_s}{b_r} = \frac{\delta - \Delta\alpha}{\Delta\alpha}$$

Из этой пропорции составляем производную пропорцию:

$$\frac{b_s + b_r}{b_r} = \frac{\delta}{\Delta\alpha}$$

Умножаем обе части первого отношения, на размах горизонтального оперения:

$$\frac{(b_s + b_r) l_e}{b_r \cdot l_e} = \frac{\delta}{\Delta\alpha}$$

Если контуры всего горизонтального оперения, а также руля и стабилизатора в отдельности, представляют собой прямоугольники, то последнюю пропорцию можно написать так:

$$\frac{S_e}{S_r} = \frac{\delta}{\Delta\alpha}$$

откуда:

$$\Delta\alpha = \delta \frac{S_r}{S_e} \dots \dots \dots (94)$$

т.е. изменение угла атаки зависит от угла поворота руля и от известного уже отношения поверхности стабилизатора к поверхности горизонтального оперения.

Если ф-лу (94) построить в виде диаграммы, считая максимальный угол поворота руля 10° , получим прямую линию (пунктирную на таб. XIV).

Если бы на величину момента горизонтального оперения влиял только его угол атаки, то, как и в предыдущем случае, для получения кривых C'_{10} и C'_{-10} (фиг. 73), соответствующих повороту руля на 10° в ту и другую сторону, достаточно было бы сдвинуть кривую C_{me} в ту или иную сторону по горизонтальному направлению на величину изменения угла атаки, определяемую в данном случае по ф-ле (94); но, как уже говорилось, здесь влияет и другой фактор — изменение самого

профиля оперения, который из плавного и симметричного переходит в ломаный и вогнутый. Как известно, более вогнутый профиль дает и большую подъемную силу, следовательно, с изменением вогнутости, меняется величина подъемной силы, а с ней и величины полной силы и моментов C'_{10} и C'_{-10} этой силы. Таким образом, кривая C'_{me} при повороте руля высоты, кроме горизонтального смещения от изменения угла атаки, испытывает еще вертикальное перемещение от изменения вогнутости. Как показали опыты, прямолинейный участок кривой C'_{me} остается при этом перемещении приблизительно параллельным самому себе, а так как мы считаем пока все кривые C_m за прямые, то вертикальные перемещения прямых C'_{10} и C'_{-10} можно рассматривать как дополнительные горизонтальные перемещения ¹⁾. Результаты испытаний, в виде таких суммарных горизонтальных смещений кривой C'_{me} для различных отношений $\frac{S_r}{S_e}$, нанесены на той же диаграмме (таб. XIV) для того же максимального угла поворота руля $\delta=10^\circ$ (сплошная кривая). Таким образом, на этой диаграмме вертикальный отрезок до пунктирной прямой выражает горизонтальное смещение прямых C'_{10} и C'_{-10} от изменения угла атаки, а дополнение этого отрезка до сплошной кривой — дополнительное горизонтальное смещение от изменения вогнутости профиля. Хотя обе кривые на диаграмме относятся к оперению прямоугольного контура, этими же кривыми мы будем пользоваться с некоторым приближением для оперения любого контура. И так, определяя по кривой (таб. XIV) полное смещение $\Delta\alpha_e$ для данного $\frac{S_r}{S_e}$, откладываем его от точки C по оси α (фиг. 73) в обе стороны и проводим прямые C'_{10} и C'_{-10} для максимального поворота руля, параллельные прямой C'_{me} .

Имея прямые моментов C'_{10} и C'_{-10} , построенные без учета скоса потока от крыльев, строим прямые моментов C_{10} и C_{-10} учитывающие и этот скос, т.е. прямые действительных моментов при крайних положениях руля высоты. Порядок построения — обратный тому, которому мы следовали при построении прямой C'_{me} по прямой C_{me} , но при этом не трудно будет убедиться, что если прямые C'_{me} , C'_{10} и C'_{-10} параллельны, то параллельными останутся и прямые C_{me} , C_{10} и C_{-10} следовательно, еще проще их построить, проводя через точки A_1 и A_2 пересечения прямых C'_{10} и C'_{-10} с вертикалью OA прямые, параллельные прямой C'_{me} .

В полосе, заключенной между прямыми C_{10} и C_{-10} , должна уместиться кривая — C_{me} , так как, если окажется, что кривая — C_{me} некоторыми своими точками выступает за пределы названной полосы, это значит, что на этих углах атаки момент от горизонтального оперения, даже при максимальном отклонении руля в 10° не может преодолеть момента от крыльев.

В таком случае желательно изменить отношение $\frac{S_e}{S_s}$ или изменить наклон прямой C_{ms} или, наконец, перемещая центр тяжести C планера вдоль силы R полного сопротивления на главном летном угле (фиг. 55), изменить наклон кривой C_{me} . Во всех этих случаях придется соответственно переделать приведенное выше построение.

Остается решить еще два вопроса: 1) о форме контура и 2) о величине поверхности горизонтального оперения.

¹⁾ На фиг. 73 построены кривые C''_{10} и C''_{-10} горизонтально смещенного положения кривой C'_{me} от изменения угла атаки и затем эти кривые смещены по вертикали (от изменения подъемной силы). Получаем суммарное горизонтальное смещение $\Delta\alpha_e$.

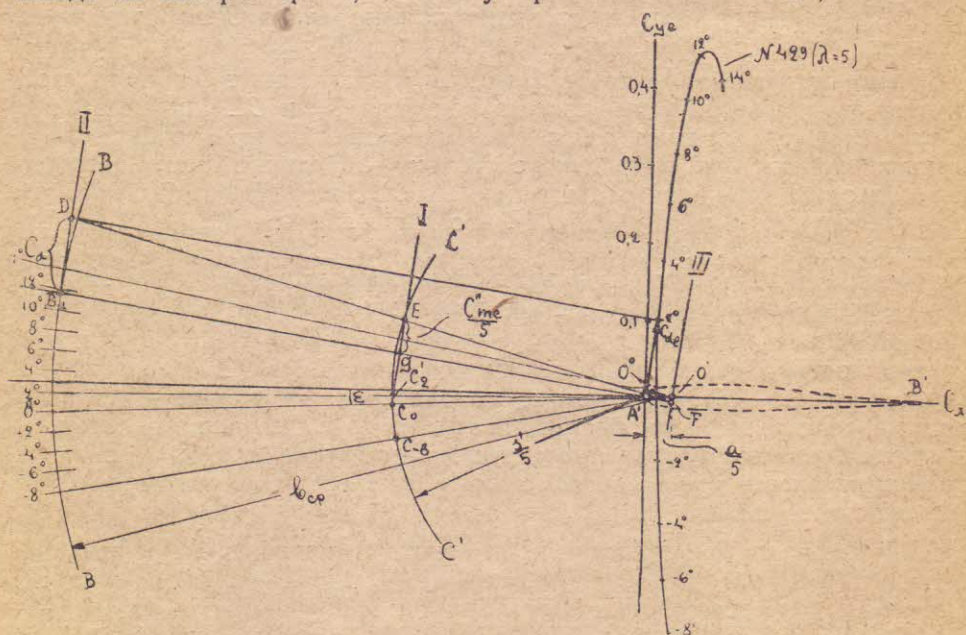
При выборе формы контура, здесь, как и у крыла, выгоднее брать контур с закругленными концами (см. табл. XV), прямоугольные же и треугольные контуры менее выгодны, хотя и ставятся часто из-за конструктивного упрощения. К вопросу о форме контура относится и вопрос об его удлинении. Обычные пределы удлинения горизонтального оперения у планеров—2—3½, но встречаются удлинения и в более широких пределах—1—5. Как и у крыла, большое удлинение уменьшает лобовое сопротивление, но увеличивает сгибающие моменты (см. фиг. 13), следовательно, утяжеляет конструкцию.

Переходим к построению той же кривой C'_{me} моментов от горизонтального оперения без учета скоса потока и при закрепленном в среднем положении руле высоты, но, исходя теперь не из требования уравновесить опрокидывающие моменты C_{mc} , а из действительных данных, т. е. из выбранных профиля и удлинения горизонтального оперения, места его (т. е. плеча L_e фиг. 68) и угла его закрепления на фюзеляже (т. е. угла „V“ продольного).

В. Построение кривой моментов от горизонтального оперения по данным его—профилю, удлинению и положению на фюзеляже.

а. 1-ый способ.

Этот способ, более точный, аналогичен способу, применявшемуся уже нами при построении кривой опрокидывающих моментов C_{mc} исходя из поляры крыла, а потому применим лишь тогда, когда нам



Фиг. 77.

известна поляра выбранного для оперения профиля и удлинение, при котором производилась продувка его.

Начинаем с построения поляры горизонтального оперения (фиг. 77) и выполняем его, зная его профиль и удлинение, по тем же правилам, как и для крыла и с теми же масштабами для C_{xe} и C_{ye} , как и на фиг. 73. (Отметим для дальнейшего, что коэф-ты C_{xe} и C_{ye} здесь от

несены к единицам поверхности S_e горизонтального оперения). По способу указанному в гл. VIII, размечаем на поляре оперения его углы атаки.

Определяем далее на боковой проекции аппарата (фиг. 68) положение точки A' (край атаки условного прямоугольного горизонтального оперения) по тому же правилу, что и точку A у крыла (см. гл. X, фиг. 49).

Дальнейшее построение аналогично построению кривой C_{mc} и разница будет лишь в том, что 1) отсутствует вредное сопротивление C_m , 2) лучи $A'C$ размечаются углами атаки не крыла, а оперения и 3) расположение этих лучей — обратное, т.е. лучи с пометками положительных углов атаки расположены сверху, а лучи отрицательных углов — снизу.

При симметричном профиле, какой обычно и употребляется для горизонтального оперения, построение упрощается благодаря тому, что плечо a'^1 подъемной силы (плечо a на фиг. 46) в случае симметричной дужки остается почти неизменным на разных углах атаки; в этом не трудно убедиться по кривым C_m для таких дужек как, например, 444, 429 и 459 табл. IX и пользуясь приемом фигуры 45-ой. Следовательно, полная сила давления на такой профиль всегда проходит приблизительно через одну и ту же точку O , лежащую на расстоянии a' позади точки A' . Принимая во внимание это свойство симметричного профиля, построение в этом случае выполняем так:

Зная угол хорды горизонтального оперения с хордой крыла и выбирая на боковом виде планера (фиг. 68) положение горизонтального стабилизатора на фюзеляже, определяем положение центра тяжести C относительно горизонтального стабилизатора по расстоянию $A'C = s'$ его от точки A' и по углу ϵ (гр. буква „эпсилон“) между лучом $A'C$ и продолжением хорды $A'B'$. Обращаемся опять к нашему чертежу (фиг. 77) и определяя по указанному выше способу плечо a' , откладываем на черте от точки A' вправо по линии полета отрезок $A'O = a'$ (на фиг. 77 мы откладываем вместо этого $O'A' = \frac{a'}{5}$, что будет объяснено дальше).

Из точки O , как из центра, проводим дугу B радиуса $A'B = b_{cp}$, а из A' — дугу C радиуса $A'C = s'$ (на фиг. 77, чтобы сократить размеры чертежа, берем радиусом $A'C = \frac{s'}{5}$), которую описывает центр тяжести планера относительно точки A' при изменении угла атаки. От продолжения хорды $A'B'$, в данном случае от горизонтали, откладываем в соответствующую сторону угол ϵ , а потом, вверх от полученного таким образом луча $A'O^\circ$ — все положительные, а вниз — отрицательные углы атаки горизонтального оперения и ставим на этих лучах соответствующие цифры углов атаки.

На дуге C эти лучи определяют различные положения центра тяжести при соответствующих углах атаки горизонтального оперения. Точку поляры с пометкой данного угла атаки соединяем прямой с точкой A' , т.е. строим соответствующий вектор C_{ae} . Так как сила R_e (C_{xe}) проходит в действительности не через точку A' , а через O , то проводя через O прямую, параллельную вектору C_{xe} и опуская из соответствующего положения центра тяжести перпендикуляр на нее, получим плечо L_e силы R_e . На фиг. 77 для сокращения размеров чертежа радиус $A'C$ уменьшен в 5 раз, но так как одновременно уменьшено во столько же раз и расстояние $A'O$, то легко сообразить, что и плечо L_e уменьшится во столько же раз.

¹⁾ На фиг. 77 у буквы a пропущен знак $'$.

Выясним теперь величину C'_{me} и C''_{me} коэф-тов момента $M_e = R_e \cdot L_e$, относя его один раз к единице площади крыльев S , как поступали мы раньше со всеми моментами, а другой раз к единице площади S_e горизонтального оперения, как поступили мы с силами P_e , Q_e и R_e на поляре оперения (см. фиг. 77); в обоих случаях, однако, относим к единице хорды b_{cp} условного крыла:

$$C'_{me} = \frac{M'_e}{\rho S V^2 b} = \frac{R'_e \cdot L_e^{(1)}}{\rho S V^2 b}$$

$$C''_{me} = \frac{M''_e}{\rho S_e V^2 b} = \frac{R'_e \cdot L_e^{(1)}}{\rho S V^2 b}$$

После подстановки ф-лы $R_e = \rho C_{xe} S_e V^2$ (3) и сокращения, получим:

$$C'_{me} = C_{xe} \cdot \frac{L_e}{b} \cdot \frac{S_e}{S} \dots \dots \dots (95)$$

$$C''_{me} = C_{xe} \cdot \frac{L_e}{b} \dots \dots \dots (96)$$

Величина C''_{me} может быть теперь определена по ф-ле (96) для любого угла атаки горизонтального оперения. Здесь, как и в предыдущих аналогичных ф-лах, L_e и b надо брать в одинаковых масштабах и единицах.

Вычисление по ф-ле (96) может быть заменено графическим построением:

Проводим из точки O (фиг. 77), как их центра, дугу B радиусом $OB = b_{cp}$, а параллельно вектору C_{xe} — три прямые: I — через соответствующее положение центра тяжести, II — касательную к дуге B и III — через точку O . Через начало и конец отрезка C_{xe} проводим к этим прямым два перпендикуляра I и 2²). Соединяем полученную точку D пересечения прямых II и 2 с точкой A' , тогда на прямой I прямые I и $A'D$ отсекут отрезок $GE = C''_{me}$. На фиг. 77, благодаря уменьшенным в 5 раз радиусу $A'C$ и расстоянию $A'O$ отрезок GE тоже уменьшится в 5 раз. Справедливость этого построения вытекает из подобия треугольников:

$$\triangle A'B_2D \sim \triangle A'GE$$

откуда:

$$GE = B_2D \cdot \frac{A'G}{A'B_2} = C_{xe} \cdot \frac{L_e}{b},$$

сравнивая же с ф-лой (96), получим: $C''_{me} = 5 \cdot \overline{GE}$.

Наносим кривую C''_{me} по углам атаки α_e горизонтального оперения на ту же фиг. 73, где у нас нанесена уже прямая C'_{me} , построив предварительно на оси α рядом с масштабом α масштаб α_e . Масштаб α_e строится простым смещением масштаба α до совпадения того деления масштаба, при котором горизонтальное оперение не дает подъемной силы (угол этот определяется из поляры оперения), с точкой C , т. е. делением масштаба α , при котором $C'_{me} = 0$.

¹) Значки ' при M_e и R_e поставлены для того, чтобы отличить величины M'_e и R'_e момента и силы от горизонтального оперения, при отсутствии склоа потока за крылом, от момента M_e и силы R_e , существующих в действительности.

²) На фиг. 77 цифры 1 и 2 не поставлены.

б) 2-й способ.

Если мы не располагаем продувкой профиля, выбранного нами для оперения, то, построив, по предыдущему прямую C'_{me} и определив положение горизонтального стабилизатора на фюзеляже, прямую C''_{me} строим следующим приближенным способом:

Момент от силы R'_e при отсутствии скоса от крыльев $M'_{me} = R'_e \cdot L_e = C_{xe} \cdot \rho S_e V^2 L_e$, коэф-т его $C'_{me} = C_{xe} \cdot \frac{L_e}{b}$ (96), т.е. зависит от двух величин — C_{xe} и $\frac{L_e}{b}$.

Сила R'_e мало меняет свой угол с хордой оперения и почти перпендикулярна к ней, поэтому плечо определяем, как длину перпендикуляра, опущенного из центра тяжести на перпендикуляр, проведенный к хорде оперения из его центра давления. Центр давления горизонтального оперения считаем приблизительно на расстоянии $\frac{1}{3}$ его средней хорды от края атаки, а край атаки и среднюю хорду при прямоугольном контуре определяем, как и у крыла, по правилу

Главы X (фиг. 49). Что касается коэф-та $C_{xe} = \sqrt{C_{ye}^2 + C_{ze}^2}$, то благодаря малости коэф-та C_{ze} , он мало отличается от коэф-та C_{ye} . На фиг. 42 мы видели, что кривая C_y по α представляет собой почти вся прямую линию, т.е. при возрастании угла атаки на 1° , C_y на всех углах, за исключением близких к посадочному, возрастает на одну и ту же величину; это возрастание зависит от наклона прямой C_y , а последний, как мы убедились при построении кривой C_y на фиг. 42, зависит от удлинения λ_e .

То же самое, но только приблизительно, можно сказать о кривой C_{xe} по α_e (фиг. 62). Опыты в лабораториях привели к такому выражению приращения ΔC_{xe} коэф-та, при увеличении угла атаки на 1° :

$$K = \frac{C_{ye}}{\alpha_e} = \frac{C_{ye}}{\alpha_u + \Delta \alpha} = \frac{1}{22 + \frac{2}{\pi \lambda_e} \cdot 57,3} = \frac{1}{22 + \frac{36,5}{\lambda_e}} \dots (97)$$

где λ_e — удлинение горизонтального оперения, которым мы задаемся в указанных выше пределах. При угле атаки оперения, например, в 5°

$$C'_{me} = K \cdot 5 \cdot \frac{L_e}{b} \dots (98)$$

Зная две точки прямой C'_{me} при $C''_{me} = 0$ (там же где и $C_{me} = 0$) и при $\alpha_e = 5^\circ$, можем провести и всю прямую C'_{me} .

Г. Определение размеров горизонтального оперения.

Кривые C'_{me} и C''_{me} на фиг. 73 изображают коэф-ты одного и того же момента от оперения при среднем положении руля и при отсутствии скоса потока от крыльев; разница между ними заключается только в том, что коэф-ты C'_{me} отнесены к единицы поверхности крыльев а коэф-ты C''_{me} — к единице поверхности горизонтального оперения.

Деля почленно ф-лу (95) на (96) получим:

$$\frac{C'_{me}}{C''_{me}} = \frac{S_e}{S} \dots (99)$$

откуда:

$$S_e = \frac{C'_{me}}{C''_{me}} \cdot S \dots (100)$$

Таким образом, проводя какую-либо вертикаль через кривые C''_{me} и C'_{me} , не проходящую через их общую точку C и беря отношение отрезков C'_{me} и C''_{me} на этой вертикали, определим, какую долю от поверхности крыльев составляет горизонтальное оперение, а зная отношение $\frac{S_s}{S_e}$, определим поверхности руля высоты и горизонтального стабилизатора в отдельности.

При точном построении кривой C''_{me} по 1-му способу, когда она получается не прямолинейной, заменяем ее предварительно прямой C''_{me} , возможно лучше совпадающей с кривой C''_{me} .

Величина $\frac{S_e}{S}$ для планеров обычно не выходит за пределы $\frac{1}{10}$ — $\frac{1}{5}$. Слишком большое оперение значительно ухудшает аэродинамическое качество аппарата, поэтому, если отношение $\frac{C'_{me}}{C''_{me}}$ получается очень большим, выгоднее уменьшит его, увеличивая длину хвоста. Легко заметить, что при увеличении хвоста увеличивается плечо L_e (фиг. 68), а с ним и коэф-т C''_{me} (ф-ла 96), следовательно, отношение $\frac{C'_{me}}{C''_{me}}$ уменьшается. После такого изменения, построение кривой C''_{me} придется повторить.

Для примера, взятого на фиг. 73, мы получили:

$$S_e = \frac{C'_{me}}{C''_{me}} \cdot S = \frac{1}{5} \cdot 18 = 3,6 \text{ м}^2$$

а ранее задавались $S_e = 2,5 \text{ м}^2$. Цифра $3,6 \text{ м}^2$ несколько высока, поэтому, увеличивая длину хвоста (L_e) до $4,2 \text{ м}$, уменьшаем поверхность горизонтального оперения до $3 \cdot \text{х} \text{ м}^2$.

Задаваясь отношением $\frac{S_s}{S_e} = \frac{1}{5}$, получим поверхность горизонтального стабилизатора $S_s = \frac{S_s}{S_e} \cdot S_e = \frac{1}{5} \cdot 3 = 0,6 \text{ м}^2$.

Д. Уточнение кривых моментов.

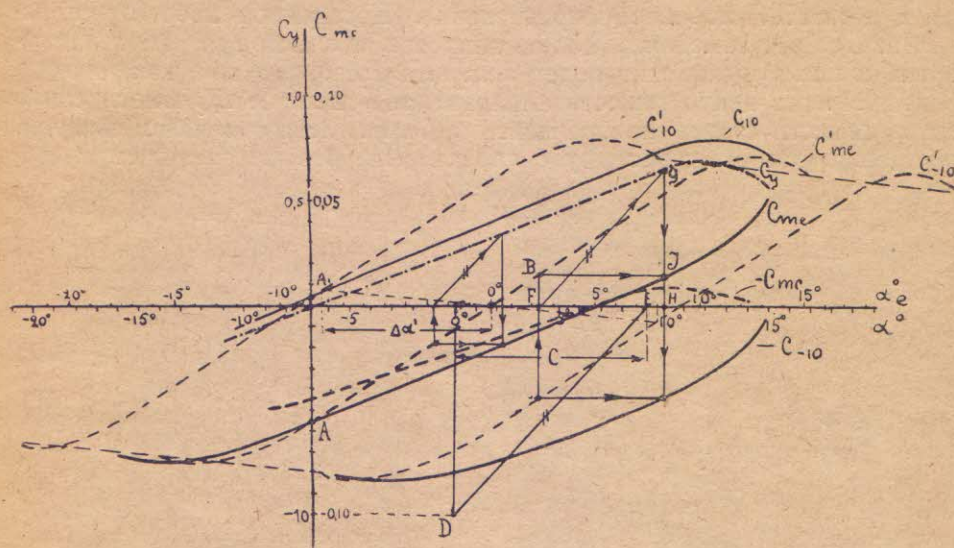
Если кривая C''_{me} построена нами непосредственно по поляре оперения (т.-е. по 1-му способу), то возможно уточнить решение заменой приближенных прямолинейных кривых C_{me} , C_{10} и C_{-10} более точными кривыми, идя при этом обратным порядком, т.-е. от кривой C''_{me} к кривой C'_{me} .

Уменьшаем вертикальные отрезки C''_{me} в отношении $\frac{C''_{me}}{C'_{me}}$ (фиг. 78).

По полученной таким образом более точной кривой C'_{me} строим кривые C'_{10} и C'_{-10} , для чего сдвигаем кривую C'_{me} по горизонтали на величину $\Delta\alpha'$, определяемую по ф-ле (96) или по пунктирной кривой таб. XIV и потом — еще по вертикали, так чтобы точка пересечения кривой с осью α сдвинулась еще в ту же сторону на величину отрезка вертикали между пунктирной и сплошной кривыми таб. XIV.

Остается кривые C'_{me} , C'_{10} и C'_{-10} исправить на скос потока от крыльев, что проще всего сделать так: Строим на фиг. 78 кривую C_y по α для крыла (на фиг. 42, пунктирная кривая). От точки $\alpha = 0^\circ$ на оси α вниз по вертикали откладываем $C_y = 1$, а вправо по оси α величину $C = \Delta\alpha$ (при $C_y = 1$), определенную по соответствующей ф-ле (90) или (91) для $C_y = 1$; соединяем концы этих отрезков 1 и C , прямой DE , получаем прямоугольный треугольник с катетами $C_y = 1$ и $\Delta\alpha = C$, который и служит нам базой для всего построения. Из любой точки B

кривой C'_{me} проводим параллель и перпендикуляр к оси α ; через основание перпендикуляра, точку F , проводим FG параллельно DE до пересечения в точке G с кривой C_y , а из точки G опускаем на ось α перпендикуляр, который на параллели из точки B и отметит соответствующую искомую точку J кривой C_{me} . Справедливость построения



Фиг. 78.

вытекает из подобия треугольников: $\triangle O^0ED \sim \triangle HFG$, откуда $BJ = \frac{O}{1} \cdot C_y = \Delta\alpha$. Аналогично, пользуясь той же кривой C_y и тем же направлением DE , строим по кривым C'_{10} и C'_{-10} кривые C_{10} и C_{-10} . Кривая $(-C_{me})$ попрежнему не должна выходить за пределы полосы между кривыми C_{10} и C_{-10} .

2. Расчет элеронов, руля поворотов и вертикального стабилизатора.

Главное назначение руля поворотов и элеронов—заставлять аппарат совершать повороты в горизонтальной плоскости, т.е. виражи. Прежде чем перейти к расчету элеронов и руля направлений, выясним картину поведения планера и сил, действующих на него, на вираже.

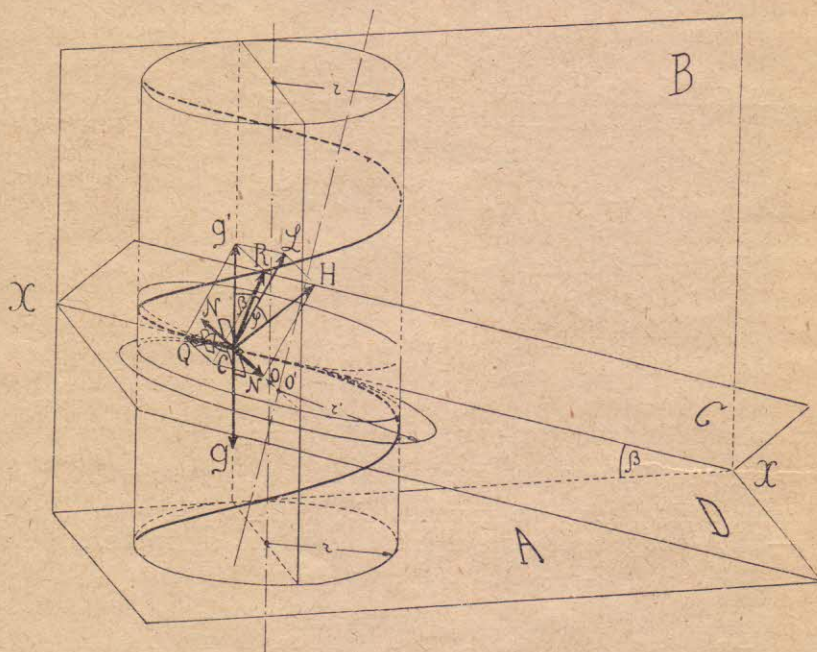
А. Полет планера по кривой.

Основное отличие планера от самолета заключается в том, что планер никогда не может лететь с постоянной скоростью, не снижаясь по отношению к воздуху, следовательно, при вираже в спокойном воздухе он описывает некоторую винтовую линию (фиг. 79). Отметив это обстоятельство, перейдем к рассмотрению виража с самого его начала.

Предположим, что планер летит прямолинейно и равномерно, следовательно, все силы, действующие на него, уравниваются (фиг. 80—1); предположим далее, что пилот желает сделать вираж на-

право и нажимает для этого на правую педаль (см. фиг. 5); т.-е. поворачивает руль направлений направо; считая пока, что этим он и ограничивается (фиг. 80—2), посмотрим, что произойдет с планером.

Сила R_e полного сопротивления вертикального оперения (стабилизатора и руля), состоявшая ранее только из одного лобового сопротивления, отклонится теперь влево, при этом появится боковая слагающая и возрастет лобовое сопротивление. Добавочное лобовое сопротивление станет замедлять полет аппарата, а слагающая, перпендикулярная к полету, отклонит полет аппарата влево, но так как она не проходит через центр тяжести аппарата, то момент ее M_e относительно центра тяжести станет поворачивать аппарат левым крылом вперед. при высоко расположенном руле направлений, эта же сила дает, кроме



Фиг. 79.

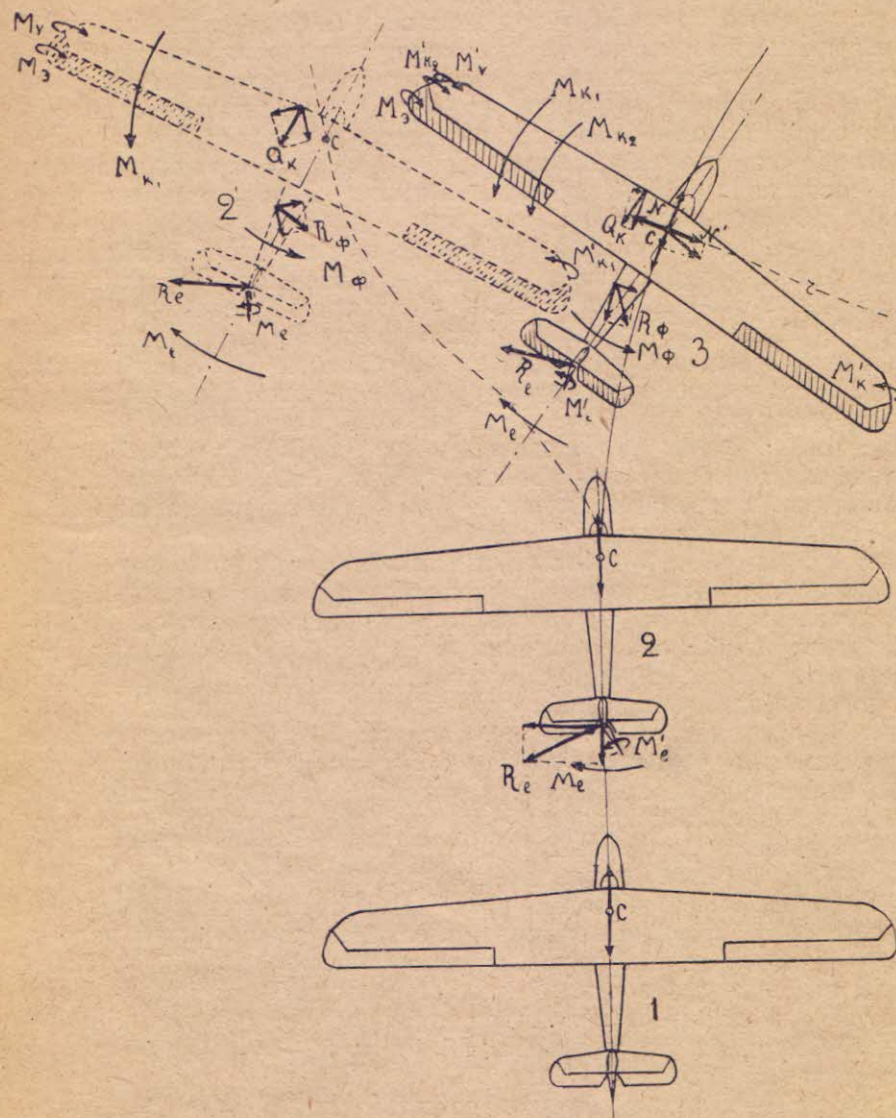
того, момент M_e' в поперечной плоскости, опрокидывающий аппарат на левое крыло.

Косое положение аппарата (фиг. 80—2') по отношению к направлению полета (левый дрейф), вызванное моментом M_e , вызывает, в свою очередь, новые силы, как на фюзеляже, так и на крыльях.

Фюзеляж будет испытывать на себе: 1) добавочное лобовое сопротивление, замедляющее полет (см. поляр фюзеляжа табл. VII); 2) боковую слагающую, противодействующую сносу аппарата влево, и, наконец 3) момент M_ϕ относительно центра тяжести равнодействующей R_ϕ этих двух сил, который противодействует повороту направо.

В то же время у крыльев происходит следующее явление: 1) Скол потока (см. гл. IV—2), который ранее был симметричным, увеличивается теперь (по данным опыта и теории) на левом, забегающем вперед крыле и уменьшается на правом, отстающем; больший скол вызовет и большее индуктивное сопротивление, следовательно, равнодействующая лобовых сопротивлений сместится к левому крылу, т.-е. на крыльях

появится момент M_{k1} , тоже противодействующий горизонтальному моменту M_e от руля направлений. 2) Кроме того, лобовое сопротивление крыла, оставаясь к нему перпендикулярным, отклонится влево, следовательно, даст боковую слагающую, способствующую сносу влево. 3) Несимметричность скоса отразится и на распределении подъемной силы вдоль крыла, а именно, больший скос потока на левом крыле



Фиг. 80.

уменьшит его истинный угол атаки, следовательно, подъемная сила левого крыла уменьшится по сравнению с подъемной силой правого, равнодействующая же подъемных сил сместится вправо, и появится момент $M_{k'1}$ в поперечной плоскости, опрокидывающий аппарат на левое крыло.

Наконец, снос аппарата влево и одновременный поворот его вокруг его оси направо отразятся и на величине самой полной силы R_e

вертикального оперения и на моменте ее M_e в смысле их уменьшения, благодаря тому, что оба эти явления вызывают уменьшение угла атаки вертикального оперения.

Итак, при повороте руля направо, аппарат, хотя и повертывается вокруг своей оси направо,—в правый вираж, однако, не переходит, а наоборот, траектория его отклоняется влево (фиг. 80—2') и, кроме того, он переходит в левый крен.

Снос влево происходит под действием боковой слагающей силы R_e на вертикальное оперение, которая сама с поворотом уменьшается, и под действием возникающей и возрастающей с поворотом боковой слагающей от лобового сопротивления Q_k крыльев; одновременно возникает и растет боковое давление на фюзеляж, противодействующее этому сносу, таким образом, снос аппарата при достаточной величине бокового давления на фюзеляж может в некотором положении аппарата прекратиться.

Поворот аппарата вправо совершается под действием момента M_e бокового давления на вертикальное оперение, который, как и сама сила R_e , уменьшается с поворотом; противодействуют этому повороту: 1) момент M_{k1} , возникающий от несимметрии индуктивного сопротивления крыльев, и 2) момент M_{ϕ} от боковой силы на фюзеляж; оба эти момента возрастают с поворотом, следовательно, вращение вправо прекращается еще легче, чем снос влево.

Наконец, крен влево создается моментом M'_e от боковой силы на вертикальное оперение (при высоком его положении) и моментом M'_{k1} от несимметрии подъемных сил на крыльях. Как уравниваются эти моменты, увидим дальше.

Таким образом, чтобы заставить аппарат отклонить свой путь вправо, поворота руля направлений недостаточно, необходимо создать силу, направленную в сторону поворота; эту центростремительную силу мы создаем тем, что даем всему аппарату крен направо, тогда подъемная сила, оставаясь в плоскости симметрии аппарата, отклоняется вправо (при левом дрейфе она отклоняется, кроме того и назад (фиг. 80—3) и даст в плоскости поворота: 1) добавочное лобовое сопротивление и 2) боковую слагающую N' , которая должна быть достаточно велика, чтобы не только преодолеть силы, создающие снос влево, но и создать снос вправо. Крен аппарата в сторону поворота достигается двумя средствами: 1) автоматически, благодаря „V“ поперечному и 2) по воле пилота, действием элеронами.

„V“ поперечное—создает крен только после того, как аппарат повернется вокруг своей оси направо, т.е. левое крыло уйдет вперед; тогда „V“ поперечное частично выполняет роль, как бы, „V“ продольного, т.е. переднее левое крыло оказывается под большим углом атаки, следовательно, испытывает большую подъемную силу, чем заднее и возникающий, благодаря этому момент M_v (фиг. 80—2' и 3) переводит аппарат в правый крен.

Элероны—дают возможность создать нужный крен, не дожидаясь того момента, когда аппарат встанет в косое положение к направлению полета; для этого пилот, отклоняя рукоятку вправо, опускает левый элерон (см. фиг. 5) и поднимает правый, следовательно, левый элерон даст положительную подъемную силу, а правый—отрицательную и момент M_e (фиг. 80—2' и 3) такой пары—создаст крен направо. Отметим здесь же, что элероны, выведенные из своего среднего положения, дают увеличенное лобовое сопротивление.

Момент от элеронов совместно с моментом от „V“ поперечного, если таковое имеется, служит также для противодействия поперечным

моментам от несимметрии подъемных сил при дрейфе аппарата и от боковой силы на вертикальное оперение при высоком его положении.

Итак, мы выяснили, что, если нужно перевести аппарат из прямолинейного полета в правый вираж, пилот должен, одновременно с нажатием на правую педаль, отклонить рукоятку вправо.

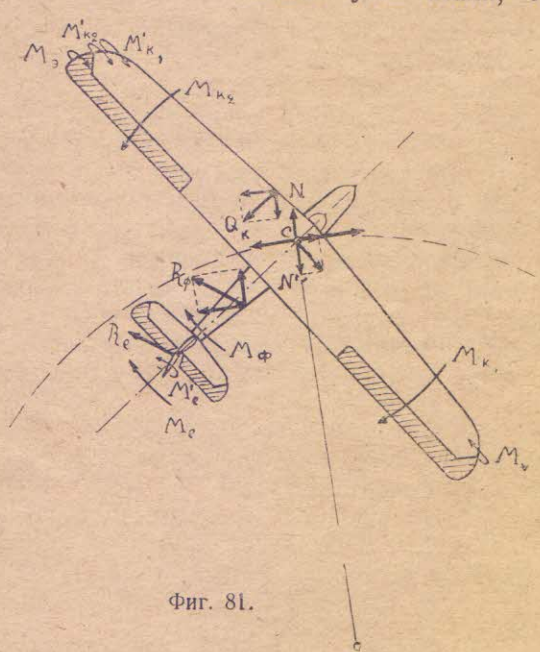
Рассмотрим теперь планер, находящийся уже в состоянии виража, т.-е. описывающий винтовую линию, лежащую на поверхности цилиндра радиуса r (фиг. 79). В каждый момент виража эту траекторию можно рассматривать, как малый отрезок дуги круга, лежащего в плоскости D , наклонной к горизонту под углом планирования β и имеющего радиус r' несколько больший, чем радиус цилиндра. Более подробные исследования привели бы нас к следующей зависимости радиуса r' круга от радиуса r цилиндра (радиус r и является в данном случае радиусом поворота):

$$r' = r (1 + \operatorname{tg}^2 \beta) = \frac{r}{\cos^2 \beta} \dots \dots \dots (101)$$

где β есть угол планирования на вираже.

Всякий вираж сопровождается следующими двумя явлениями:

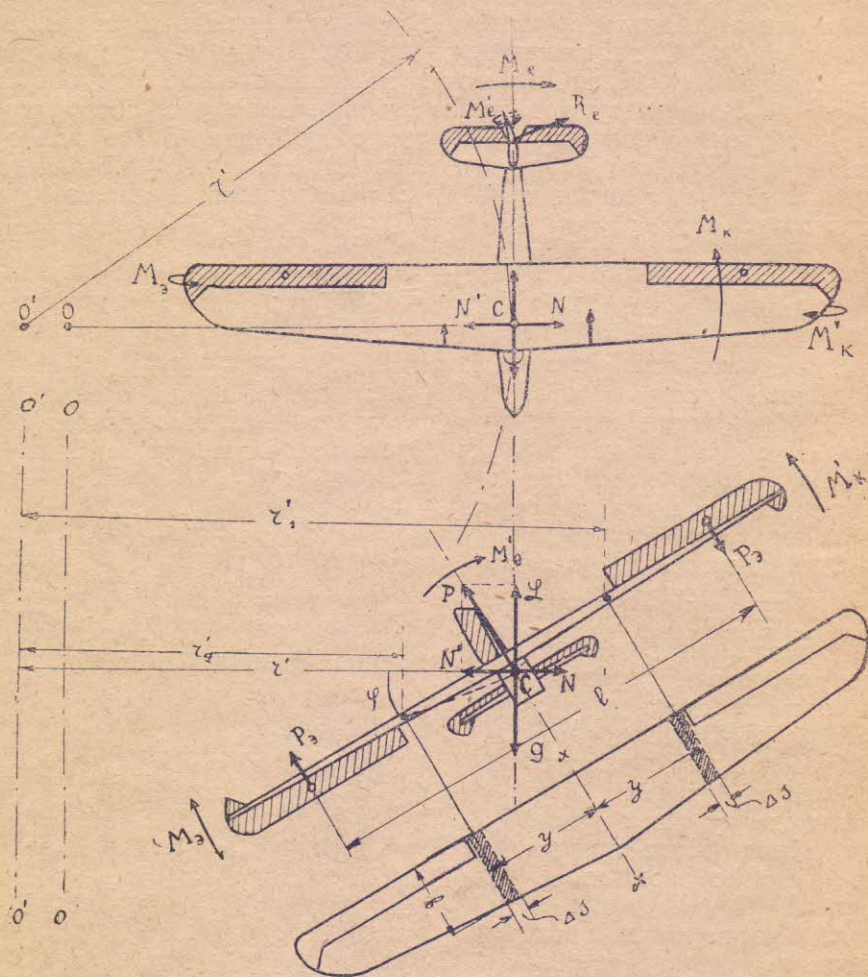
1) Как увидим дальше, для достижения наименьшей скорости снижения на вираже, планер должен лететь на большем угле атаки, чем главный летный угол при прямолинейном полете, но чтобы увеличить угол атаки, нужно приложить к хвосту силу, направленную вниз; это достигается поднятием руля высоты, следовательно, пилот, отклонивши рукоятку для создания крена вправо, должен после этого взять ее несколько на себя. Здесь же следует отметить, что при выходе руля высоты из его среднего положения, возрастет его лобовое сопротивление.



Фиг. 81.

2) Второе явление, сопровождающее вираж, заключается в следующем: при вираже наружное крыло — в рассматриваемом случае левое — описывает большую дугу, чем внутреннее, следовательно, воздух обтекает его с большей скоростью и дает большую силу полного сопротивления, чем на внутреннем крыле; тоже справедливо и для составляющих этой полной силы, следовательно, неравномерность распределения лобовых сопротивлений вдоль крыла вызовет смещение их равнодействующей к наружному концу крыла, что, в свою очередь, даст момент M_{k2} (фиг. 80—3 и фиг. 81), тормозящий наружное кольцо и противодействующий моменту M_e от руля направлений; неравномерность распределения подъемной силы вдоль крыла вызовет такое же смещение равнодействующей подъемных сил к наружному концу крыла, что даст поперечный момент M'_{k2} , уве-

личивающий крен в сторону виража. Чтобы предотвратить увеличение крена, пилот должен повернуть теперь элерон в обратную сторону, т.-е. после того, как он отклонил рукоятку вправо, а потом несколько назад, он должен отклонять ее опять несколько влево; в этом положении пилот и оставляет рукоятку до конца виража.



Фиг. 82.

Возможны три случая каждого виража, например, правого: 1) аппарат совершает правый вираж с левым дрейфом (фиг. 80—3), т.-е. с левым крылом впереди правого (носом внутрь); 2) аппарат совершает тот же вираж с правым дрейфом (фиг. 81), т.-е. с правым крылом впереди левого (носом наружу); 3) аппарат совершает вираж без дрейфа (фиг. 82), т.-е. продольная его ось является касательной к траектории.

В случае правого виража с левым дрейфом (фиг. 80—3) момент M_e в плоскости крыльев от вертикального оперения уравнивает момент M_ϕ от фюзеляжа и два момента от крыльев: один (M_{k1}) от несимметрии индуктивных сопротивлений и другой (M_{k2}) от несимметрии

скоростей струек, обтекающих крыло. Поперечный момент M_s элеронов совместно с поперечными моментами M_v и M'_{k2} (от „ V “ поперечного и от несимметрии скоростей) уравнивает поперечные моменты от несимметрии скоса M'_{k1} и от высокого расположения вертикального оперения M'_e , и наконец, центростремительная сила—создается, как разность двух сумм: 1) боковых слагающих от подъемной силы крыльев и от косо́го положения фюзеляжа и 2) боковых слагающих от вертикального оперения и лобового сопротивления крыльев.

В случае правого виража с правым же дрейфом (фиг. 81) изменяются знаки моментов в плоскости крыльев от фюзеляжа M_ϕ и от несимметрии индуктивных сопротивлений M_{k1} , следовательно, облегчается работа руля направлений; изменится знак поперечного момента M_v от „ V “ поперечного, который в первом случае помогал элеронам, но, с другой стороны, изменится знак и поперечного момента M'_{k2} на крыльях от несимметрии скоса, который в первом случае противодействовал моменту от элеронов; изменится знак силы R_ϕ бокового давления на фюзеляж, которое в первом случае помогало центростремительной силе, но, с другой стороны, изменится и знак боковой слагающей от лобового сопротивления крыльев, которая в первом случае противодействовала этой центростремительной силе.

Третий случай (фиг. 79 и 82), как нормальный, рассмотрим подробнее и из него же выведем расчетные формулы для элеронов и руля направлений. В этом случае, так как отсутствует дрейф, то исчезают и все силы и моменты его сопровождающие. Момент M_e в плоскости крыльев от вертикального оперения преодолевает теперь только момент M_k от несимметрии скоростей крыльев. Поперечный момент от элеронов (M_s) преодолевает только поперечный момент M'_k от несимметрии скоростей крыльев, стремящийся увеличить крен, следовательно, элероны должны быть поставлены в положение, обратное тому, в котором они были в начале виража (здесь мы пренебрегаем поперечным моментом M'_e от высоко расположенного вертикального оперения, который помогает элеронам удерживать аппарат от увеличения крена; это допущение делается в пользу большей надежности элеронов). Центростремительная сила создается теперь только отклонением подъемной силы, и если пренебречь небольшой боковой силой от вертикального оперения, то эта центростремительная сила равна слагающей N' в плоскости виража от подъемной силы.

На фиг. 79 изображены все действующие на планер в этом случае силы, а именно вес G , сила полного сопротивления воздуха R и центробежная сила N , появляющаяся вследствие вращения аппарата вокруг точки O' .

Чтобы вираж продолжался все время в одинаковых условиях, т.е. с постоянными скоростью, радиусом и углами атаки, планирования и крена, необходимо, чтобы эти три силы, проходя через одну и ту же точку (центр тяжести планера) взаимно уравнивались. Раскладываем полную силу давления воздуха R в плоскости симметрии C на лобовое сопротивление Q и подъемную силу P ¹⁾; раскладываем далее силу P (фиг. 79 и 82) на горизонтальную центростремительную силу N' , уравнивающую центробежную силу N , в плоскости D и силу L в вертикальной плоскости B ; складываем лобовое сопротивление Q с силой L (фиг. 79), получаем силу G' , уравнивающую вес G . Этот же результат можно получить сразу, раскладывая силу R на вер-

¹⁾ На фиг. 79 сила P ошибочно помечена буквой H .

тикальную и горизонтальную силы G' и N' . Для равновесия должны быть соблюдены следующие два равенства:

$$G' = G \dots \dots \dots (102)$$

$$N' = N \dots \dots \dots (103)$$

На фиг. (79) мы видим, что на вираже вес G уравнивается только вертикальной слагающей G' от полной силы сопротивления воздуха R , тогда как при прямолинейном полете (фиг. 21), он уравнивается всей силой R . Так как слагающая G' меньше силы R , то для соблюдения равенства (102), необходимо увеличить силу R по сравнению с величиной ее при прямолинейном полете; из ф-лы (3) видно, что этого можно достичь, увеличивая или скорость полета или коэффициент C_x , но коэффициент C_x увеличивается на летных углах увеличением угла атаки α (см. фиг. 62) и сопровождается увеличением коэф-та C_x лобового сопротивления. Таким образом, будем ли мы увеличивать скорость или угол атаки, в обоих случаях при вираже возрастает лобовое сопротивление (см. ф-лу 4), к этому надо прибавить еще возрастание лобового сопротивления всех органов управления, при отклонении их от среднего положения. Ранее (Гл. II—2) мы уже вывели, что затрата мощности на полет

$$T = \rho C_x S V^3 \dots \dots \dots (19)$$

отсюда следует, что затрата мощности (т.е. работы в 1 сек.) на вираже больше, чем в прямолинейном полете, а кроме того, от скорости она зависит больше, чем от коэф-та лобовых сопротивлений, следовательно, для увеличения силы R на вираже выгоднее увеличивать коэф-т C_x , а не скорость и лететь на угле атаки, большем чем главный летный угол при прямолинейном полете, что и было уже выше отмечено.

Трата мощности у планера пропорциональна скорости снижения (см. фиг. 18); следовательно, на виражах скорость снижения планера возрастает.

Переходим теперь к выводу расчетных формул для элеронов и руля направлений.

Б) Расчет элеронов ¹⁾.

Итак, под действием момента M_k (фиг. 82) от несимметрии скоростей на крыльях, аппарат стремится опрокинуться в сторону виража и этому моменту должен противодействовать момент M_e от элеронов, что можно выразить неравенством:

$$M_e \geq M_k \dots \dots \dots (104)$$

Выясним величину каждого из этих моментов: момент M_e от элеронов, создается парой сил (P_e , P_e на фиг. 82), плечо которой l' есть расстояние центров давления элеронов друг от друга, а так как эти центры давления совпадают приблизительно с центрами тяжести пло-

¹⁾ См. статью В. П. Ветчинкина об органах управления в Вестнике Воздушного Флота № 5 за 1923 г.

щадей элеронов, плечо l' есть в то же время расстояние между этими центрами тяжести.

Каждая сила P , выражается так:

$$P = \rho C_y S V^2$$

откуда

$$M = P \cdot l' = \rho C_y S V^2 l'$$

Вводим обозначение:

$$U_s = S \cdot l' = S \cdot \frac{l}{2} + S \cdot \frac{l''}{2} \dots \dots \dots (105)$$

Эта величина есть сумма произведений площадей S , на расстояние $\frac{l'}{2}$ их центров тяжести от некоторой оси, в данном случае от средней оси XX крыла и называется статическим моментом площади пары элеронов; таким образом:

$$M = \rho C_y V^2 U_s \dots \dots \dots (106)$$

Для многопланов, снабженных несколькими парами элеронов, формула (106) заменяется формулой:

$$M = \rho C_y V^2 \Sigma U_s \dots \dots \dots (107)$$

где знак Σ , означает, что берется сумма статических моментов всех пар элеронов.

Переходим теперь к определению момента M_k' от крыльев:

Выделяем на внешнем крыле (фиг. 82) двумя поперечными сечениями отрезок с площадью (ΔS) и напишем выражение его подъемной силы ΔP по формуле (5):

$$\Delta P = \rho C_y (\Delta S) V_1^2 \dots \dots \dots (108)$$

Здесь малую площадь (ΔS) можем заменить, считая ее площадью трапеции, произведением высоты трапеции (Δy) на среднюю ее ширину, т.е. на хорду b крыла, измеряемую на середине отрезка ΔS^1 :

$$\Delta S = (\Delta y) \cdot b \dots \dots \dots (109)$$

Выясним теперь величину скорости V_1 :

Раньше было уже отмечено, что планер, движущийся по винтовой линии (фиг. 79), можно в каждый момент рассматривать как бы движущимся по дуге круга радиуса r' , лежащего в наклонной плоскости D , т.е. вращающимся вокруг некоторой переменной наклонной оси $O'O'^2$.

Скорость V_1 набегающего воздуха на данный участок крыла больше скорости V середины крыла и центра тяжести аппарата³⁾ и как при всяком вращении твердого тела, скорости пропорциональны радиусам вращения:

$$\frac{V_1}{V} = \frac{r_1'}{r'}$$

¹⁾ На фиг. 82 следует в двух местах ΔS исправить на Δy .

²⁾ Фиг. 82 изображает планер в том виде, какой он имеет, если смотреть на него спереди по направлению XX (фиг. 79), поэтому оси $O'O'$ и OO кажутся параллельными; в действительности ось $O'O'$ лежит на фиг. 82 в плоскости чертежа, а ось OO отклонена своим верхним концом назад.

³⁾ Центр тяжести аппарата не всегда лежит в плоскости крыла и приводимое ниже рассуждение будет несколько неточным; этой неточностью мы пренебрегаем.

откуда

$$V_1 = V \frac{r_1'}{r^1} \dots \dots \dots (110)$$

Подставляя (109) и (110) в выражения для ΔP_1 , получим:

$$\Delta P_1 = \rho C_y (\Delta y) b V^2 \left(\frac{r_1'}{r^1} \right)^2 \dots \dots \dots (111)$$

Если на внутреннем крыле возьмем другой такой же отрезок (ΔS), равный и симметричный первому, то, выводя для него выражение подъемной силы ΔP_2 , получим формулу, аналогичную формуле (111):

$$\Delta P_2 = \rho C_y (\Delta y) b V^2 \left(\frac{r_2'}{r^1} \right)^2 \dots \dots \dots (112)$$

и разница будет лишь в том, что отношение $\frac{r_2'}{r^1} < 1$, тогда как $\frac{r_1'}{r^1} > 1$, следовательно $\Delta P_2 < \Delta P_1$.

Обе силы ΔP_1 и ΔP_2 дают относительно центра тяжести и относительно средней оси XX крыла, моменты $\Delta P_1 \cdot y$ и $\Delta P_2 \cdot y$, противоположно направленные, но, так как первый из них больше, то на обе симметричные площадки (ΔS) в общем действует момент:

$$\Delta M_k' = \Delta P_1 \cdot y - \Delta P_2 \cdot y = \rho C_y (\Delta y) b \frac{V^2}{r^1} y (r_1'^2 - r_2'^2) \dots \dots (113)$$

но $r_1' = r^1 + \Delta r'$ и $r_2' = r^1 - \Delta r'$ (фиг. 82), следовательно:

$$r_1'^2 - r_2'^2 = (r_1' + r_2') (r_1' - r_2') = 4 r^1 \cdot \Delta r' \dots \dots \dots (114)$$

Из прямоугольного треугольника на фиг. 82:

$$\Delta r = y \cos \varphi \dots \dots \dots (115)$$

Подставляем (115) в (114):

$$r_1'^2 - r_2'^2 = 4 r^1 y \cos \varphi \dots \dots \dots (116)$$

Подставляем (116) в (113):

$$\Delta M_k' = \rho C_y \frac{4V^2}{r^1} (\Delta y) b \cdot y^2 \dots \dots \dots (117)$$

Такова величина момента от действия давления воздуха на две малые симметричные площадки (ΔS). Если мы все крыло разобьем на пары таких симметричных площадок, напишем выражения моментов сил, действующих на каждую пару площадок и сложим все эти моменты, то получим искомый суммарный момент M_k' . При суммировании выносим часть постоянных множителей за скобки:

$$M_k' = \rho C_y \frac{2V^2}{r^1} \Sigma 2 (\Delta S) y^2 \dots \dots \dots (118)$$

Множитель 2 оставлен под знаком суммы, чтобы показать, что вся сумма составлена из пар одинаковых слагающих $(\Delta S) \cdot y$, относящихся к правой и левой половинам крыла.

Чем на более узкие полоски $\Delta S = y \cdot b$ мы разобьем все крыло, тем точнее определим величину суммарного момента M_k' . Сумма произ-

ведений всех малых площадок, составляющих крыло, на квадрат их расстояний от средней оси XX называется моментом инерции площади крыла и сокращенно обозначается так:

$$\Sigma 2 (\Delta S) \cdot y^2 = \Sigma_s (\Delta S) y^2 = J_s^1) \dots \dots \dots (119)$$

где буква s при Σ и J означает, что сумма распространяется на всю площадь S крыла.

Подставляем (119) в (118):

$$M_k' = \frac{2 V^2 \rho}{r'} \cos \varphi C_y \cdot J_s \dots \dots \dots (120)$$

В случае многоплана формула (120) заменяется формулой:

$$M_k' = \frac{2 V^2 \rho}{r'} \cos \varphi \Sigma C_y \cdot J_s \dots \dots \dots (120)'$$

где знак Σ показывает, что надо взять для каждой несущей поверхности произведение ее коэффициента C_y подъемной силы на момент инерции площади и сложить такие произведения для всех несущих поверхностей.

Значения J_s для крыльев различных контуров приведены в табл. XVI. Если крыло представляет собой половину одного из данных в этой таблице контуров при продольном его разрезе (фиг. 83а), то его момент инерции будет равен $1/2$ момента инерции целого крыла. „ V^2 “ поперечное и „ V^2 “ в плане не меняют величины J_s , но размеры следует брать как показано на фиг. 83б. Если концы крыльев закруглены или скошены, то момент инерции такого крыла можно приблизительно определить, как момент инерции соответствующего крыла из табл. XVI, но с уменьшенным несколько размахом (фиг. 83 в и г).

Подставляя выражения (107) и (120) для моментов M_x и M_k' в неравенство (104) и считая C_y одинаковым у всех несущих поверхностей, получим:

$$\rho C_y V^2 \Sigma U_{\dots} \geq \frac{2 \rho V^2}{r'} \cos \varphi C_y \Sigma J_s \dots \dots \dots (121)$$

Исключим теперь из этого неравенства величины V^2 и $\frac{V^2}{r'}$:

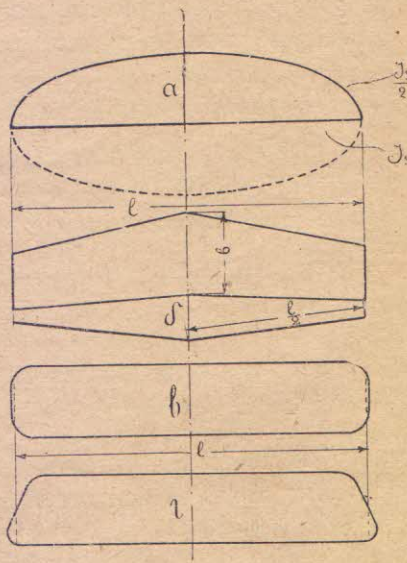
Из прямоугольных треугольников CPL и CLG' (фиг. 79) имеем:

$$L = P \cos \varphi \dots \dots \dots (122)$$

$$N = L \operatorname{tg} \varphi \dots \dots \dots (123)$$

$$L = G' \cos \beta \dots \dots \dots (124)$$

$$Q = L \operatorname{tg} \beta \dots \dots \dots (125)$$



Фиг. 83.

¹⁾ Не следует смешивать момент инерции площади с моментом инерции массы.

Кроме того, из механики известно, что центробежная сила так выражается через массу, скорость и радиус вращения:

$$N = \frac{m V^2}{r} \dots \dots \dots (126)$$

а вес—через массу и ускорение силы тяжести:

$$G = mg \dots \dots \dots (127)$$

Из формулы (5), (122), (124), (102) и (11):

$$V^2 = \frac{p \cos \beta}{\rho C_y \cos \varphi} \dots \dots \dots (128)$$

а из формул (126), (123), (124), (102) и (127):

$$\frac{V^2}{r} = g \operatorname{tg} \varphi \cos \beta \dots \dots \dots (129)$$

Подставляем формулы (128) и (129) в неравенство (121), сокращаем на $\rho \cos \beta$, переносим все множители левой части, за исключением $\Sigma U_{\text{э}}$, в правую часть и подставляем $2 \sin \varphi \cos \varphi = \sin 2 \varphi$:

$$\Sigma U_{\text{э}} \geq \frac{\rho g}{p} \sin 2 \varphi \frac{C^2 \Sigma J_s}{C_y} \dots \dots \dots (130)$$

Наиболее тяжелый случай работы элеронов будет при $\sin 2 \varphi = \max$ и $C_y = \max$, следовательно, подставляем $\sin 2 \varphi = 1$ (т.е. при крене $\varphi = 45^\circ$), кроме того, подставляем $\rho \cdot g = \gamma = 1,226 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ (см. Гл. I) и по данным лабораторных опытов $C_y \approx 0,5$:

$$\Sigma U_{\text{э}} \geq 2,452 \frac{C^2}{p} \Sigma J_s \dots \dots \dots (131)$$

Эта формула и является расчетной, по ней подбираем статические моменты элеронов $U_{\text{э}} = S_e l$ так, чтобы было удовлетворено неравенство или равенство (131). Напомним, что в выражении статического момента S_e —площадь одного элерона, а l —разстояние между центрами тяжести площадей (вернее между центрами давления) правого и левого элеронов.

Для коэффициента C_y берем максимальное его значение из поляры, а если не имеем продувки профиля крыла, то берем $C_{y \max}$ в пределах 0,5—0,8, где нижний предел соответствует тонкому плоскому профилю, а верхний—толстому вогнутому, а еще лучше—подбираем $C_{y \max}$ по поляре профиля, близко подходящего по форме к данному, если таковой найдется (табл. IX); $p = \frac{G}{S}$ —нагрузка на 1 м^2 поверхности нашего планера—должна быть уже известна, а J_s подсчитываем по формулам табл. XVI.

В. Расчет вертикального оперения ¹⁾.

При вираже без дрейфа (фиг. 82) момент M_e в плоскости крыльев от вертикального оперения преодолевает только момент M_k от несимметрии скоростей у крыльев, что можно выразить неравенством:

$$M_e \geq M_k \dots \dots \dots (132)$$

¹⁾ См. примечание на стр. 104.

Выясним величину каждого из этих моментов. Момент M_e от вертикального оперения, как уже говорилось, создается полной силой R_e давления воздуха на него, но пренебрегая моментом от лобового сопротивления, будем считать, что весь момент от вертикального оперения создается только его подъемной силой, тогда

$$M_e = P_e \cdot L_e = C_{ye} \rho S_e V^2 L_e \dots (133)$$

где плечо L_e есть расстояние центра тяжести планера от центра давления вертикального оперения, который считаем расположенным в центре тяжести площади вертикального оперения (точнее—на расстоянии $1/3$ средней хорды вертикального оперения от его края атаки).

Вводим обозначение статического момента площади вертикального оперения:

$$U_{se} = S_e \cdot L_e \dots (134)$$

тогда

$$M_e = C_{ye} \rho V^2 U_{se} \dots (135)$$

Если имеется несколько рулей направлений (см. фиг. 8), ф-ла (135) заменяется ф-лой:

$$M_e = C_{ye} \rho V^2 \Sigma U_{se} \dots (135)'$$

где Σ означает, что берется сумма статических моментов всех вертикальных плоскостей.

Что касается момента M_k от крыльев, который, как и поперечный момент M'_k создается несимметрией скоростей, то величину его мы получим, считая его во столько раз меньше момента M'_k , во сколько лобовое сопротивление крыльев меньше их подъемной силы, следовательно:

$$M_k = \frac{M'_k}{K_k} = \mu_k M'_k \dots (136)$$

где μ_k —величина обратная качеству крыльев $K_k = \frac{C_y}{C_{xk}}$

$$\mu_k = \frac{1}{K_k} = \frac{C_{xk}}{C_y} \dots (137)$$

В самом деле, считая, что каждый отрезок (ΔS) крыла (фиг. 82) имеет то же аэродинамическое качество K_k (отношение его подъемной силы к его лобовому сопротивлению), что и целое крыло, получим, что момент лобового сопротивления каждой такой площади меньше момента от подъемной силы в K_k раз, следовательно и суммарный момент M_k от лобового сопротивления всего крыла будет во столько же раз меньше суммарного момента M'_k от подъемной силы всего крыла.

Подставляя (120)' и (137) в (136) и считая C_y одинаковым для всех несущих поверхностей получим:

$$M_k = C_{xk} \cdot \frac{2 V^2 \rho}{r^l} \cos \varphi \Sigma J_s \dots (138)$$

Подставляя теперь выражения (135)' и (138) для моментов M_e и M_k в неравенство (132), получим:

$$\rho C_{ye} V^2 \Sigma U_{se} \geq \frac{C_{xk}}{C_y} \cdot \frac{2 V^2 \rho}{r^l} \cos \varphi C_y \Sigma J_s \dots (139)$$

Как и в предыдущем случае, исключаем V^2 и $\frac{V^2}{r^l}$ по ф-лам (128) и (129); после аналогичных преобразований, получим расчетную ф-лу:

$$\Sigma U_{se} \geq \mu_k 2,452 \frac{C_y^2}{p} \Sigma J_s \dots (140)$$

т.е. статический момент вертикального оперения должен быть в K_k раз меньше статического момента элеронов. Иначе эту же ф-лу можно записать и так:

$$\Sigma U_{se} \geq 2,452 \frac{C_y \cdot C_{xk}}{p} \Sigma J_s \dots \dots \dots (140)'$$

Подобрав статический момент $U_{se} = S_e \cdot L_e$ вертикального оперения, определяем площадь его $S_e = \frac{U_{se}}{L_e}$, где L_e — плечо вертикального оперения, т.е. расстояние его центра давления от центра тяжести планера. Центр давления вертикального оперения считаем расположенным приблизительно в центре тяжести его площади.

Определив величину поверхности S_e вертикального оперения, распределяем ее между вертикальным стабилизатором и рулем направлений так, чтобы приблизительно остаться в пределах $\frac{S'_s}{S'_e} = \left(0 - \frac{1}{2}\right)$.

Г. Поправки к формулам расчета элеронов и вертикального оперения.

При выводе формул (131) и (140) были допущены следующие четыре неточности:

1) Так как элероны обычно лежат в одной плоскости с крылом и образуют с ним один более или менее простой контур, то при определении J_s крыла, его обычно считают для всего контура крыла, включая и элероны, не включая только выступающие концы „компенсированных“ элеронов (фиг. 84), о которых будем говорить в дальнейшем. В действительности, когда элероны выведены из нейтрального положения, как на фиг. 82, они уже не дают опрокидывающего эффекта и в ф-лах следовало бы определять J_s только для неподвижной части крыльев. Это обстоятельство компенсируется тем, что принятое нами значение коэф-та $C_{y\epsilon} \cong 0,5$ является несколько преуменьшенным против действительного.

2) Вторая неточность допущена нами при выводе формулы для момента элеронов M_ϵ : в выражение P , мы подставили скорость полета аппарата (скорость его центра тяжести), тогда как на самом деле на внутренний элерон воздух набегаёт с несколько меньшей скоростью, а на внешний — с большей, следовательно, восстанавливающий момент от элеронов определенный по ф-ле (107) будет несколько преуменьшенным против действительного¹⁾.

¹⁾ Действительный момент от элеронов:

$$M_{\epsilon d} = P_{\epsilon 1} \frac{V_1}{2} + P_{\epsilon 2} \frac{V_2}{2}$$

где $P_{\epsilon 1}$ и $P_{\epsilon 2}$ — подъемные силы внешнего и внутреннего элеронов. Подставляем их значения по ф-ле (5):

$$M_{\epsilon d} = C_{y\epsilon} \rho S_\epsilon \frac{V}{2} (V_1^2 + V_2^2),$$

где V_1 и V_2 — скорости обтекания внешнего и внутреннего элеронов, причем V_1 на величину ΔV больше скорости V центра тяжести, а V_2 на ту же величину ΔV меньше V :

$$V_1 = V + \Delta V \text{ и } V_2 = V - \Delta V.$$

Подставляем выражение для $M_{\epsilon d}$:

$$M_{\epsilon d} = C_{y\epsilon} \rho S_\epsilon V^2 \left(1 + \frac{\Delta V^2}{V^2}\right) > M_\epsilon.$$

3) Третья неточность, самая значительная, заключается в том, что, при выводе выражений для моментов M_k и M'_k , предполагалось, что крыло имеет по всей своей длине одинаковый истинный угол атаки, а следовательно, одинаковые C_{xk} , C_y и $K_k = \frac{C_y}{C_{xk}}$. Это допущение позволило нам вывести из-под знака суммы C_y в ф-ле (118) для момента M'_k и считать аэродинамическое качество каждого отрезка ΔS равным качеству K_k всего крыла при выводе ф-лы (138) для момента M_k . В действительности, как теоретически выяснено, это имеет место, только для крыла эллиптического контура, у остальных же крыльев скос потока $\Delta\alpha$ по концам больше и следовательно, истинный угол атаки $\alpha_u = \alpha - \Delta\alpha$ меньше чем у середины; отсюда мы видим (см. Гл. IV), что подъемная сила таких крыльев распределяется, главным образом, у середины крыла, а лобовое сопротивление — у концов, следовательно момент от подъемных сил в действительности еще меньше, чем M'_k из ф-лы (120)', а момент лобовых сопротивлений больше, чем M_k из ф-лы (140).

4) Наконец, четвертая неточность заключается в том, что элероны, выведенные из своего среднего положения, еще больше увеличивают лобовое сопротивление на концах крыльев, следовательно — и действительный момент от лобовых сопротивлений, по сравнению с моментом M_k из ф-лы (138).

Итак, все эти неточности преувеличивают поперечный момент M'_k и преуменьшают момент M_k в плоскости крыльев, откуда следует, что элероны, рассчитанные по ф-ле (131), получаются с некоторым избытком надежности, а вертикальное оперение, рассчитанное по ф-ле (140), — с недостатком.

На этом основании автор предлагает следующее вычисленные им поправки к ф-лам (131) и (140).

ф-ла для расчета элеронов:

$$\Sigma U_{sa} \geq (1 - n) 2,452 \frac{C_y^{max}}{p} \Sigma J_s \dots \dots \dots (141)$$

ф-ла для расчета вертикального оперения:

$$\Sigma U_{se} \geq (\mu_k + n) 2,452 \frac{C_y^{max}}{p} \Sigma J_s \dots \dots \dots (142)$$

Здесь коэф-т n

для прямоугольного контура крыльев $1/4$
 для трапецевидного или с закругленными концами . . $1/8$
 для эллиптического и ромбовидного 0

$\mu_k = \frac{C_{xk}}{C_y}$ и C_y — берем из поляры крыльев для посадочного угла атаки, т.е. при $C_y = max$.

p — нагрузка на 1 м² поверхности в кг.

J_s — определяем по ф-лам таб. XVI в м⁴.

U_{sa} и U_{se} (в м³) — подбираем так, чтобы удовлетворить соответствующим неравенствам (141) и (142).

Пример: Для нашего свободнонесущего моноплана:

$$p = 8 \frac{кг}{м^2}, C_{ymax} = 0,65, \mu_k = \frac{C_{xk}}{C_{ymax}} = \frac{0,058}{0,65} \cong 0,09, n = \frac{1}{8}$$

$$J_s = \frac{l^3}{16} \left(b_2 + \frac{b_1}{8} \right) = \frac{12^3}{16} \left(1,2 + \frac{2}{3} \right) \cong 202 \text{ м}^4.$$

$$U_{sa} = \frac{7}{8} \cdot 2,452 \cdot \frac{0,65^2}{8} \cdot 202 = 22,7 \text{ м}^3.$$

Принимая $l' = 8 \text{ м}$, получим площадь двух элеронов:

$$2 S_e = 2 \frac{U_{sa}}{l'} = 2 \cdot \frac{22,7}{8} \cong 5,7 \text{ м}^2.$$

$$U_{se} = \frac{m_k + n}{1 - n}, \quad U_{sa} = \frac{0,09 + 0,125}{1 - 0,125} \cdot 22,7 = \frac{215}{875} \cdot 22,7 \cong 5,6 \text{ м}^3.$$

а т. к. $L'_e = 4,2 \text{ м}$ (см. фиг. 68), то

$$S'_e = \frac{U_{se}}{L'_e} = \frac{5,6}{4,2} \cong 1,3 \text{ м}^2.$$

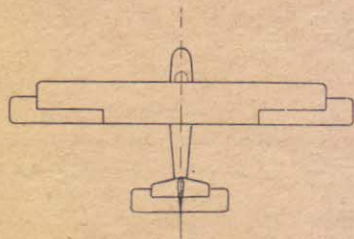
берем $S'_e = 1,5 \text{ м}^2$, где вертикальный стабилизатор $S'_s = 0,5 \text{ м}^2$ и руль направлений $S'_r = 1,0 \text{ м}^2$,

$$\text{т.-е. } \frac{S'_s}{S'_e} = \frac{1}{3}.$$

3. Общие замечания о форме органов управления.

О контуре и удлинении горизонтального оперения было уже сказано в этой же главе (пункт 1—B); тоже приблизительно справедливо по отношению к вертикальному оперению и элеронам.

Высокое вертикальное оперение (с большим удлинением) выгодно еще и потому, что выступая за пределы вихревой пелены от крыльев (фиг. 31), следовательно, действуя в невозмущенном воздухе, дает больший эффект, кроме того, высокий руль направлений увеличивает, как известно, поперечную устойчивость при дрейфе; отрицательным его свойством является то, что он создает момент, перекручивающий фюзеляж и сам получается менее прочным или более тяжелым.



Фиг. 84.

Вертикальный стабилизатор с рулем направлений образует один общий профиль и дужка для него берется, конечно, симметричная.

Переходим теперь к элеронам; в этом случае тоже аэродинамически выгодно большое удлинение, при чем соображения прочности здесь отпадают, так как сгибающий момент может быть уменьшен увеличением числа опор (петел), однако, распространять элероны до самой середины крыла вредно, так как участки их, лежащие близко к средней оси крыла, дают слишком малые моменты и только портят профиль крыла. По форме элероны составляют обычно вместе с неподвижной частью крыла один общий плавный контур, а в поперечном сечении—плавный профиль дужки.

Большое удлинение рулей и элеронов уменьшает, кроме того, усилия на педалях и рукоятке, что облегчает управление так как центр давления узкой подвижной поверхности ближе к оси ее вращения чем у широкой; то же достигается установкой компенсированных

органов управления, т.-е. часть их подвижной поверхности располагается перед осью вращения (фиг. 8, 12, 18 и 84). В обоих случаях, центр давления приближается к оси вращения и уменьшается, следовательно, тот момент, который должен преодолеть пилот, действуя на рукоятку или педаль.

Если отсутствуют стабилизаторы, рули почти всегда делаются компенсированными. Компенсация элеронов по схеме (фиг. 84) является выгодной еще и потому, что увеличивает U_{se} элеронов, не увеличивая размаха и J_s крыла (см. ф-лы 131 и 141).

Однако, нельзя доводить компенсацию до конца, т.-е. совмещать центр давления с осью вращения, так как при этом пилот перестанет ощущать в своих руках и ногах давление воздуха на элероны и рули, и управление станет затруднительным.

Отрицательное свойство компенсированных органов управления—меньшая их эффективность при тех же условиях; причина этого лежит в том, что, при отсутствии компенсации и наличии расположенной спереди неподвижной поверхности, получается профиль переменной вогнутости, что увеличивает боковую силу при том же угле отклонения.

4. Расчет плеч рычагов управления.

Расчет плеч рычагов передачи от пилота к органам управления производится, принимая во внимание следующие соображения:

Наибольшая полная сила давления на данный орган управления определяется ф-лой:

$$R'_{\max} = C'_{\alpha \max} \rho S V^2_{\max} \dots \dots \dots (143)$$

Здесь $C_{\alpha \max}$ наибольшее—значение коэф-та полной силы давления воздуха на подвижную часть органа управления, S' —площадь этой подвижной части, V_{\max} —наибольшая скорость полета, которая определяется из формулы (12):

$$V^2_{\max} = \frac{p}{\rho C_{\alpha \min}} \dots \dots \dots (144)$$

Здесь $C_{\alpha \min}$ —наименьшее значение C_{α} из поляры всего аппарата, p —нагрузка на 1 м^2 крыльев.

Подставляя (144) в (143), получим:

$$R'_{\max} = S' \cdot p \cdot \frac{C'_{\alpha \max}}{C_{\alpha \min}} \dots \dots \dots (145)$$

Здесь выражение:

$$p \cdot \frac{C'_{\alpha \max}}{C_{\alpha \min}} = p'_{\max} \dots \dots \dots (146)$$

есть не что иное, как максимальная нагрузка на 1 м^2 органа управления, так что

$$R'_{\max} = p'_{\max} \cdot S' \dots \dots \dots (145)'$$

Если $C'_{\alpha \max}$ взять равным 0,5, как мы принимали при расчете элеронов и вертикального оперения, а наименьшее значение $C_{\alpha \min}$ принять равным 0,02, то отношение $\frac{C'_{\alpha \max}}{C_{\alpha \min}} = 25$, что для обычных нагрузок у планеров $p = 5 - 15 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$ даст:

$$p'_{\max} = 25 \cdot p = 125 - 375 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}.$$

и полное усилие R'_{\max} получим по формуле (145) слишком большим для легкой планерной конструкции.

Поэтому принимаем для планеров отношение $\frac{C'_{\alpha \max}}{C_{\alpha \min}} = 10$, тогда

$$p'_{\max} = 10 p \dots \dots \dots (146)'$$

т. е. колеблется в пределах $50 - 150 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$ и

$$R'_{\max} = 10 p \cdot S' \dots \dots \dots (145)''$$

Но, принимая такую формулу, следует помнить, что планер не должен летать на углах атаки, близких к $C_{\alpha} = \min$, т. е. не должен пикировать.

Определяем далее центр давления подвижной поверхности, как центр тяжести ее площади, и принимаем расстояние его от оси вращения, как плечо силы R'_{\max} , тогда наибольший момент, который должно преодолеть на руле (или элеронах):

$$M'_{\max} = R'_{\max} \cdot e \dots \dots \dots (147)$$

Пренебрегая потерями на трение в передаточном механизме, можно считать, что работа, которую совершает пилот рукой или ногой, равна той работе, которую совершает орган управления при своем повороте, преодолевая сопротивление воздуха:

$$M'' \delta'' = M' \delta' \dots \dots \dots (148)$$

Здесь M'' — момент силы давления пилота на рукоятку или педаль, M' — момент силы полного давления воздуха на подвижную часть органа управления, а δ'' и δ' — одновременные углы поворота педали (или рукоятки) и руля (или элерона). Момент усилия пилота:

$$M'' = F \cdot f \dots \dots \dots (149)$$

где F — усилие пилота, а f — плечо этого усилия относительно точки вращения рукоятки (или педали).

Из формул (149), (148), (147) и (145) определяем наибольшее усилие пилота:

$$F_{\max} = S' \cdot p \cdot \frac{C'_{\alpha \max}}{C_{\alpha \min}} \cdot \frac{e}{f} \cdot \frac{\delta'}{\delta''} = 10 p \cdot S' \cdot \frac{e}{f} \cdot \frac{\delta'}{\delta''} \dots \dots \dots (150)$$

Подбираем плечи e , f и все промежуточные так, чтобы наибольшее усилие на рукоятку не превосходило 15 кг., а на педаль — 20 кг., а также, чтобы при повороте органа управления на $15^\circ - 20^\circ$ в каждую сторону рукоятки и педали описывали бы дуги в удобных для пилота пределах.