

Профессоръ Н. Е. ЖУКОВСКІЙ.

# Динамика аэроплановъ въ элементарномъ изложеніи.

---

Статья вторая.



МОСКВА.—1916 г.

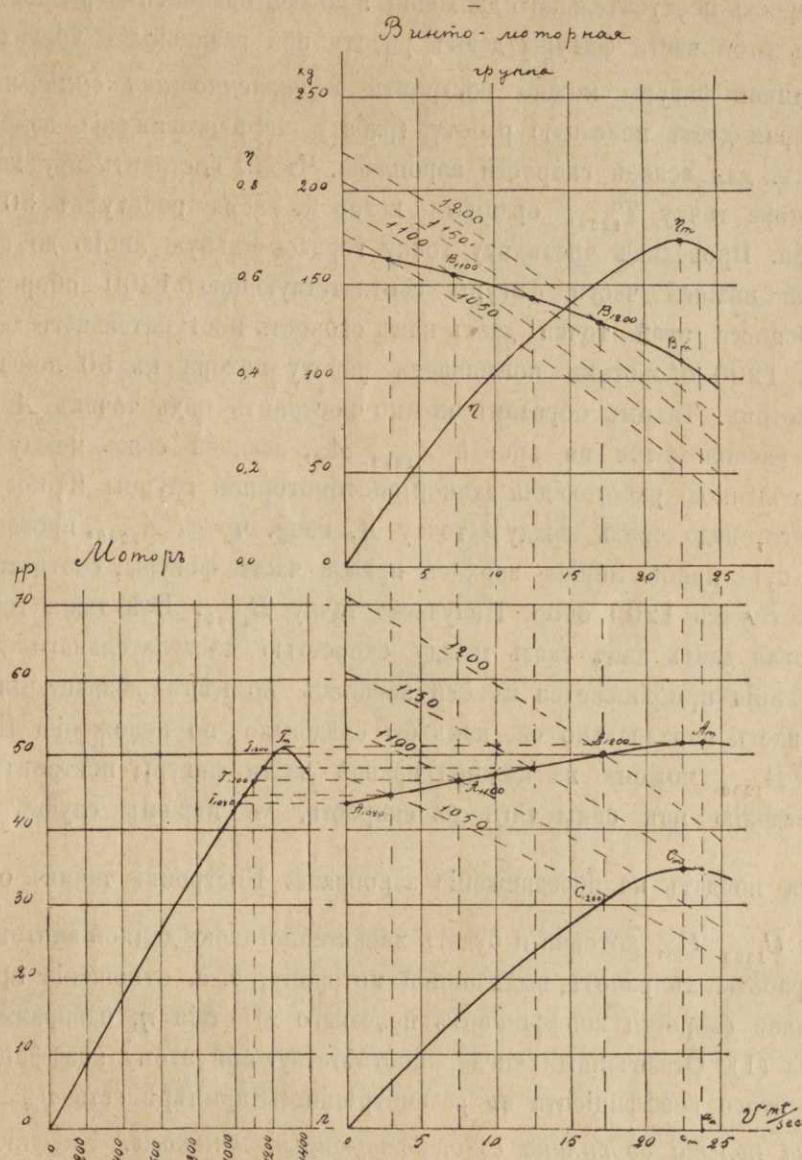
Типо-Литографія Русскаго Товарищества Печатнаго и Издательскаго дѣла.  
Чистые пруды, Мыльниковъ пер., соб. д. Телеф. 18-35.

## Динамика аэроплановъ въ элементарномъ изложениі.

(Статья вторая).

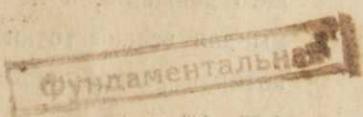
Н. Е. Жуковскаго.

§ 1. Вступление. Въ этой статьѣ даются новые графики, позволяющія съ удобствомъ опредѣлять элементы полета аэроплановъ, особенно важные при современныхъ военныхъ требованіяхъ: большая скорость, быстрая подъема вверхъ и большая высота подъема. Кромѣ того, въ этой статьѣ



Фиг. 1.

излагаются: поперечная устойчивость, скольженіе на крыло, виражъ и мертвые петли, такъ какъ изслѣдованіе этихъ вопросовъ не вошло въ нашу первую статью.



§ 2. *Винтомоторная группа.* Положение Пенлеве: „Сила тяги пропеллера не зависит отъ скорости аэроплана“, которымъ мы пользовались въ нашей первой статьѣ, не справлялось на практикѣ, и въ основаніе сужденій о дѣйствіи пропеллера надо полагать изслѣдованіе винтомоторной группы (соединеніе винта съ авиационнымъ моторомъ). Приводимъ здѣсь это изслѣдованіе такъ, какъ оно сдѣлано Дюшеномъ на основаніи наблюденій Доранда. На лѣвой части фиг. (1) дана характеристика мотора, при чемъ по горизонтальной оси отложено число оборотовъ, а по вертикальной — выдѣляемая моторомъ мощность въ лошадиныхъ силахъ. Въ верхней правой части фигуры дается зависимость силы тяги винта при заданныхъ числахъ оборотовъ отъ скорости поступательного движенія винта. Здѣсь по горизонтальной оси отложена скорость поступательного движенія въ метрахъ въ секунду, а по вертикальной — сила тяги въ килограммахъ. Пунктирные кривыя соотвѣтствуютъ различнымъ числамъ оборотовъ. Нижняя правая часть фигуры даетъ зависимость работы, потребной для вращенія винта съ определеннымъ числомъ оборотовъ при различныхъ скоростяхъ поступательного движенія. Здѣсь по оси абсциссъ отложена скорость поступательного движенія, а по оси ординатъ — работа въ лошадиныхъ силахъ. Пунктирные кривыя въ этой части фигуры даютъ работу при различныхъ числахъ оборотовъ.

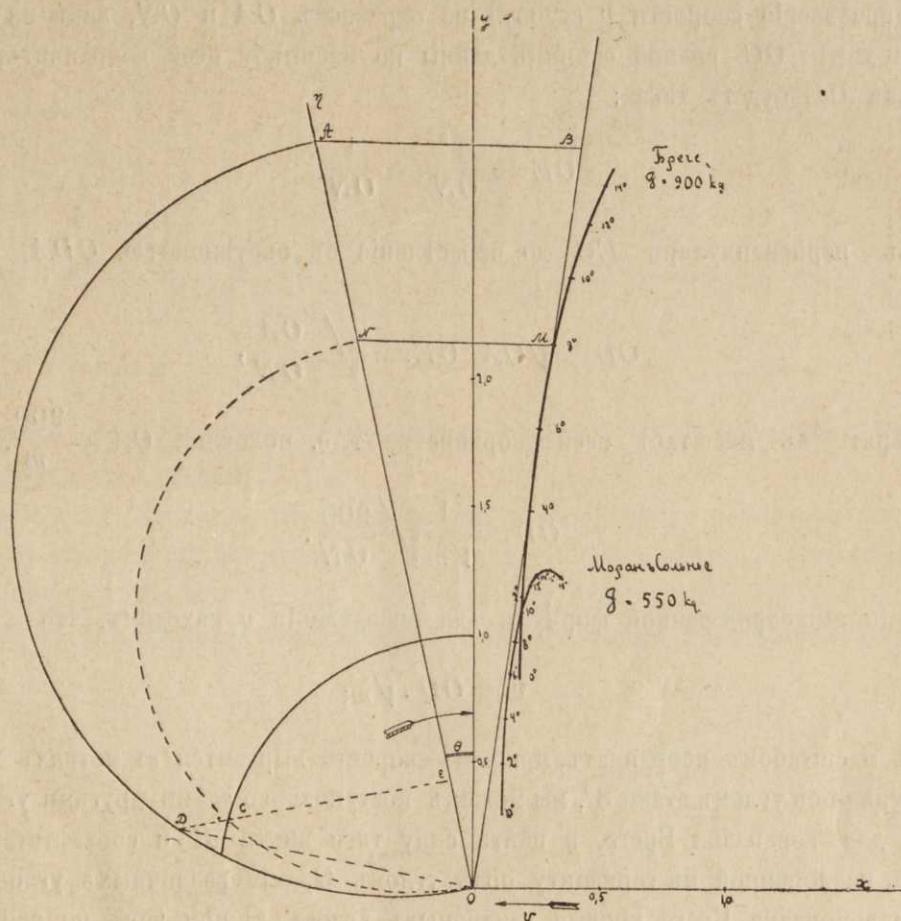
Съ помощью данной фигуры можно построить характеристику винтомоторной группы. Такъ называютъ линію, которая даетъ полезную работу (работу на передвиженіе аэроплана) пропеллера, соединенного съ моторомъ, для всякой скорости аэроплана. Чтобы построить эту характеристику, возьмемъ на характеристицѣ мотора точку  $T_{1200}$ , ордината которой даетъ работу въ 50 лошадиныхъ силъ при 1200 оборотахъ мотора. Проводимъ чрезъ эту точку горизонтальную линію до пересѣченія съ пунктируюю линіею на правой нижней части фигуры соотвѣтствующею 1200 оборотамъ. Получаемъ точку пересѣченія  $A_{1200}$ . Абсцисса этой точки даетъ намъ скорость поступательного движенія (около 17 m/s), при которой винтъ съ 1200 оборотами поглощаетъ работу мотора въ 50 лошадиныхъ силъ, даваемую при этомъ числѣ оборотовъ. Такимъ образомъ можно построить рядъ точекъ  $A$  для различныхъ чиселъ оборотовъ. Эти точки расположатся по кривой  $A_{1200} A_m$ , дающей связь между скоростью поступательного движенія и потребленной работой для данной винтомоторной группы. Чтобы установить связь между скоростью и силою тяги, надо чрезъ каждую точку  $A$ , напр. чрезъ  $A_{1200}$ , провести вертикальную линію до пересѣченія ея съ пунктируюю линіею верхней правой части фигуры, соотвѣтствующею данному числу оборотовъ, въ нашемъ случаѣ 1200 обор. Получаемъ точку  $B_{1200}$ . Всѣ такія точки  $B$  расположатся на линіи  $B_{1200} B_m$ , которая даетъ намъ связь между скоростью поступательного движенія и силою тяги. Мы видимъ, что эта линія приближается къ оси абсциссъ по мѣрѣ возрастанія скорости поступательного движенія, а не идетъ параллельно ей, какъ бы слѣдовало по положенію Пенлеве. Зная силу тяги, мы для всякой точки  $B_{1200}$  можемъ на нижней правой части фигуры построить точку  $C_{1200}$ , ордината которой равна произведенію изъ силы тяги на скорость, въ нашемъ случаѣ въ лошадиныхъ силахъ  $\frac{130 \cdot 17}{75}$ . Эта работа пойдетъ на передвиженіе аэроплана. Построивъ такимъ образомъ рядъ точекъ  $C$ ,

мы получимъ кривую  $C_{1200} C_m$ , которая и будетъ характеристикою данной винтомоторной группы. Взявши отношеніе полезной работы къ работе, выдѣленной моторомъ, т.-е. отношеніе ординатъ кривыхъ  $A$  и  $C$ , мы получимъ для всякой скорости коэффиціентъ полезнаго дѣйствія  $\eta$ , изображенный кривою въ правой верхней части фигуры (1). Отвлеченные числа, соотвѣтствующія этому коэффиціенту, написаны налѣво. Наибольшее значеніе этого коэффиціента въ разсмотрѣнномъ примѣрѣ есть  $\eta_m = 0,7$ .

§ 3. *Графика полета аэроплана съ дѣйствующимъ винтомъ.* На фиг. (2) представлены кривыя Лилентала, построенные для цѣлыхъ аэроплановъ: биплана Брге въ 900 кил. и Морана-Сольнье въ 550 кил. Эти кривыя построены по наблюденіямъ надъ соотвѣтственными моделями въ лабораторіи Эйфеля, при чемъ наблюденія силы сопротивленія раздѣлены на квадратъ скорости въ трубѣ и умножены на  $n^2$ , гдѣ  $n$  есть число, показывающее, во сколько разъ дѣйствительный аэропланъ болѣе модели.

По оси абсцисс  $ox$  отложена сила  $Q$  лобового сопротивления, а по оси ординат  $oy$  подъемная сила  $P$ , при чемъ записанныя числа выражаютъ числа килограммовъ силы для всего дѣйствительного аэроплана при скорости 1 м/с. На кривыхъ Лилентала написаны въ градусахъ углы атаки, отсчитываемые отъ хорды дужки главныхъ плановъ, при чемъ для биплана Брего берется хорда дужки верхняго плана. Съ этою хордою ось винта образуетъ уголъ  $6^{\circ}$ .

Основная идея, лежащая въ построениі новыхъ графиковъ, та же, какая была указана въ моей первой статьѣ. Она состоитъ въ сложеніи силы тяги винта съ силою сопротивленія воздуха и въ поворачиваніи кривой Лилентала такъ, чтобы равнодѣйствующая этихъ двухъ силъ пошла по вертикальному направленію. Остановимся на аэропланѣ Брего. Будемъ рассматривать поступательное движение аэроплана подъ угломъ  $\Theta$  къ горизонту вверхъ и проведемъ на фиг. (2) прямую  $o\eta$ , образующую уголъ  $\Theta$  съ



Фиг. 2.

осью  $oy$ . Возьмемъ уголъ атаки съ верхнимъ планомъ  $8^{\circ}$  и замѣтимъ, что уголъ оси пропеллера съ горизонтомъ будетъ при этомъ  $8 - 6 = 2^{\circ}$ . Подъ этимъ угломъ проведемъ хорду  $MN$  до пересеченія съ  $oy$  въ точкѣ  $N$ . Сила тяги винта, раздѣленная на квадратъ скорости аэроплана, представится на нашей фигурѣ векторомъ  $MN$ , а вѣсъ аэроплана  $G$ , раздѣленный на квадратъ скорости, — векторомъ  $ON$ . Повернувъ кривую Лилентала вмѣстѣ со всѣмъ чертежемъ по стрѣлкѣ часовъ на уголъ  $\Theta$ , мы направимъ  $ON$  вертикально, а скорость полета  $v$  подъ угломъ  $\Theta$  къ горизонту. Легко опредѣлить, какова должна быть при этомъ скорость  $v$  и сила тяги винта  $R$ .

Первая будетъ дана формулой:

$$v = \sqrt{\frac{G}{ON}} = \sqrt{\frac{900}{ON}},$$

гдѣ  $ON$  измѣряется по масштабу, отложеному на осяхъ  $ox$  и  $oy$ ; вторая будетъ дана формулой:

$$R = MN \cdot v^2 = \frac{MN \cdot 900}{ON}.$$

Зная  $R$  и  $v$ , мы найдемъ работу  $T$ , нужную на движение аэроплана:

$$T = R \cdot v.$$

Величины  $R$  и  $v$  удобно опредѣлять графически. Отложивъ на  $o\eta$  въ какомъ-нибудь масштабѣ, который, напр., въ  $m$  разъ мельче, нежели масштабъ осей координатъ, вѣсъ  $G = OA$ , проведемъ прямую  $AB//NM$  до пересѣченія съ  $OB$  въ точкѣ  $B$ . Отрѣзокъ  $AB$  выразитъ въ принятомъ масштабѣ силу тяги винта. Для опредѣленія скорости  $v$  строимъ на отрѣзкахъ  $OA$  и  $ON$ , какъ на діаметрахъ, окружности и изъ конца хорды  $OC$ , равной единицѣ длины по масштабу осей координатъ, опускаемъ перпендикуляръ  $CE$ . Длина  $OE$  будетъ такая:

$$OE = \frac{1^2}{ON} = \frac{1}{ON}.$$

Продолживъ перпендикуляръ  $EC$  до пересѣченія съ окружностью  $ODA$ , опредѣляемъ длину хорды  $OD$ :

$$OD = \sqrt{OA \cdot OE} = \sqrt{\frac{OA}{ON}},$$

гдѣ  $OA$  надо измѣрять въ масштабѣ осей координатъ, т.-е. положить  $OA = \frac{900}{m}$ . Вслѣдствіе этого

$$OD = \frac{1}{\sqrt{m}} \sqrt{\frac{900}{ON}}.$$

На основаніи вышеприведенной формулы для опредѣленія  $v$  находимъ, что

$$v = OD \cdot \sqrt{m};$$

$OD$  надо измѣрять масштабомъ координатъ, при чмъ скорость выразится въ метрахъ въ секунду. Подобно тому, какъ мы поступили съ угломъ атаки  $8^\circ$ , мы можемъ поступить со всѣми другими углами атаки, отмѣченными на фиг. (2) для аэроплана Бреге, и найти силу тяги винта  $R$  и соотвѣтственную скорость при подъемѣ по прямой, наклоненной къ горизонту подъ угломъ  $\Theta$ , для различныхъ угловъ атаки. На фигурѣ (3) вычерчены для аэроплана Бреге кривыя различныхъ угловъ  $\Theta$ , при чмъ по оси абсциссъ отложена скорость  $v$  въ метрахъ въ секунду, а по оси ординатъ — сила тяги  $R$  въ килограммахъ. На той же фигурѣ проведены линіи, соединяющія точки съ одинаковыми углами атаки  $a$ .

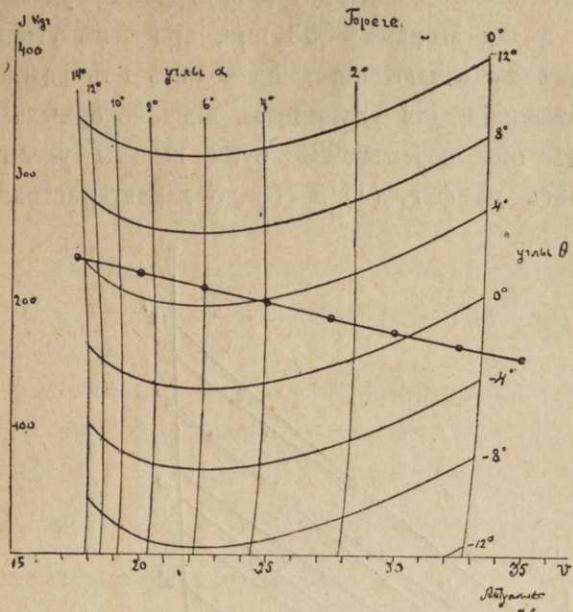
Графику фиг. (3) легко перестроить на графику фиг. (4), отлагая по оси ординатъ работу въ лошадиныхъ силахъ:

$$T = \frac{R v}{75}.$$

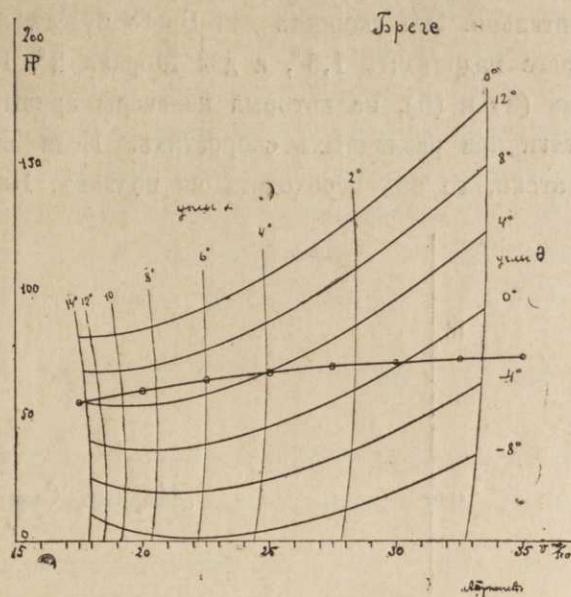
Подобные же графики для Морань-Сольнѣ даны на фигурахъ (5) и (6).

При этомъ на фиг. (6) къ двумъ сѣтямъ кривыхъ, соотвѣтствующимъ одинаковымъ угламъ  $\Theta$  и одинаковымъ угламъ  $a$ , присоединены еще проведенные болѣе черными линіями кривыя, соединяющія точки одинаковой вертикальной скорости, которая на нихъ и обозначена въ метрахъ въ секунду. Эти кривыя получились, соединяя всѣ точки съ одинаковымъ значеніемъ  $v \sin \Theta$ . Съ помощью данныхъ гра-

фикъ разрѣшаются всевозможные вопросы о полетахъ аэроплановъ. Мы сейчасъ же усматриваемъ на нихъ наимыгоднѣйшій уголъ атаки, при которомъ аэропланъ даннаго вѣса можетъ летѣть горизонтально при наименѣшой силѣ тяги винта. Это будетъ уголъ  $\alpha$ , при которомъ ордината кривой  $\Theta=0$



Фиг. 3.

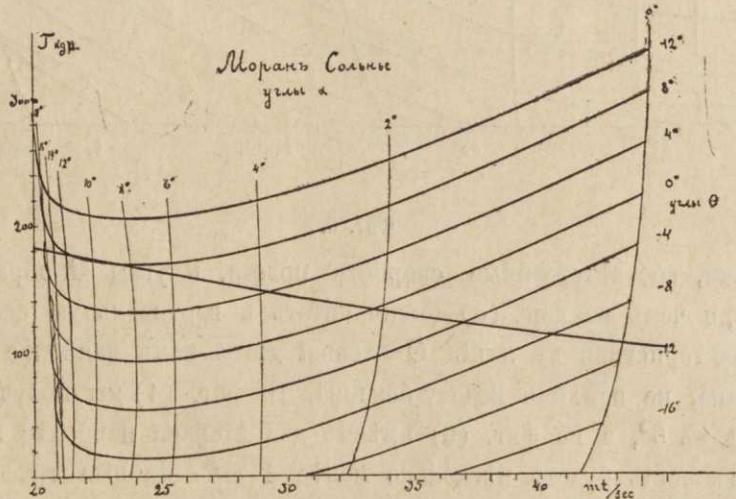


Фиг. 4.

(кривая горизонтального полета) имѣть наименѣшую величину. Для аэроплана Брэгге этотъ уголъ равенъ  $6^{\circ}$ , а для Морана онъ равенъ  $8^{\circ}$ .

Точно также видимъ экономический уголъ атаки, при которомъ аэропланъ даннаго вѣса можетъ летѣть горизонтально, затрачивая наименѣшую работу. Этотъ уголъ найдется, отыскивая на графикахъ (4) и (6) наименѣшія ординаты кривыхъ  $\Theta=0$ . Для Брэгге онъ будетъ  $8^{\circ}$ , а для Морана онъ будетъ  $10^{\circ}$ .

На графикѣ (5) и (6) мы нанесли характеристики соотвѣтственныхъ винтомоторныхъ группъ, при чмъ

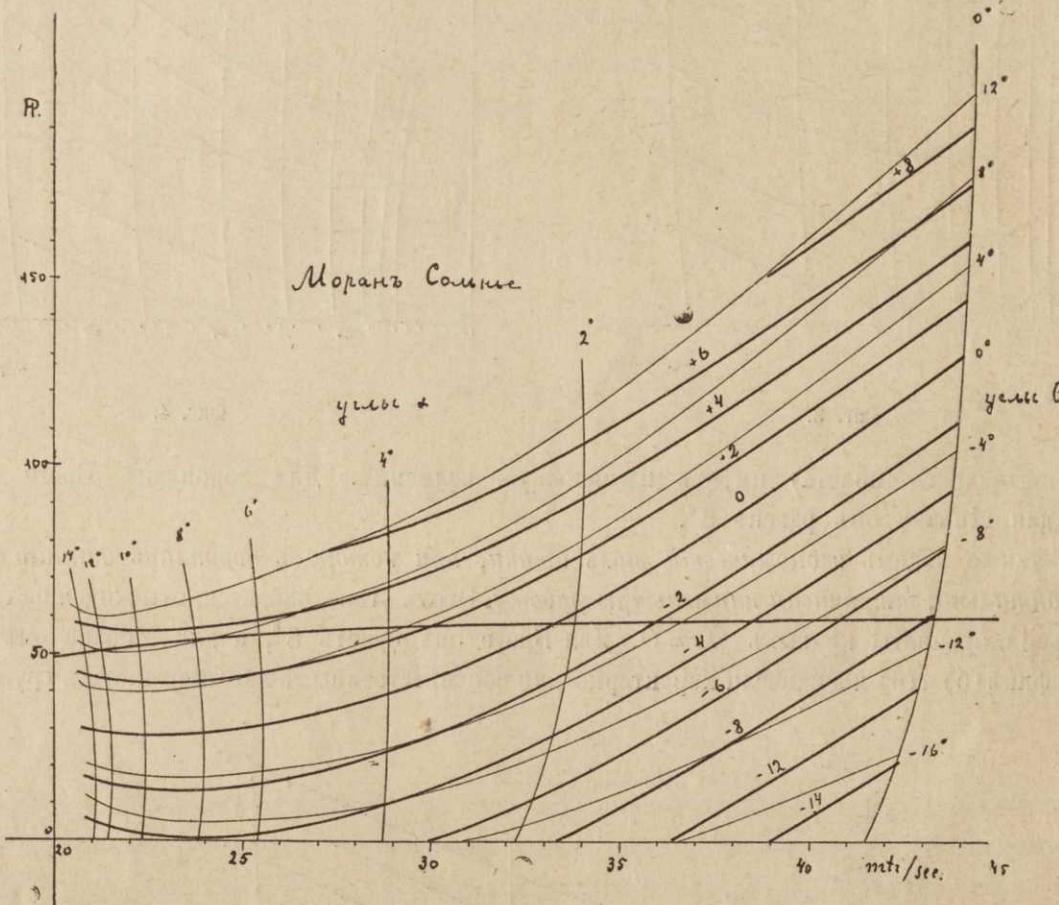


Фиг. 5.

для Брэгге взяли моторъ Гномъ Моносупапъ въ 100 силъ и винтъ системы НЕЖ при діаметрѣ 2,7 мет., а для Морана моторъ Ронъ 80 силъ при винтѣ той же системы и діаметрѣ 2,5 мет. Характеристики опредѣлялись по способу В. П. Ветчинкина (отличному отъ изложенного въ § 2) на основаніи наблюденія, произведенного въ лабораторіи Эйфеля надъ винтомъ НЕЖ. Обѣ характеристики идутъ почти парал-

лько оси абсциссъ съ наибольшимъ возвышениемъ при скорости 30 m/s. Эта малая измѣняемость полезной и, особенно, затраченной работы является особенностью системы винтовъ НЕЖ.

Точки пересѣченія характеристики съ линіею  $\Theta = O$  горизонтального полета даютъ намъ скорость, съ которой аэропланъ отъ дѣйствія установленной на немъ винтомоторной группы будетъ летѣть горизонтально. Эта скорость для Бреге будетъ 30 m/s, а для Морана — 33 m/s, при чемъ уголъ атаки для Бреге надо взять  $1,5^{\circ}$ , а для Морана  $2^{\circ}$ . Къ такимъ же заключеніямъ приходимъ изъ разсмотрѣнія графикъ (3) и (5), на которыхъ нанесены кривыя, выражающія для указанныхъ винтомоторныхъ группъ силу тяги при различныхъ скоростяхъ. Если аэропланъ отъ перемѣщенія руля высоты увеличиваетъ уголъ атаки, то онъ переходитъ на подъемъ. Передвигаясь на фиг. (4) и (6) по характеристикамъ, мы



Фиг. 6.

можемъ читать углы атаки, соотвѣтственные скорости полета, и углы  $\Theta$ , образуемые траекторіею аэроплана съ горизонтомъ, при чемъ на фиг. (6) можно читать и вертикальную скорость подъема аэроплана. Точка прикосновенія характеристики къ линіи  $\Theta = \text{const}$  даетъ намъ наиболѣе крутой подъемъ, возможный для данного аэроплана, не измѣняя подачу бензина. На фиг. (4) мы получаемъ для аэроплана Бреге наиболѣе крутой подъемъ въ  $6^{\circ}$ , а на фиг. (6) имѣемъ для Морана наиболѣе крутой подъемъ болѣе  $8^{\circ}$ , при чемъ вертикальная скорость будетъ нѣсколько менѣе 4 m/s. Данныя графики отчетливо отмѣчаютъ два режима въ полетахъ аэроплана. Если бы, напримѣръ, мы хотѣли подниматься вверхъ на аэропланѣ Бреге подъ угломъ  $4^{\circ}$  къ горизонту, то, на основаніи графики (4), могли бы летѣть при углѣ атаки  $4^{\circ}$  со скоростью 25 m/s, или летѣть при углѣ атаки  $14^{\circ}$  со скоростью 18 m/s. При этомъ, также какъ было указано въ нашей первой статьѣ, слѣдуетъ заключеніе о необходимости полета при режимѣ большой скорости и малаго угла атаки. Если бы пилотъ перешелъ на второй режимъ, то при этомъ извратилось бы управление рулемъ высоты и увеличиваніе угловъ атаки давало бы сниженіе аэроплана.

Если бы, измѣнив притокъ бензина, мы уменьшили работу мотора и понизили бы на фиг. (6) характеристику винтомоторной группы настолько, чтобы она прошла чрезъ самую низкую точку линіи  $\Theta = O$  горизонтальнаго полета, то она въ этой точкѣ приблизительно бы прикоснулась къ линіи, параллельной оси абсциссъ. Передвигаясь по характеристикѣ измѣненіемъ угла атаки вправо или влѣво, мы бы получали снижение аэроплана. Отсюда заключеніе: *при горизонтальномъ полете на экономическомъ углѣ нельзя действіями руля переходить на подъемъ, если не увеличить работу мотора.* Этого не приходится сказать при горизонтальномъ полете на наивыгоднѣйшемъ углѣ атаки. На фиг. (3) и (5) видно, что линіи силы тяги винтомоторной группы идутъ, понижаясь со скоростью. Если при уменьшеніи подачи бензина мы на фиг. (3) понизимъ линію тяги и заставимъ ее пройти чрезъ нижнюю точку линіи  $\Theta = O$ , то усмотримъ, что увеличиваніе угла атаки аэроплана Бреге, летящаго подъ наивыгоднѣйшимъ угломъ, заставляетъ его подниматься вверхъ, хотя и незначительно. Вообще для аэроплана, который долженъ съ горизонтальна полета переходить возможно круче на подъемъ, надо брать большую скорость и летѣть подъ малымъ угломъ атаки.

Припоминая способъ построенія нашихъ графикъ, данный на фиг. (2), установимъ правило объ измѣненіи величинъ, даваемыхъ этими графиками.

*Если възъ аэроплана  $G$  умножается на  $n$ , то сила тяги умножается на  $n$ , скорость умножается на  $\sqrt{n}$ , а работа умножается на  $n^{3/2}$ . Если площади плановъ аэроплана умножаются на  $n$ , то скорость умножается на  $\frac{1}{\sqrt{n}}$  и работа умножается тоже на  $\frac{1}{\sqrt{n}}$ . Если плотность среды, въ которой летитъ аэропланъ, умножается на  $n$ , то скорость умножается на  $\frac{1}{\sqrt{n}}$  и работа также умножается на  $\frac{1}{\sqrt{n}}$ .*

§ 4. Потолки. Потолкомъ называютъ горизонтальную плоскость, выше которой не можетъ подняться данный аэропланъ. Если обозначимъ чрезъ  $Q$  плотность воздуха при поверхности земли и чрезъ  $Q'$  плотность на наибольшей доступной для аэроплана высотѣ  $Z$ , то эта высота  $Z$  можетъ быть выражена по формулѣ Галлея (Halley):

$$Z = 18400 \lg_{10} \frac{Q}{Q'},$$

гдѣ  $Z$  выражено въ метрахъ.

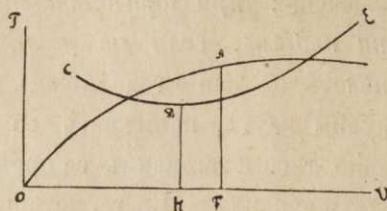
Пусть  $OA$  на фиг. (7) представляетъ характеристику винтомоторной группы, а  $CDE$  линію  $\Theta = O$  горизонтальнаго полета аэроплана.

Посмотримъ, какъ измѣняются эти характеристики, когда плотность воздуха изъ  $Q$  обратится въ  $Q'$ , т.-е. умножится на  $n = \frac{Q'}{Q}$ . Изъ теоріи моторовъ внутренняго сгоранія слѣдуетъ, что ординаты моторной характеристики, данной на лѣвой нижней сторонѣ фиг. (1), всѣ умножаются на  $n$ . Съ другой стороны, вслѣдствіе умноженія плотности на  $n$  всѣ ординаты правыхъ пунктирныхъ линій въ верхней и нижней частяхъ фигуры умножаются на  $n$ . Это приведеть къ тому, что все измѣненіе характеристики винтомоторной группы выразится въ умноженіи ея ординатъ на  $n$  безъ измѣненія абсциссъ. Таково будетъ на фиг. (7) измѣненіе линіи  $OA$ . Что касается до линіи  $CDE$ , то въ ней, на основаніи сказанного въ концѣ предыдущаго параграфа, надо какъ ординаты, такъ и абсциссы умножить на  $\frac{1}{\sqrt{n}}$ , т.-е. произвести съ этою

кривою подобное измѣненіе изъ центра подобія  $O$ . Такъ какъ  $n = \frac{Q'}{Q}$  есть правильная дробь, то ординаты кривой  $OA$  уменьшаются, а ординаты кривой  $CDE$  увеличиваются, при чмъ при некоторомъ

значенії  $n$  должно произойти соприкосновеніе кривыхъ. При еще меньшемъ значенії  $n$  кривыя не будутъ пересѣкаться.

Намъ нужно получить значение  $n$ , при которомъ кривыя соприкоснутся. Приближенно мы можемъ отыскивать значение  $n$ , при которомъ наибольшая ордината деформированной кривой  $OA$  сдѣлается



Фиг. 7.

равной наименьшей ординатѣ деформированной кривой  $CDE$ . На самомъ дѣлѣ это случится при меньшемъ значенії  $n$ , нежели то, которое соответствуетъ соприкосновенію кривыхъ. Такимъ образомъ будемъ опредѣлять  $n$  изъ условія:

$$\frac{DH}{\sqrt{n}} = FA \cdot n, \quad n = \left( \frac{DH}{FA} \right)^{\frac{2}{3}} = \frac{\varrho'}{\varrho},$$

гдѣ  $DH$ —наименьшая ордината кривой  $CDE$ , а  $AF$ —наибольшая ордината кривой  $OA$ .

Подставляя найденное значение  $\frac{\varrho'}{\varrho}$  въ формулу Галлея, получаемъ:

$$Z = 18400 \lg_{10} \left( \frac{FA}{DH} \right)^{\frac{2}{3}} \text{ м.}$$

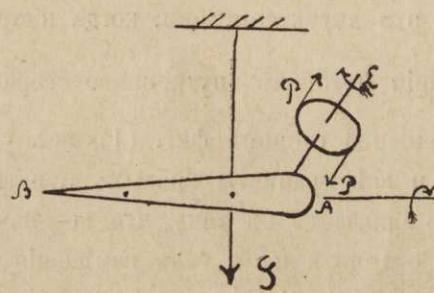
или

$$Z = 12267 \lg_{10} \left( \frac{FA}{DH} \right). \quad (1)$$

На фиг. (6)  $DH=28$ ,  $FA=58$ , поэтому потолокъ для аэроплана Морана при установленной винтомоторной группѣ находится на высотѣ

$$Z = 12267 \lg_{10} \frac{29}{14} = 3890 \text{ mt.}$$

§ 5. Поперечная устойчивость. Къ основнымъ положеніямъ динамики свободнаго твердаго тѣла, изложеннымъ въ нашей первой статьѣ, прибавимъ здѣсь еще одно положеніе.

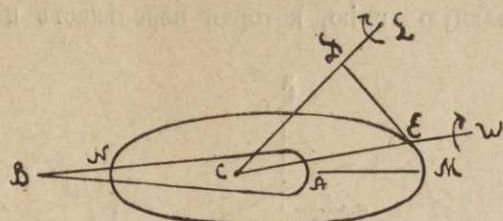


Фиг. 8.

Если массы тѣла приблизительно расположены вдоль прямой, которую мы будемъ называть осью продоложности, то всякая пара силъ, ось которой образуетъ искаженный уголъ съ плоскостью перпендикулярной къ оси продоложности, вызываетъ вращеніе тѣла приблизительно около этой оси.

Это положеніе можетъ быть обнаружено опытомъ, изображенными на фиг. (8).

Продолговатое тѣло подвѣшено на нити, прикрепленной къ центру тяжести тѣла; съ тѣломъ неизмѣняемо соединенъ легкій шкивокъ, на который дѣйствуетъ пара изъ двухъ силъ  $P$ , при чёмъ ось блока съ нитью  $CE$  образуетъ уголъ, большій нѣкотораго опредѣленнаго угла. Когда силы пары начинаютъ дѣйствовать, то тѣло начинаетъ вращаться около оси  $AB$ . Это правило приближенное. Въ аналитической механикѣ доказывается, что направлѣніе оси, около которой начнетъ вращаться тѣло  $AB$  отъ дѣйствія пары съ моментомъ  $L$ , получается съ помощію такъ называемаго эллипсоида инерціи.



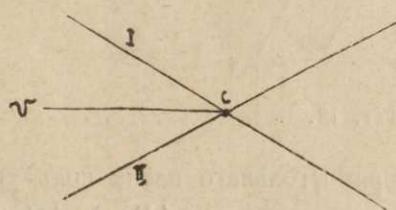
Фиг. 9.

Проводя (фиг. 9) чрезъ центръ тяжести  $C$  въ разныхъ направленихъ оси, откладываемъ на нихъ длины, равныя

$$\frac{1}{\sqrt{J}},$$

гдѣ  $J$  — моментъ инерціи тѣла относительно оси. Концы полученныхъ векторовъ будуть лежать на поверхности, которая и есть эллипсоидъ инерціи. Если тѣло вытянуто, то и эллипсоидъ инерціи будетъ вытянутъ, и его большая ось (ось инерціи) и представлять прямую, которую мы называемъ осью продолговатости. Точное направлѣніе оси вращенія отъ дѣйствія пары съ моментомъ  $L$ , какъ показывается въ аналитической механикѣ, получается, проведя плоскость  $CE$ , перпендикулярную оси пары  $CL$  и прикасающуюся къ эллипсоиду въ точкѣ  $E$ . Ось  $CE$  и будетъ осью начального вращенія. Такъ какъ эта ось близка вслѣдствіе растянутости эллипсоида инерціи къ его большой оси, то и выходитъ, что вращеніе приблизительно начнется около оси продолговатости.

Массы аэроплана располагаются около нѣкоторой оси продолговатости, идущей вдоль фюзеляжа въ плоскости симметріи аэроплана. Если эта ось лежитъ выше направлѣнія скорости полета аэроплана, то мы будемъ называть ее вмѣстѣ съ Дюшеномъ, у котораго мы заимствуемъ разборъ поперечной устойчивости, *приподнятую осью продолговатости*; если же она направляется ниже скорости полета, то мы будемъ называть ее *опущенную осью продолговатости*. На фиг. (10) I есть приподнятая ось продолговатости, а II — опущенная ось продолговатости.



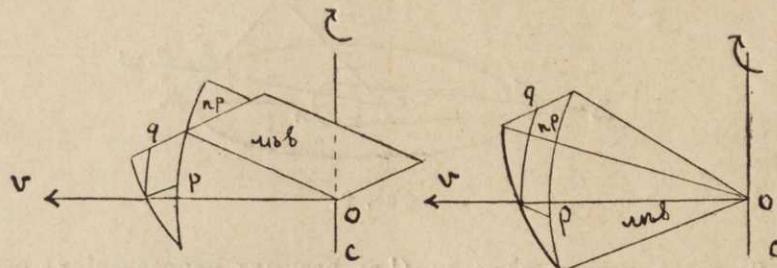
Фиг. 10.

Оба крыла моноплана могутъ или лежать въ одной плоскости, и тогда мы будемъ называть ихъ *одноплоскостными*, или они могутъ для наблюдателя, смотрящаго на стоящій на землѣ аэропланъ, представляться въ видѣ  $V$ , и тогда мы будемъ называть ихъ *приподнятыми крыльями*, или они могутъ для этого наблюдателя представляться въ видѣ  $A$ , и тогда мы будемъ ихъ называть *опущенными крыльями*.

Обнаружимъ теперь, что произойдетъ съ горизонтально летящимъ аэропланомъ, если онъ повернется около вертикальной оси, и докажемъ такое положеніе:

*Если горизонтально летящій аэропланъ повернется около вертикальной оси вправо по отношенію къ пилоту, то у него поднимется вверхъ лѣвое крыло, если крылья аэроплана приподняты, и — правое крыло, если крылья аэроплана опущены; если же крылья одноплоскостные, то поднимется вверхъ лѣвое крыло.*

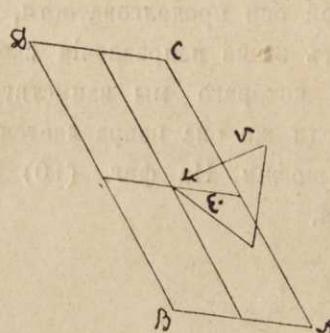
На фиг. (11) представлены приподнятые и опущенные крылья моноплана. Чрезъ центръ его тяжести  $C$  мы проводимъ вертикальную линію, которая пересѣкаетъ планы въ точкѣ  $O$ . Изъ этой точки,



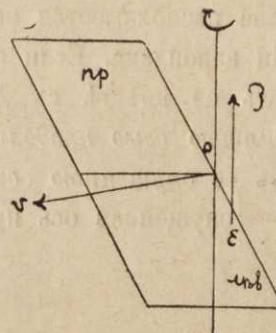
Фиг. 11.

какъ изъ центра, проводится сфера, которая пересѣкаетъ планы крыльевъ по дугамъ, изображенными на фигурахъ. Перпендикулярная къ правому и лѣвому плану дуги большихъ круговъ  $p$  и  $q$ , проведенные чрезъ точку, въ которой направленіе скорости  $v$  пересѣкаетъ сферу, измѣряютъ углы атаки скорости на планы аэроплана. Мы видимъ, что при поворотѣ аэроплана по стрѣлкѣ часовъ, при чемъ скорость  $v$  сохраняетъ направленіе, для приподнятыхъ крыльевъ увеличивается дуга  $q$ , и для опущенныхъ крыльевъ увеличивается тоже дуга  $q$ . Значитъ въ первомъ случаѣ поднимается вверхъ лѣвое крыло, а во второмъ — правое, что и требовалось доказать.

Если крылья одноплоскостныя, то при указанномъ поворотѣ уголъ атаки на оба крыла остается одинаковымъ, и здѣсь надо обращать вниманіе на смѣщеніе центра давленія. На основаніи опытовъ, сдѣланныхъ итальянскимъ капитаномъ Крокко слѣдуетъ, что въ случаѣ, когда векторъ, представляющій скорость



Фиг. 12.



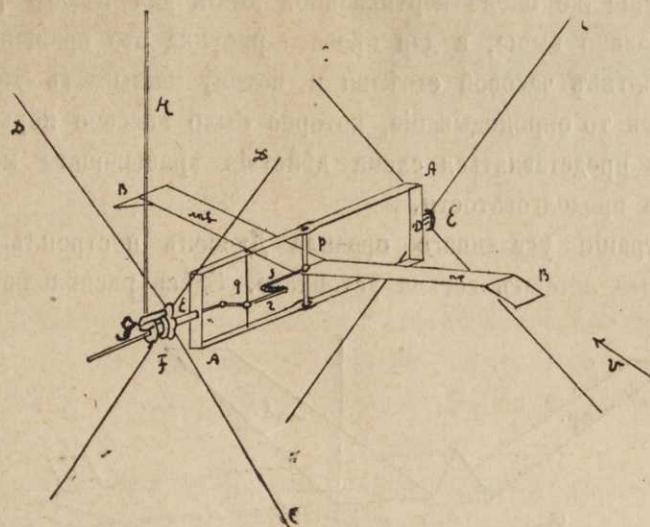
Фиг. 13.

вѣтра, проектируется на плоскость прямоугольного плана подъ угломъ къ его сторонамъ, фиг. (12), то центръ давленія лежитъ ближе къ тѣмъ сторонамъ  $AB$  и  $AC$ , которые являются краями атаки. На нашей фигурѣ этотъ центръ занимаетъ мѣсто  $E$ .

Принимая во вниманіе такое перемѣщеніе центра давленія, приходимъ къ заключенію фиг. (13), что при вращеніи по стрѣлкѣ часовъ одноплоскостныхъ плановъ поднимется вверхъ лѣвое крыло.

Капитанъ Крокко построилъ интересный приборъ, позволяющій для плановъ, находящихся въ потокѣ воздуха (въ аэродинамической трубѣ), опредѣлять вращеніе около горизонтальной оси,

вызываемое поворотомъ около вертикальной оси. Этотъ приборъ изображенъ на фиг. (14). На проволокахъ  $CC$  и  $DD$  подвѣшена рамочка  $AA$ , въ которой на вертикальной оси  $p$  могутъ поворачиваться планы  $BB$ . Сама рамочка можетъ поворачиваться въ подшипникахъ  $E$  и  $E$ , при чмъ съ помощью конической зубчатки она передаетъ вращеніе на вертикальный валъ  $H$ . Сквозь трубчатую ось  $E$  про-



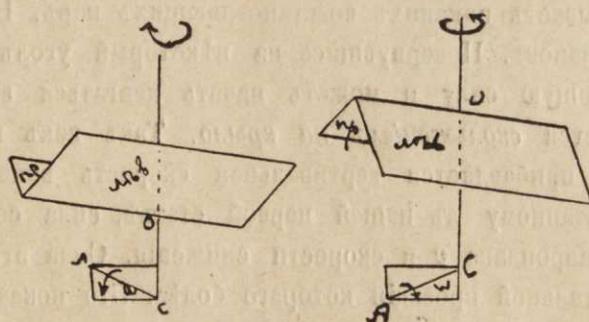
Фиг. 14.

ходить стержень  $G$ , который связанъ съ колѣнчатымъ рычагомъ  $r$ , могущимъ вращаться около оси  $q$ , поставленной на краю рамочки. Правое колѣно рычага  $r$  тянетъ съ помощью серьги палецъ  $s$ , укрѣпленный на оси  $p$ . Если тянуть за стержень  $G$ , то планы  $BB$  поворачиваются на оси  $p$  по часовой стрѣлкѣ для наблюдателя, смотрящаго сверху. Такъ какъ крылья приподняты, то при этомъ вся рамочка поворачивается около горизонтальной оси такъ, что поднимается вверхъ ея лѣвое крыло.

Моментъ силы, стремящейся произвести это поднятіе, можетъ быть измѣряемъ на валу  $H$ .

Переходимъ теперь къ интересующему насъ вопросу объ устойчивости и обнаружимъ правило, указанное Дюшеномъ.

Для тою, чтобы аэропланъ съ приподнятыми крыльями имѣлъ поперечную устойчивость, ось его продолговатости должна быть приподнята, а для тою, чтобы онъ имѣлъ поперечную устой-



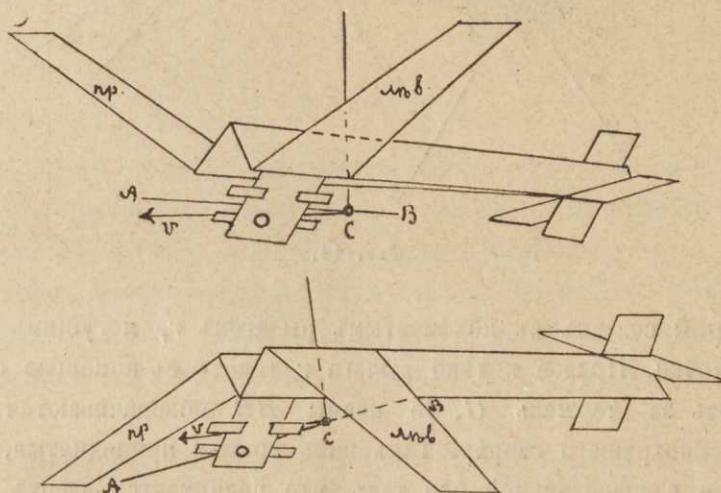
Фиг. 15.

чивость при опущенныхъ крыльяхъ, ось его продолговатости должна быть опущена. Для поперечной устойчивости одноплоскостныхъ крыльевъ надо имѣть ось продолговатости приподнятой.

На фиг. (15) слѣва нарисованы крылья въ формѣ  $V$ , а справа — въ формѣ  $A$ , при чмъ ось продолговатости въ первомъ случаѣ приподнята, а во второмъ — опущена. Предположимъ, что отъ по-

рыва вѣтра, который набѣгаєтъ сбоку, образовалась пара силъ, которая по сказанному въ началѣ этого параграфа сообщаетъ аэроплану вращеніе около оси продолговатости  $CA$ , положимъ по часовой стрѣлкѣ (при взглядѣ отъ  $A$  къ  $C$ ). Угловую скорость  $\omega$  этого вращенія по правилу параллелограмма угловыхъ скоростей разлагаемъ на вращеніе по направлению скорости  $v$  полета аэроплана и по направлению  $CO$ , перпендикулярному этой скорости. Вращеніе около скорости полета ничего не измѣняетъ въ силахъ сопротивленія воздуха; вращеніе же около вертикальной линіи для лѣваго рисунка вызываетъ подъемъ лѣваго крыла, какъ было указано выше, а для праваго рисунка это вращеніе совершается для наблюдателя, глядящаго сверху, противъ часовой стрѣлки и потому вызываетъ тоже подъемъ лѣваго крыла. Такое вращеніе компенсируетъ то опрокидываніе, которое было внесено порывомъ вѣтра. Аналогично съ лѣвой частью фигуры будетъ представляться схема дѣйствія вращающаго момента на одноплоскостный крылья при приподнятой оси продолговатости.

Для опытной демонстраціи указанного правила Дюшень построилъ картонныя модели, изображенные на фиг. (16), которые летаютъ весьма устойчиво. Здѣсь расположение оси продолговатости по-



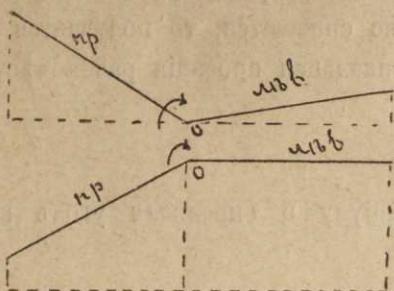
Фиг. 16.

лучается съ помощью прикальвания кнопокъ. Верхняя модель имѣетъ приподнятыя крылья и приподнутую ось продолговатости, а нижня—опущенные крылья и опущенную ось продолговатости.

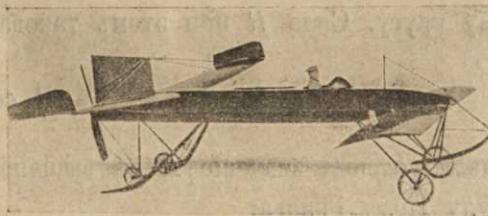
**§ 6. Скользеніе на крыло.** Въ предыдущемъ параграфѣ было сказано, что поворотъ аэроплана около скорости полета не вызываетъ никакихъ возстановляющихъ паръ. Въ этомъ заключается главная причина неустойчивости аэроплановъ. Повернувшись на нѣкоторый уголъ около направлениія скорости, аэропланъ теряетъ поддерживающую силу и можетъ начать двигаться въ плоскости образовавшагося крена. Такое движение называется *скользеніемъ на крыло*. Такъ какъ къ горизонтальному полету у сдѣлавшаго кренъ аэроплана прибавляется вертикальная скорость внизъ, то отъ этого образуется, согласно правилу Ланглея, указанному въ нашей первой статьѣ, сила сопротивленія, пропорціональная произведенію скорости полета аэроплана  $v$  и скорости сниженія. Сила эта будетъ дѣйствовать сильнѣе на то крыло, площадь горизонтальной проекціи которого болѣе. Это показываетъ, что при вертикальномъ сниженіи приподнятыя крылья будутъ выпрямлять свой кренъ, а опущенные крылья будутъ его усиливать, какъ это видно на фиг. (17), на лѣвой части которой большая горизонтальная проекція принадлежитъ лѣвому крылу, а на правой части которой большая проекція принадлежитъ правому крылу.

Вслѣдствіе этого надо отдавать предпочтеніе приподнятymъ крыльямъ. Въ случаѣ одноплоскостныхъ крыльевъ надо пользоваться вертикальными килями, роль которыхъ обыкновенно выполняетъ руль поворота и самыи фюзеляжъ, который въ нѣкоторыхъ аэропланахъ, напримѣръ у Ньюпора, имѣть широкіе

вертикальные бока. На фиг. (18) изображенъ аэропланъ Джевецкаго, который выполняетъ условіе римской цифры  $V$  какъ для продольной, такъ и для поперечной устойчивости и еще усиливаетъ послѣднюю вертикальными килями на концахъ заднихъ плановъ (типъ утки). Этотъ аэропланъ имѣть большую устойчивость.



Фиг. 17.

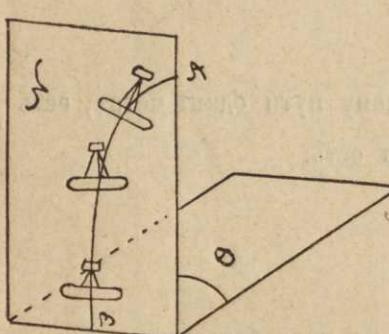


Фиг. 18.

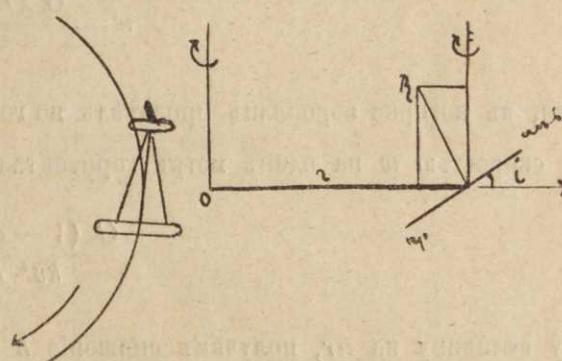
Соскользнувъ на крыло, аэропланъ начнетъ описывать въ плоскости крена  $N$  кривую линію  $AB$ , фиг. (19), при чмъ руль поворота отклоняется въ сторону выпуклости траекторіи, и нормальная къ траекторіи, составляющая давленія вѣтра на этотъ руль и на фюзеляжъ аэроплана, уравновѣшивается центробѣжною силою, какъ это видно на фігурѣ.

Если летчикъ не выправить своевременно скольженіе на крыло дѣйствіемъ скривленія крыльевъ и рулемъ поворота, то скольженіе на крыло можетъ перейти въ пикирующій спускъ, т.-е. движеніе по глиссадѣ съ вращающимся винтомъ. Этотъ спускъ при значительности крена будетъ совершаться съ большою скоростью и можетъ повести къ катастрофѣ. По напімъ графикамъ Моранъ въ 80 силь при  $\Theta = -10^{\circ}$  даетъ скорость 40 м/с.

**§ 7. Виражъ.** Виражъ называется поворотъ аэроплана по горизонтальной дугѣ круга или по снижающейся траекторіи, проектирующейся на горизонтальную плоскость дугою круга. Въ послѣднемъ случаѣ виражъ называется *виражемъ со снижениемъ*. Элементарное изложеніе теоріи виража дано Полемъ Ренаромъ. Когда пилотъ поворачиваетъ руль поворота налево по отношенію къ себѣ, то аэропланъ поворачивается около вертикальной оси по стрѣлкѣ часовъ для наблюдателя, смотрящаго сверху. При этомъ въ случаѣ одноплоскостныхъ или слегка приподнятыхъ крыльевъ поднимается вверхъ лѣвое крыло.



Фиг. 19.



Фиг. 20.

Это поднятіе обыкновенно усиливается дѣйствіемъ искривленія или открылками. Отъ образовавшагося крена при такомъ расположениіи прямолинейный путь аэроплана переходитъ въ круговой (фиг. 20), при чмъ центръ  $O$  окружности располагается вправо отъ пилота.

Радіусъ  $r$  окружности виража можетъ быть опредѣленъ изъ того условія, что центробѣжная сила равна проекціи на направлениѣ радиуса силы сопротивленія воздуха  $R$  (которую мы беремъ въ плоскости симметріи перпендикулярно къ скорости полета). Это приводить къ уравненію:

$$\frac{G}{g} \cdot \frac{v^2}{r} = R \sin i,$$

гдѣ  $G$  — вѣсъ аэроплана,  $g = 9,8$ , а  $i$  уголъ крена. Если пилотъ одновременно съ вышеуказаннымъ маневромъ беретъ руль высоты на подъемъ такъ, что аэропланъ не снижается, то получается движение по горизонтальному кругу. Сила  $R$  при этомъ такова, что ея вертикальная проекція равна вѣсу аэроплана:

$$R \cos i = G.$$

Подставляя отсюда значение  $R$  въ вышеписанную формулу и опредѣляя уголъ крена  $i$ , получаемъ формулу Поля Ренара:

$$\operatorname{tg} i = \frac{v^2}{gr}. \quad (2)$$

Такимъ образомъ, кренъ вполнѣ опредѣляется по радиусу виража и по скорости аэроплана. Впрочемъ, эта формула выведена съ приближеніемъ, такъ какъ мы проектировали на радиусъ только силу  $R$ , дѣйствующую на крылья, стабилизаторъ и руль глубины, но не приняли во вниманіе горизонтальныхъ силъ сопротивленія, дѣйствующихъ на руль поворота и на фюзеляжъ.

Когда пилотъ беретъ руль высоты на подъемъ лишь настолько, чтобы сила сопротивленія  $R$  сохранила ту же величину, какъ при горизонтальномъ полетѣ, т.-е. была равна вѣсу аэроплана  $G$ , то ея проекція на вертикаль будетъ  $G \cos i$ . Разность между силою вѣса и этой проекціей будетъ:

$$G (1 - \cos i).$$

Отъ этой силы аэропланъ будетъ падать внизъ, отчего и получится виражъ со сниженіемъ. При этомъ скоро получится такая вертикальная скорость  $w$  внизъ, при которой образовавшаяся по закону Ланглея поддерживающая сила  $kvwS$  уничтожитъ вышеупомянутый остаточный вѣсъ. Мы получаемъ уравненіе:

$$kvwS = G (1 - \cos i),$$

откуда слѣдуетъ, что

$$w = \frac{G (1 - \cos i)}{kv S}.$$

Время, въ которое аэропланъ пролетѣлъ по горизонтальному пути одинъ метръ, есть  $\frac{1}{v}$ , поэтому снижение со скоростью  $w$  на одинъ метръ горизонтального пути есть:

$$\frac{G (1 - \cos i)}{kv^2 S}.$$

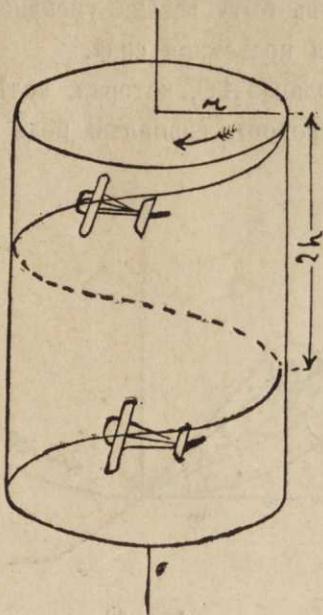
Умножая эту величину на  $\pi r$ , получимъ снижение  $h$  аэроплана на полуоборотъ виража:

$$h = \frac{\pi r G (1 - \cos i)}{kv^2 S}.$$

Скорость  $v$  можетъ быть отсюда исключена съ помощью формулы (2) Поля Ренара. Получается формула Соро, которая даетъ намъ снижение на каждый полуоборотъ аэроплана:

$$h = \frac{\pi}{g} \frac{G}{kS} \frac{1 - \cos i}{\operatorname{tg} i} = 0,32 \frac{1 - \cos i}{\operatorname{tg} i} \frac{G}{kS}. \quad (3)$$

Аэропланъ будеть спускаться по винтовой лині, расположенной на вертикальномъ цилиндрѣ радиуса  $r$  (фиг. 20), при чмъ шагъ винтовой лині будеть  $2h$ .



Фиг. 21.

Для вычислениі величины сниженія  $h$  въ сантиметрахъ Соро составилъ таблицу, въ которой принялъ  $\frac{G}{kS}$  за единицу; вслѣдствіе этого при пользованіи таблицею надо умножать данную въ ней величину  $h$  на величину  $\frac{G}{ks}$ , вычисленную для данного аэроплана. Приводимъ здѣсь эту таблицу.

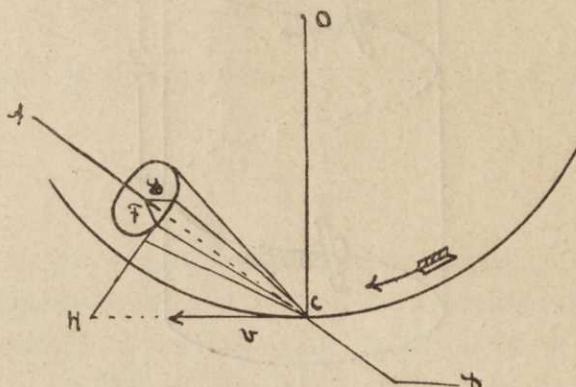
$r_m$	$i^{\circ}$ $h_{cm}$	$V \text{ m/s.}$			
		17,5	20	22,5	25
75	$i$ $h$	22°40' 5,9	28°30' 7,1		
100	$i$ $h$	17°20' 4,6	22°10' 5,8	27°20' 6,9	
125	$i$ $h$	14°46' 4	19° 5	23°30' 6,1	28°20' 7,1
150	$i$ $h$	11°50' 3,2	15°10' 4,1	19° 5	23° 6

Если, напримѣръ,  $k=0,4$  и нагрузка на одинъ квадратный метръ есть  $\frac{G}{S}=16$  кил., то  $\frac{G}{ks}=40$ .

Принимая  $v=17,5 \text{ m/s.}$ , найдемъ при  $r=100 \text{ м.}$  изъ таблицы уголъ крена  $i=17^{\circ}20'$  и снижение за полуоборотъ  $h=4,6 \cdot 40 = 184 \text{ сант.}$

Когда угол крена дѣлается искусственно скривленіемъ крыла или поджатіемъ открылковъ, то не слѣдуетъ его дѣлать такъ, чтобы приподнималось крыло, лежащее во внутренней сторонѣ окружности виража, такъ какъ при этомъ можетъ быть весьма уменьшенъ угол атаки и можетъ быть даже обращенъ въ нуль, при чемъ потеряется вся подъемная сила.

Вообразимъ (фиг. 22) ось аэроплана  $AC$ , которая, вслѣдствіе дѣйствія руля поворота  $D$ , заняла нѣкоторое положеніе, наклоненное къ скорости аэроплана подъ угломъ  $\mu$ , который на практикѣ около  $12^{\circ}$ .



Фиг. 22.

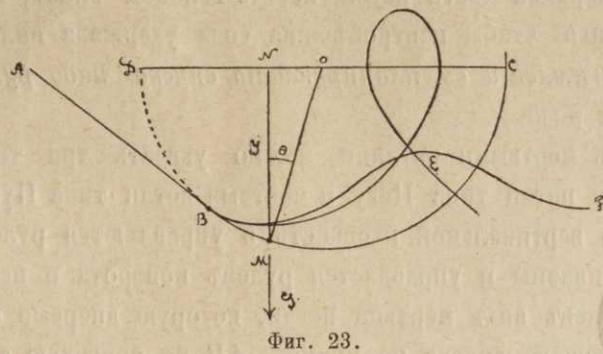
Проведемъ около этой оси конусъ. Построимъ относительно этой оси конусъ, образующая котораго дѣлаетъ съ нею уголъ  $\lambda$  (У Морана  $\lambda = 6^{\circ}$ ). Положенія плоскости крена будутъ получаться, проводя къ этому конусу касательная плоскость. Если образующая  $CD$  лежитъ со стороны центра виража  $O$ , то будетъ приподнято лѣвое крыло, и уголъ атаки будетъ немного уменьшенъ противъ угла нормального полета. Если же эта образующая лежить въ сторону отъ центра  $O$  и занимаетъ положеніе  $CF$ , то уголъ скорости  $v$  съ плоскостью крена можетъ быть малъ и въ случаѣ, когда  $HCF$  есть касательная плоскость, этотъ уголъ обращается въ нуль. Отсюда правило: *При виражѣ надо имѣть поднятымъ крыло, расположеннное въ окружности виража.*

Укажемъ въ концѣ этого параграфа на гирокопическое вліяніе пропеллера на виражъ. Вращеніе винта совершаются обыкновенно противъ стрѣлки часовъ для наблюдателя, смотрящаго на подлетающей къ нему аэропланѣ для тянувшихъ винтовъ и пострѣлкѣ часовъ для толкающихъ винтовъ. Гирокопический эффектъ опредѣляется по правилу Грюэ, которое состоить въ слѣдующемъ: *Если тѣло вращается около своей оси симметрии съ угловой скоростью  $\omega$  и мы будемъ эту ось вращать около нѣкоторой другой оси съ угловой скоростью  $\omega'$ , то явится пара силъ, стремящаяся ось  $\omega$  соединить съ осью  $\omega'$  такъ, чтобы оба вращенія совершились въ одну сторону. Моментъ этой пары равенъ  $I\omega\sin\Theta$ , где  $I$  — моментъ инерціи тѣла около оси вращенія, а  $\Theta$  — уголъ между осями  $\omega$  и  $\omega'$ .*

Для аэроплановъ съ переднимъ винтомъ упомянутая пара будетъ въ случаѣ виража по солнцу опускать внизъ носъ аэроплана; для аэроплановъ же съ заднимъ винтомъ упомянутая пара будетъ поднимать вверхъ носъ аппарата. При виражѣ противъ стрѣлки часовъ, наоборотъ, носъ аппарата будетъ подниматься при тянувшемъ винтѣ и опускаться при толкающемъ. *Обыкновенно предпочтаютъ дѣлать виражѣ противъ часовой стрѣлки, при чемъ въ случаѣ заднихъ винтовъ получаются снижение аэроплана.*

**§ 8. Мертвые петли.** Предположимъ (фиг. 23), что аэропланъ при остановленномъ моторѣ движется по глиссадѣ  $AB$  съ нѣкоторою скоростью, соответствующую углу атаки  $a$ , и, дойдя до точки  $B$ , дѣйствіемъ руля высоты измѣняетъ уголъ атаки  $a$  въ  $a'$ . Дальнѣйшее движеніе аэроплана будетъ совершаться по нѣкоторой кривой. Покажемъ, что, въ случаѣ  $a' = 90^{\circ}$  эта кривая будетъ вертикально полуокружностью, достигнувъ до горизонтального диаметра которой, аэропланъ потеряетъ всю свою скорость.

Предположимъ, что движение будетъ продолжаться по окружности  $BC$ , и посмотримъ, какая при этомъ скорость  $v$  будетъ въ точкѣ  $M$ . Напишемъ для точки  $M$  равенство центробѣжной силы и разности проекцій на нормаль силы сопротивленія воздуха и силы вѣса  $G$  аэроплана:



Фиг. 23.

$$\frac{G}{g} \cdot \frac{v^2}{r} = k v^2 S a' - G \cos \Theta, \quad (4)$$

гдѣ  $r$  — радиусъ круга,  $g$  — напряженіе тяжести,  $a'$  — уголъ атаки и  $\Theta$  — уголъ наклоненія касательный къ кругу съ горизонтомъ или радиуса  $r$  съ вертикалью.

Опредѣливъ изъ написанной форм.  $v^2$ , получаемъ:

$$v^2 = \frac{gr \cos \Theta}{\frac{kSa'gr}{G} - 1}.$$

Здѣсь знаменатель есть постоянная величина. Если предположимъ, что эта величина есть  $\frac{1}{2}$ , то

$$v^2 = 2 gr \cos \Theta = 2gy, \quad (5)$$

гдѣ  $y$  есть разстояніе точки  $M$  отъ горизонтального діаметра  $DC$ . Эта скорость была бы согласна съ теоремою живыхъ силъ въ предположеніи, что аэропланъ, прия въ точку  $C$ , останавливается, и что силою лобового сопротивленія воздуха пренебрегаютъ сравнительно съ поддерживающею силою сопротивленія. Условіе равенства знаменателя  $\frac{1}{2}$  приводить насъ къ величинѣ радиуса  $r$ :

$$r = \frac{3}{2} \frac{G}{KSa'g}. \quad (6)$$

Если форм. (4) отнесемъ къ тому моменту, когда, подходя къ точкѣ  $B$ , аэропланъ двигался еще по прямой  $AB$ , то надо будеть въ ней положить  $r = \infty$  и замѣнить  $a'$  на  $a$ . Это дасть:

$$v^2 = \frac{G}{KSa} \cos \Theta,$$

или, на основаніи форм. (6):

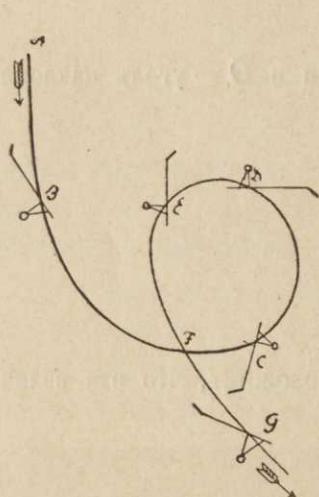
$$v^2 = \frac{2}{3} gr \frac{a'}{a} \cos \Theta. \quad (7)$$

Сравненіе формулъ (7) и (5) приводить къ заключенію, что для возможности перехода движения на кругъ надо взять  $a' = 3a$ . Въ случаѣ  $a' < 3a$ , мы будемъ получать волнообразныя траекторіи, а въ

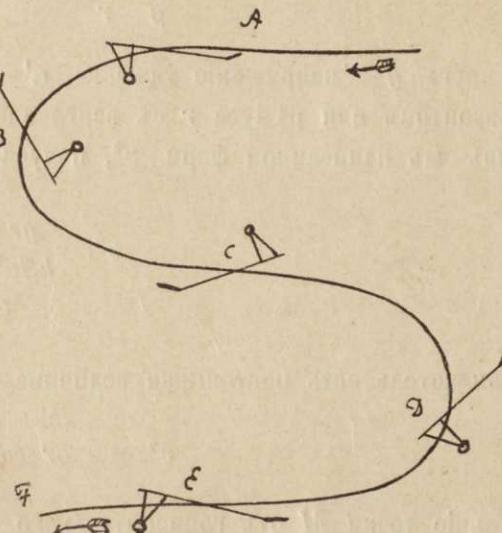
случаѣ  $a' > 3a$  — траекторіи съ петлями\*). При приземлениі аэроплана послѣ планирующаго спуска не желателенъ переходъ на круговую траекторію или траекторію съ петлями, потому что въ первомъ случаѣ въ точкѣ  $C$  аэропланъ потеряетъ всю свою скорость и можетъ скабрировать (упасть на хвостъ), а во второмъ пилоту придется въ верхней части петли летѣть головою внизъ, и скорость аэроплана, можетъ быть, будетъ недостаточно велика, чтобы центробѣжная сила удержала пилота. Вообще можно выставить на видъ правило, что при приземлениі съ планирующаго спуска надо рулемъ высоты увеличить угол атаки менѣе, нежели въ три раза.

Переходя къ полету съ мертвыми петлями, можно указать три типа мертвыхъ петель: мертвые петли типа Нестерова, мертвые петли типа Пегу и мертвые петли типа Пуаре. Первые два типа имѣютъ траекторіи, почти лежащія въ вертикальной плоскости, и управляются рулемъ высоты, а послѣдній типъ имѣеть траекторію двойной кривизны и управляется рулемъ поворота и искривленіемъ крыльевъ.

На фиг. (24) представленъ видъ мертвой петли, которую впервые сдѣлалъ Нестеровъ. Онъ перешелъ въ точкѣ  $B$  съ планирующаго спуска по прямой  $AB$  на круговую траекторію, потомъ въ точкѣ  $C$  включилъ моторъ и съ сохраненіемъ скорости прошелъ часть  $CDE$ , въ которой центробѣжная сила на-



Фиг. 24.



Фиг. 25.

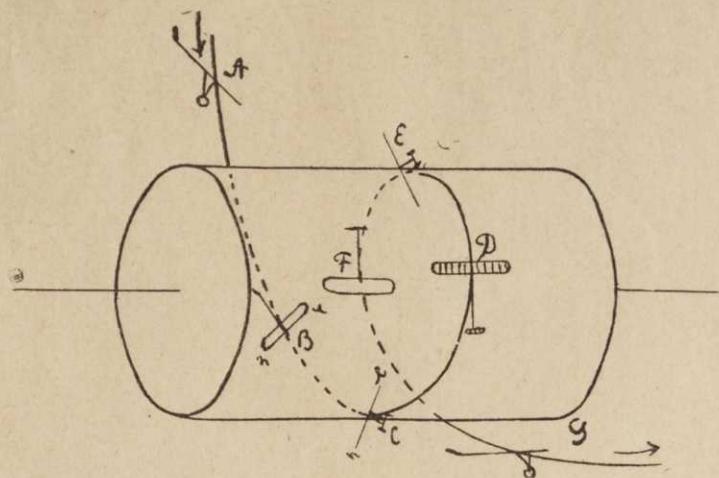
правлена вверхъ, а вѣсъ тѣла и сопротивленія воздуха внизъ. Нестеровъ указывалъ, что, летя головой внизъ, онъ чувствовалъ, что его прижимаетъ къ сидѣнію, такъ что онъ могъ бы не привязываться къ аэроплану. Пегу, который совершилъ одновременно съ Нестеровымъ первый полетъ внизъ головой, сдѣлалъ его въ видѣ буквы S. Траекторія этого полета изображена на фиг. (25).

Съ горизонтальнаго полета Пегу, не выключая моторъ, пикируетъ и переходитъ опять на горизонтальный полетъ внизъ головой, при чемъ центробѣжная сила у него, вслѣдствіе малой кривизны траекторіи, мала и вѣсъ аэроплана уравновѣшивается, главнымъ образомъ, сопротивленіемъ воздуха, которое, вслѣдствіе поворота руля высоты, дѣйствуетъ на выпуклую часть плановъ и направлено вверхъ. Описать такимъ образомъ букву S, Пегу переходитъ на горизонтальный полетъ головою вверхъ.

Третій способъ полета внизъ головой принадлежитъ Пуаре. Онъ описываетъ траекторію двойной кривизны, такъ какъ къ маневру Нестерова присоединяется образованіе крена крыльевъ, который онъ вызываетъ, подѣйствовавъ короткій промежутокъ времени на искривленіе крыльевъ. Траекторію полета Пуаре можно рассматривать какъ петлю Нестерова, навернутую на горизонтальный цилиндръ. На фиг. (26) представлено движеніе, при которомъ, ниспадая внизъ пикирующимъ

\*.) Этотъ вопросъ мною разработанъ еще въ 1891 г. въ моей статьѣ: „О пареніи птицъ“.

спускомъ, аэропланъ получаетъ въ точкѣ *B* по волѣ пилота надлежащій кренъ, вслѣдствіе котораго поднимается вверхъ лѣвое крыло и получается сначала сила, выталкивающая его изъ плоскости чертежа. Въ низшей части *C* траекторіи шасси расположено внизъ, и аэропланъ летитъ отъ плоскости чертежа при опущенномъ правомъ крылѣ. Послѣ этого траекторія поднимается вверхъ, наматываясь на горизонтальный цилиндръ, при чемъ правое крыло постоянно направлено отъ цилиндра. Наблюдатель, глядя-



Фиг. 26.

щій на чертежъ, видить въ *D* нижнюю затушеванную часть аэроплана. Въ верхней точкѣ *E* траекторіи *E* шасси направлено вверхъ, аэропланъ летитъ за чертежъ съ приподнятымъ правымъ крыломъ. Въ ниспадающей пунктирной вѣти наблюдатель видеть въ *F* верхнюю незатушеванную часть аэроплана. При схожденіи съ цилиндра аэропланъ опять летитъ (точка *G*) правильно колесами внизъ. Кроме указанныхъ основныхъ типовъ фигурныхъ полетовъ различными летчиками были выработаны разнообразные виды ихъ.

Значеніе этихъ полетовъ важно тѣмъ, что дѣлаютъ летчика, ихъ изучившаго, полнымъ хозяиномъ движения аэроплана въ воздухѣ, что весьма важно для воздушной борьбы. Покойный Нестеровъ на своемъ докладѣ въ Политехническомъ музѣѣ сравнивалъ борьбу быстроходного поворотливаго аэроплана, управляемаго искусственнымъ летчикомъ, съ дирижаблемъ или тяжелымъ неповоротливымъ аэропланомъ борьбою ястреба съ ворономъ. Къ несчастію, онъ погибъ смертію героя въ такой борьбѣ.

