

Профессоръ Н. Е. ЖУКОВСКІЙ.

Динамика аэроплановъ въ элементарномъ изложеніи.

Статья вторая.



МОСКВА.—1916 г.

Типо-Литографія Русскаго Товарищества Печатнаго и Издательскаго дѣла.

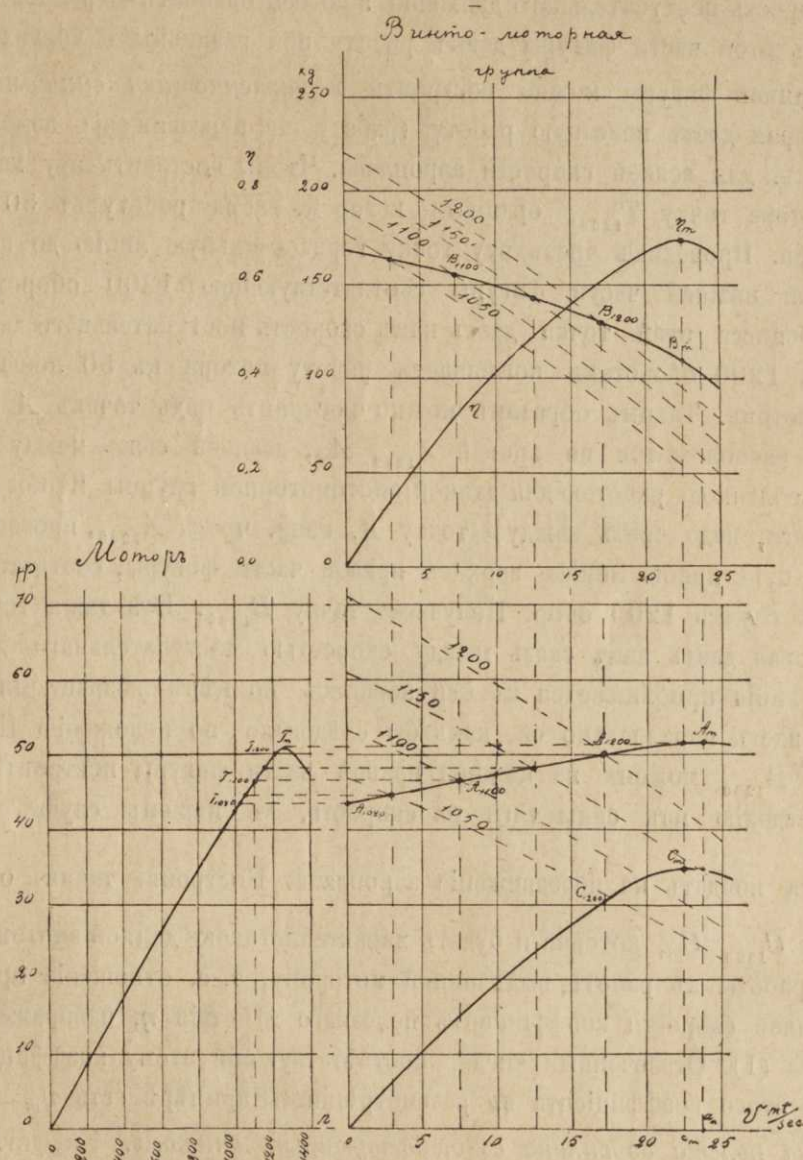
Чистые пруды, Мыльниковъ пер., соб. д. Телеф. 18-35.

Динамика аэроплановъ въ элементарномъ изложеніи.

(Статья вторая).

Н. Е. Жуковского.

§ 1. Вступленіе. Въ этой статьѣ даются новыя графики, позволяющія съ удобствомъ опредѣлять элементы полета аэроплановъ, особенно важные при современныхъ военныхъ требованіяхъ: большая скорость, быстрота подъема вверхъ и большая высота подъема. Кроме того, въ этой статьѣ



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

§ 2. *Винтомоторная группа.* Положеніе Пенлеве: „Сила тяги пропеллера не зависит от скорости аэроплана“, которымъ мы пользовались въ нашей первой статьѣ, не оправдалось на практикѣ и въ основаніе сужденій о дѣйствіи пропеллера надо полагать изслѣдованіе винтомоторной группы (соединеніе винта съ авіаціоннымъ 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 — выделяемая моторомъ мощность въ лошадиныхъ силахъ. Въ верхней правой части фигуры дается зависимость силы тяги винта при заданныхъ числахъ оборотовъ отъ скорости поступательнаго движенія винта. Здѣсь по горизонтальной оси отложена скорость поступательнаго 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 поступательнаго движенія. Здѣсь по оси абсциссъ отложена скорость поступательнаго движенія, а по оси ординатъ — работа въ лошадиныхъ силахъ. Пунктирные кривыя въ этой части фигуры даютъ работу при различныхъ числахъ оборотовъ.

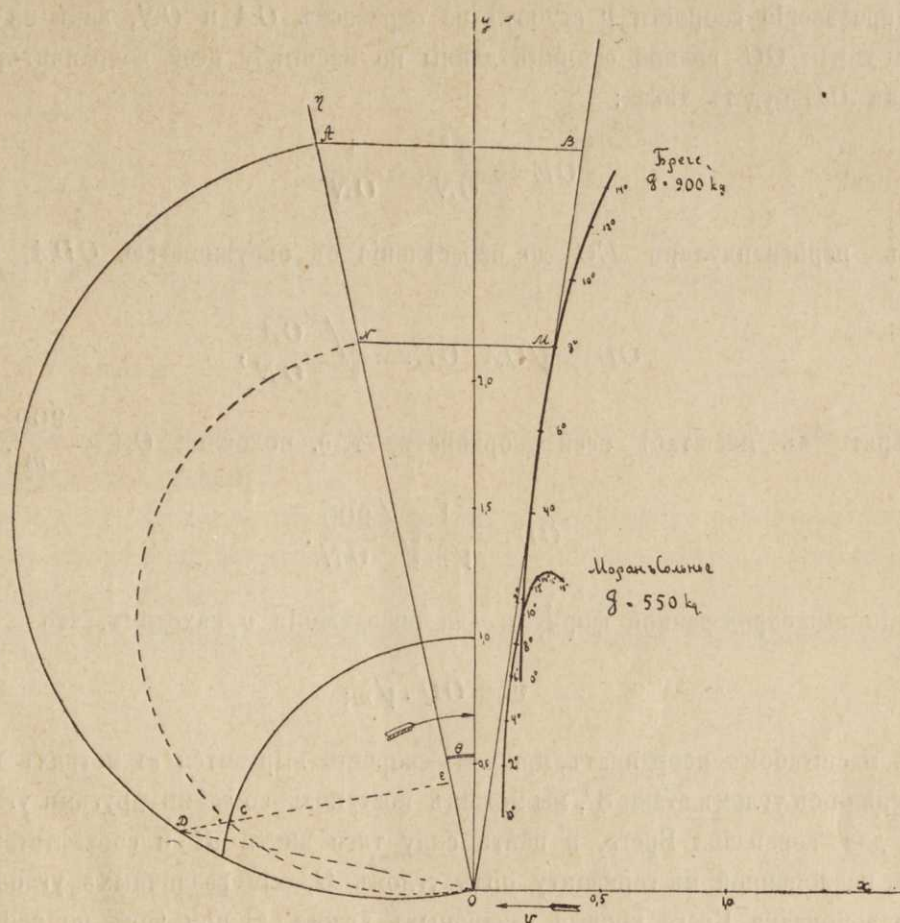
Съ помощію данной фигуры можно построить *характеристику винтомоторной группы*. Такъ называютъ линію, которая даетъ полезную работу (работу на передвиженіе аэроплана) пропеллера, соединеннаго съ моторомъ, для всякой скорости аэроплана. Чтобы построить эту характеристику, возьмемъ на характеристикѣ мотора точку T_{1200} , ордината которой даетъ работу въ 50 лошадиныхъ силъ при 1200 оборотахъ мотора. Проводимъ чрезъ эту точку горизонтальную линію до пересѣченія съ пунктирной линією на правой нижней части фигуры соотвѣтствующею 1200 оборотамъ. Получаемъ точку пересѣченія A_{1200} . Абсцисса этой точки даетъ намъ скорость поступательнаго 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 поступательнаго 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 пунктирной линією 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 поступательнаго движенія и силою тяги. Мы видимъ, что эта линія приближается къ оси абсциссъ по мѣрѣ возрастанія скорости поступательнаго 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 $\frac{130.17}{75}$. Эта работа пойдетъ на передвиженіе аэроплана. Построивъ такимъ образомъ рядъ точекъ C ,

мы получимъ кривую $C_{1200} C_m$, которая и будетъ характеристикой данной винтомоторной группы. Взявши отношеніе полезной работы къ работѣ, выдѣленной моторомъ, т.-е. отношеніе ординатъ кривыхъ A и C , мы получимъ для всякой скорости коэффициентъ полезнаго дѣйствія η , изображенный кривою въ правой верхней части фигуры (1). Отвлеченныя числа, соотвѣтствующія этому коэффициенту, написаны на лѣво. Наибольшее значеніе этого коэффициента въ рассмотрѣнномъ примѣрѣ есть $\eta_m = 0,7$.

§ 3. *Графика полета аэроплана съ дѣйствующимъ винтомъ.* На фиг. (2) представлены кривыя Лиліентала, построенныя для цѣлыхъ аэроплановъ: биплана Бреге въ 900 кил. и Морана-Сольнье въ 550 кил. Эти кривыя построены по наблюденіямъ надъ соотвѣтственными моделями въ лабораторіи Эйфеля, при чемъ наблюденныя 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 записанные числа выражаютъ числа килограммовъ силы для всего дѣйствительнаго аэроплана при скорости 1 m/s. На кривыхъ Лиліенталя написаны въ градусахъ углы атаки, отсчитываемые отъ хорды дужки главныхъ плановъ, при чемъ для биплана Бреге берется хорда дужки верхняго плана. Съ этою хордою ось винта образуетъ уголъ 6° .

Основная идея, лежащая въ построении новыхъ графикъ, та же, какая была указана въ моей первой статьѣ. Она состоитъ въ сложении силы тяги винта съ силою сопротивления воздуха и въ поворачивании кривой Лиліенталя такъ, чтобы равнодѣйствующая этихъ двухъ силъ пошла по вертикальному направлению. Остановимся на аэропланѣ Бреге. Будемъ разсматривать поступательное движеніе аэроплана подъ угломъ Θ къ горизонту вверхъ и проведемъ на фиг. (2) прямую on , образующую уголъ Θ съ



Фиг. 2.

осью oy . Возьмемъ уголъ атаки съ верхнимъ планомъ 8° и замѣтимъ, что уголъ оси пропеллера съ горизонтомъ будетъ при этомъ $8 - 6 = 2^\circ$. Подъ этимъ угломъ проведемъ хорду MN до пересѣченія съ on 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 Лиліенталя вмѣстѣ со всѣмъ чертежемъ по стрѣлкѣ часовой на уголъ Θ , мы направимъ ON вертикально, а скорость полета v подъ угломъ Θ къ горизонту. Легко опредѣлить, какова должна быть при этомъ скорость v и сила тяги винта R .

Первая будетъ дана формулою:

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

гдѣ ON измѣряется по масштабу, отложенному на осяхъ ox и oy ; вторая будетъ дана формулою:

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

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

$$T = R \cdot v.$$

Величины R и v удобно опредѣлять графически. Отложивъ на oy въ какомъ-нибудь масштабѣ, который, напр., въ m разъ мельче, нежели масштабъ осей координатъ, вѣсь $G = OA$, проведемъ прямую $AB \parallel NM$ 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 чемъ скорость выразится въ метрахъ въ секунду. Подобно тому, какъ мы поступили съ угломъ атаки 8° , 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 Θ , для различныхъ угловъ атаки. На фигурѣ (3) вычерчены для аэроплана Бреге кривыя различныхъ угловъ Θ , при чемъ 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 α .

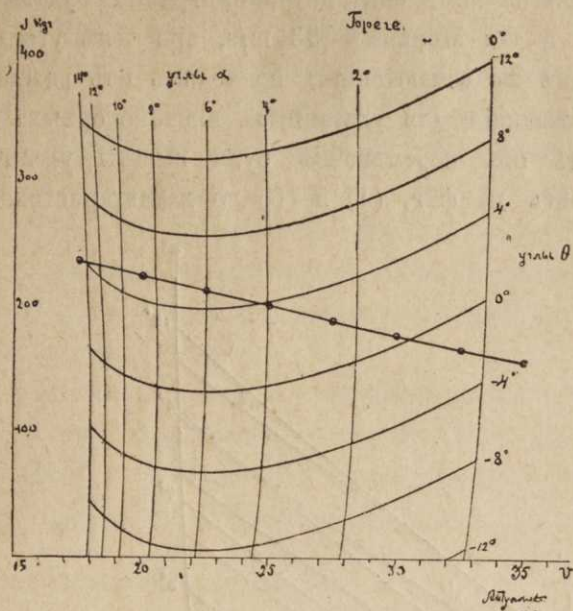
Графику фиг. (3) легко перестроить на графику фиг. (4), отлагая по оси ординатъ работу въ лошадиныхъ силахъ:

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

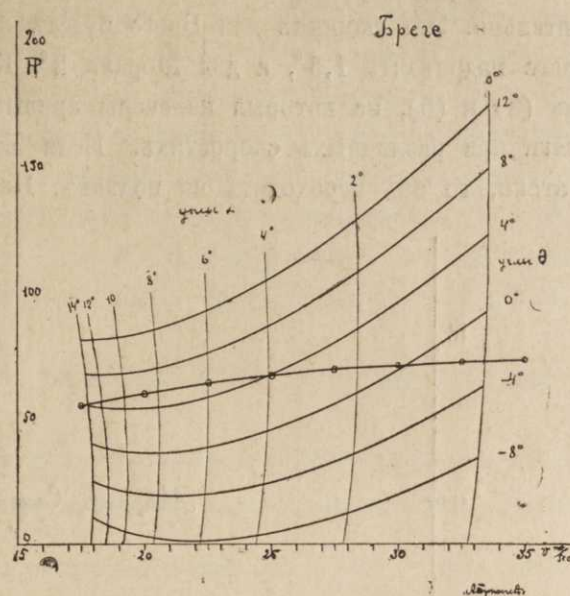
Подобные же графики для Моранъ-Сольнье даны на фигурахъ (5) и (6).

При этомъ на фиг. (6) къ двумъ сѣтямъ кривыхъ, соотвѣтствующимъ одинаковымъ угламъ Θ и одинаковымъ угламъ α , присоединены еще проведенныя 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 помощію данныхъ гра-

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



Фиг. 3.

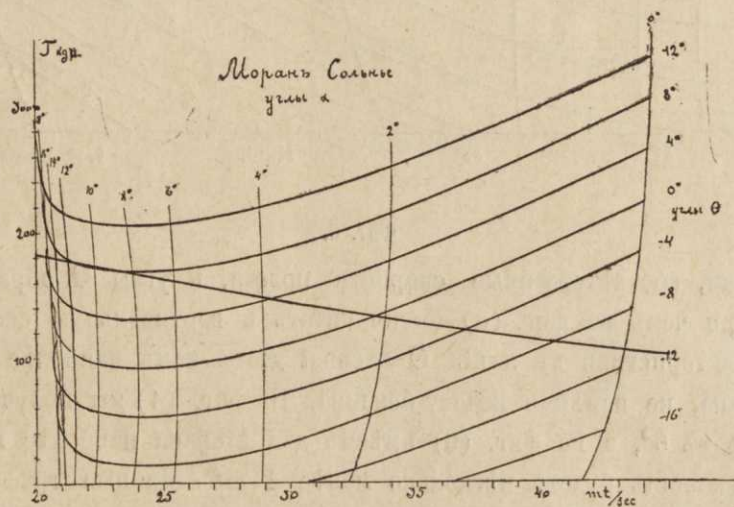


Фиг. 4.

(кривая горизонтального полета) имѣетъ наименьшую величину. Для аэроплана Бреге этотъ уголъ равенъ 6° , а для Морана онъ равенъ 8° .

Точно также видимъ экономическій уголъ атаки, при которомъ аэропланъ данного вѣса можетъ летѣть горизонтально, затрачивая наименьшую работу. Этотъ уголъ найдется, отыскивая на графикахъ (4) и (6) наименьшія ординаты кривыхъ $\Theta = 0$. Для Бреге онъ будетъ 8° , а для Морана онъ будетъ 10° .

На графикъ (5) и (6) мы нанесли характеристики соответственныхъ винтомоторныхъ группъ, при чемъ

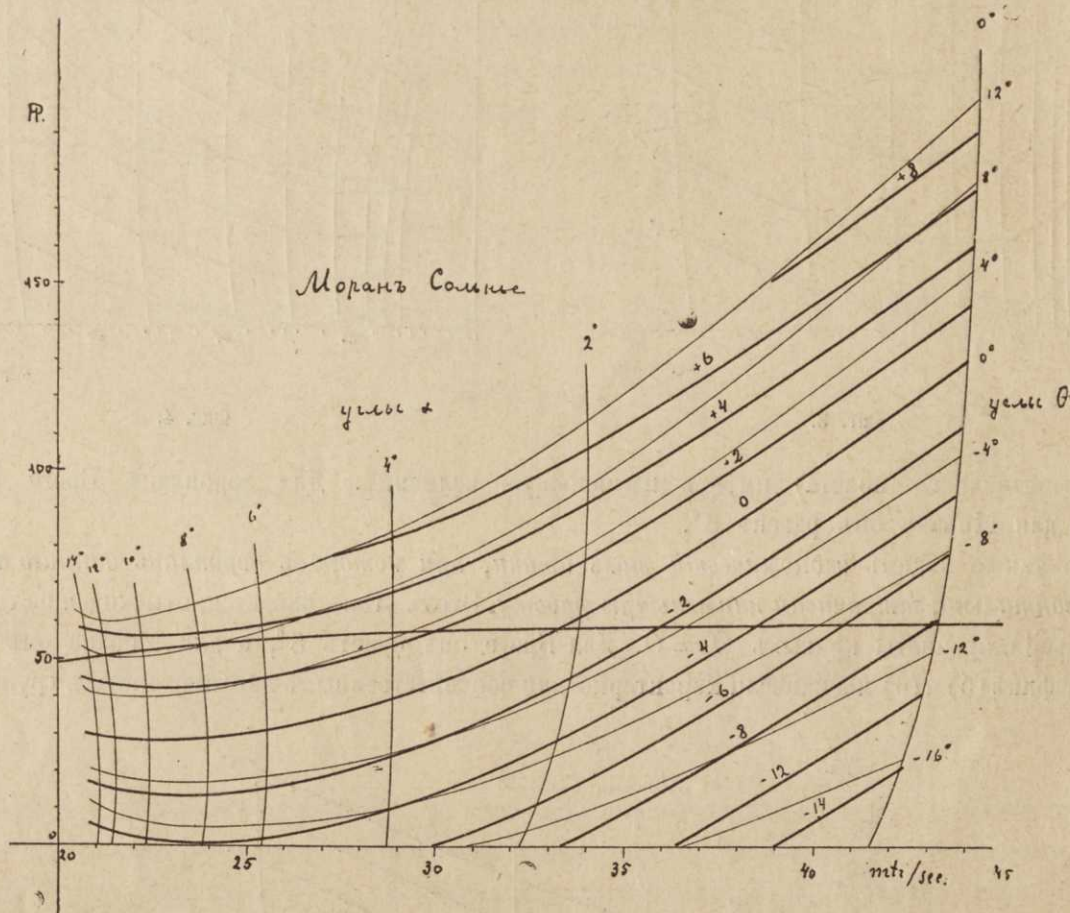


Фиг. 5.

для Бреге взяли моторъ Гномъ Моносуапъ 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 изложеннаго въ § 2) на основаніи наблюденія, произведеннаго въ лабораторіи Эйфеля надъ винтомъ *НЕЖ*. Обѣ характеристики идутъ почти парал-

тельно оси абсцисс съ наибольшимъ возвышеніемъ при скорости 30 m/s. Эта малая измѣняемость полезной и, особенно, затраченной работы является особенностью системы винтовъ *НЕЖ*.

Точки пересѣченія характеристики съ линією $\Theta = 0$ 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° . Къ такимъ же заключеніямъ приходимъ изъ разсмотрѣнія графикъ (3) и (5), на которыя 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, соответственные скорости полета, и углы Θ , образуемые траекторією 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 даннаго аэроплана, не измѣняя подачу бензина. На фиг. (4) мы получаемъ для аэроплана Бреге наиболѣе крутой подъемъ въ 6° , а на фиг. (6) имѣемъ для Морана наиболѣе крутой подъемъ болѣе 8° , при чемъ вертикальная скорость будетъ нѣсколько менѣе 4 m/s. Данныя графики отчетливо отмѣчаютъ два режима въ полетахъ аэроплана. Если бы, на примѣръ, мы хотѣли подниматься вверхъ на аэропланѣ Бреге подъ угломъ 4° къ горизонту, то, на основаніи графики (4), могли бы летѣть при углѣ атаки 4° со скоростью 25 m/s, или летѣть при углѣ атакъ 14° 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 управленіе рулемъ высоты и увеличиваніе угловъ атаки давало бы сниженіе аэроплана.

Если бы, изменяя приток бензина, мы уменьшили работу мотора и понизили бы на фиг. (6) характеристику винтомоторной группы настолько, чтобы она прошла через самую низкую точку линии $\Theta = 0$ горизонтального полета, то она в этой точке приблизительно бы прикоснулась к линии, параллельной оси абсцисс. Передвигаясь по характеристикам изменением угла атаки вправо или влево, мы бы получали снижение аэроплана. Отсюда заключение: *при горизонтальном полете на экономическом угле нельзя действиями руля переходить на подъем, если не увеличит работу мотора.* Этого не приходится сказать при горизонтальном полете на наивыгоднейшем угле атаки. На фиг. (3) и (5) видно, что линии силы тяги винтомоторной группы идут, понижаясь со скоростью. Если при уменьшении подачи бензина мы на фиг. (3) понизим линию тяги и заставим ее пройти через нижнюю точку линии $\Theta = 0$, то усмотрим, что увеличивание угла атаки аэроплана Бреге, летящего под наивыгоднейшим углом, заставляет его подниматься вверх, хотя и незначительно. Вообще для аэроплана, который должен с горизонтального полета переходить возможно круче на подъем, надо брать большую скорость и лететь под малым углом атаки.

Припоминая способ построения наших графиков, данный на фиг. (2), установим правило об изменении величин, даваемых этими графиками.

Если вес 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 планов аэроплана умножаются на n , то скорость умножается на $\frac{1}{\sqrt{n}}$ и работа умножается тоже на $\frac{1}{\sqrt{n}}$. Если плотность среды, в которой летит аэроплан, умножается на n , то скорость умножается на $\frac{1}{\sqrt{n}}$ и работа также умножается на $\frac{1}{\sqrt{n}}$.

§ 4. *Потолки.* Потолком называют горизонтальную плоскость, выше которой не может подняться данный аэроплан. Если обозначим через ρ плотность воздуха при поверхности земли и через ρ' плотность на наибольшей доступной для аэроплана высоте Z , то эта высота Z может быть выражена по формуле Галлея (Halley):

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

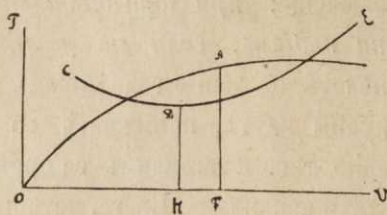
где Z выражено в метрах.

Пусть OA на фиг. (7) представляет характеристику винтомоторной группы, а CDE линию $\Theta = 0$ горизонтального полета аэроплана.

Посмотрим, как изменятся эти характеристики, когда плотность воздуха из ρ обратится в ρ' , т.-е. умножится на $n = \frac{\rho'}{\rho}$. Из теории моторов внутреннего сгорания следует, что ординаты моторной характеристики, данной на левой нижней стороне фиг. (1), все умножатся на n . С другой стороны, вследствие умножения плотности на n все ординаты правых пунктирных линий в верхней и нижней частях фигуры умножатся на n . Это приведет к тому, что все изменение характеристики винтомоторной группы выразится в умножении ее ординат на n без изменения абсцисс. Таково будет на фиг. (7) изменение линии OA . Что касается до линии CDE , то в ней, на основании сказанного в конце предыдущего параграфа, надо как ординаты, так и абсциссы умножить на $\frac{1}{\sqrt{n}}$, т.-е. произвести с этою кривою подобное изменение из центра подобия O . Так как $n = \frac{\rho'}{\rho}$ есть правильная дробь, то ординаты кривой OA уменьшаются, а ординаты кривой CDE увеличиваются, при чем при некотором

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

Намъ пужно получить значеніе n , при которомъ кривыя соприкоснутся. Приближенно мы можемъ отыскивать значеніе n , при которомъ наибольшая ордината деформированной кривой OA сдѣлается



Фиг. 7.

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

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

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

Подставляя найденное значеніе $\frac{q'}{q}$ въ формулу Галлея, получаемъ:

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

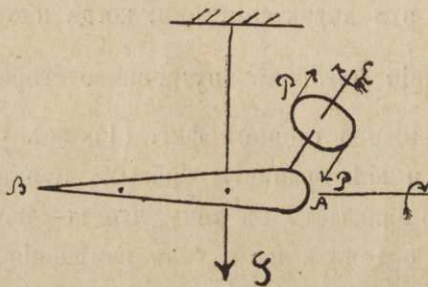
или

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

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 свободного твердаго тѣла, изложеннымъ въ нашей первой статьѣ, прибавимъ здѣсь еще одно положеніе.

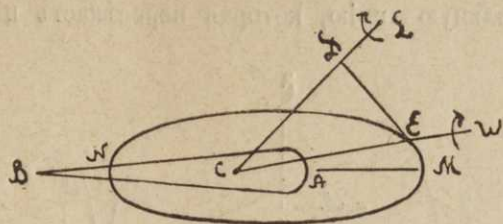


Фиг. 8.

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

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

Продолговатое тѣло подвѣшено на нити, прикрѣпленной къ центру тяжести тѣла; съ тѣломъ неизмѣняемо соединенъ легкій шкивокъ, на который дѣйствуетъ пара изъ двухъ силъ P , при чемъ 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 направленіе оси, около которой начнетъ вращаться тѣло AB отъ дѣйствія пары съ моментомъ L , получается съ помощію такъ называемаго эллипсоида инерціи.



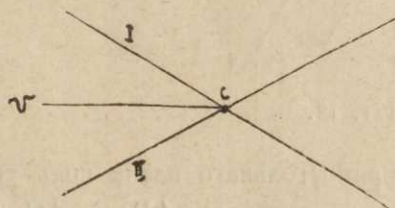
Фиг. 9.

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

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

гдѣ J — моментъ инерціи тѣла относительно оси. Концы полученныхъ векторовъ будутъ лежать на поверхности, которая и есть эллипсоидъ инерціи. Если тѣло вытянуто, то и эллипсоидъ инерціи будетъ вытянутъ, и его большая ось (ось инерціи) и представляетъ прямую, которую мы называемъ осью продолговатости. Точное направленіе 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 растянутасти 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 направленія скорости полета аэроплана, то мы будемъ называть ее вмѣстѣ съ Дюшеномъ, у котораго мы заимствуемъ разборъ поперечной устойчивости, *приподнятою осью продолговатости*; если же она направляется ниже скорости полета, то мы будемъ называть ее *опущенною осью продолговатости*. На фиг. (10) I есть приподнятая ось продолговатости, а II — опущенная ось продолговатости.



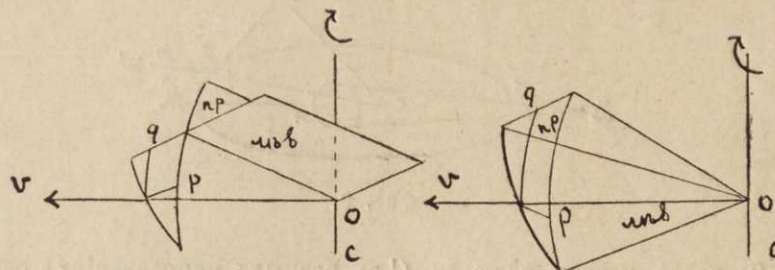
Фиг. 10.

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.

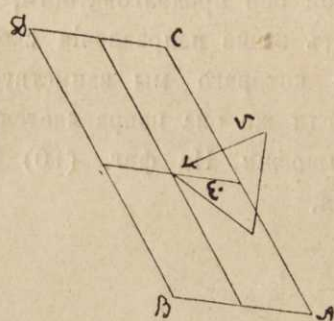
На фиг. (11) представлены приподнятыя и опущенныя крылья моноплана. Чрезъ центръ его тяжести C мы проводимъ вертикальную линію, которая пересѣкаетъ планы въ точкѣ O . Изъ этой точки,



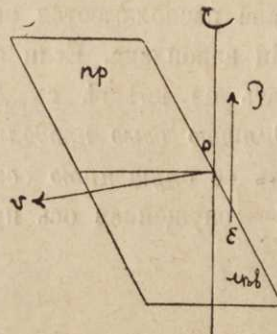
Фиг. 11.

какъ изъ центра, проводится сфера, которая пересѣкаетъ планы крыльевъ по дугамъ, изображеннымъ на фигурѣ. Перпендикулярныя къ правому и лѣвому плану дуги большихъ круговъ p и q , проведенныя 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.



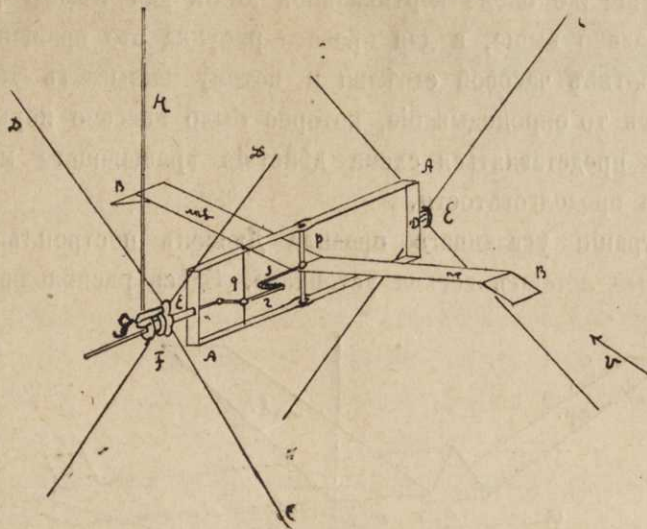
Фиг. 13.

вѣтра, проектируется на плоскость прямоугольнаго плана подъ угломъ къ его сторонамъ, фиг. (12), то центръ давленія лежитъ ближе къ тѣмъ сторонамъ AB и AC , которыя 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 чемъ съ помощью конической зубчатки она передаетъ вращеніе на вертикальный валъ H . Сквозь трубчатую ось E про-



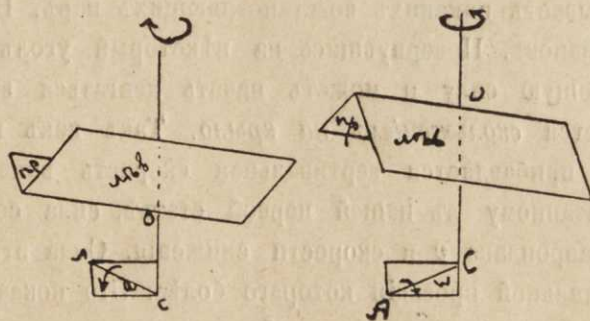
Фиг. 14.

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 того, чтобы аэропланъ съ приподнятыми крыльями имѣлъ поперечную устойчивость, ось его продольности должна быть приподнята, а для того, чтобы онъ имѣлъ поперечную устой-



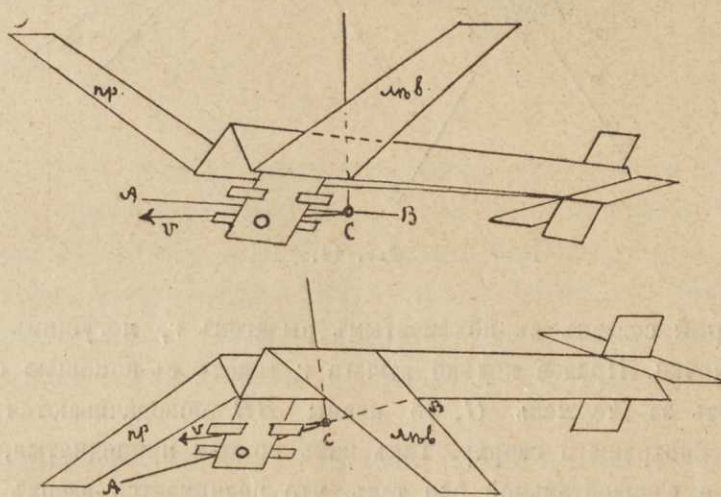
Фиг. 15.

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

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

рыва вѣтра, который набѣгаетъ 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 ω этого вращенія по правилу параллелограмма угловыхъ скоростей разлагаемъ на вращеніе по направленію скорости v полета аэроплана и по направленію 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 одноплоскостныя крылья при приподнятой оси продолговатости.

Для опытной демонстраціи указаннаго правила Дюшенъ построилъ картонныя модели, изображенныя на фиг. (16), которыя летаютъ весьма устойчиво. Здѣсь расположеніе оси продолговатости по-



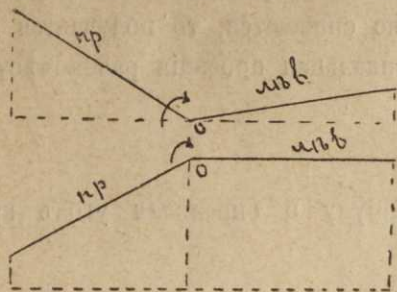
Фиг. 16.

лучается съ помощью прикалыванія кнопокъ. Верхняя модель имѣетъ приподнятыя крылья и приподнятую ось продолговатости, а нижняя — опущенныя крылья и опущенную ось продолговатости.

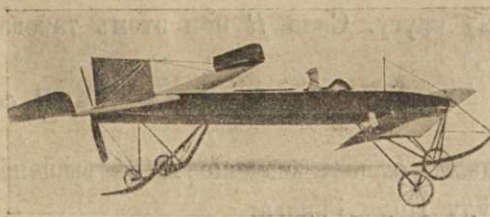
§ 6. Скольженіе на крыло. Въ предыдущемъ параграфѣ было сказано, что поворотъ аэроплана около скорости полета не вызываетъ никакихъ возстановляющихъ паръ. Въ этомъ заключается главная причина неустойчивости аэроплановъ. Повернувшись на нѣкоторый уголъ около направленія скорости, аэропланъ теряетъ поддерживающую силу и можетъ начать двигаться въ плоскости образовавшагося крена. Такое движеніе называется *скольженіемъ 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 котораго болѣе. Это показываетъ, что при вертикальномъ сниженіи приподнятыя крылья будутъ выпрямлять свой кренъ, а опущенныя 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 приподнятымъ крыльямъ. Въ случаѣ одноплоскостныхъ крыльевъ надо пользоваться вертикальными киями, роль которыхъ обыкновенно выполняетъ руль поворота и самый фюзеляжъ, который въ нѣкоторыхъ аэропланахъ, напримѣръ у Ньюпора, имѣетъ широкіе

вертикальные бока. На фиг. (18) изображен аэроплан Джевецкаго, который выполняет условие римской цифры V как для продольной, так и для поперечной устойчивости и еще усиливает последнюю вертикальными килем на концах задних планов (тип утки). Этот аэроплан имеет большую устойчивость.



Фиг. 17.

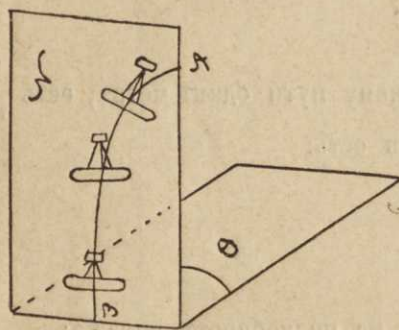


Фиг. 18.

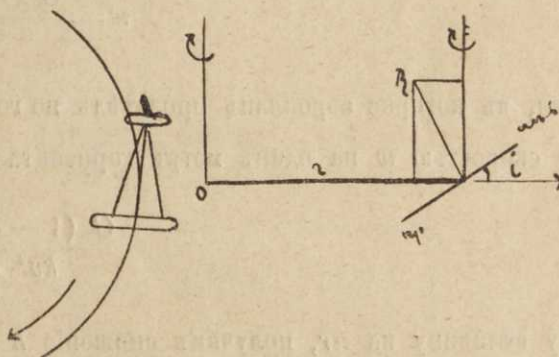
Соскользнув на крыло, аэроплан начнет описывать в плоскости крена N кривую линию AB , фиг. (19), при чем руль поворота отклоняется в сторону выпуклости траектории, и нормальная к траектории, составляющая давления ветра на этот руль и на фюзеляж аэроплана, уравнивается центробежной силой, как это видно на фигуре.

Если летчик не выправит своевременно скольжение на крыло действием скривления крыльев и рулем поворота, то скольжение на крыло может перейти в пикирующий спуск, т.-е. движение по глиссаде с вращающимся винтом. Этот спуск при значительности крена будет совершаться с большою скоростью и может повести к катастрофе. По нашим графикам Моран в 80° сил при $\Theta = -10^\circ$ дает скорость 40 м/с.

§ 7. *Вираж.* Вираж называется поворот аэроплана по горизонтальной дуге круга или по снижающейся траектории, проектирующейся на горизонтальную плоскость дугою круга. В последнем случае вираж называется *виражем со снижением*. Элементарное изложение теории виража дано Полем Ренаром. Когда пилот поворачивает руль поворота налево по отношению к себе, то аэроплан поворачивается около вертикальной оси по стрелке часов для наблюдателя, смотрящего сверху. При этом в случае одноплоскостных или слегка приподнятых крыльев поднимается вверх левое крыло.



Фиг. 19.



Фиг. 20.

Это поднятие обыкновенно усиливается действием искривления или открылками. От образовавшегося крена при таком расположении прямолинейный путь аэроплана переходит в круговой (фиг. 20), при чем центр O окружности располагается вправо от пилота.

Радиус r окружности виража может быть определен из того условия, что центробежная сила равна проекции на направление радиуса силы сопротивления воздуха R (которую мы берем в плоскости симметрии перпендикулярно к скорости полета). Это приводит к уравнению:

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

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 движеніе по горизонтальному кругу. Сила R при этомъ такова, что ея вертикальная проекція равна вѣсу аэроплана:

$$R \cos i = G.$$

Подставляя отсюда значеніе R въ вышенаписанную формулу и опредѣляя уголъ крена i , получаемъ формулу Поля Ренара:

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

Такимъ образомъ, кренъ вполне опредѣляется по радіусу виража и по скорости аэроплана. Впрочемъ, эта формула выведена съ приближеніемъ, такъ какъ мы проектировали на радіусъ 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 этою проекціею 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 сниженіе со скоростью w на одинъ метръ горизонтальнаго пути есть:

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

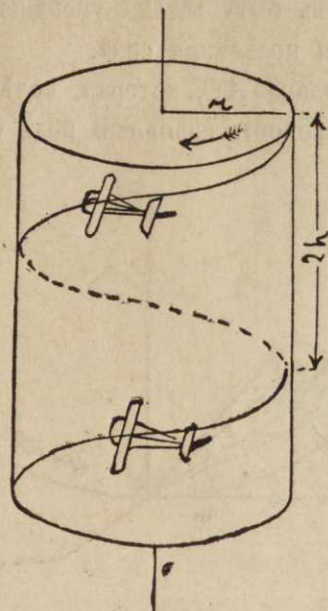
Умножая эту величину на πr , получимъ сниженіе h аэроплана на полуоборотъ виража:

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

Скорость v можетъ быть отсюда исключена съ помощью формулы (2) Поля Ренара. Получается формула Соро, которая даетъ намъ сниженіе 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 будетъ спускаться по винтовой линіи, расположенной на вертикальномъ цилиндрѣ радиуса r (фиг. 20), при чемъ шагъ винтовой линіи будетъ $2h$.



Фиг. 21.

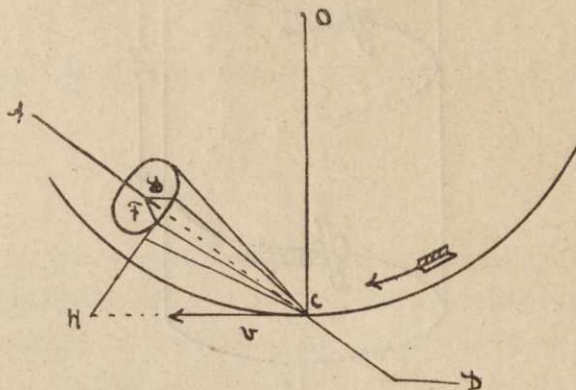
Для вычисленія величины сниженія h въ сантиметрахъ Соро составилъ таблицу, въ которой принялъ $\frac{G}{ks}$ за единицу; вслѣдствіе этого при пользованіи таблицею надо умножать данную въ ней величину h на величину $\frac{G}{ks}$, вычисленную для данного аэроплана. Приводимъ здѣсь эту таблицу.

r_m	i° h_{cm}	$V \text{ m/s.}$			
		17,5	20	22,5	25
75	i h	$22^\circ 40'$ 5,9	$28^\circ 30'$ 7,1		
100	i h	$17^\circ 20'$ 4,6	$22^\circ 10'$ 5,8	$27^\circ 20'$ 6,9	
125	i h	$14^\circ 46'$ 4	19° 5	$23^\circ 30'$ 6,1	$28^\circ 20'$ 7,1
150	i h	$11^\circ 50'$ 3,2	$15^\circ 10'$ 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 $v=17,5$ m/s., найдемъ при $r=100$ м. изъ таблицы уголъ крена $i=17^\circ 20'$ и сниженіе за полуоборотъ $h=4,6 \cdot 40=184$ сант.

Когда угол крена дѣлается искусственно скривленіемъ крыла или поджатіемъ открывковъ, то не слѣдуетъ его дѣлать такъ, чтобы приподнималось крыло, лежащее во внутренней сторонѣ окружности виража, такъ какъ при этомъ можетъ быть весьма уменьшенъ уголъ 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 μ , который на практикѣ около 12° .



Фиг. 22.

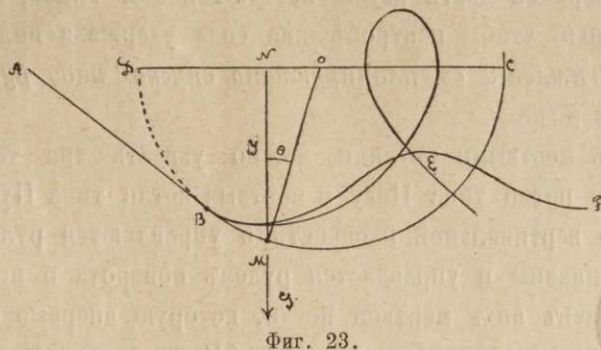
Проведемъ около этой оси конусъ. Построимъ относительно этой оси конусъ, образующая котораго дѣлаетъ съ нею уголъ λ (У Морана $\lambda = 6^\circ$). Положенія плоскости крена будутъ получаться, проводя къ этому конусу касательныя плоскости. Если образующая CD лежитъ со стороны центра виража O , то будетъ приподнято лѣвое крыло, и уголъ атаки будетъ немного уменьшенъ противъ угла нормальнаго полета. Если же эта образующая лежитъ 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, расположенное внѣ окружности виража.*

Укажемъ въ концѣ этого параграфа на гироскопическое вліяніе пропеллера на выражѣ. Вращеніе винта совершается обыкновенно противъ стрѣлки часовъ для наблюдателя, смотрящаго на подлетающій къ нему аэропланъ для тянущихъ винтовъ и пострѣлкѣ часовъ для толкающихъ винтовъ. Гироскопическій эффектъ опредѣляется по правилу Грюэ, которое состоитъ въ слѣдующемъ: *Если тѣло вращается около своей оси симметріи съ угловою скоростью ω и мы будемъ эту ось вращать около нѣкоторой другой оси съ угловою скоростью ω' , то явится пара силъ, стремящаяся ось ω соединить съ осью ω' такъ, чтобы оба вращенія совершались въ одну сторону. Моментъ этой пары равенъ $I\omega\omega' \sin \Theta$, гдѣ I —моментъ инерціи тѣла около оси вращенія, а Θ —уголъ между осями ω и ω' .*

Для аэроплановъ съ переднимъ винтомъ упомянутая пара будетъ въ случаѣ виража по солнцу опускаться 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 тянущемъ винтѣ и опускаться при толкающемъ. *Обыкновенно предпочитаютъ дѣлать виражъ противъ часовой стрѣлки, при чемъ въ случаѣ заднихъ винтовъ получаютъ сниженіе аэроплана.*

§ 8. *Мертвая петля.* Предположимъ (фиг. 23), что аэропланъ при остановленномъ моторѣ движется по глассадѣ AB съ нѣкоторою скоростью, соотвѣтствующею углу атаки α , и, дойдя до точки B , дѣйствіемъ руля высоты измѣняетъ уголъ атаки α въ α' . Дальнѣйшее движеніе аэроплана будетъ совершаться по нѣкоторой кривой. Покажемъ, что, въ случаѣ $\alpha' = 3\alpha$ эта кривая будетъ вертикальною полуокружностью, достигнувъ до горизонтальнаго діаметра которой, аэропланъ потеряетъ всю свою скорость.

Предположимъ, что движеніе 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.

$$\frac{G}{g} \frac{v^2}{r} = kv^2 Sa' - G \cos \Theta, \quad (4)$$

гдѣ r — радиусъ круга, g — напряженіе тяжести, a' — уголъ атаки и Θ — 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 горизонтальнаго діаметра DC . Эта скорость была бы согласна съ теоремою живыхъ силъ въ предположеніи, что аэропланъ, придя въ точку C , останавливается, и что силою лобового сопротивленія воздуха пренебрегаютъ сравнительно съ поддерживающею силою сопротивленія. Условіе равенства знаменателя $\frac{1}{2}$ приводитъ насъ къ величинѣ радиуса r :

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

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

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

или, на основаніи форм. (6):

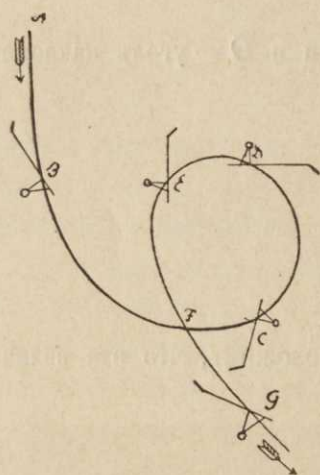
$$v^2 = \frac{2}{3} gr \frac{a'}{a} \cos \Theta. \quad (7)$$

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

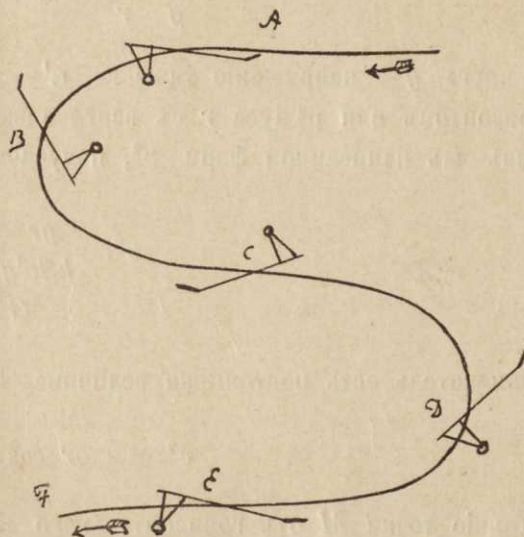
случаѣ $a' > 3a$ — траекторіи съ петлями*). При приземленіи аэроплана послѣ планирующаго спуска не желателенъ переходъ на круговую траекторію или траекторію съ петлями, потому что въ первомъ случаѣ въ точкѣ C аэропланъ потеряетъ всю свою скорость и можетъ скабировать (упасть на хвостъ), а во второмъ 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 приземленіи съ планирующаго спуска надо рулемъ высоты увеличить уголъ атаки меньше, нежели въ три раза.

Переходя къ полету съ мертвыми петлями, можно указать три типа мертвыхъ петель: мертвыя петли типа Нестерова, мертвыя петли типа Пегу и мертвыя петли типа Пуаре. Первые два типа имѣютъ траекторіи, почти лежащія въ вертикальной плоскости, и управляются рулемъ высоты, а послѣдній типъ имѣетъ 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.

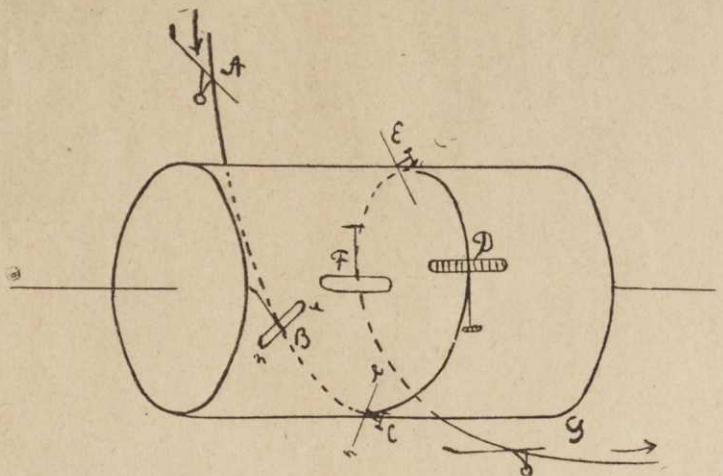
правлена вверхъ, а вѣсъ тѣла и сопротивленія воздуха внизъ. Нестеровъ указывалъ, что, летя головою внизъ, онъ чувствовалъ, что его прижимаетъ къ сидѣнію, такъ что онъ могъ бы не привязываться къ аэроплану. Пегу, который совершилъ одновременно съ Нестеровымъ первый полетъ внизъ головою, сдѣлалъ его въ 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 головою, при чемъ центробѣжная сила у него, вслѣдствіе малой кривизны траекторіи, мала и вѣсъ аэроплана уравнивается, главнымъ образомъ, сопротивленіемъ воздуха, которое, вслѣдствіе поворота руля высоты, дѣйствуетъ на выпуклую часть плановъ и направлено вверхъ. Описавъ такимъ образомъ букву S, Пегу переходитъ на горизонтальный полетъ головою вверхъ.

Третій способъ полета внизъ головою принадлежитъ Пуаре. Онъ описываетъ траекторію двойной кривизны, такъ какъ къ маневру Нестерова присоединяетъ образование крена крыльевъ, который онъ вызываетъ, подѣйствовавъ короткій промежутокъ времени на искривленіе крыльевъ. Траекторію полета Пуаре можно разсматривать какъ петлю Нестерова, наведенную 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, видитъ въ *D* нижнюю затусеванную часть аэроплана. Въ верхней точкѣ траекторіи *E* шасси направлено вверхъ, аэропланъ летитъ за чертежъ съ приподнятымъ правымъ крыломъ. Въ ниспадающей пунктирной вѣтви наблюдатель видитъ въ *F* верхнюю незатусеванную часть аэроплана. При схожденіи съ цилиндра аэропланъ опять летитъ (точка *G*) правильно колесами внизъ. Кромѣ указанныхъ основныхъ типовъ фигурныхъ полетовъ различными летчиками были выработаны разнообразные виды ихъ.

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

