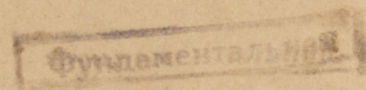
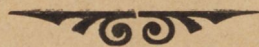


Профессоръ Н. Е. ЖУКОВСКІЙ.

Динамика аэроплановъ въ элементарномъ изложеніи.

Статья вторая.



МОСКВА.—1916 г.

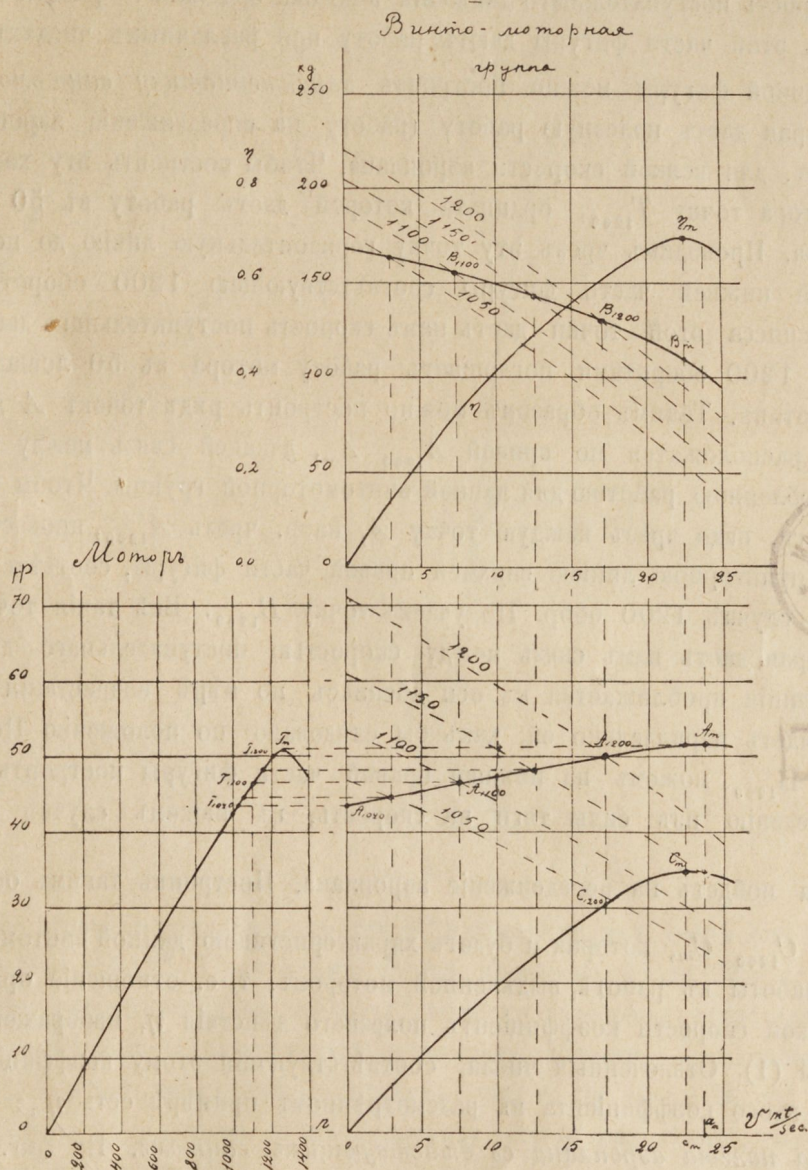
Типо-Литографія Русскаго Товарищества Печатнаго и Издательскаго дѣла.
Чистые пруды, Мыльниковъ пер., соб. д. Телеф. 18-35.

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 важныя при современныхъ военныхъ требованіяхъ: большая скорость, быстрота подъема вверхъ и большая высота подъема. Кромѣ 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.* Положение 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 — выдѣляемая 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 опредѣленнымъ 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.

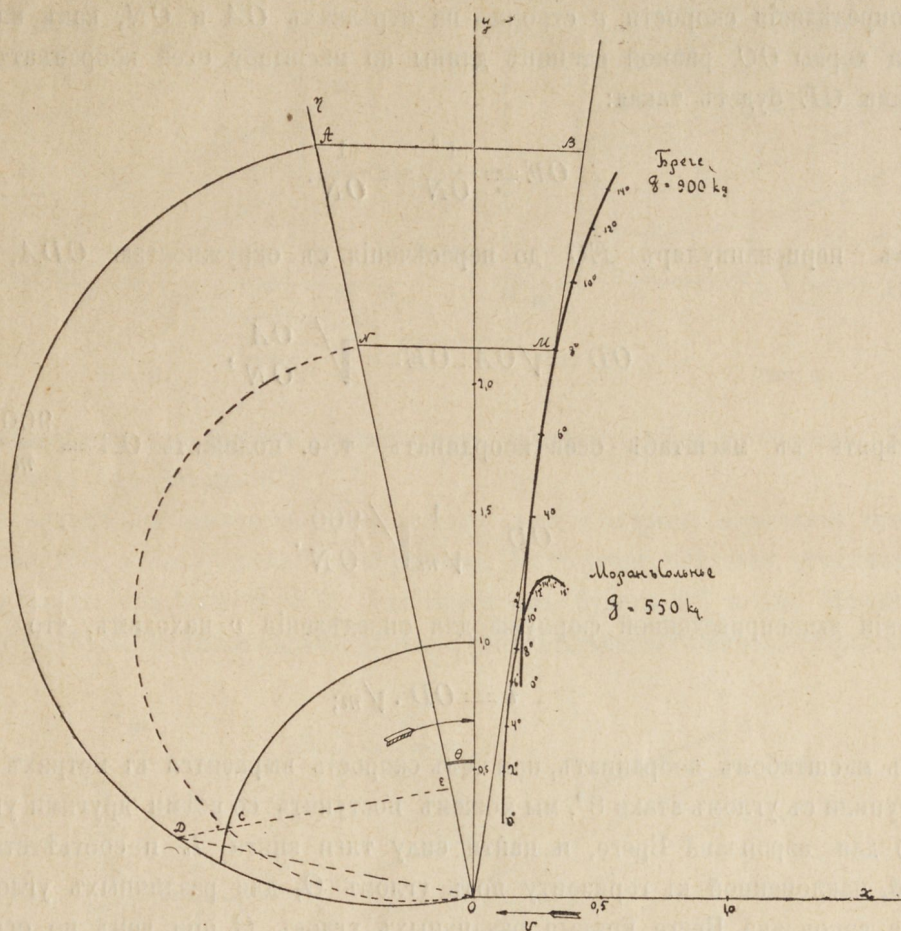
Съ помощію данной фигуры можно построить *характеристику винтомоторной группы*. Такъ называютъ линію, которая даетъ полезную работу (работу на передвиженіе аэроплана) пропеллера, соединеннаго съ моторомъ, для всякой скорости аэроплана. Чтобы построить эту характеристику, возьмемъ на характеристикѣ мотора 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 работою 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 разсмотрѣнномъ примѣрѣ есть $\eta_m = 0,7$.

§ 3. *Графика полета аэроплана съ дѣйствующимъ винтомъ.* На фиг. (2) представлены кривыя Лиліенталя, 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 чем записанные числа выражают числа килограммов силы для всего действительного аэроплана при скорости 1 м/с . На кривых Лилленталя написаны в градусах углы атаки, отсчитываемые от хорды дужки главных планов, при чем для биплана Бреге берется хорда дужки верхнего плана. С этой хордой ось винта образует угол 6° .

Основная идея, лежащая в построении новых графиков, та же, какая была указана в моей первой статье. Она состоит в сложении силы тяги винта с силой сопротивления воздуха и в поворачивании кривой Лилленталя так, чтобы равнодействующая этих двух сил пошла по вертикальному направлению. Остановимся на аэроплане Бреге. Будем разсматривать поступательное движение аэроплана под углом Θ к горизонту вверх и проведем на фиг. (2) прямую on , образующую угол Θ с



Фиг. 2.

осью oy . Возьмем угол атаки с верхним планом 8° и заметим, что угол оси пропеллера с горизонтом будет при этом $8 - 6 = 2^\circ$. Под этим углом проведем хорду MN до пересечения с on в точке N . Сила тяги винта, разделенная на квадрат скорости аэроплана, представится на нашей фигуре вектором MN , а вес аэроплана G , разделенный на квадрат скорости, — вектором ON . Повернув кривую Лилленталя вместе со всем чертежом по стрелке часов на угол Θ , мы направим ON вертикально, а скорость полета v под углом Θ к горизонту. Легко определить, какова должна быть при этом скорость v и сила тяги винта R .

Первая будет дана формулой:

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

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 on 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 соответственную 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 .

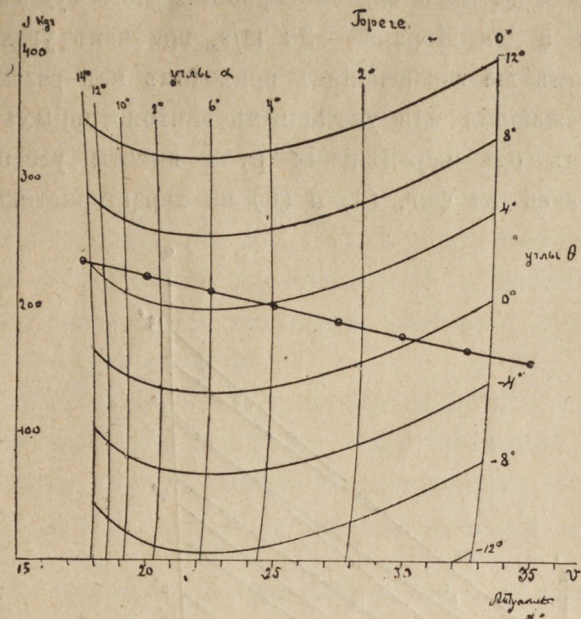
Графику фиг. (3) легко перестроить на графику фиг. (4), отлагая по оси ординатъ работу въ лошадиныхъ силахъ:

$$T = \frac{Rv}{75}.$$

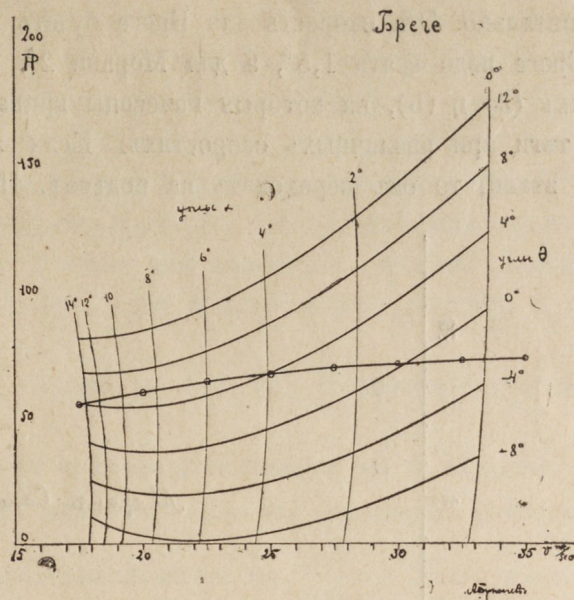
Подобные же графики для Моранъ-Сольнье даны на фигурахъ (5) и (6).

При этомъ на фиг. (6) къ двумъ сѣтямъ кривыхъ, соответствующимъ 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.

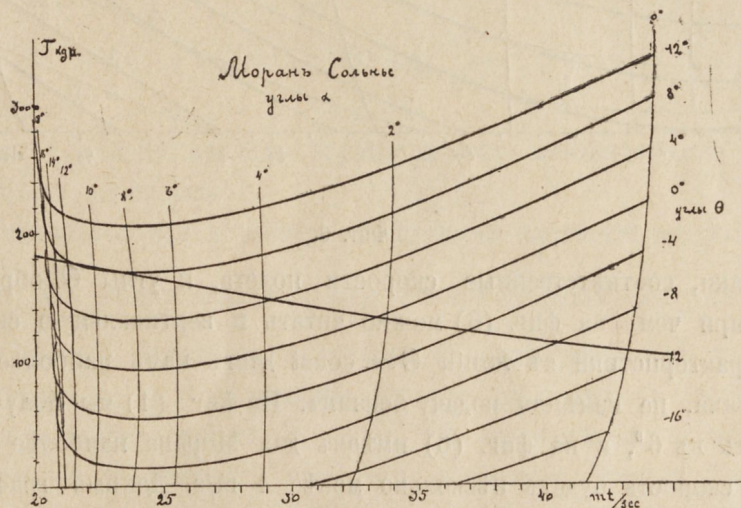


Фиг. 4.

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

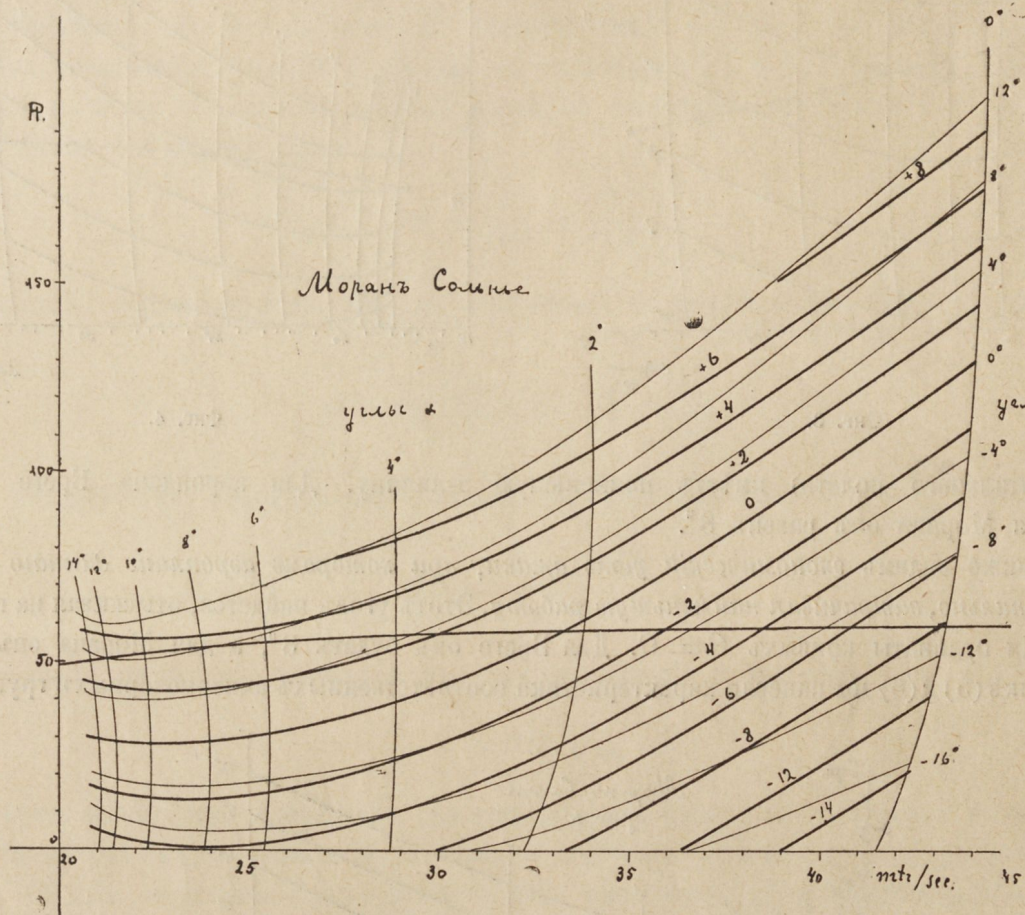


Фиг. 5.

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 абсциссъ 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 линіею $\Theta = 0$ горизонтальнаго 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 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 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, напримѣръ, 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 увеличеніе угловъ атаки давало бы сниженіе аэроплана.

Если бы, измѣняя притокъ бензина, мы уменьшили работу мотора и понизили бы на фиг. (6) характеристику винтомоторной группы настолько, чтобы она прошла чрезъ самую низкую точку линіи $\Theta = 0$ горизонтального полета, то она въ этой точкѣ приблизительно бы прикоснулась къ линіи, параллельной оси абсциссъ. Передвигаясь по характеристикѣ измѣненіемъ угла атаки вправо или влево, мы бы получали сниженіе аэроплана. Отсюда заключеніе: *при горизонтальномъ полетѣ на экономическомъ углу нельзя дѣйствіями руля переходить на подъемъ, если не увеличитъ работу мотора.* Этого не приходится сказать при горизонтальномъ полетѣ на наивыгоднѣйшемъ углу 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 $\Theta = 0$, 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 горизонтального 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 въсь 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 ϱ плотность воздуха при поверхности земли и чрезъ ϱ' плотность на наибольшей доступной для аэроплана высотѣ Z , то эта высота Z можетъ быть выражена по формулѣ Галлея (Halley):

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

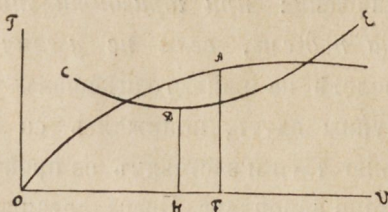
гдѣ Z выражено въ метрахъ.

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

Посмотримъ, какъ измѣнятся эти характеристики, когда плотность воздуха изъ ϱ обратится въ ϱ' , т.-е. умножится на $n = \frac{\varrho'}{\varrho}$. Изъ теоріи моторовъ внутренняго сгоранія слѣдуетъ, что ординаты моторной характеристики, данной на лѣвой нижней сторонѣ фиг. (1), всѣ умножатся на n . Съ другой стороны, вслѣдствіе умноженія плотности на n всѣ ординаты правыхъ пунктирныхъ линій въ верхней и нижней частяхъ фигуры умножатся на n . Это приведетъ 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 сказаннаго 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 $n = \frac{\varrho'}{\varrho}$ есть правильная дробь, то ординаты кривой OA уменьшаются, а ординаты кривой CDE увеличиваются, при чемъ при нѣкоторомъ

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

Намъ нужно получить значеніе n , при которомъ кривыя соприкоснутся. Приблизенно 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 соприкосновению 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:

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

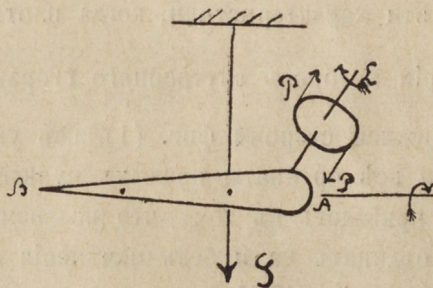
или

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

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

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

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

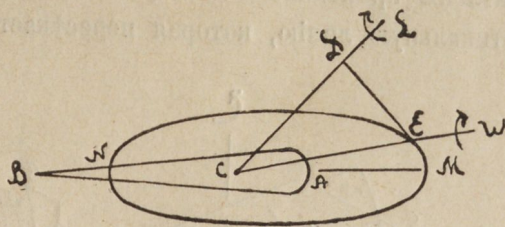


Фиг. 8.

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 направление оси, около которой начнетъ вращаться тѣло AB отъ дѣйствія пары съ моментомъ L , получается съ помощію такъ называемаго эллипсоида инерціи.



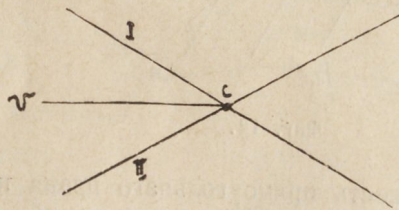
Фиг. 9.

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.



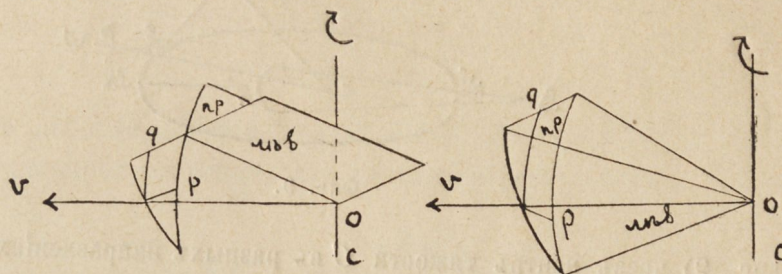
Фиг. 10.

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.

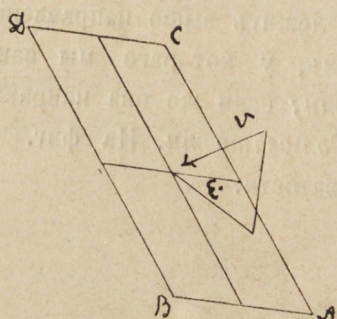
На фиг. (11) представлены приподнятыя и опущенныя крылья моноплана. Черезъ центръ его тяжести C мы проводимъ вертикальную линію, которая пересѣкаетъ планы въ точкѣ O . Изъ этой точки,



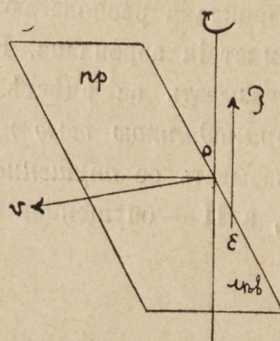
Фиг. 11.

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 черезъ 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.



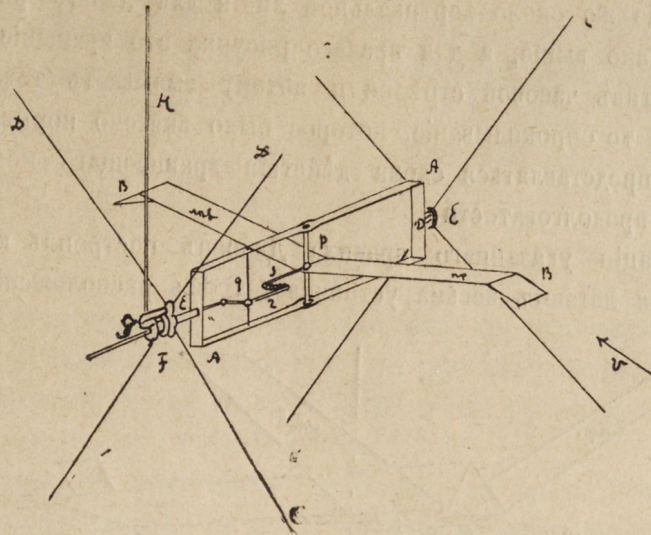
Фиг. 13.

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-



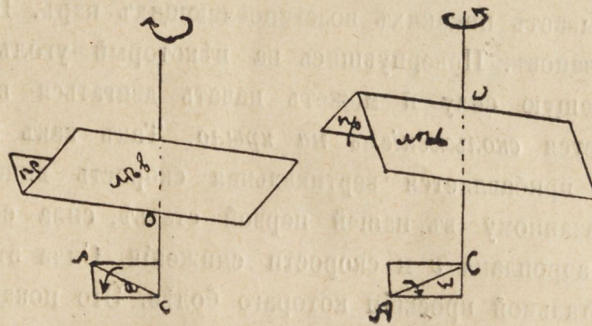
Фиг. 14.

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 Дюшенемъ.

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



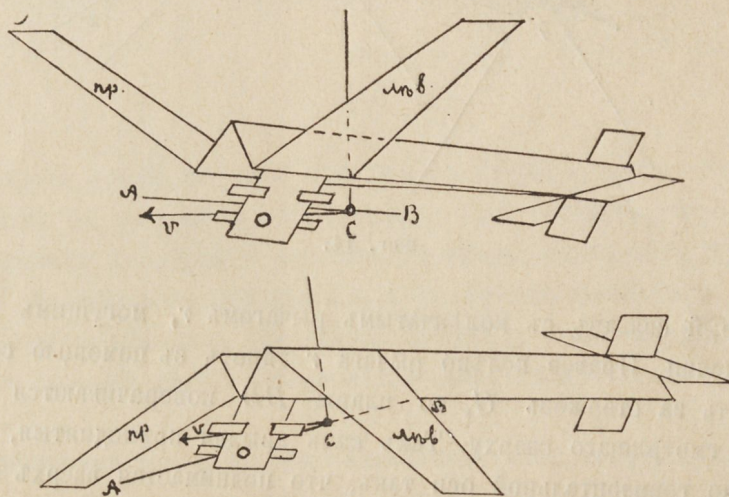
Фиг. 15.

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 Λ , при чемъ ось продолговатости 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-



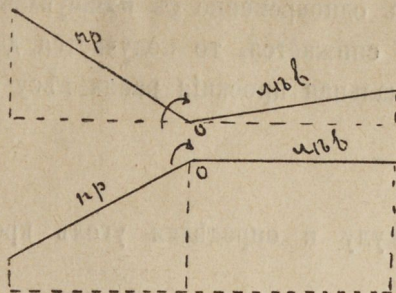
Фиг. 16.

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

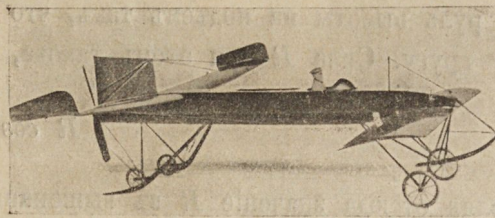
§ 6. Скольженіе на крыло. Въ предыдущемъ параграфѣ было сказано, что поворотъ аэроплана около скорости полета не вызываетъ никакихъ возстановляющихъ паръ. Въ этомъ заключается главная причина неустойчивости аэроплановъ. Повернувшись на нѣкоторый уголъ около направленія скорости, аэропланъ теряетъ поддерживающую 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, на примѣръ у Ньюпора, имѣетъ широкіе

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



Фиг. 17.

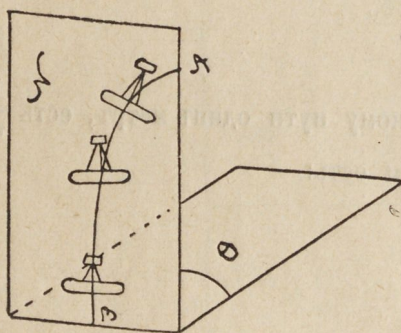


Фиг. 18.

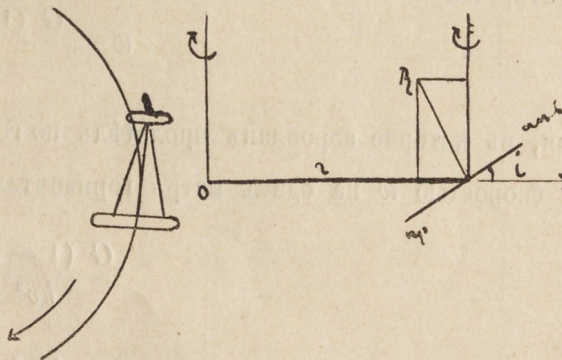
Соскользнувъ на крыло, аэропланъ начнетъ описывать въ плоскости крена N кривую линію AB , фиг. (19), при чемъ руль поворота отклоняется въ сторону выпуклости траекторіи, и нормальная къ траекторіи, составляющая давленія вѣтра на этотъ руль и на фюзеляжъ аэроплана, уравнивается центробѣжной силой, какъ это видно на фигурѣ.

Если летчикъ не выправитъ своевременно скольженіе на крыло дѣйствіемъ скривленія крыльевъ и рулемъ поворота, то скольженіе на крыло можетъ перейти въ пикирующий спускъ, т.-е. движеніе по глissадѣ съ вращающимся винтомъ. Этотъ спускъ при значительности крена будетъ совершаться съ большою скоростью и можетъ повести къ катастрофѣ. По нашимъ графикамъ Моранъ въ 80 силъ при $\Theta = -10^\circ$ даетъ скорость 40 m/s.

§ 7. *Виращежъ*. Виращежъ называется поворотъ аэроплана по горизонтальной дугѣ круга или по снижающейся траекторіи, проектирующей на горизонтальную плоскость дугою круга. Въ послѣднемъ случаѣ виращежъ называется *виращежъ со сниженіемъ*. Элементарное изложеніе теоріи виращежа дано Полемъ Ренаромъ. Когда пилотъ поворачиваетъ руль поворота налѣво 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 откылками. Отъ образовавшагося крена при такомъ расположеніи прямолинейный путь аэроплана переходитъ въ круговой (фиг. 20), при чемъ центр O окружности располагается вправо отъ пилота.

Радиусъ r окружности виращежа можетъ быть опредѣленъ изъ того условія, что центробѣжная сила равна проекціи на направленіе радіуса силы сопротивленія воздуха R (которую мы беремъ въ плоскости симметріи перпендикулярно къ скорости полета). Это приводитъ къ уравненію:

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

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 Ланглей поддерживающая сила kwS уничтожитъ вышеупомянутый остаточный вѣсъ. Мы получаемъ уравненіе:

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

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:

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

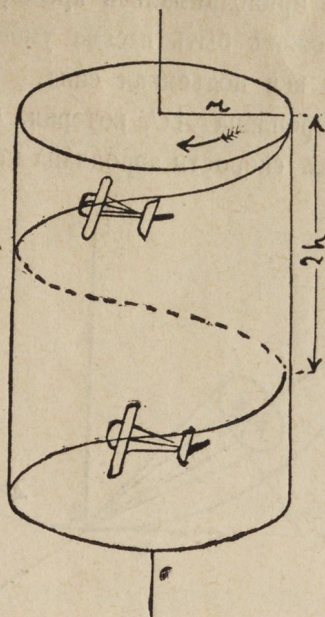
Умножая эту величину на πr , получимъ сниженіе h аэроплана на полуоборотъ виража:

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

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.

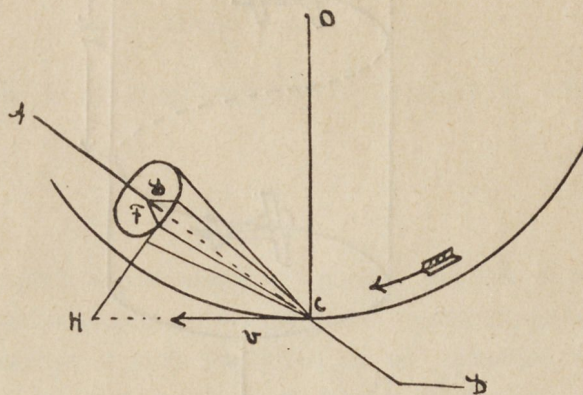
Для вычисленія величины сниженія h въ сантиметрахъ Соро составилъ таблицу, въ которой принялъ $\frac{G}{ks}$ за единицу; вслѣдствіе этого при пользованіи таблицею надо умножать данную въ ней величину h на величину $\frac{G}{ks}$, вычисленную для данного аэроплана. Приводимъ здѣсь эту таблицу.

r_m	i° h_{cm}	$V \text{ m/s.}$			
		17,5	20	22,5	25
75	i h	22°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 $v=17,5$ 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.

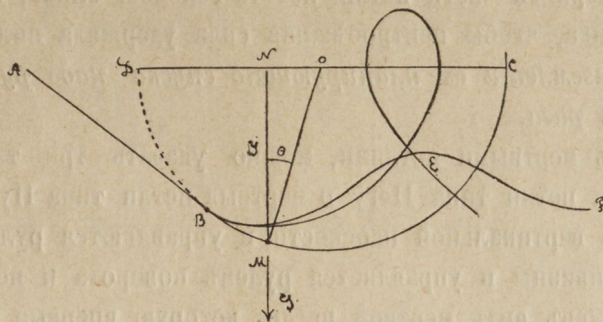
Проведемъ около этой оси конусъ. Построимъ относительно этой оси конусъ, образующая котораго дѣлаетъ съ нею уголъ λ (У Морана $\lambda = 6^\circ$). Положенія плоскости крена будутъ получаться, проводя къ этому конусу касательныя плоскости. Если образующая CD лежитъ со стороны центра виража O , то будетъ 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 виражъ. 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 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 тянущемъ винтѣ и опускаться при толкающемъ. Обыкновенно предпочитаютъ дѣлать виражъ противъ часовой стрѣлки, при чемъ въ случаѣ заднихъ винтовъ получаютъ сниженіе аэроплана.

§ 8. Мертвыя петли. Предположимъ (фиг. 23), что аэропланъ при остановленномъ моторѣ движется по глиссадѣ 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' — уголь атаки и Θ — уголь наклоненія касательный къ кругу съ горизонтомъ или радиуса r съ вертикалью.

Опредѣливъ изъ написанной форм. v^2 , получаемъ:

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

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):

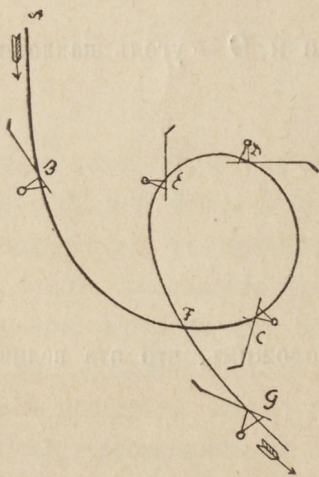
$$v^2 = \frac{2}{3} gr \frac{a'}{a} \cos \Theta. \quad (7)$$

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

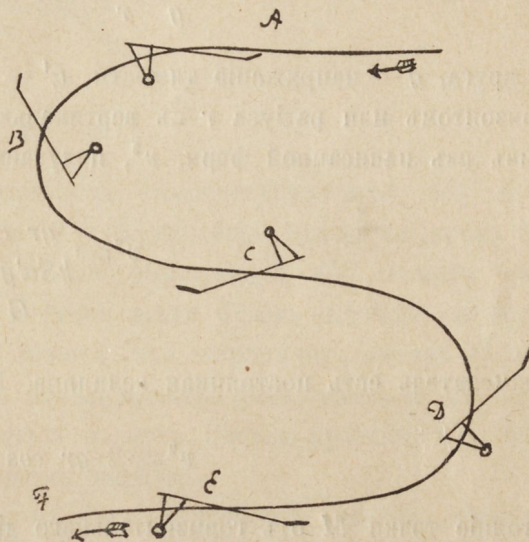
случаѣ $\alpha' > 3\alpha$ — траекторіи съ петлями*). При приземленіи аэроплана послѣ планирующаго спуска не желателенъ переходъ на круговую траекторію или траекторію съ петлями, потому что въ первомъ случаѣ въ точкѣ C аэропланъ потеряетъ всю свою скорость и можетъ скабировать (упасть на хвостъ), а во 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.

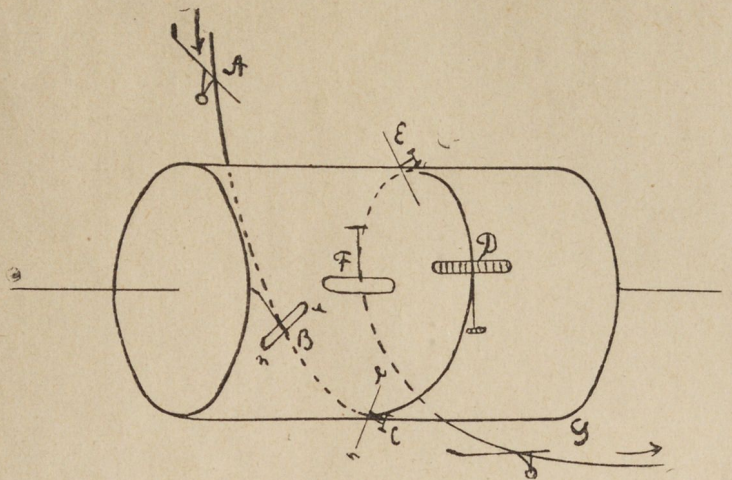
правлена вверхъ, а вѣсъ тѣла и сопротивленія воздуха внизъ. Нестеровъ указывалъ, что, летя головою внизъ, онъ чувствовалъ, что его прижимаетъ къ сидѣнію, такъ что онъ могъ бы не привязываться къ аэроплану. Пегу, который совершилъ одновременно съ Нестеровымъ первый полетъ внизъ головою, сдѣлалъ его въ 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 образованіе 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 паревіи 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 затушеванную 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 незатушеванную 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.