

Профессоръ Н. Е. Жуковскій.

ДИНАМИКА АЭРОПЛАНОВЪ

ВЪ ЭЛЕМЕНТАРНОМЪ
ИЗЛОЖЕНІИ.

Лекціи, читанныя ученикамъ Теоретическихъ Курсовъ
Авіаціи при Московскомъ Высшемъ Техническомъ
Училищѣ.

МОСКВА. — 1917.

Профессоръ Н. Е. Жуковскій.

Динамика аэроплановъ въ элементарномъ
изложеніи.

Лекціи читанныя ученикамъ Теоретическихъ
Курсовъ Авіаціи при Московскомъ Высшемъ Техни-
ческомъ Училищѣ.

Москва.

1917.

Предисловіе.

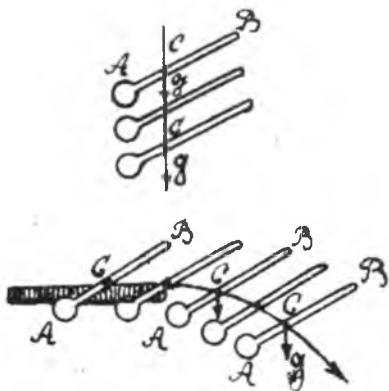
Это литографированное изданіе моихъ статей
Динамика аэроплановъ часть I и II заключаетъ
въ себѣ безъ переменъ часть II; въ части же I
выпущены нѣкоторыя изслѣдованія, которыя въ болѣе
совершенномъ видѣ были потомъ изложены во II-ой
части.

Н. Жуковскій.

ДИНАМИКА АЭРОПЛАНОВЪ ВЪ ЭЛЕМЕНТАРНОМЪ
ИЗЛОЖЕНІИ.

§ 1. Въ этой статьѣ разясняются, съ помощью указанія на простыя приборы, положенія динамики твердаго тѣла, нужныя для покиданія полета аэроплановъ. Сила, дѣйствующая на центръ тяжести тѣла, не имеющаго начальнаго вращенія, сообщаетъ ему поступательное движеніе, ускореніе котораго направлено по силѣ и равно силѣ, раздѣленной на массу тѣла.

Если (фиг. I) возьмемъ тѣло АВ какой-нибудь формы, которое находится подъ дѣйствіемъ силы своего вѣса, приложенной въ центръ тяжести С, и предоставимъ ему падать, то увидимъ, что центръ его тяжести будетъ двигаться внизъ по вертикальной линіи равномерно ускореннымъ движеніемъ, а тѣло будетъ оставаться само себѣ параллельнымъ.



Фиг. 1.

Точно также, если бы мы сообщили этому тѣлу нѣкоторую скорость поступательнаго движенія, напримѣръ, помѣстивши въ его центръ тяжести маленькій роликъ С,

ніи досягаєть конца трубки В. Эта резина вытягивается на длину $BC = S$, причеъ ея конецъ С укрѣпляется въ центрѣ тяжести С диска DE, лежащаго на горизонтальной доскѣ Н. Эту доску опускають внизъ до тѣхъ поръ, пока вытянутая резина не уничтожитъ весь вѣсъ диска. Легко усмотрѣть, что при надлежащемъ положеніи доски Н эта потеря всего вѣса будетъ имѣть мѣсто во всякомъ положеніи диска на доскѣ. Дѣйствиельно, разложимъ силу вытяжки резины

$$P = k \cdot \frac{S}{l}$$

на вертикальную силу Q и горизонтальную силу R.

$$Q = P \cdot \cos \alpha = k \cdot \frac{S \cos \alpha}{l}$$

$$R = P \cdot \sin \alpha = k \cdot \frac{S \sin \alpha}{l}$$

и подставимъ, согласно условію, $Q = g$, гдѣ g - вѣсъ диска.

Тогда первая формула даетъ намъ разстояніе h диска отъ точки В

$$\frac{k \cdot h}{l} = g ; \quad h = \frac{g \cdot l}{k}$$

которое не зависитъ отъ угла α . Нашъ дискъ будетъ находиться подъ дѣйствіемъ одной горизонтальной силы

$$R = \frac{g \cdot k}{l}$$

гдѣ $E = DC$, приложенной къ центру тяжести диска. Отъ всякаго толчка, направленнаго вдоль доски и проходящаго чрезъ центръ тяжести, дискъ, оставаясь самъ себѣ параллельнымъ (можно провести черту по діаметру диска и эта черта будетъ оставаться себѣ параллельной), будетъ описывать своимъ центромъ тяжести эллипсѣ около центра F , какъ это слѣдуетъ по закону движенія матеріальной точки подъ дѣйствіемъ центральной силы, пропорціональной разстоянію. При этомъ время полного оборота по всѣмъ эллипсамъ будетъ одинаково и дается формулою:

$$t = 2\pi \cdot \sqrt{\frac{m \cdot l}{k}}$$

гдѣ m - масса диска. Но, если мы привяжемъ конецъ резинки не къ

центру тяжести C ,

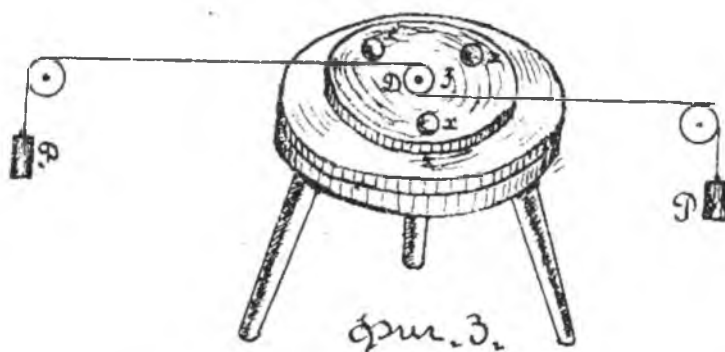
а къ какой-ни-

будь точкѣ N , то

сейчасъ же усмо-

тримъ, что дискъ

начнетъ вращать-



ся около горизонтальной оси и не будетъ двигаться, оставаясь параллельнымъ доскѣ.

Пара силъ не перемѣщаетъ центра тяжести. Это положеніе динамики можетъ быть разъяснено на приборѣ Теплера, изображенномъ на фиг. (3).

На стойкѣ L укрѣплено горизонтальное зеркало H, на которое съ помощью трехъ шариковъ x, x, x опирается другое горизонтальное зеркало, придѣланное къ горизонтальному диску F. На дискѣ F прикрѣпленъ горизонтальный блокъ D, на который наматываются параллельныя нити, перекинутыя черезъ весьма отдаленныя вертикальныя блоки и обремененныя равными грузами P. Волѣдствие отдаленности этихъ блоковъ сравнительно съ размѣромъ диска F, при всякомъ положеніи диска F на приборѣ нити будутъ приблизительно параллельны, и силы ихъ натяженія образуютъ пару съ моментомъ $L = P \cdot 2r$ гдѣ r - радіусъ блока DF (моментъ пары равенъ произведенію силы пары на разстояніе между силами пары). Эта пара не будетъ сдвигать центръ тяжести C диска F и послѣдній начнетъ вращаться около вертикальной оси, проходящей чрезъ точку C.

Вращеніе будетъ равномерное ускоренное, при чемъ угловое ускореніе будетъ равно моменту вращающей пары, раздѣленному на моментъ инерціи диска.

Это можно выразить формулою:

$$\theta = \frac{L}{J} \quad (2)$$

въ которой θ представляетъ приращеніе угловой скорости въ 1", а J есть моментъ инерціи относительно оси вращенія, т.е. сумма произведеній массъ частицъ разсматриваемаго тѣла на квадраты ихъ разстояній отъ

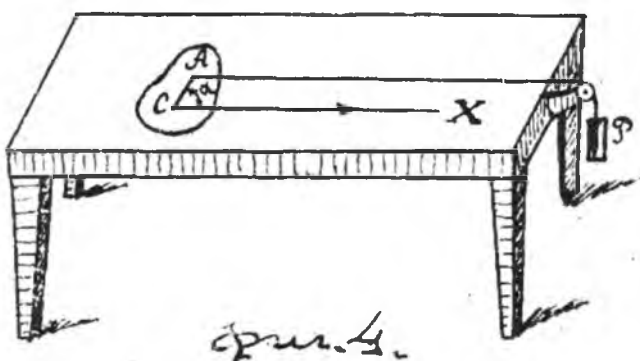
упомянутой оси .

Въ случаѣ, когда на данное твердое тѣло дѣйствуетъ какая-нибудь система силъ, то ее всегда можно замѣнить одною силою, проходящею чрезъ центр тяжести, и одною парю.

Сила будетъ дѣйствовать на центр тяжести тѣла, а пара будетъ вращать тѣло около центра тяжести.

Разсмотримъ приборъ, представленный на фиг. (4).

Доска CA произвольной формы положена на весьма



гладкій горизонтальный

столъ. Къ точкѣ

A этой

доски, отстоя-

щей на раз-

стояніи a отъ

центра тяжести C , привязана нить, перекинутая черезъ далекий вертикальный блокъ и обремененная грузомъ P . Блокъ настолько далекъ отъ доски CA , что при всякомъ поворотѣ доски около ея центра тяжести C можно считать направленіе нити неизмѣннымъ. Прилагаемъ къ центру C двѣ противоположныя силы, равныя P и параллельныя нити; тогда дискъ будетъ находиться подъ дѣйствіемъ силы P , приложенной къ его центру тяжести и подъ дѣйствіемъ пары силъ съ моментомъ

$$L = P \cdot a \cdot \sin \alpha$$

Сила P будетъ двигать центръ тяжести C по направлению OX равномерно ускореннымъ движеніемъ съ ускореніемъ $\frac{P}{m}$, гдѣ m масса доски, а пара заставитъ ее вращаться съ переменнымъ углов. ускореніемъ:

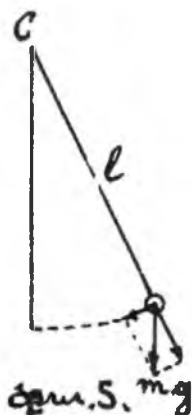
$$\theta = \frac{P \cdot a \sin \alpha}{J}$$

Если бы (фиг.5) мы вообразили математическій маятникъ длины l , то нашли бы для него тангенціальное ускореніе $g \sin \alpha$, раздѣляя которое на l получили бы угловое ускореніе:

$$\theta = \frac{g \cdot \sin \alpha}{l}$$

Сравненіе обоихъ угловыхъ ускореній приводитъ къ заключенію, что наша доска будетъ колебаться около центра C , какъ математическій маятникъ длины:

$$l = \frac{J \cdot g}{P \cdot a}$$



Подставляя это выраженіе въ известную формулу времени колебанія математическаго маятника:

$$t = \pi \cdot \sqrt{\frac{l}{g}}$$

найдемъ, что наша пластинка будетъ совершать свои колебанія во время

$$t = \pi \cdot \sqrt{\frac{J}{P \cdot a}}$$

Эти колебанія будутъ тѣмъ медленнѣе, чѣмъ болѣе
моментъ инерціи и чѣмъ менѣе R_a .

Для разрѣшенія вопроса объ устойчивости аэропла-
новъ намъ надо еще сказать нѣсколько словъ о коле-
баніи маятника въ средѣ, оказывающей на него сопро-
твленіе пропорціональное угловой скорости. Мы раз-
смотримъ здѣсь приборъ, дѣйствіе котораго близко къ
потушающему эффекту хвоста аэроплана.

Правило Ланглея.

Сила давленія воздуха, скользящая по поверхности
плана, перемѣщаясь перпендикулярно потоку воздуха,
пропорціональна площади плана, скорости потока и ско-
рости движенія плана.

Это правило выражается формулой

$$P = k.f.v.w \quad (4)$$

гдѣ f - площадь плана,

v - скорость потока и

w - скорость плана.

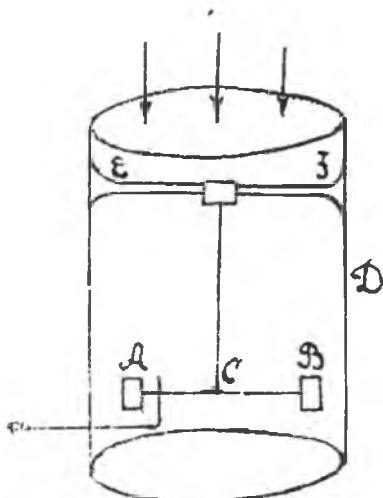
Коэффициентъ k соглас-

но C_{D0} при единицахъ

килограммъ-метръ-секунда

надо положить равнымъ

0,33.



фиг. 6.

Вообразимъ теперь (фиг.6) вертикальную трубу D , по
которой съ помощью вентилятора воздухъ подсасывается

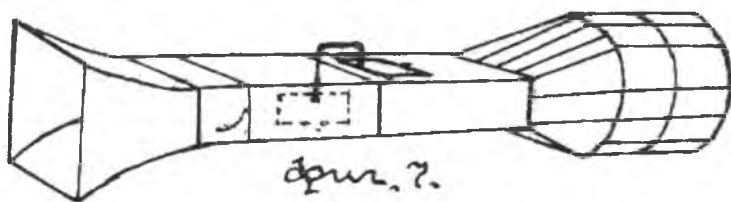
сверху вниз со скоростью v . Внутри этой трубы на горизонтальной перекладной EF помещен тонкий стальной прут, к которому в своем центре тяжести С прикреплена горизонтальная крылатка $AB = 2l$. Момент пары сил упругости, которая стремится раскручивать стержень, если он закручен на угол $\Delta \alpha$, пропорционален этому углу кручения и выражается формулой:

$$L = \xi \Delta \alpha \quad (5)$$

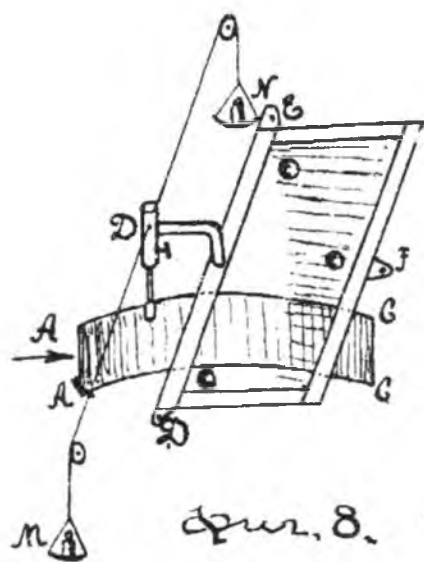
где ξ постоянный коэффициент, зависящий от второго модуля упругости длины и диаметра стержня.

Закрутив немного стержень, мы задерживаем крылатку с помощью крючка; потом пускаем в ход вентилятор и спускаем крючек. Крылатка начнет совершать затухающие колебания. При этом *всегда* можно подобрать величины l и ξ так, что крылатка при спуске крючка совершит только одно колебание.

§ 2. Перейдем теперь к графическому исследованию прямолинейного полета аэроплана. Сила сопротивления воздуха на планы аэроплана различных видов изучается в аэродинамических лабораториях. На фиг. дан рисунок плоской аэродинамической галлерей в



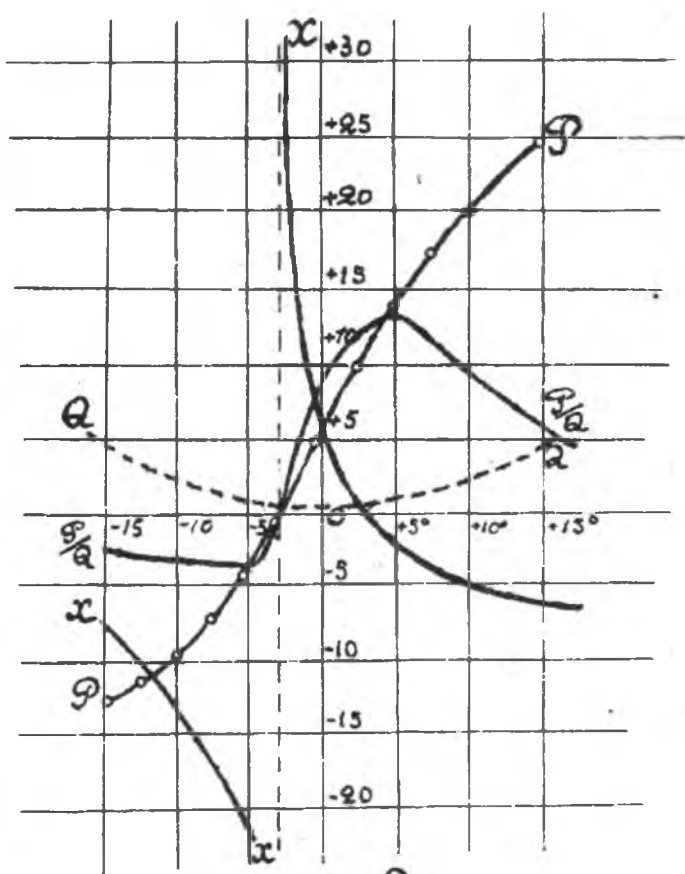
лабораторіи Высшаго Техническаго Училища; стѣнки этой галлерей сдѣланы изъ зеркальных стеколъ. Воздухъ всасывается сквозь эту галлерей съ помощью вентилятора Сирокко, при чемъ потокъ его во всѣхъ точкахъ прямоугольнаго сѣченія трубы (прямоугольникъ 30 с.х 150 с.) даетъ хорошее равномерное поле. Модель (фиг.8) ААСС, представляющая вѣтровку изъ главныхъ плановъ аэроплана, сдѣланную двумя вертикальными плоскостями, параллельными его оси, помѣщается внутри трубы и соединяется съ помощью стержня BD, проходящаго въ отверстіе, сдѣланное въ верхней крышкѣ трубы, съ горизонтальной доской EFD, въ которую вставлено зеркальное стекло, катающееся на шарикахъ по верхнему горизон-



тальному стеклу трубы. Доска DEF можетъ быть закрѣплена на вертикальной шпилькѣ въ одной изъ трехъ точекъ: D, F или E и приведена при дѣйствіи вентилятора въ равновѣсіе съ помощью грузовъ M и N.

Зная эти грузы для трехъ точекъ закрѣпленія, мы определяемъ сумму моментовъ силъ сопротивленія воздуха

относительно трех центров: D, F и E и с помощью этих моментов определим составляющие силы P и Q действия потока воздуха на пластинку в направлении, перпендикулярном потоку и в направлении по потоку, а также определим и точку пересечения равнодействующей этих сил с хордой исследуемой дуги. Определяя эти величины для различных углов атаки α (угол атаки считают положительным, когда ветер направлен на вогнутую сторону плана), образуемых направлением хорды и направлением потока, мы можем начертить графику, характеризующую силу действия ветра на поддерживающий план при различных углах α . Такая графика для планов типа



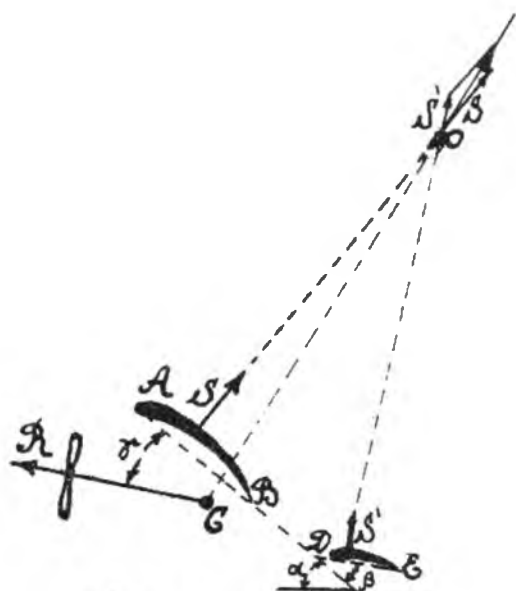
фиг. 9.

Ньюпорт при скорости 17 м/с. изображена на фиг. (9). По оси абсцисс отлагается угол атаки α , а по оси ординат отлагаются величины: P, Q, $\frac{P}{Q}$ и x . При этом P и Q выражены в килограммах

на одинъ квадратный метръ поверхности плановъ, а x представляетъ отношеніе разстоянія точки приложенія равнодѣйствующей силы сопротивленія, считая отъ середины хорды, къ длинѣ полухорды. Соответственныя кривыя обозначены на фиг. буквами P , Q , $\frac{P}{Q}$, x .

При этомъ, если бы графика вида (фиг. 9) была получена при изслѣдованіи модели аэроплана вмѣстѣ со стабилизаторомъ, то сила S выражала бы точно сопротивленіе воздуха на весь аэропланъ. Направленіе относительнаго вѣтра берется по оси OX , что же касается угловъ направленія хорды AB , то они записываются въ соответственныхъ точкахъ кривой NM , такъ какъ это было сдѣлано на нашемъ рисункѣ.

На фиг. 10 дана схема аэроплана, на которой AB главные планы, DE стабилизаторъ, R - пропеллеръ, ось котораго проходитъ черезъ центръ тяжести C всего аэро-

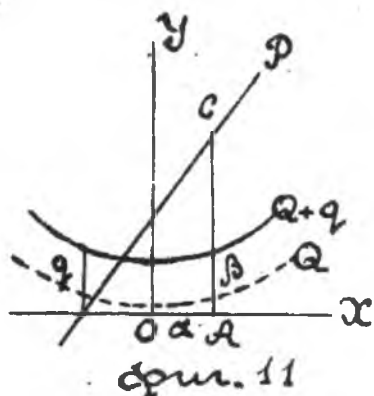


фиг. 10.

плана, а уголъ хорды поддерживающихъ плановъ съ направлениемъ полета, β уголъ стабилизатора съ хордою поддерживающихъ

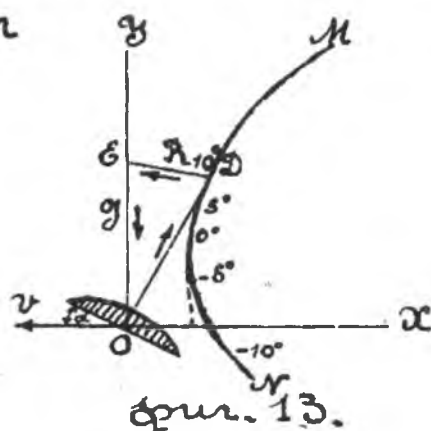
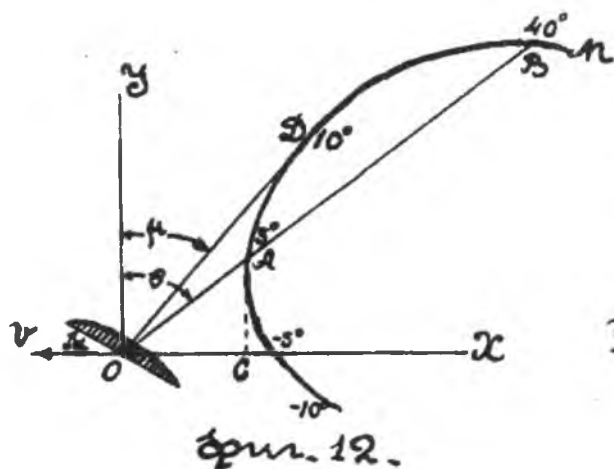
плановъ и γ уголъ оси пропеллера съ этою хордою. Принявъ, что при нормальномъ горизонтальномъ полетѣ $\beta = \alpha$, увидимъ, что при этомъ (если стабилизаторъ плоскій) вся поддерживающая сила аэроплана образуется отъ удара вѣтра на главные планы. Вичертимъ въ этомъ предположеніи такъ называемую *кривую Лиліенталя*. Для этого увеличимъ въ графикѣ (9) силы P и Q , умноживъ ихъ на площадь главныхъ плановъ; потомъ, назвавъ при рассматриваемой скорости равнодѣйствующую всѣхъ вредныхъ сопротивленій аэроплана: сопротивление пилота, шасси, стоекъ и т.д. черезъ q , замѣтимъ, что это сопротивление можно считать мало измѣняющимся съ измѣненіемъ угла атаки α , (подобно сопротивленію шара) приподнимемъ фиг. (11) кривую Q вверхъ по оси ординатъ на разстояніе q ; далѣе для всякаго угла α откладываемъ на новыхъ осяхъ (фиг. 12) по оси абсциссъ величины OC , равныя OA на фиг. (11), и по оси ординатъ величины AC . Полученная такимъ образомъ кривая NM и будетъ кривою Лиліенталя. Ея радіусы векторы OA дадутъ по величинѣ и направленію силу S сопротивленія воздуха на аэропланъ безъ стабилизатора DE (фиг. 10). Наивыгоднѣйшій уголъ α будетъ тотъ, который даетъ наибольшее отношеніе $\frac{P}{Q + q}$, т.е. соответствуетъ силѣ S , прикасающейся къ кривою Лиліента-

ля. На нашей фиг. (12) это будетъ уголъ въ 10° .



Для получения соотвѣтственной силы тяги винта R и угла γ , который ось пропеллера должна образовать съ хордою AB , надо фиг. (13) отмѣ-

тить на оси OY отрезокъ $OE = g$, гдѣ g вѣсъ аэроплана и поднятыхъ имъ грузовъ, и соединить точку E съ D . Тогда отрезокъ DE выразитъ въ принятомъ масштабѣ силу тяги R пропеллера, а уголъ прямой ED



съ осью OX будетъ равенъ $\alpha - \gamma$. Это слѣдуетъ изъ того, что на основаніи лекціи первой движеніе центра тяжести аэроплана происходитъ отъ равнодѣйствующей силъ S , R и G и эти силы должны образовать замкнутый треугольникъ и дать равнодѣйствующую равную нулю. Что касается до вращенія аэроплана около

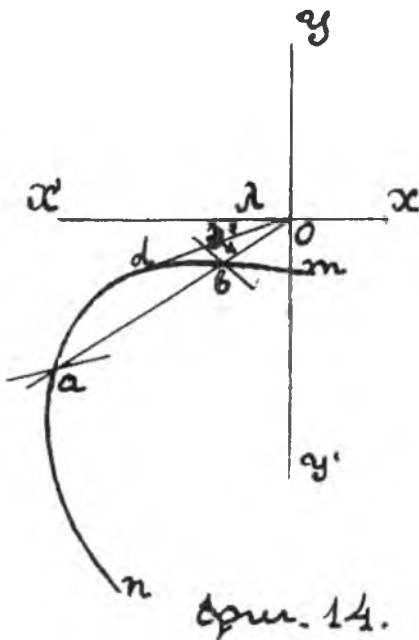
его центра тяжести C , то отнѣсивъ на фиг. (10), на основаніи кривой x графики (9) точку приложенія силы S , мы должны будемъ подобрать длину $ED = 1$ или площадь DE такъ, чтобы равнодѣйствующая силы S и силы сопротивленія S' на стабилизаторъ DE проходила чрезъ центръ тяжести C . Тогда не будетъ пары силъ, вращающей аэропланъ около его центра тяжести, и на основаніи лекціи первой аэропланъ будетъ двигаться въ горизонтальномъ направленіи равномернымъ поступательнымъ движеніемъ. Установивъ указаннымъ способомъ размѣры аэроплана, покажемъ, что, измѣняя уголъ β , мы будемъ получать вполне опредѣленный уголъ атаки, который хорда главныхъ плановъ аэроплана образуетъ съ направ. относительнаго вѣтра.

Связь между углами β и α можетъ быть установлена на основаніи опытовъ надъ моделями аэроплановъ вмѣстѣ со стабилизаторомъ, какъ это дѣлалъ Г. И. Лукьяновъ въ плоской аэродинамической трубѣ В. Т. У. (Докладъ на II-мъ Всероссійскомъ воздухоплавательномъ съѣздѣ). Но эта связь можетъ быть получена и теоретически, пользуясь фиг. (9), (10) и (12), при чемъ (фиг. 9) должна быть построена отдѣльно для главныхъ плановъ и для стабилизатора. Задавшия угломъ α и получивъ для него съ помощію графики (9) главныхъ плановъ силу S , мы перенѣшаемъ на фиг. (10) точку O

въ различныхъ мѣста по направленію силы S и вычерчиваемъ параллелограммы силъ по величинѣ и направленію силы и по направленію OD и OC . Это даетъ намъ для всякаго мѣста точки O нужная величину и направленіе силы стабилизатора S' . Строимъ при точкѣ D кривую, представляющую концы векторовъ S' , и еще кривую Лиліенталя для стабилизатора. Точка пересѣченія этихъ кривыхъ даетъ намъ величину угла $\alpha - \beta$. Такимъ образомъ, устанавливая подъ различными углами β задній руль глубины, мы будемъ устанавливать различные углы атаки главного плана. То же разсужденіе относится и къ случаю передняго руля глубины.

Изслѣдуемъ теперь равномерное движеніе аэроплана по различнымъ наклоннымъ прямымъ, сначала при остановленномъ пропеллерѣ. Эти наклонныя прямая называются *глиссадами* а вспомогательная кривая которая даетъ скорость скольженія на различныхъ глиссадахъ, называется *указательницею глиссады*. Эта кривая строится весьма просто, когда вычерчена кривая Лиліенталя для главныхъ плановъ (фиг.12) или точнѣе, когда эта кривая построена на основаніи изслѣдованія въ аэродинамической галлерей надъ полною моделью аэроплана. Пусть такая кривая Лиліенталя есть линія MN , на которой написаны для соотвѣтственныхъ направленій полной силы дѣйствія потока воздуха на аэропланъ углы атаки образуемые

потокѣмъ съ хордою главнаго плана аероплана. Ми ви-
димъ, что для всякаго направленія силы S существуютъ
два угла атаки. Напр направленію OAB соотвѣтствуютъ
углы атаки 5° и 40° . Вособразимъ, что весь чертежъ



(12) повернуть около
центра O такъ, что пря-
мая OAB сдѣлалась вер-
тикальна, а скорость при
няла направленіе ова
(фиг.14), образующее съ
горизонтомъ уголъ θ , ко-
торый сила S образовы-
вала съ осью OY . Сила
сопротивленія S сдѣлает-

ся при этомъ вертикальной, и для того, чтобы она мо-
гла преодолѣть вѣсъ аероплана g , скорость должна из-
мѣниться противъ той, для которой построена кривая Ли-
лентала. Если кривая Лиллентала вычерчена, какъ мы
предположили, для скорости $v = 17$ м/с., то надо взять
теперь скорость v' , опредѣленную изъ пропорціи:

$$\frac{v'^2}{v^2} = \frac{g}{s}$$

т.е. взять скорость

$$v' = v \sqrt{\frac{g}{s}} \quad (6)$$

Двумъ величинамъ $S = QA$ и $S = OB$ будутъ соотвѣтствовать двѣ скорости $v' = oa$ и $v' = ob$, изъ которыхъ первая больше второй. Для всякаго направленія глиссады ова, мы можемъ отложить на ней два вектора, представляющіе двѣ возможныя скорости движенія по этой глиссадѣ. Мѣсто концовъ всѣхъ полученныхъ такимъ образомъ векторовъ даетъ намъ кривую ndm , которая и называется указательницей глиссады. Касательная od , проведенная изъ точки o къ указательницѣ глиссады, даетъ намъ уголъ λ наиболѣе отлогой глиссады для даннаго аэроплана. Обѣ возможныя скорости на этой глиссадѣ дѣлаются одинаковыми.

Уголъ наиболѣе отлогой глиссады равенъ углу, который полная сила сопротивленія аэроплана при его нормальномъ горизонтальномъ полетѣ образуетъ съ вертикалью.

Мы видимъ (фиг.14), что по всякой глиссадѣ аэропланъ можетъ спускаться съ двумя скоростями: съ большою скоростью oa при маломъ углѣ атаки и съ малою скоростью ob при большомъ углѣ атаки. На практикѣ пилотъ всегда выбираетъ первую скорость, такъ какъ имѣетъ мѣсто слѣдующее свойство глиссады, указанное проф. Лемье.

Движеніе по глиссадамъ большой скорости можетъ быть сохраняемо дѣйствіемъ руля высоты; движеніе же по глиссадѣ съ малою скоростью не можетъ сохраняться этимъ

способомъ.

§ 3. Когда отъ случайныхъ причинъ аэропланъ выведенъ изъ своего нормальнаго горизонтальнаго полета, тогда онъ совершаетъ колебанія около центра своей тяжести подъ эффектомъ паръ, моменты которыхъ, какъ было указано въ концѣ перваго параграфа, зависятъ или отъ угла отклоненія аэроплана отъ положенія его нормальнаго полета, или отъ угловой скорости аэроплана. Пары перваго рода называются *возстановляющими*, если онѣ стремятся вернуть аэропланъ къ своему первоначальному положенію и *отклоняющими*, когда онѣ отклоняютъ его отъ положенія нормальнаго полета. Пары второго рода всегда препятствуютъ движенію аэроплана; мы будемъ называть ихъ *затушающими* парами. При хорошемъ устройствѣ аэроплана можно достигнуть того, что онъ, выведенный изъ положенія равновѣсія, устремляется къ положенію своего нормальнаго полета, даже не совершая колебаній. Разумѣется, для этого прежде всего необходимо, чтобы пары, зависящія отъ угла поворота, были *восстановляющія* пары. Съ другой стороны, моментъ *затушающей* пары долженъ быть настолько великъ, чтобы не вивалось періодическихъ колебаній аэроплана.

Различаютъ два рода устойчивости аэроплана: *продольную* и *поперечную* устойчивость. Въ первомъ случаѣ рассматривается вращеніе аэроплана около оси, проходящей

чрезъ центръ его тяжести перпендикулярно къ вертикальной плоскости симметріи аэроплана, при чемъ вмѣстѣ съ этимъ вращеніемъ совершается перемѣщеніе центра тяжести аэроплана въ упомянутой скорости симметріи. Во второмъ случаѣ рѣчь идетъ о вращеніи аэроплана около горизонтальной оси, проходящей чрезъ его центръ тяжести и направленной по его полету и около вертикальной оси, проходящей чрезъ центръ тяжести, при чемъ центръ тяжести одновременно съ этимъ смѣщается въ горизонтальной плоскости.

Въ этомъ параграфѣ мы займемся продольною устойчивостью.

Предложеніе Соро. Силы сопротивленія потока воздуха P и $Q + g$ на несущій планъ, изображенныя графически на фиг. (11), могутъ быть, въ зависимости отъ малаго угла α , выражены слѣдующими формулами:

$$P = k f v^2 (\alpha + 1),$$

$$Q + g = k f v^2 (r \alpha^2 + \sigma) \quad (7)$$

въ которыхъ въ среднемъ $k = 0,3$ и $1 = 5^\circ$. Предложеніе Соро состоитъ въ слѣдующемъ. Для большинства плановъ можно принять $r = 1$. Въ силу этого предложенія полная сила сопротивленія можетъ быть разложена на двѣ силы, изъ которыхъ одна S_0 не зависитъ отъ угла α и имѣетъ по направленію потока и перпендикулярно

потоку составляющія:

$$Q_0 = k f \sigma v^2, \quad P = k i f v^2 \quad (8)$$

другая же S_1 зависитъ отъ угла α и направлена нормально къ хордѣ плана, она имѣетъ составляющія

$$Q_1 = k f v^2 \alpha^2, \quad P_1 = k f v^2 \alpha \quad (9)$$

такъ что

$$\frac{Q_1}{P_1} = \alpha = \operatorname{tg} \alpha,$$

чѣмъ и доказывается приближенная нормальность.

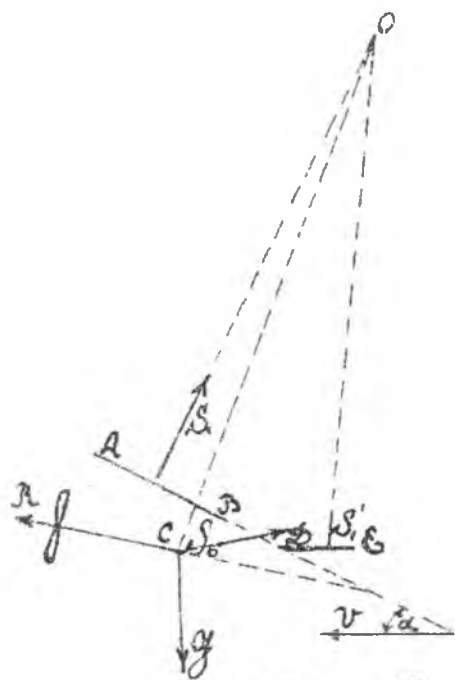
Если бы главные планы представляли бипланъ то для нихъ можно бы было всегда выбрать прямую, отсчитывая отъ которой уголъ атаки α , силы сопротивленія могутъ быть представлены форм. (7) и разложены на независимую отъ угла силу S_0 и зависящую отъ угла силу S_1 , которая перпендикулярна къ упомянутой линіи. Мы будемъ называть эту линію хордою главныхъ плоскостей. Для простоты изложенія мы предположимъ, что направленіе силъ S_0 , а также направленіе силы R тяги винта проходятъ чрезъ центръ тяжести G аэроплана и докажемъ положеніе, которое называется правиломъ римской цифры V. Это положеніе состоитъ въ слѣдующемъ:

Для того, чтобы при поворотѣ аэроплана около оси, проходящей чрезъ центръ тяжести и перпендикулярной его вертикальной плоскости симметріи, получалась восстанавливающая пара, нужно чтобы наблюдатель, глядящій сверху, ви-

даль между главным планомъ и стабилизаторомъ уголъ менше 180°

Это правило относится одинаково какъ къ заднему, такъ и къ переднему стабилизатору.

На фиг. (15) дана схема аэроплана съ заднимъ стабилизаторомъ; силы G , R , S_0 (въ S_0 включено и лобовое сопротивление стабилизатора) проходятъ черезъ центръ тяжести при всякомъ углѣ α , подъемныя же силы S_1 и S'_1 главныхъ плановъ и стабилизатора даютъ равнодѣйствующую, проходящую черезъ центръ тяжести, только при определенномъ углѣ α . Когда уголъ α измѣняется, то точ-



фиг. 15.

ки приложенія силъ S_1 и S'_1 на хордахъ AB и ED немного смѣщаются, что даетъ нѣкоторыя пары, вращающія около центра тяжести, но моменты этихъ паръ не велики. Главная причина образованія пары, вращающей около центра тяжести C

заключается въ томъ, что силы S_1 и S'_1 ,

получаемия отъ главного плана и стабилизатора при разныхъ наклонахъ къ линіи полета, измѣняются непропорціонально своимъ прежнимъ значеніямъ. Если назовемъ чрезъ $\Delta\alpha$ измѣненіе угла α , то сила S , вмѣсто прежней своей величины на основаніи форм. (9) получитъ величину:

$$S_1 \frac{\alpha + \Delta\alpha}{\alpha}$$

а сила S'_1 вмѣсто прежняго своего значенія получитъ величину:

$$S'_1 \frac{\alpha - \beta + \Delta\alpha}{\alpha - \beta}$$

Сила S_1 умножается такимъ образомъ на большую дробь нежели сила S'_1 . Если бы дроби были одинаковы, то равнодѣйствующая обѣихъ силъ опять прошла бы чрезъ центръ тяжести G , но теперь мы имѣемъ справа добавочную силу:

$$S'_1 \left(\frac{\alpha - \beta + \Delta\alpha}{\alpha - \beta} - \frac{\alpha + \Delta\alpha}{\alpha} \right) = S'_1 \frac{\beta\Delta\alpha}{(\alpha - \beta)\alpha}$$

Этой силѣ будетъ соответствовать относительно центра тяжести пара съ моментомъ:

$$L = S'_1 \frac{\beta\Delta\alpha}{(\alpha - \beta)\alpha} l \quad (10)$$

гдѣ l длина перпендикуляра, опущеннаго изъ центра тяжести на направленіе силы S'_1 . Пара эта будетъ вращать, какъ показано на фигурѣ, противъ часовой стрѣлки, т.е. явится возстановляющ. парой.

На фигурахъ (16) и (17) даны діаграммы, представляю-

ція въ функціи времени измѣненіе угла $\Delta\alpha$ модели аэроплана, качающейся около вертикальной оси въ плоской трубѣ В.Т.У. при скорости потока 20 м/с. (смотри фиг. 7). Ось вращения проходила чрезъ точку, лежащую на серединѣ хорды главного плана при чемъ эта точка играла роль центра тяжести при свободномъ движеніи аэроплана.

Уголъ $\Delta\alpha$ отсчитывался отъ средней оси модели. (направленной по хордѣ главного плана) въ положеніи равновѣсія, которая съ направленіемъ потока образовывала различные углы α въ зависимости отъ разстоянія в стабилизатора отъ задняго края главного плана. Это разстояніе на фиг. (16) бралось $b = a$; $b = 4a$, гдѣ

$a = 16$ с/м.

длина хорды

главныхъ пла-

новъ (такъ что

$$l = \frac{3a}{2}; l = \frac{9a}{2}.$$

На фиг. (17)

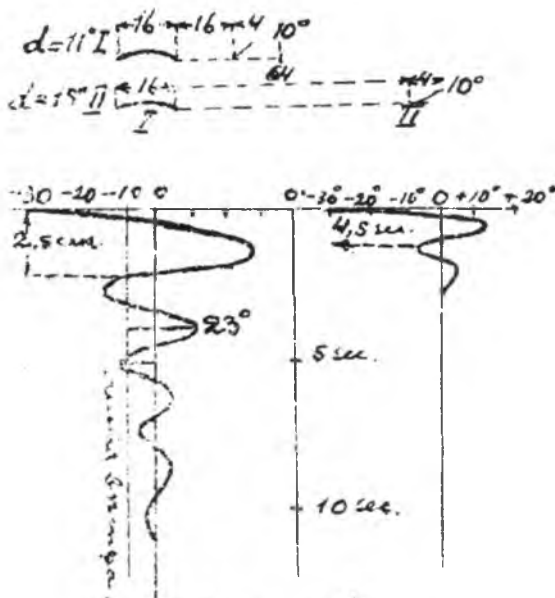
это разстоя-

ніе бралось:

$b = a$, $b = 2a$,

$b = 3a$, $b = 4a$,

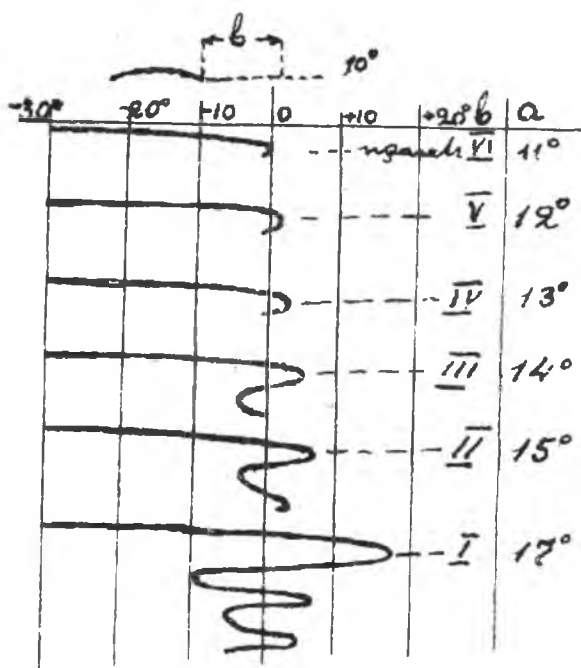
$b = 5a$, $b = 6a$.



фиг. 16.

Во всіхъ опытахъ уголъ $\beta = 10^\circ$; углы же α получали значенія, указанныя на фигурахъ.

Въ двухъ случаяхъ, представленныхъ на фиг. (16) получалось колебательное движеніе съ затухающими колебаніями. (Теоретически должно бы получиться безконечное множество постепенно уменьшающихся колебаній). На фиг. (17) по мірѣ увеличенія число видимыхъ колебаній все уменьшается, и при $1 = \frac{a}{2} + 6a$ мы получаемъ только одно колебаніе.



фиг. 17.

Замѣтимъ здѣсь что аэроплантъ получающій отъ возмущающихъ силъ колебательное движеніе, можетъ подвергнуться опасному удару встѣчнаго потока воздуха на верхнюю часть поддерживающихъ плановъ.

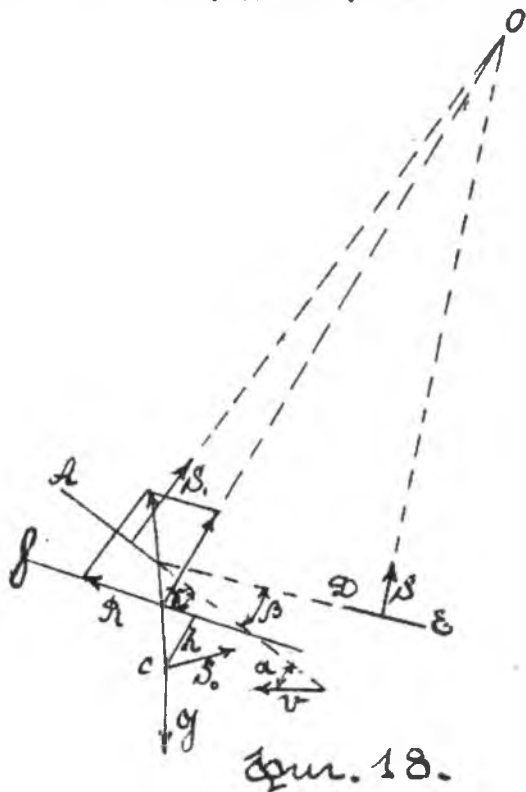
На фиг. (16) для случая I ($b = a = 16c$.) ось аэроплана образуетъ съ линією вѣтра при равновѣсіи уголъ 11° . Предположимъ, что она откачнулась отъ потока воздуха

вмѣсто 11° на 23° , тогда слѣдующее колебаніе она сдѣлаетъ такое, что аэропланъ образуетъ съ линією вѣтра отрицательный уголъ и получитъ ударъ вѣтра сверху.

Отъ такого удара аэропланъ, рассчитываемый обыкновенно на силы, дѣйствующія на планъ снизу вверхъ, можетъ

быть разрушенъ, какъ это случилось при гибели летчика Шавеза.

Перейдемъ теперь къ предположенію, что ось пропеллера не проходитъ черезъ центръ тяжести аэроплана. Это обстоятельство называется *децентрализацией винта*. Пусть (фиг. 18) силы G и S_0 попрежнему



проходятъ черезъ центръ тяжести аэроплана C , а направление оси пропеллера черезъ этотъ центръ не проходитъ. Это требуетъ, чтобы при нормальномъ полетѣ равнодѣйствующая силъ S_1, S'_1 и R проходила черезъ центръ C .

При поворотѣ аэроплана на уголъ $\Delta\alpha$ три силы S_1, S'_1 и R повернутся на тотъ же уголъ; если мы умножимъ ихъ на $\frac{\alpha + \Delta\alpha}{\alpha}$, то равнодѣйствующая ихъ по преж-

нему пройдетъ чрезъ точку С у насъ такимъ образомъ получатся добавочныя силы:

$$S_1 = \frac{\beta \Delta \alpha}{(\alpha - \beta) \alpha}, \quad R \frac{\Delta \alpha}{\alpha}$$

изъ которыхъ первая сила была уже рассмотрѣна, вторая же сила направлена по оси винта въ сторону, обратную его тягѣ. Если бы скорость аэроплана измѣнилась изъ v на $v + \Delta v$, то это при отсутствіи децентрализаціи винта мы можемъ все три силы S_1 , S_1' и R умножить на

$$\frac{(v + \Delta v)^2}{v^2} = 1 + \frac{2\Delta v}{v},$$

что даетъ систему силъ съ равнодѣйствующею, проходящей чрезъ С. Но такъ какъ сила тяги винта, согласно предположенію Пенлеве, не измѣняется отъ измѣненія скорости, то мы получимъ силу $2R \frac{\Delta v}{v}$ по оси пропеллера въ сторону, обратную тягѣ. Такимъ образомъ, децентрализація винта вноситъ пару съ моментомъ

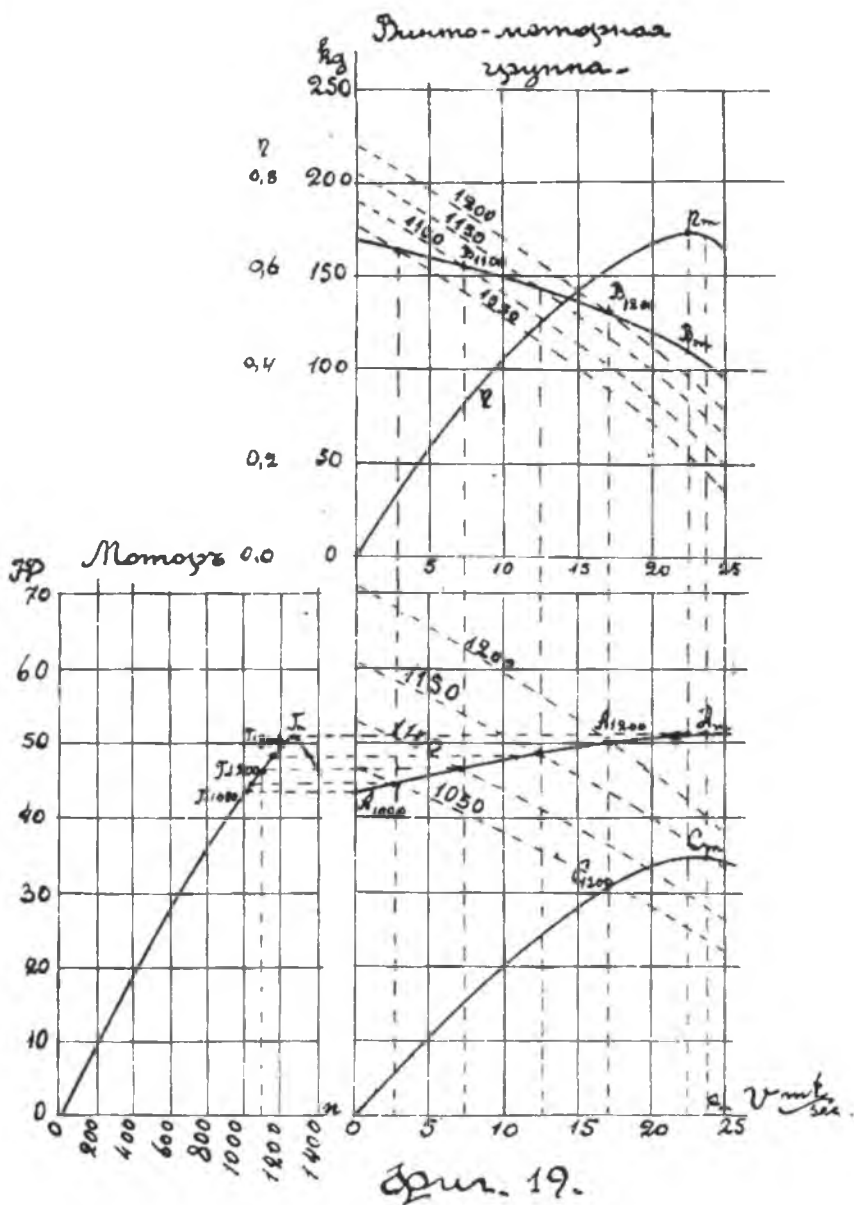
$$bR \left(\frac{\Delta \alpha}{\alpha} + \frac{2\Delta v}{v} \right), \quad (11)$$

гдѣ b длина перпендикуляра, опущеннаго изъ С на ось винта. Эта пара вращаетъ на нашей фигурѣ по солнцу. По отношенію къ измѣненію скорости эта пара является возстановляющей, такъ какъ увеличиваетъ уголъ α , когда скорость возрасла (аэропланъ поднимается вверхъ и теряетъ скорость); по отношенію же измѣненія самаго

угла α она отклоняющая, такъ какъ при положительномъ $\Delta\alpha$ способствуетъ увеличенію угла α . Разумѣется, измѣненіе знака h_1 , которое произойдетъ при помѣщеніи центра тяжести выше оси винта, измѣняетъ направленія вращенія отъ рассмотрѣнныхъ паръ. Вообще же слѣдуетъ при устройствѣ аэроплана избѣгать децентрализациі винта, такъ какъ этимъ усложняется явленіе колебанія аэроплана.

§ 4. *Винтомоторная группа.* Положеніе Пенлеве: "Сила тяги пропеллера не зависитъ отъ скорости аэроплана", которымъ мы пользовались въ нашей первой статьѣ, не оправдалось на практикѣ, и въ осъозаніе 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. (19) 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. Пунктирная кри-

вня соответствующим различным числам оборотов. Нижняя правая часть фигуры дает зависимость работы, потребной для вращения винта с определенным числом оборотов при различных скоростях поступательного движения.



Здесь по оси абсцисс отложена скорость поступатель-

наго движенія, а по оси ординатъ - работа въ лошадиныхъ силахъ. Пунктирная кривая въ этой части фигуры дасть 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 линію на правой нижней части фигуры соотвѣтствующему 1200 оборотамъ. Получаемъ точку пересѣченія A_{1200} . Абсцисса этой точки даетъ намъ скорость поступательнаго движенія (около 17 м/с), при которой винтъ съ 1200 оборотами поглощаетъ работу мотора въ 50 лошадиныхъ силъ, даваемую при этомъ числѣ оборотовъ. Такимъ образомъ можно построить рядъ точекъ А для различныхъ чиселъ оборотовъ. Эти точки расположатся по кривой $A_{1200} A_m$, дающей связь между скоростью поступательнаго движенія и потребленною работою для данной винтомоторной группы. Чтобы установить связь между скоростью и силою тяги, надо чрезъ каждую точку А, напр.

через A_{1200} , провести вертикальную линию до пересѣченія ея съ пунктирною линією верхней правой части фигуры, соответствующей 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 O , 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 (19). Отвлеченныя числа, соответствующія этому коэффициенту, написаны налѣво. Наибольшее значеніе этого коэффициента въ разсмотрѣнномъ примѣрѣ есть $\eta_m = 0,7$.

§ 5. *Графика полета аэроплана съ дѣйствующимъ винтомъ.* На фиг.(20) представлены кривныя Лиліенталя, построенныя для цѣлыхъ аэроплановъ: биплана Бреге въ 900 кил. и Морана-Сольнье въ 550 кил. Эти кривныя построены по наблюденіямъ надъ соответственными 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 абсциссъ ox отложена сила Q лобового сопротивленія, а по оси ординатъ oy подъемная сила P , при чемъ записанныя числа выражаютъ числа килограммовъ силы для всего дѣйствительнаго аэроплана при скорости 1 м/с. На кривныхъ 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 построеніи новыхъ графикъ, та же, какая была указана въ моей первой статьѣ. Она состоитъ въ сложеніи силы тяги винта съ силою сопротивленія воздуха и въ поворачиваніи кривой Лиліенталя такъ, чтобы равнодѣйствующая этихъ двухъ силъ пошла по вертикальному направленію. Остановимся на аэропланѣ Бреге. Будемъ разсматривать поступательное движеніе аэро-

вектором ON . Повернувши кривую Лиліенталя вміст со всім чертежем по стрілці часовъ на уголъ θ , мы направимъ ON вертикально, а скорость полета v подъ угломъ θ къ горизонту. Легко опредѣлить: какая 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 ox въ какомъ-нибудь масштабѣ, который, напр., въ n разъ мельче, нежели масштабъ осей координатъ, вѣсъ $G = OA$, проведемъ прямую $AB \parallel NM$ до пересѣченія съ OB въ точкѣ B . Отрѣзокъ AB выразить 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 перпендику-

ляръ СЕ. Длина ОЕ будетъ такая:

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

Продолживъ перпендикуляръ ЕС до пересѣченія съ окружностью ОDA, опредѣляемъ длину хорды OD:

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

гдѣ ОА 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

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

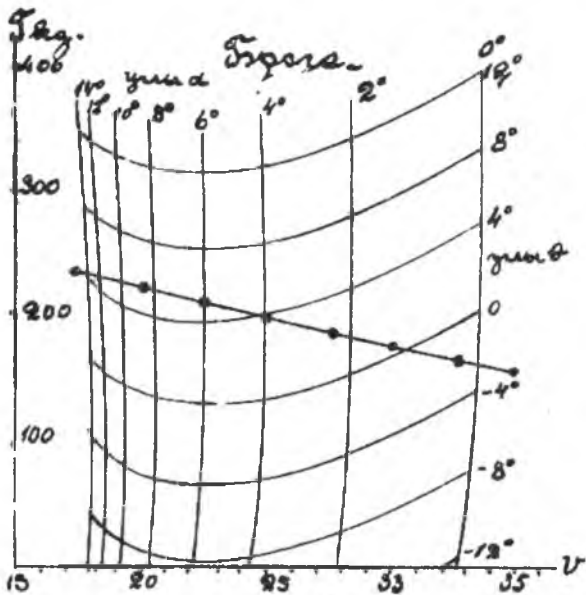
OD надо измѣрять масштабомъ координатъ, при чемъ скорость выразится въ метрахъ въ секунду. Подобно тому, какъ мы поступили съ угломъ атаки 8° , мы можемъ поступить со всѣми другими углами атаки, отмѣченными на фиг. (20) для аэроплана Бреге, и найти силу тяги винта R и соответственную скорость при подъемѣ по прямой, наклоненной къ горизонту подъ угломъ θ , для различныхъ угловъ атаки. На фигурѣ (21) вычерченъ для аэроплана Бреге кривая 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, соединяю-

ція точки съ одинаковими углами атаки α .

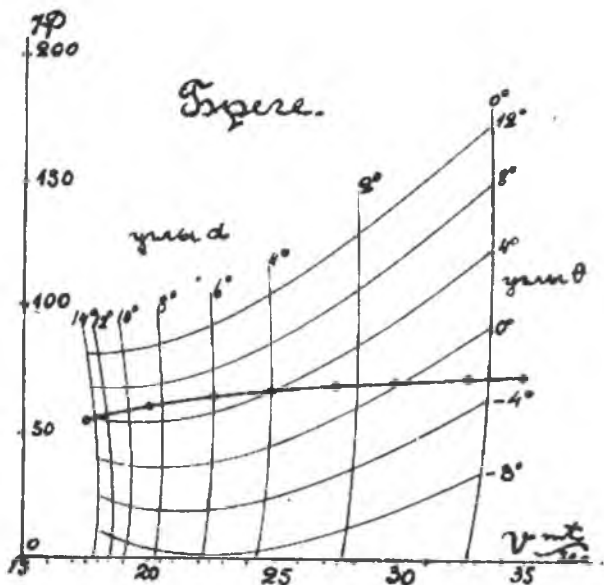
Графику фиг. (21) легко перестроить на графику фиг. (22), отлагая по оси ординатъ работу въ лошадиныхъ силахъ:

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

Подобныя же графики для Моранъ-Сольнье даны на фигурахъ (23) и (24).



фиг. 21.

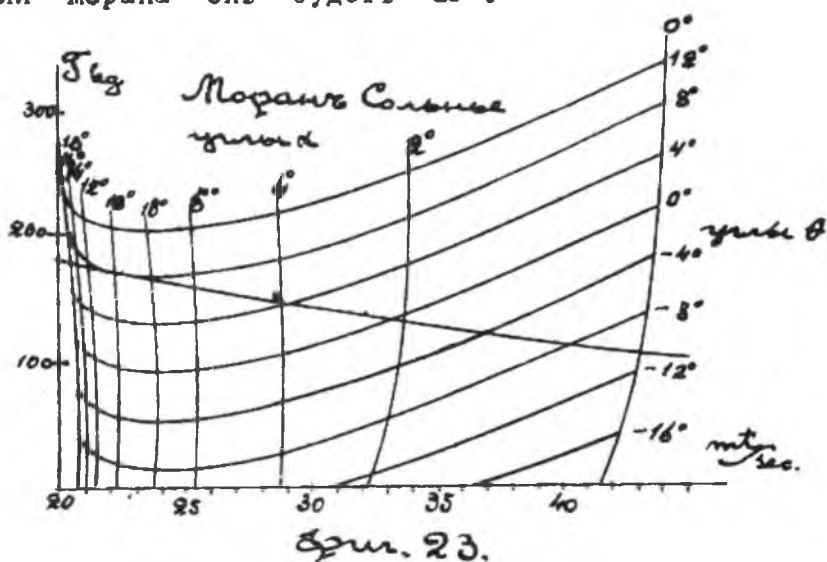


фиг. 22.

При этомъ на фиг. (24) къ двумъ свѣтямъ кривыхъ, соответствующимъ одинаковымъ угламъ θ . и одинаковымъ угламъ α , присоедилены 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

данных графиков разрешаются всевозможные вопросы о полетах аэропланов. Мы сейчас же усматриваем на них наименьший угол атаки, при котором аэроплан данного типа может лететь горизонтально при наименьшей силе тяги винта. Это будет угол α , при котором ордината кривой $\theta = 0$ (кривая горизонтального полета) имеет наименьшую величину. Для аэроплана Бреге этот угол равен 6° , а для Морана он равен 8° .

Точно также видим экономический угол атаки, при котором аэроплан данного типа может лететь горизонтально, затрачивая наименьшую работу. Этот угол найдется, отыскивая на графиках (22) и (24) наименьшие ординаты кривых $\theta = 0$. Для Бреге он будет 8° , а для Морана он будет 10° .

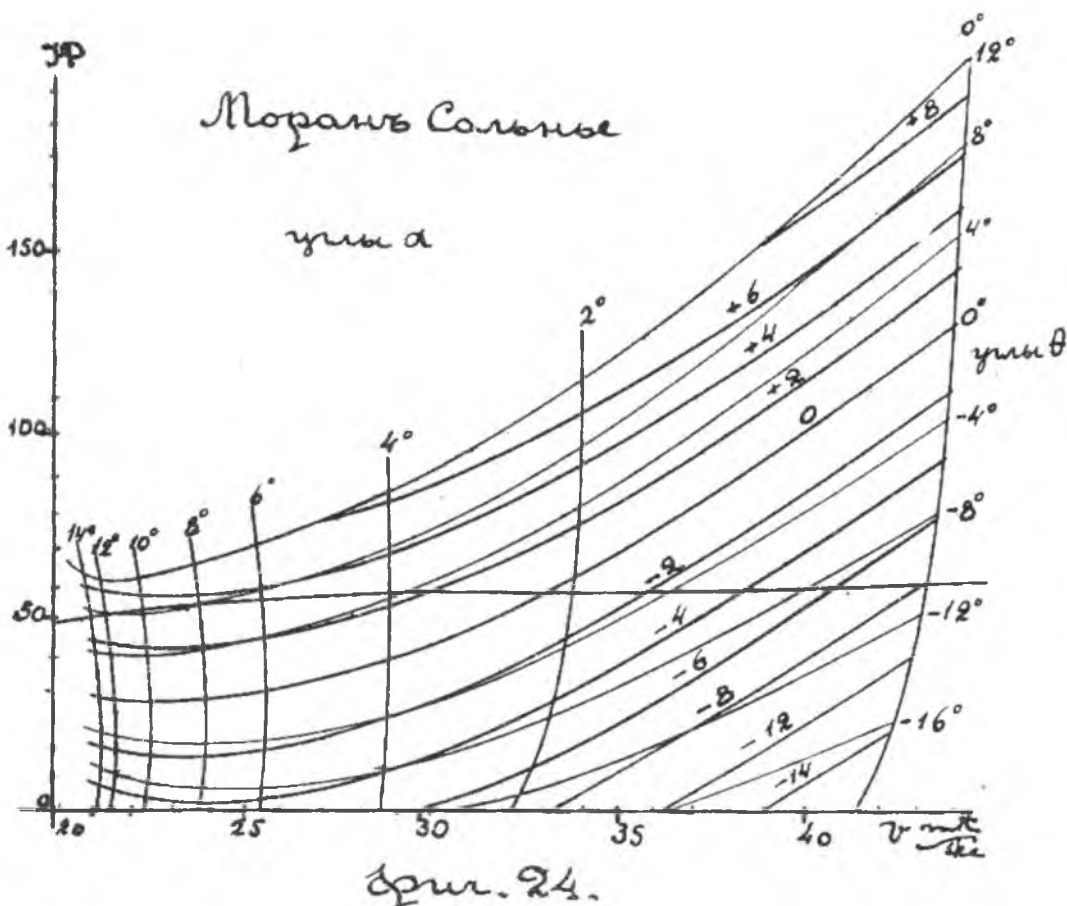


На графике (23) и (24) мы нанесли характеристики соответствующих винтомоторных групп, при чем для

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 § 4) на основаніи наблюденія, произведеннаго въ лабораторіи Эйфеля надъ винтомъ НЕЖ. Обѣ характеристики идутъ почти параллельно оси абсциссъ съ наибольшимъ возвышеніемъ при скорости 30 м/с. Эта малая измѣняемость полезной и, особенно, затраченной работы является особенностью системы винтовъ НЕЖ.

Точки пересѣченія характеристики съ линією $\theta = 0$ горизонтальнаго полета дадутъ намъ скорость, съ которой аэропланъ отъ дѣйствія установленной на немъ винтомоторной группы будетъ летѣть горизонтально. Эта скорость для Бреге будетъ 30 м/с, а для Морана - 33 м/с, при чемъ уголъ атаки для Бреге надо взять $1,5^\circ$, а для Морана 2° . Къ такимъ же заключеніямъ приходимъ изъ разсмотрѣнія графикъ (21) и (23), на которыя нанесены кривыя, выражающія для указанныхъ винтомоторныхъ группъ силу тяги при различныхъ скоростяхъ. Если аэропланъ отъ перемѣненія руля высоты увеличиваетъ уголъ атаки, то онъ переходитъ на подъемъ. Передвигаясь на фиг. (22) и (24) по характеристикамъ, мы можемъ читать углы атаки, соотвѣтственные скорости полета, и углы θ , обра-

зъемне траекторію аэроплана съ горизонтомъ, при чемъ на фиг. (24) можно читать и вертикальную скорость подъема аэроплана. Точка прикосновенія характеристики къ



линии $\theta = \text{const}$ даетъ намъ наиболѣе крутой подъемъ, возможный для даннаго аэроплана, не измѣняя подачу бензина. На фиг. (22) мы получаемъ для аэроплана Бреге наиболѣе крутой подъемъ въ 6° , а на фиг. (24) имѣемъ для Морана наиболѣе крутой подъемъ болѣе 8° , при чемъ вертикальная скорость будетъ нѣсколько менѣе

4 м/с. Данные графики отчетливо отмечают два режима въ полетахъ аэроплана. Если бы, напрымѣръ, мы хотѣли подниматься вверхъ на аэропланѣ Бреге подъ угломъ 4° къ горизонту, то, на основаніи графики (22), могли бы летѣть при углѣ атаки 4° со скоростью 25 м/с, или летѣть при углѣ атаки 14° со скоростью 18 м/с. 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, измѣняя притокъ бензина, мы уменьшили работу мотора и понизили бы на фиг. (24) характеристику винтомоторной группы настолько, чтобы она прошла чрезъ самую низкую точку линіи $\theta = 0$ горизонтальнаго 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 углѣ желая дѣйствіями руля переходить на подъемъ, если не увеличитъ работу мотора. Этого не приходится сказать при горизонтальномъ полетѣ на наивыгоднѣйшемъ углѣ атаки. На фиг. (21) и (23) видно, что линіи силы тяги винто-

моторной группы идутъ, понижаясь со скоростью. Если при уменьшеніи подачи бензина мы на фиг. (21) понизимъ линію тяги и заставимъ ее пройти чрезъ нижнюю точку линіи $\theta = 0$, то усмотримъ, что увеличиваніе угла атаки аэроплана Бреге, летящего подъ наивыгоднѣйшимъ угломъ, заставляетъ его подниматься вверхъ, хотя и незначительно. Вообще для аэроплана, который долженъ съ горизонтальнаго полета переходить возможно круче на подъемъ, надо брать большую скорость и летѣть подъ малымъ угломъ атаки.

Припоминая способъ построенія нашихъ графикъ, данный на фиг. (20), установимъ правило объ измѣненіи величинъ, даваемыхъ этими графиками.

Если вѣсъ аэроплана G умножается на n , то сила тяги умножается на n , скорость умножается на $\sqrt{n}$, а работа умножается на $n^{\frac{3}{2}}$. 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 $\frac{1}{\sqrt{n}}$.

§ 6. 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):

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

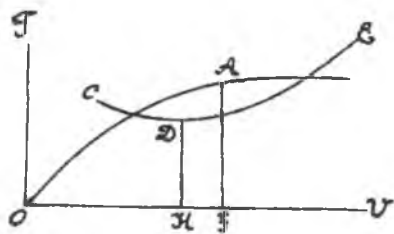
гдѣ Z выражено въ метрахъ.

Пусть OA на фиг. (25) представляетъ характеристику винтомоторной группы, а CDE линію $\theta = 0$ горизонтальнаго полета аэроплана.

Посмотримъ, какъ измѣнятся эти характеристики, когда плотность воздуха изъ p обратится въ p' , т.е. умножится на $n = \frac{p'}{p}$. Изъ теоріи моторовъ внутренняго сгорания слѣдуетъ, что ординаты моторной характеристики, данной на лѣвой нижней сторонѣ фиг. (19), 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. (25) измѣненіе линіи CA . 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 $n = \frac{p}{p'}$ есть правильная дробь, то ординаты кривой OA

уменьшаются, а ординаты кривой CDE увеличиваются, причем при некотором значении n должно произойти соприкосновение кривых. При еще меньшем значении n кривые не будут пересекаться.

Нам нужно получить значение n , при котором кривые соприкоснутся. Приблизительно мы можем отыскивать значение n , при котором наибольшая ордината деформированной



кривой OA делается равной наименьшей ординате деформированной кривой CDE. На самом деле это случится при меньшем значении n , нежели то,

которое соответствует соприкосновению кривых. Таким образом будем определять n из условия:

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

где DH - наименьшая ордината кривой CDE, а AF - наибольшая ордината кривой OA.

Подставляя найденное значение $\frac{\rho'}{\rho}$ в формулу Галлея, получаем:

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

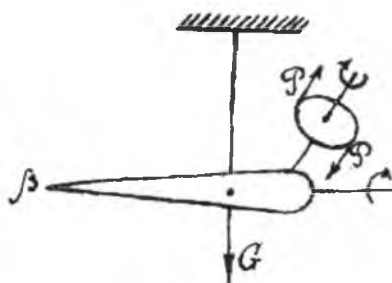
или

$$Z = 12267 \lg_{10} \left(\frac{FA}{DH} \right). \quad (12)$$

На фиг. (24) $DH = 28$, $FA = 58$, поэтому потолок для аэроплана Морана при установленной винтомоторной группѣ находится на высотѣ

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

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



фиг. 26.

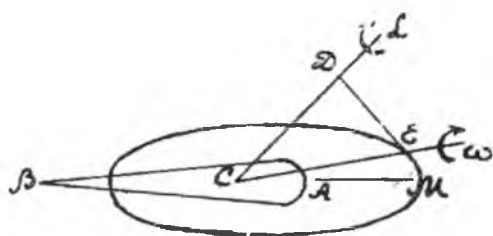
Если массы тѣла приблизительно расположены вдоль прямой, которую мы будемъ называть осью продолговатости, то всякая пара силъ, ось

которой образуетъ нѣкоторый уголъ съ плоскостью перпендикулярной къ оси продолговатости, вызываетъ вращеніе тѣла приблизительно около этой оси.

Это положеніе можетъ быть обнаружено опытомъ, изображеннымъ на фиг. (26).

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 обра-

зуеть уголъ, большій нѣкотораго опредѣленнаго угла .
 Когда силы пары начинаютъ дѣйствовать, то тѣло начи-
 наетъ вращаться около оси АВ. Это правило приближен-
 ное. Въ аналитической механикѣ доказывается, что напра-
 вленіе оси, около которой начнетъ вращаться тѣло АВ
 отъ дѣйствія пары съ моментомъ L , получается съ по-
 мощью такъ называемаго эллипсоида инерціи.



фиг. 27.

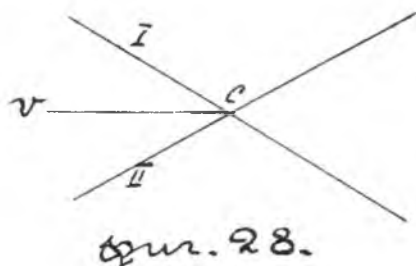
Проводя (фиг. 27)
 чрезъ центръ тяже-
 сти С въ разныхъ
 направленіяхъ оси,
 откладываяемъ на нихъ
 длины, равныя

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

гдѣ J - моментъ инерціи тѣла относительно оси. Концы
 полученныхъ векторовъ будутъ лежать на поверхности, ко-
 торая и есть эллипсоидъ инерціи. Если тѣло вытянуто,
 то и эллипсоидъ инерціи будетъ вытянутъ, и его боль-
 шая 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, про-
 ведя плоскость СЕ, перпендикулярную оси пары СL и при-
 касающуюся къ эллипсону въ точкѣ Е. Ось СЕ 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 направленія скорости полета аэроплана, то мы будемъ называть ее вмѣстѣ съ Душеномъ, 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. (28) I есть приподнятая ось продолговатости, а II - опущенная ось продолговатости



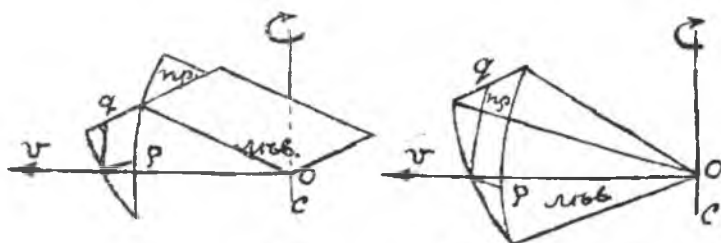
Оба крыла моноплана могутъ или лежать въ одной плоскости, и тогда мы будемъ называть ихъ *одноплоскостными*, или они могутъ

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 Л и тогда мы будемъ ихъ называть *опущенными крыльями*.

Обнаружимъ теперь, что произойдетъ съ горизонтально

летающимъ 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 вверху левое крыло, если крылья аэроплана приподняты, и - правое крыло, если крылья аэроплана опущены; если же крылья одноплоскостные, то поднимется вверху левое крыло.

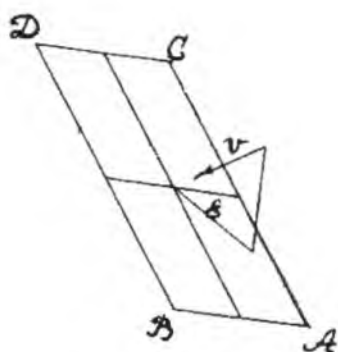


фиг. 29.

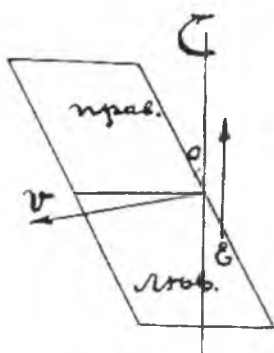
На фиг. (29) представлены приподнятыя и опущенныя крылья моноплана. Черезъ центръ его тяжести C мы проводимъ вертикальную линію, которая пересѣкаетъ планы въ точкѣ O . Изъ этой точки, какъ изъ центра, проводится сфера, которая пересѣкаетъ планы крыльевъ по дугамъ, изображеннымъ на фигурѣ. Перпендикулярныя 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 направ-

вление, для приподнятых крыльев увеличивается дуга φ , и для опущенных крыльев увеличивается тоже дуга φ . 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 случай, когда векторъ, представляющій скорость вѣтра, проектируется на плоскость прямоугольнаго плана подъ угломъ къ его сторонамъ, фиг. (30), то центръ давленія лежитъ ближе къ тѣмъ сторонамъ АВ и АС, которыя являются краями атаки. На нашей фигурѣ этотъ центръ занимаетъ мѣсто Е.



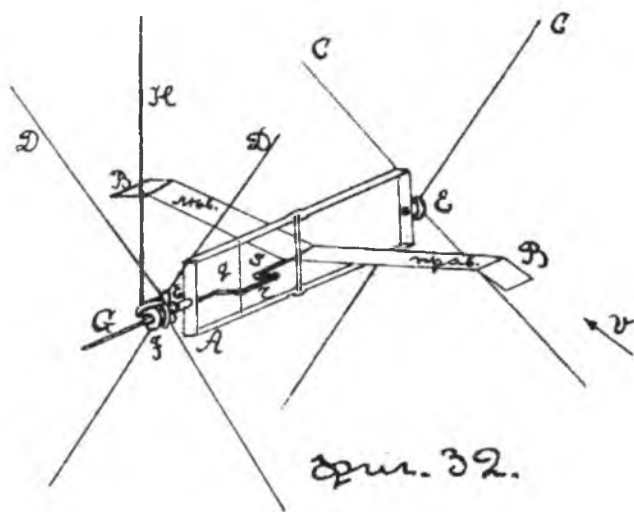
фиг. 30.



фиг. 31.

Принимая во вниманіе такое перемѣщеніе центра давленія, приходимъ къ заключенію фиг. (31), 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. (32). 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 проходитъ стержень G , который связанъ съ



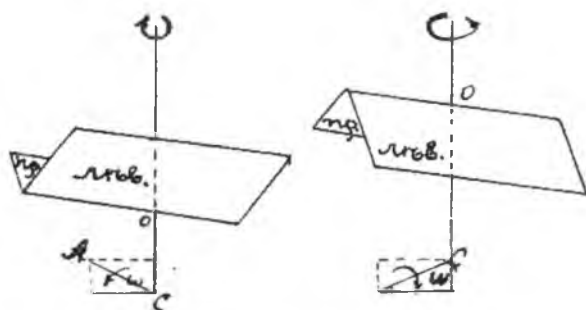
колеблющимся рычагомъ $г$, могущимъ вращаться около оси q , поставленной на краю рамочки. Правое колѣно рычага $г$

тянуть съ помощью серъги палець s , укрѣпленный на оси p . Если тянуть за стержень G , то планы $ВВ$ поворачиваются на оси p по часовой стрѣлкѣ для наблюдателя, смотрящаго сверху. Такъ какъ крылья приподнятыя, 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 продолговатости должна быть приподнята, а для того, чтобы онъ имѣлъ поперечную устойчивость при опущенныхъ крыльяхъ, ось его продолговатости должна быть опущена. Для поперечной устойчивости одноплоскостныхъ крыльевъ надо имѣть



Фиг. 33.

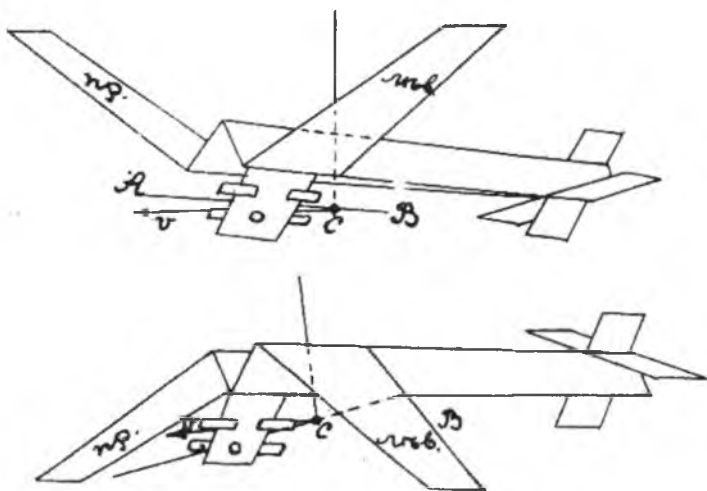
ось продолговатости приподнятой.

На фиг. (33) слѣва нарисованы крылья въ формѣ V , а справа - въ формѣ Λ при чемъ ось продолговатости въ пер-

вомъ случаѣ приподнята, а во второмъ опущена. Предположимъ, что отъ порыва вѣтра, который набѣгаетъ сбоку, образовалась пара силъ, которая по сказанному въ началѣ этого параграфа сообщаетъ аэроплану вращеніе около оси продолговатости СА, положимъ по часовой стрѣлкѣ (при взглядѣ отъ А къ С). Угловую скорость ω этого вращенія по правилу параллелограмма угловыхъ скоростей разлагаемъ на вращеніе по направленію скорости v полета аэроплана и по направленію СО, 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. (34) которыя летаютъ весьма устойчиво. Здѣсь расположеніе оси продолговатости получается съ помощью прикалыванія кнопокъ. Верхняя модель имѣетъ приподнятыя крылья и при-

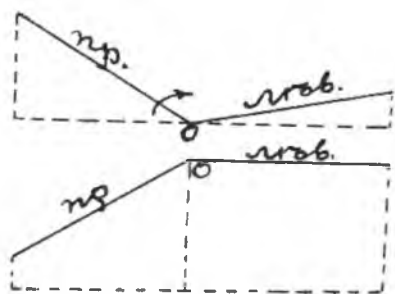
поднятую ось продолговатости, а нижняя - опущенные крылья и опущенную ось продолговатости.



фиг. 34.

§ 8. Скольжение 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 Ланг-ля, 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 приподнятія крылья будутъ выпрямлять свой кренъ, а опущенныя крылья будутъ его усиливать, какъ это видно на фиг.(35), на лѣвой части которой



фиг. 35.

большая горизонтальная проекція принадлежитъ лѣвому крылу, а на правой части которой большая проекція принадлежитъ правому крылу.

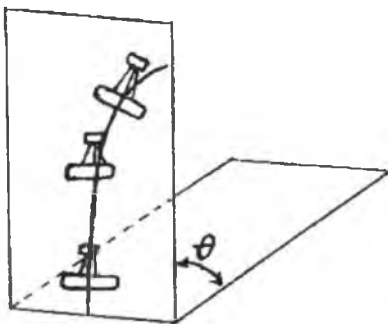
Вслѣдствіе этого надо отдавать предпочте-

ніе 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 вертикальныя бока. Аэропланъ Джевецкаго 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.

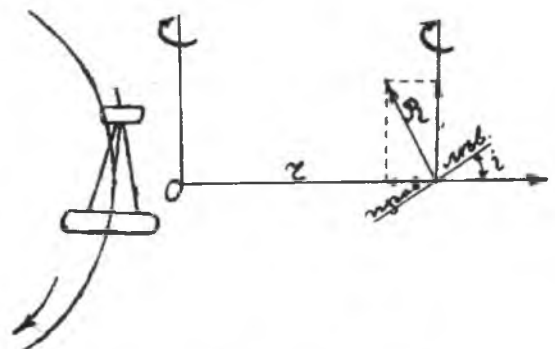
Соскользнувъ на крыло, аэропланъ начнетъ описывать

въ плоскости крена и кривую линію АВ, фиг. (36), причемъ руль поворота отклоняется въ сторону выпуклости траекторіи, и нормальная къ траекторіи, составляющая давленія вѣтра на этотъ руль и на фюзеляжъ аэроплана, уравнивается центробѣжной силою, 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 пикирующій спускъ, т.е. движеніе по глissадѣ съ вращающимся винтомъ. Этотъ спускъ при значительности крена будетъ совершаться съ большою скоростью и можетъ повести



фиг. 36.



фиг. 37.

къ катастрофѣ. По нашимъ графикамъ Моранъ въ 80 силъ при $\theta = -10^\circ$ даетъ скорость 40 м/с.

§ 9. *Виращъ*. Виращемъ называется поворотъ аэроплана по горизонтальной дугѣ круга или по снижающейся траекторіи, проектирующей на горизонтальную плоскость дугою круга. Въ последнемъ случаѣ виращъ называется *виращемъ*.

со *схиженіємъ*. Элементарное изложеніе теоріи выража-
но Полемъ Ренаромъ. Когда пилотъ поворачиваетъ руль по-
ворота *налѣво* по отношенію къ себѣ, то аэропланъ пово-
рачивается *окило* вертикальной оси по стрѣлкѣ часовъ для
наблюдателя, смотрящаго сверху. При этомъ въ случаѣ одно-
плоскостныхъ или слегка приподнятыхъ крыльевъ поднимает-
ся вверхъ лѣвое крыло. Это поднятіе обыкновенно усили-
вается дѣйствіемъ искривленія или откылками. Отъ обра-
зовавашагося крена при такомъ расположеніи прямолинейный
путь аэроплана переходитъ въ круговой (фиг. 37), при чемъ
центръ *O* окружности располагается вправо отъ пилота.

Радіусъ *r* окружности выража можетъ быть опредѣленъ
изъ того условія, что центробѣжная сила равна проекціи
на направленіе радіуса силы сопротивленія воздуха *R*
(которую мы беремъ въ плоскости симметріи перпендику-
лярно 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 кру-
гу. Сила *R* при этомъ такова, что ея вертикальная про-
екція равна вѣсу аэроплана:

$$R \cos i = G.$$

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

$$\operatorname{tg} i = \frac{v^2}{gr}. \quad (13)$$

Такимъ образомъ, кренъ вполне опредѣляется по радіусу виража и по скорости аэроплана. Впрочемъ, эта формула введена 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 Лавглей поддерживающая сила kvw^2 уничтожитъ вышеупомянутый остаточный вѣсъ, мы получаемъ уравненіе:

$$kvw^2 = G (1 - \cos i),$$

откуда слѣдуетъ, что

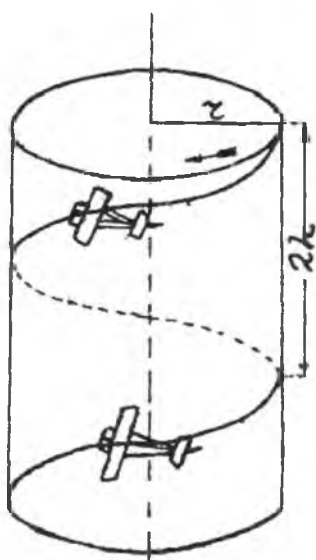
$$w = \frac{G (1 - \cos i)}{kv S}$$

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:

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



фиг. 38.

Скорость u можетъ быть отсюда исключена съ помощью формулы (13) Поля Ренера. Получается формула Соро, которая даетъ намъ сниженіе на каждый полуоборотъ аэроплана :

$$h = \frac{\pi G}{g k S} \frac{1 - \cos i}{\operatorname{tg} i} =$$

$$= 0,32 \frac{1 - \cos i}{\operatorname{tg} i} \frac{G}{k S} . (14)$$

Аэропланъ будетъ спускаться по винтовой линіи, расположенной на вертикальномъ цилиндрѣ радіуса r (фиг. 38), при чемъ шагъ винтовой линіи будетъ $2h$.

Для вычисления величины снижения h в сантиметрах Соро составилъ таблицу, въ которой принялъ $\frac{G}{kS}$ за единицу; вслѣдствіе этого при пользованіи таблицей надо умножать данную въ ней величину h на величину $\frac{G}{kS}$, вычисленную для даннаго аэроплана. Приводимъ здѣсь эту таблицу.

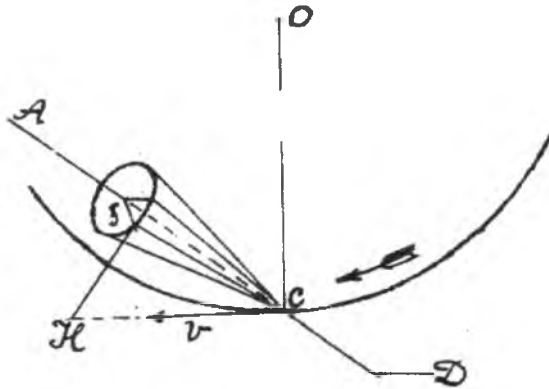
r_m	i°	$V \text{ м/с.}$			
	$h \text{ см}$	17,5	20	22,5	25
75	i	$22^\circ 40'$	$28^\circ 30'$		
	h	5,9	7,1		
100	i	$17^\circ 20'$	$22^\circ 10'$	$27^\circ 20'$	
	h	4,6	5,8	6,9	
125	i	$14^\circ 46'$	19°	$23^\circ 30'$	$28^\circ 20'$
	h	4	5	6,1	7,1
150	i	$11^\circ 50'$	$15^\circ 10'$	19°	23°
	h	3,2	4,1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

Если, напримѣръ, $k = 0,4$ и нагрузка на одинъ квадратный метръ есть $\frac{G}{S} = 16 \text{ кил.}$, то $\frac{G}{kS} = 40$. Принимая $v = 17,5 \text{ м/с.}$, найдемъ при $r = 100 \text{ м.}$ изъ таблицы уголъ крена $i = 17^\circ 20'$ и снижение за полуоборотъ $h = 4,6 \cdot 40 = 184 \text{ саят.}$

Когда уголъ 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. 39) ось аэроплана AC , которая, вслѣдствіе дѣйствія руля поворота D , заняла нѣкоторое положеніе, наклоненное къ скорости аэроплана подъ угломъ λ , который на практикѣ около 12° .



фиг. 39.

Проведемъ около этой оси конусъ. Построимъ относительно этой оси конусъ, образующая котораго дѣлаетъ съ нею уголъ γ (γ Морана $\gamma = 6^\circ$). 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 НСГ 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 виражѣ. Вращеніе винта совершается обыкновенно противъ стрѣлки часовъ для наблюдателя, смотряго на подлетающій къ нему аэропланъ для тянущихъ винтовъ и по стрѣлкѣ 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 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

винтъ и опускаться при толкающемъ. Обыкновенно предпо-
читаютъ дѣлать виражъ противъ часовой стрѣлки, при чемъ
въ случаѣ заднихъ винтовъ получаютъ сниженіе аэроплана.

§ 10. Мертвая петля. Предположимъ (фиг. 40), что аэро-
планъ при остановленномъ моторѣ движется по глissадѣ АВ
съ нѣкоторою скоростью, соотвѣтствующею углу атаки α , и,
дойдя до точки В, дѣйствіемъ руля высоты измѣняетъ уголъ
атаки α въ α' . Дальнѣйшее движеніе аэроплана будетъ со-
вершаться 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 окруж-
ности ВС, и посмотримъ, какая при этомъ скорость v бу-
детъ въ точкѣ М. Напишемъ для точки М равенство цен-
тробѣжной силы и разности проекцій на нормаль силы со-
противленія воздуха и силы вѣса G аэроплана:

$$\frac{G}{g} \frac{v^2}{r} = kv^2 S \alpha' - G \cos \theta, \quad (15)$$

гдѣ r — радіусъ круга, g — напряженіе тяжести, α' — уголъ
атаки и θ — уголъ наклоненія касательной къ кругу съ
горизонтомъ или радіуса r съ вертикалью.

Опредѣливъ изъ написанной форм. v^2 , получаемъ:

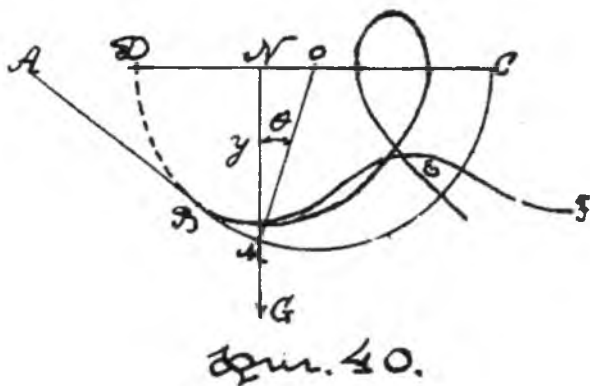
$$v^2 = \frac{gr \cos \theta}{\frac{kS\alpha'gr}{G} - 1}$$

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

$$v^2 = 2 gr \cos \theta = 2 gy, \quad (16)$$

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



вого сопротивленія воздуха пренебрегаютъ сравнительно съ поддерживающею силою сопротивленія. Условіе равенства знаменателя $\frac{1}{2}$ приводитъ насъ къ величинѣ радіуса r :

$$r = \frac{3}{2} \frac{G}{KS\alpha'g} \quad (17)$$

Если форм. (15) 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 α' на α . Это дастъ:

$$v^2 = \frac{G}{KS\alpha} \cos \theta,$$

или, на основаніи форм. (17):

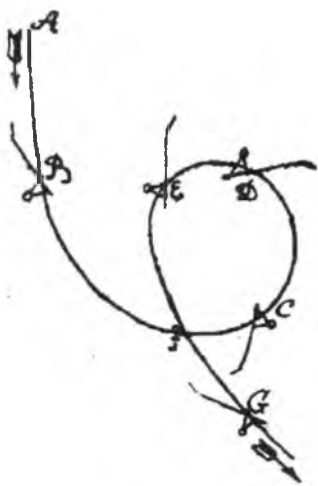
$$v^2 = \frac{2}{3} gr \frac{\alpha'}{\alpha} \cos \theta \quad (18)$$

Сравненіе формулъ (18) и (16) приводитъ къ заключенію, что для возможности перехода движенія на кругъ надо взять $\alpha' = 3\alpha$. Въ случаѣ $\alpha' < 3\alpha$, мы будемъ получать волнообразныя траекторіи, а въ случаѣ $\alpha' > 3\alpha$ - траекторіи съ петлями¹⁾. При приземленіи аэроплана послѣ планирующаго спуска не желателенъ переходъ на круговую траекторію или траекторію съ петлями, потому что въ первомъ случаѣ въ точкѣ С 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 планирующимъ спускомъ надо рулемъ высоты увеличить уголъ атаки менше, нежели въ три раза.

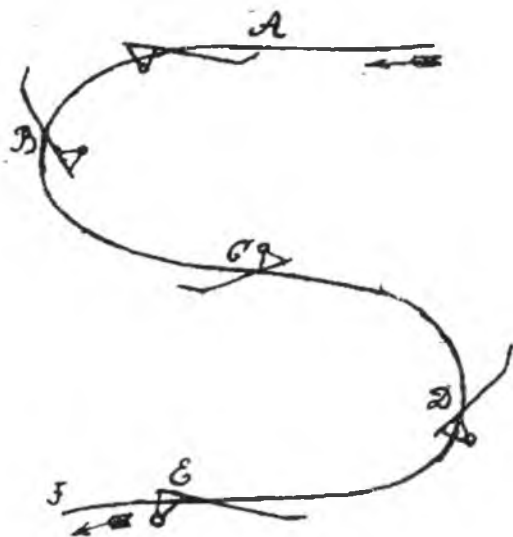
Переходя къ полету съ мертвыми петлями, можно указать три типа мертвыхъ петель: мертвыя петли типа Нестерова, мертвыя петли типа Лёгу и мертвыя петли типа Пуаре. Первые два типа имѣютъ траекторіи, почти лежащія въ вертикальной плоскости, и управляются рулемъ высоты, а послѣдній типъ имѣетъ траекторію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

¹⁾ Этотъ вопросъ мною разработанъ еще въ 1891 г. въ моей статьѣ: " О пареніи птицъ

На фиг. (41) представленъ видъ мертвой петли, которую впервые сдѣлалъ Нестеровъ. Онъ перешелъ въ точкѣ В съ планирующаго спуска по прямой АВ на круговую траекторію, потомъ въ точкѣ С включилъ моторъ и съ сохраненіемъ скорости прошелъ часть CDE, въ которой



фиг. 41.



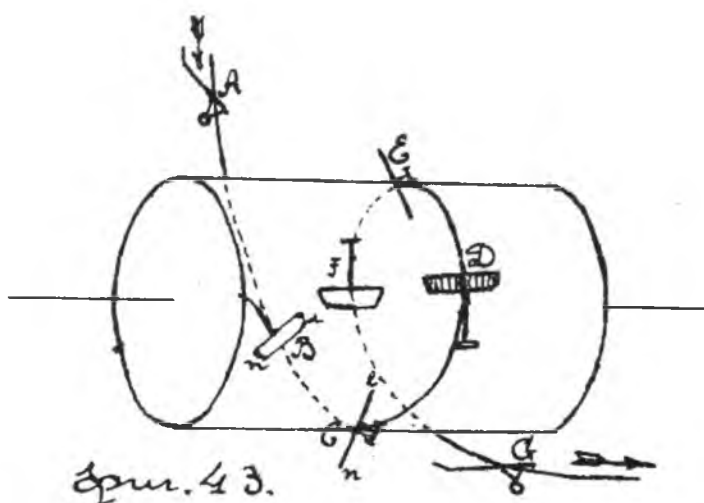
фиг. 42.

центробѣжная сила направлена 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. (42).

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 уравнивается, главнымъ образомъ, сопротивленіемъ воздуха, которое, вслѣдствіе поворота руля высоты, дѣйствуетъ на выпуклую часть плановъ и направлено вверхъ. Описавъ такимъ образомъ букву S, Пуэру переходитъ на горизонтальный полетъ головою вверхъ.

Третій способъ полета внизъ головой принадлежитъ Пуэре. 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 Пуэре можно разсматривать какъ петлю Нестерова, наверхнутую на горизонтальный цилиндръ. На фиг.(43) представлено движеніе, при которомъ, ниспадая

внизъ пикирующимъ спускомъ, аэропланъ получаетъ въ точкѣ В по волѣ пилота надлежащій кренъ, вслѣдствіе котораго поднимается вверхъ лѣвое крыло и получается сначала сила, выталкивающая его изъ плоскости чертежа. Въ низшей части С траекторіи шасси расположено внизъ, и аэропланъ летитъ отъ плоскости чертежа при опущенномъ правомъ крылѣ. Послѣ этого траекторія поднимается вверхъ, намотываясь на горизонтальный цилиндръ, при чемъ правое крыло постоянно направлено отъ цилиндра. Наблюдатель, глядящій на чертежъ, видитъ въ D нижнюю затушеванную часть аэроплана. Въ верхней точкѣ траекторіи Е 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 разнообразныя 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 съ борьбою ястреба съ ворономъ. Къ несчастью, онъ погибъ смертію героя въ такой борьбѣ.

К стр. 64, 2 строка сверху.

Эта фигура высшего пилотажа была выполнена русским летчиком П.Н.Нестеровым в 1913 году. Ей присвоено наименование "Петля Нестерова".

К стр. 65, 3 строка внизу.

Эта фигура демонстрировалась французским летчиком Пауре в 1914 году: широкого распространения не получила.