

P2. 31118

НА ДОМ
НЕ ВЫДАЕТСЯ

1961 VIII

Профессоръ Н. Е. Жуковскій.

ЛТ, 15

54108

Динамика аэроплановъ въ элементарномъ изложеніи.



ПРОВЕРЕНО
1952

31118

✓
Дровер. 1935

P2

Лекціи читанныя ученикомъ Теоретическихъ Курсовъ Авіаціи при Московскомъ Высшемъ Техническомъ 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.

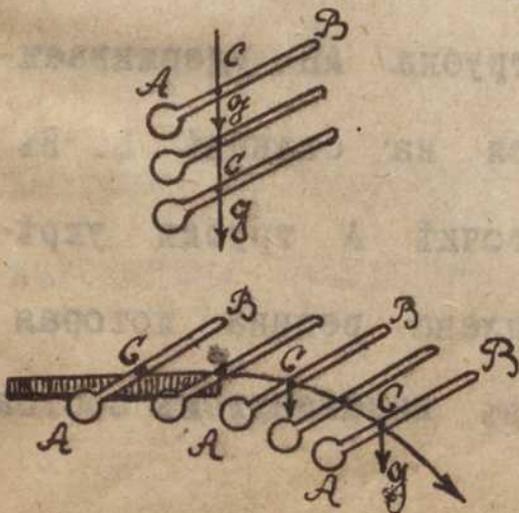
Н. Жуковскій.

ДИНАМИКА АЭРОПЛАНОВЪ ВЪ ЭЛЕМЕНТАРНОМЪ
ИЗЛОЖЕНІИ.

§ 1. Въ этой статьѣ разъясняются, съ помощью указа-
нія на простыя приборы, положенія динамики тверда-
го тѣла, нужныя для пониманія полета аэроплановъ.

Сила, дѣйствующая на центръ тяжести тѣла, не имѣющая
то начального 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 центрѣ тяжести С, и предоставимъ ему
падать, то увидимъ, что центръ его тяжести будетъ дви-
гаться внизъ по вертикальной линіи равномерно уско-
реннымъ движеніемъ, а тѣло будетъ оставаться само са-
бѣ параллельнымъ.



Фиг. 1.

Точно также, если бы мы
сообщили этому тѣлу нѣко-
торую скорость поступатель-
наго движенія, напримѣръ, по-
мѣстивши въ его центрѣ тя-
жести маленькій роликъ С,

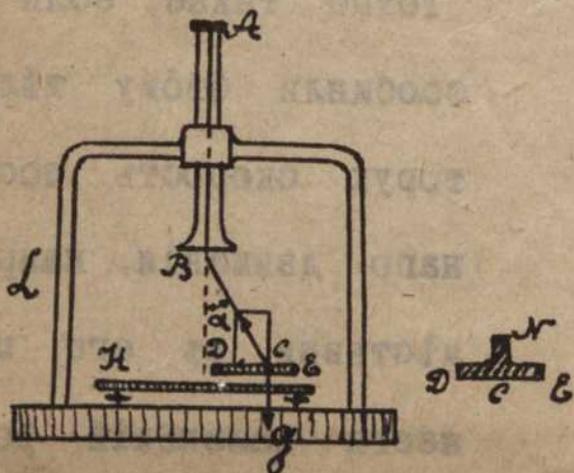
двинули бы тѣло по столу, держа его параллельнымъ самому себѣ, то увидали, что оно въ дальнѣйшемъ своемъ движеніи оставалось бы строго параллельнымъ своему прежнему направленію; центръ же его тяжести описывалъ бы параболу, которую описываетъ свободно брошенный шарикъ.

Тоже явленіе повторилось бы, если бы вмѣсто силы тяжести дѣйствовала на центръ тяжести въ томъ же направленіи какая-нибудь другая постоянная сила; при этомъ величина ускоренія была бы не $9,8 \text{ m/sec.}^2$, а нѣкоторая иная величина S , получаемая по формулѣ

$$S = \frac{P}{M} \quad (I)$$

гдѣ M - масса тѣла (масса получается, дѣля вѣсъ въ килограммахъ на $9,8$).

Разъясняемый принципъ для случая силы, дѣйствующей на центръ тяжести тѣла въ измѣняющихся направленіяхъ, хорошо демонстрируется на приборѣ, построенномъ профессоромъ Делоне. Этотъ приборъ изображенъ на



Фиг. 2.

фиг. (2). Вертикальная трубка АВ удерживается на станинѣ L. Въ точкѣ А трубки укрѣплена резина, которая въ ненапрянутомъ состоя-

ни достигаетъ конца трубки В. Эта резина вытягивается на длину $BC = S$, причемъ ее 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. Дѣйствительно, разложимъ силу вытяжки резины

$$P = k \frac{s}{l}$$

на вертикальную силу Q и горизонтальную силу R.

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

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

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

Тогда первая формула даетъ намъ разстояніе h диска отъ точки В

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

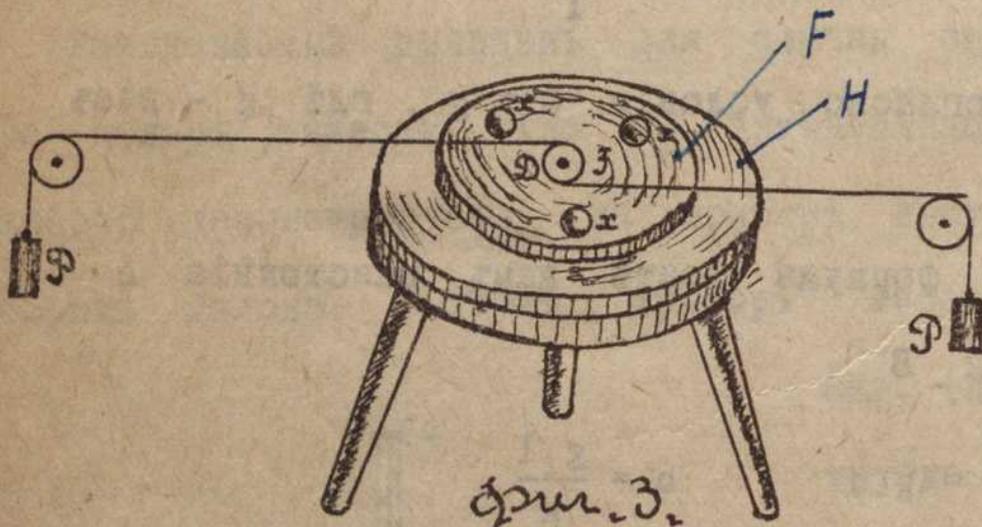
которое не зависитъ отъ угла α . Намъ дискъ будетъ находиться подъ дѣйствіемъ одной горизонтальной силы

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

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 эллипсы 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:

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

гдѣ m - масса диска. Но, если мы привяжемъ конецъ ре-



зини не къ центру тяжести C , а къ какой-нибудь точкѣ N , то сейчас же усмотримъ, 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 отдаленные вертикальныя блоки и обремененныя равными грузами P . Вслѣдствіе отдаленности этихъ блоковъ сравнительно съ разбѣромъ 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 — радиусъ 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 черезъ точку C .

Вращеніе будетъ равномерно ускоренное, при чемъ угловое ускореніе будетъ равно моменту вращающей пары, разделенному 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

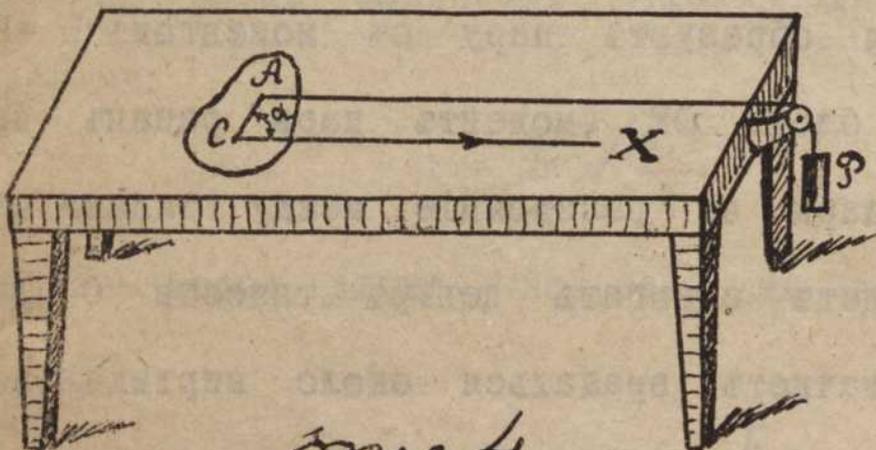
уцомянутой оси .

Въ случаѣ, когда на данное твердое тѣло дѣйствуетъ какая-нибудь система силъ, то ее всегда можно замѣнить одной силой, проходящей черезъ центр тяжести, и одной парой.

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

Разсмотримъ приборъ, представленный на фиг. (4).

Доска CA произвольной формы положена на весьма



фиг. 4.

гладкой горизонтальный столъ. Въ точкѣ A этой доски, отстоящей на разстоянн a отъ

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

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

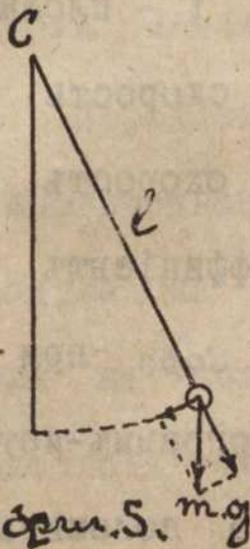
Сила P будет двигать центр тяжести C по направлению CX равномерно ускоренным движением с ускорением $\frac{P}{m}$, где m масса доски, а пара заставит ее вращаться с переменным углов. ускорением:

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

Если бы (фиг. 5) мы вообразили математический маятник длины l , то нашли бы для него тангенциальное ускорение $g \sin \alpha$, разделив которое на l получили бы угловое ускорение:

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

Сравнение обоих угловых ускорений приводит к заключению, что наша доска будет колебаться около центра C , как математический маятник длины:



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

Подставляя это выражение в известную формулу времени колебания математического маятника:

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

найдем, что наша пластинка будет совершать свои колебания во время

$$t = \sqrt{\frac{J}{P \cdot a}} \quad (3)$$

Эти колебанія будутъ тѣмъ медленнѣе, чѣмъ больше моментъ инерціи и чѣмъ меньше Ra .

Для разрѣшенія вопроса объ устойчивости аэроплановъ намъ надо еще сказать нѣсколько словъ о колебаніи маятника въ средѣ, оказывающей на него сопротивление пропорціональное угловой скорости. Мы рассмотримъ здѣсь приборъ, дѣйствіе котораго близко къ потушающему эффекту хвоста аэроплана.

Правило Ланглея.

Сила давленія воздуха, скользящая по поверхности плана, перемещающаяся перпендикулярно потоку воздуха, пропорціональна площади плана, скорости потока и скорости движенія плана.

Это правило выражается формулою

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

гдѣ f - площадь плана,

v - скорость потока и

w - скорость плана.

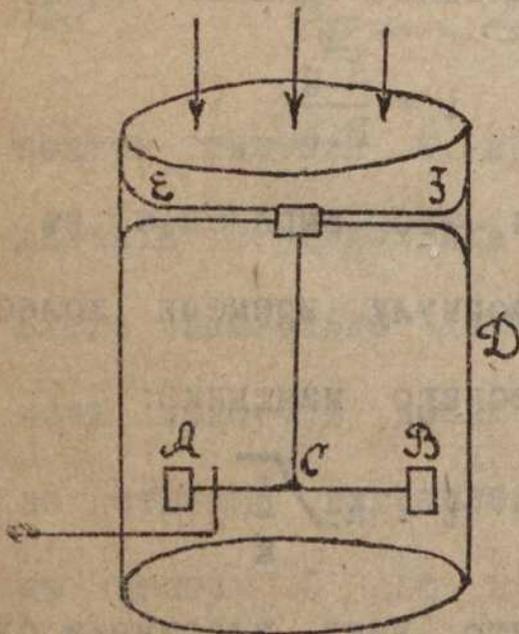
Коэффициентъ k соглас-

но C_{090} 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

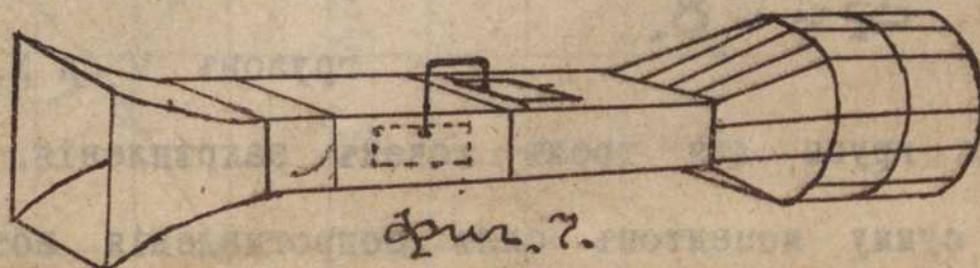
сверху вниз со скоростью v . Внутри этой трубы на горизонтальной перекадинѣ EF помещенъ тонкій стальной пруть, къ которому въ своемъ центрѣ тяжести C прикрѣплена горизонтальная крылатка $AB = 2l$. Моментъ пары силъ упругости, которая стремится раскручивать стержень, если онъ закрученъ на уголъ $\Delta \alpha$, пропорционаленъ этому углу крученія и выражается формулою:

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

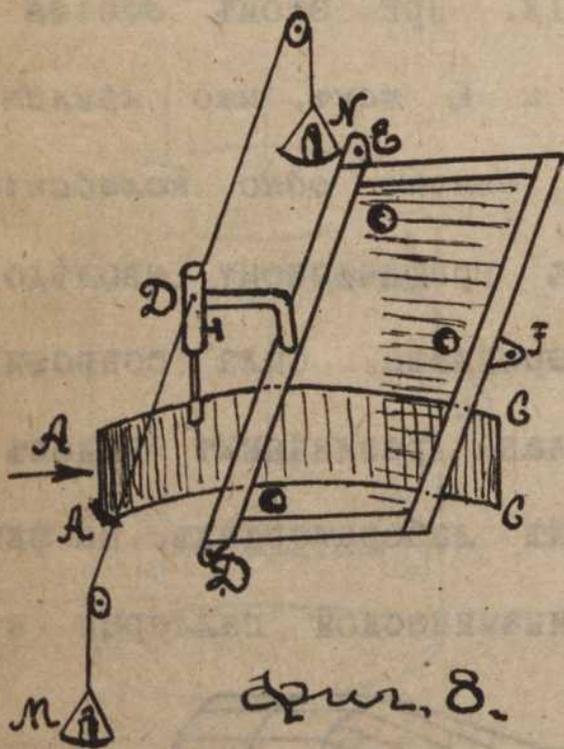
гдѣ ξ постоянный коэффициентъ, зависящій отъ второго модуля упругости длины и діаметра стержня.

Закрутивъ немного стержень, мы задерживаемъ крылатку съ помощію крючка; потомъ пускаемъ въ ходъ вентиляторъ и спускаемъ крючекъ. Крылатка начнетъ совершать затухающія колебанія. При этомъ *всегда* можно подобрать величины l и ξ такъ, что крылатка при спускѣ крючка совершитъ *только* одно колебаніе.

§ 2. Перейдемъ теперь къ графическому изслѣдованію прямолинейнаго полета аэроплана. Сила сопротивленія воздуха на планы аэроплана различныхъ видовъ изучается въ аэродинамическихъ лабораторіяхъ. На фиг. (7) данъ рисунокъ плоской аэродинамической галлерей въ



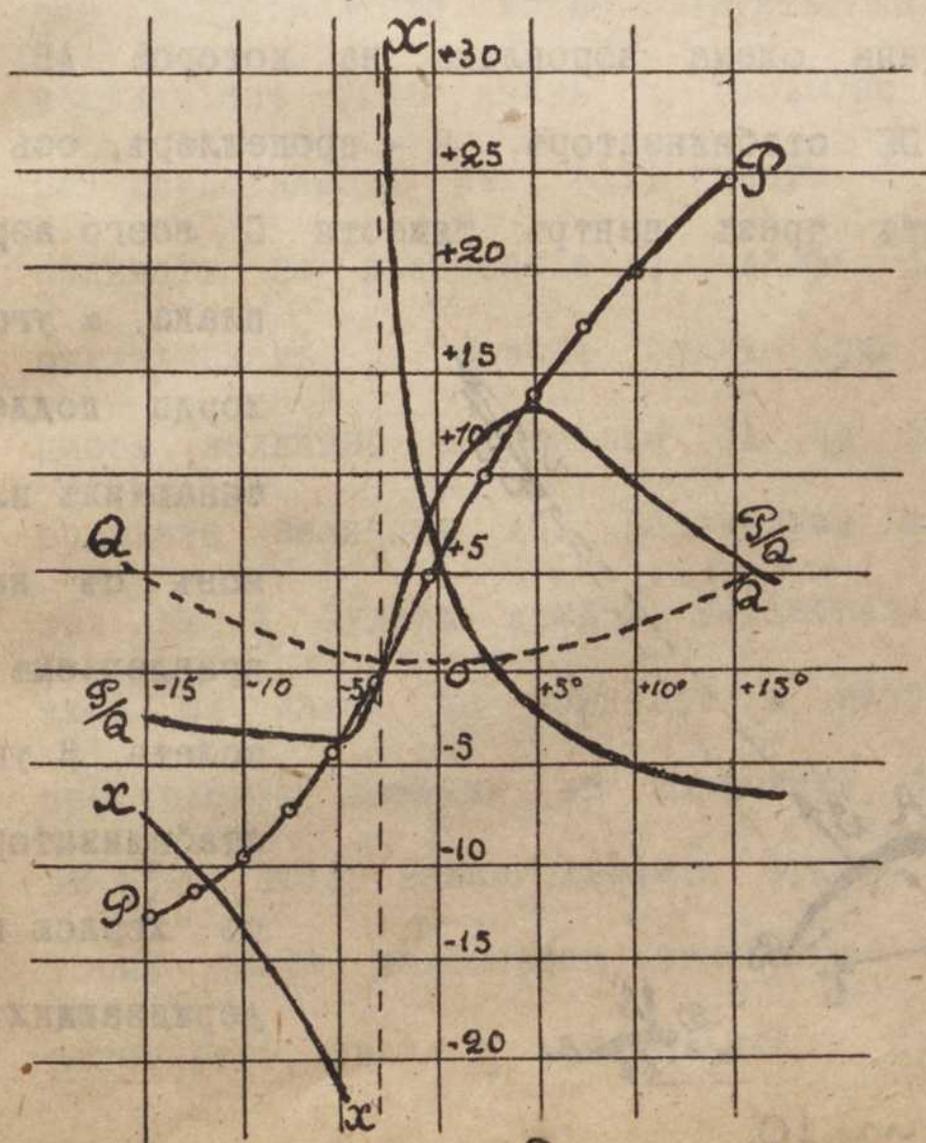
лабораторіи Высшаго Техническаго Училища; стѣнки этой галлерей сдѣланы изъ зеркальных стеколъ. Воздухъ всасывается сквозь эту галлерей съ помощью вентилятора Сирокко, при чемъ потокъ его во всѣхъ точкахъ прямоугольнаго сѣченія трубы (прямоугольникъ 30 с. × 150 с.) даетъ хорошее равномерное поле. Модель (фиг. 8) ЛАСС, представляющая вырѣзку изъ главныхъ плановъ аэроплана, сдѣланную двумя вертикальными плоскостями, параллельными его оси, помещается внутри трубы и соединяется съ помощью стержня ВD, проходящаго въ отверстіе, сдѣланное въ верхней кромкѣ 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 трехъ центровъ: D, F и E и съ помощью этихъ моментовъ опредѣлимъ составляющія силы P и Q дѣйствія потока воздуха на пластинку въ направленіи, перпендикулярномъ потоку и въ направленіи по потоку, а также опредѣляемъ и точку пересѣченія равнодѣйствующей этихъ силъ съ хордой изслѣдуемой дужки. Опредѣляя эти величины для различныхъ угловъ атаки α (уголъ атаки считаютъ положительнымъ, когда вѣтеръ направленъ на вогнутую сторону плана), образуемыхъ направленіемъ хорды и направленіемъ потока, мы можемъ начертить графику, характеризующую силу дѣйствія вѣтра на поддерживающій планъ при различныхъ углахъ α . Такая графика для плановъ типа



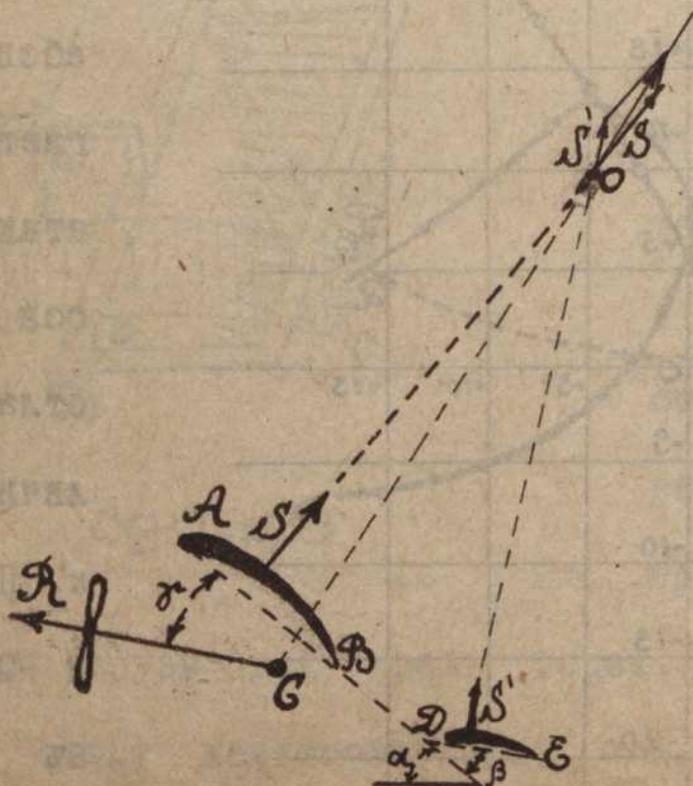
Фиг. 9.

Ньюпортъ при скорости 17 м/с. изображена на фиг. (9). По оси абсциссъ отлагается уголъ атаки α , а по оси ординатъ отлагаются величины: P, Q, $\frac{P}{Q}$ и x. При этомъ P и Q выражены въ килограммахъ

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 чрезъ центръ тяжести C всего аэро-

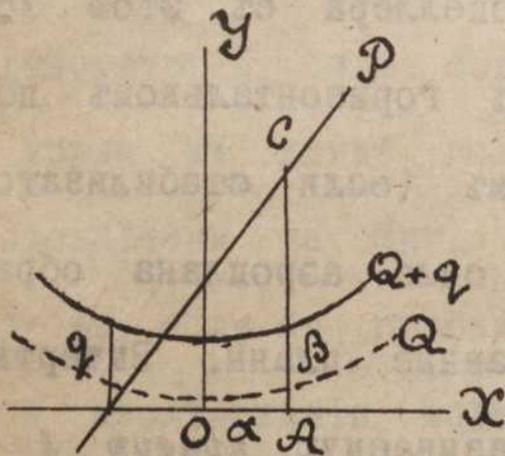
плана, α уголъ хорды поддерживающихъ плановъ съ направлениемъ полета, β уголъ стабилизатора съ хордою поддерживающихъ



Фиг. 10.

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 , замѣтивъ, 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. соотвѣтствуетъ силѣ S , прикасающейся къ кривою Лиліента-

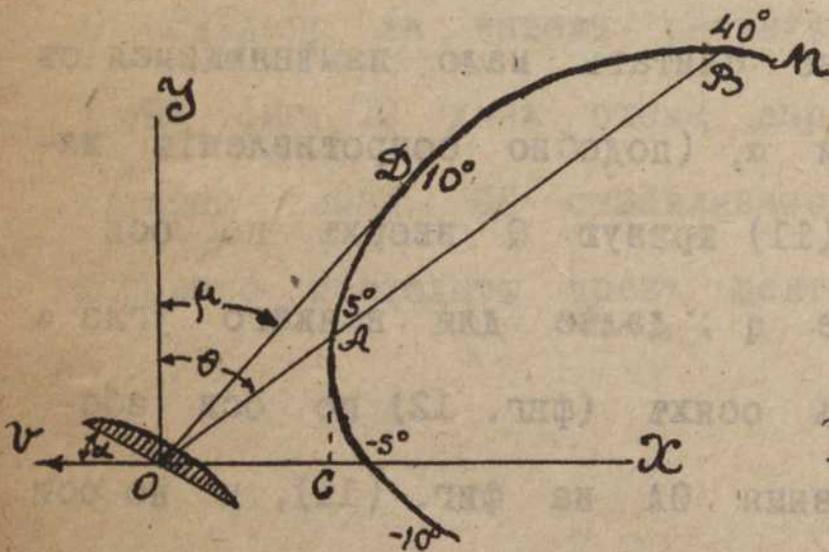
ля. На нашей фиг. (12) это будетъ уголъ въ 10° .



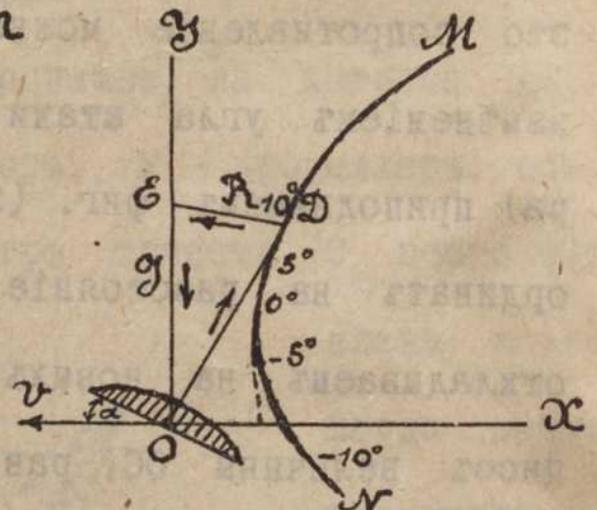
Фиг. 11

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

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



Фиг. 12.



Фиг. 13.

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

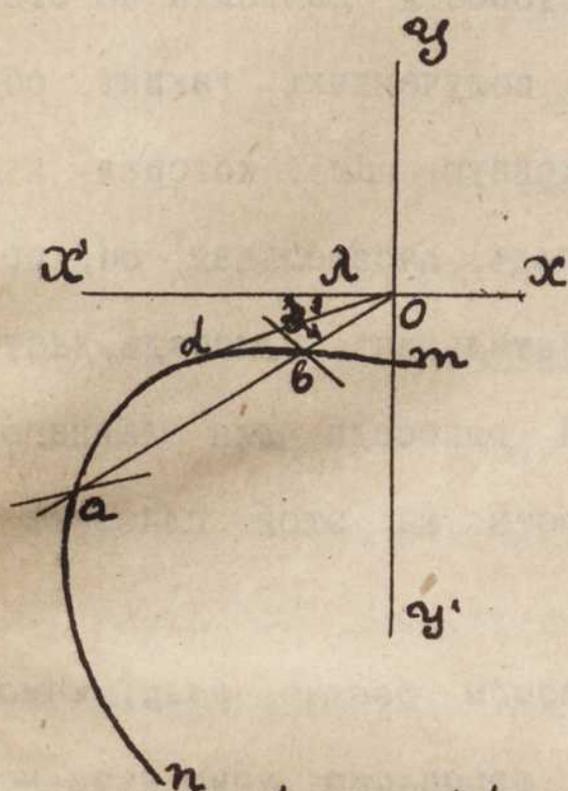
его центра тяжести C , то отнѣсивъ на фиг. (10), на основаніи кривой x графики (9) точку приложенія силы S , мы должны будемъ подобрать длину $BD = 1$ или площадь DE такъ, чтобы равнодѣйствующая силъ S и силъ сопротивленія S' на стабилизаторъ DE проходила чрезъ центръ тяжести C . Тогда не будетъ пары 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 III-мъ Всероссийскомъ 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 перенѣсаемъ на фиг. (10) точку O

въ различныхъ мѣста по направленію силы S и вычерчиваемъ параллелограммы силы 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 Лиліентала для стабилизатора. Точка пересѣченія этихъ кривыхъ даетъ намъ величину угла $\alpha - \beta$. Такимъ образомъ, устанавливая подѣ различными углами β задній руль глубины, мы будемъ устанавливать различные углы атаки главнаго плана. То же разсужденіе относится и къ случаю передняго руля глубины.

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

потокѣмъ съ хордой главнаго плана аэроплана. Мы видимъ, что для всякаго направленія силы S существуютъ два угла атаки. Напр., направленію OAB соотвѣтствуютъ углы атаки 5° и 40° . Вообразимъ, что весь чертежъ



Фиг. 14.

(12) повернуть около центра O такъ, что прямая OAB сдѣлалась вертикальна, а скорость приняла направленіе ова (фиг.14), образующее съ горизонтомъ уголъ θ , который сила S образовывала съ осью OY . Сила сопротивления S сдѣлает-

ся при этомъ вертикальной, и для того, чтобы она могла преодолѣть вѣсъ аэроплана g , скорость должна измѣниться противъ той, для которой построена кривая Лиліенталя. Если кривая Лиліенталя вичерчена, 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

$$v' = v \sqrt{\frac{g}{s}}$$

(6)



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

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

Мы видимъ (фиг. 14), что по всякой глissадѣ 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 глissадѣ, указанное проф. Пенлеве.

Движеніе по глissадамъ большой скорости можетъ быть сохраняемо дѣйствіемъ руля высоты; движеніе же по глissадѣ 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, зависяція отъ угла поворота, были *возстановляющія* пары. Съ другой стороны, моментъ *затушающей* пары долженъ быть настолько великъ, чтобы не развивалось периодическихъ колебаній аэроплана.

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

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

Въ этомъ параграфѣ мы займемся продольной 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:

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

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

въ которыхъ въ среднемъ $k = 0,3$ и $i = 5^\circ$. 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.

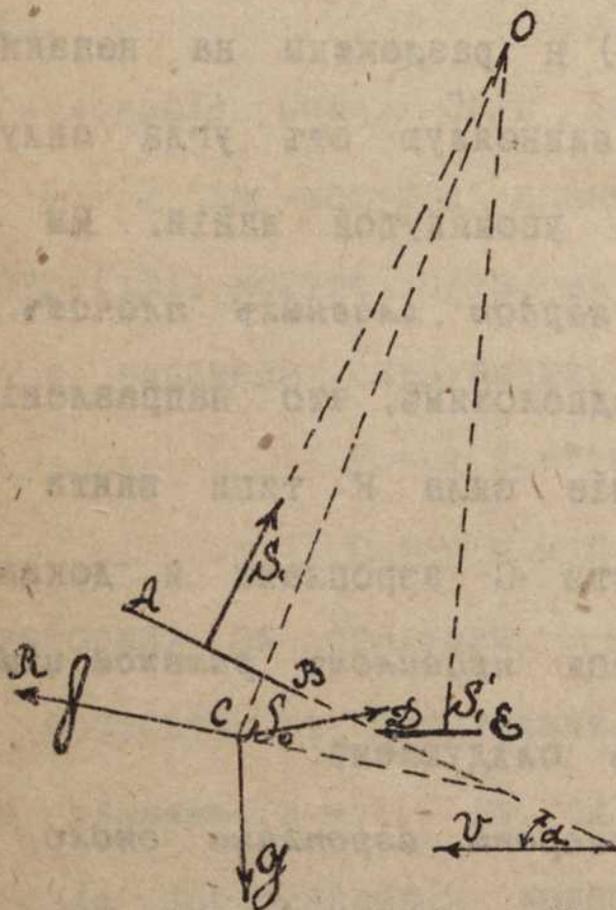
Если бы главные планы представляли бипланъ то для нихъ можно бы было всегда выбрать прямую, отсчитывая отъ которой уголъ атаки α , силы сопротивленія могутъ быть представлены форм. (7) и разложены на независимую отъ угла силу S_0 и зависящую отъ угла силу S_1 , которая перпендикулярна къ упомянутой линіи.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

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

даль между главнымъ планомъ и стабилизаторомъ уголъ меньше 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 точки приложенія силъ



фиг. 15.

и 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

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

получаемия отъ главнаго плана и стабилизатора при разныхъ наклонахъ къ линіи полета, измѣняются непропорціо-нально 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 C , но теперь мы имѣемъ справа добавоч-ную 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 цент-ра тяжести пара съ моментомъ:

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

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

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

ція въ функціи времени измѣненіе угла $\Delta\alpha$ модели
аэроплана, качавшейся около вертикальной оси въ плос-
кой 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 точ-
ка играла роль центра тяжести при свободномъ движе-
ніи аэроплана.

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

$$a = 16 \text{ см.}$$

длина хорды

главныхъ пла-

новъ (такъ что

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

На фиг. (17)

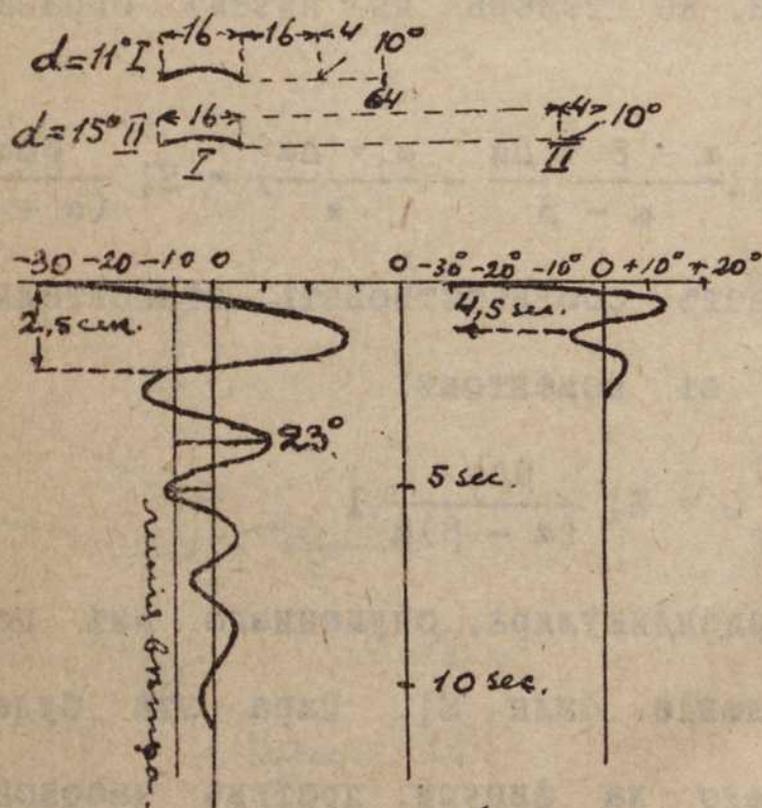
это разстоя-

ніе бралось:

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

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

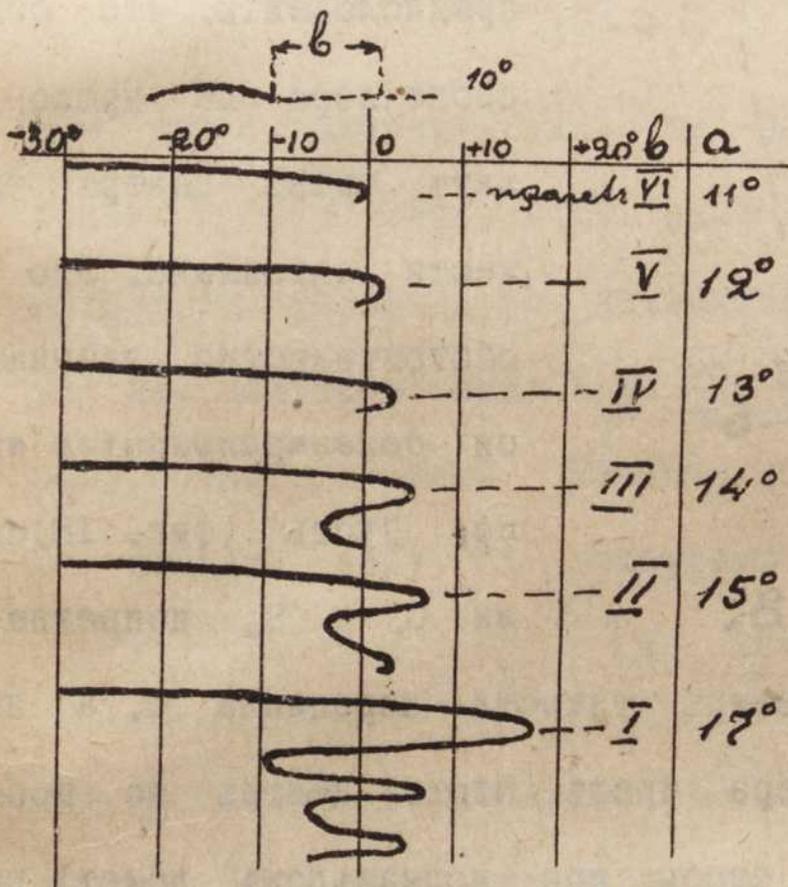
$$b = 5a, b = 6a.$$



фиг. 16.

Во всѣхъ опытахъ уголъ $\beta = 10^\circ$; углы же α получали значенія, указаннныя 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 мѣрѣ увеличенія число видимыхъ колебаній все уменьшается, и при $1 = \frac{a}{2} + 6a$ мы получаемъ только одно колебаніе.



фиг. 17.

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

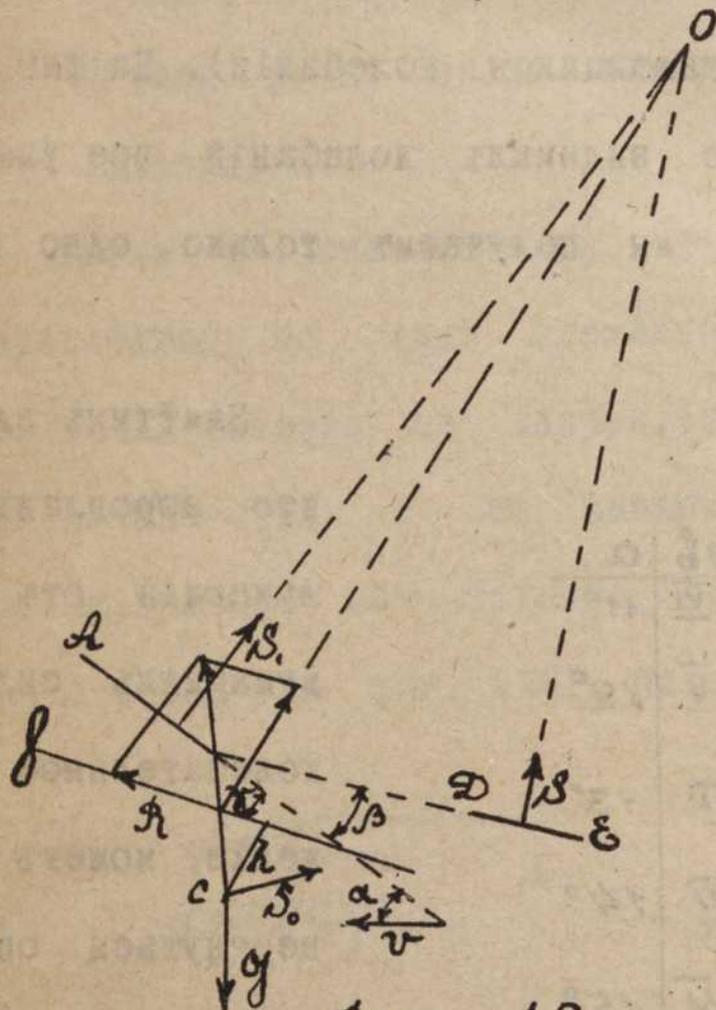
На фиг. (16) для случая I ($b = a = 16 \text{ с.}.$) ось аэроплана образуетъ съ линіею вѣтра при равновѣсіи уголъ 11° . Предположимъ, что она откачнулася отъ потока воздуха

вместо 11° на 23° , тогда следующее колебание она сделает 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 попережно-



Фиг. 18.

му проходятъ черезъ центръ тяжести аэроплана C , а направление оси пропеллера черезъ этотъ центръ не проходитъ. Это требуетъ, чтобы при нормальномъ полетѣ равнодѣйствующая сила 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 C_1 . 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 C . Но такъ какъ сила тяги винта, согласно предположенію Пенлева, 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

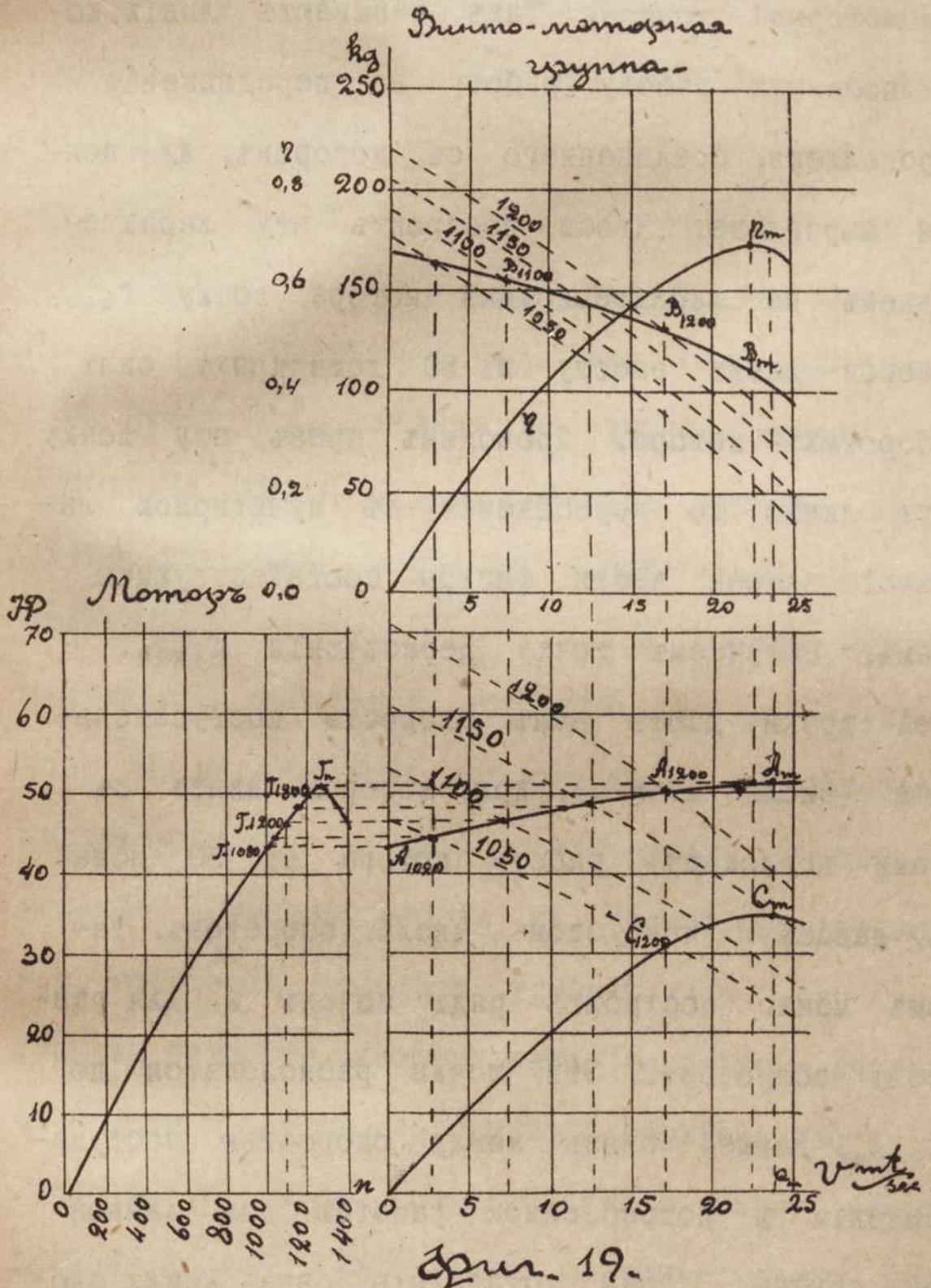
$$hR \left(\frac{\Delta \alpha}{\alpha} + \frac{2\Delta v}{v} \right) \quad (11)$$

гдѣ h длина перпендикуляра, опущеннаго изъ C на ось винта. Эта пара враждуетъ 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 отклоняющаяся, такъ какъ при положительномъ да 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 децентрализаціи 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 основаніе сужденій о дѣйствиі 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 — 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. Пунктирная кри-

вня соответствують 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 поступатель-

наго движенія, а по оси ординатъ - работа въ лошадиныхъ силахъ. Пунктирная кривая въ этой части фигуры дасть работу при различныхъ числахъ оборотовъ.

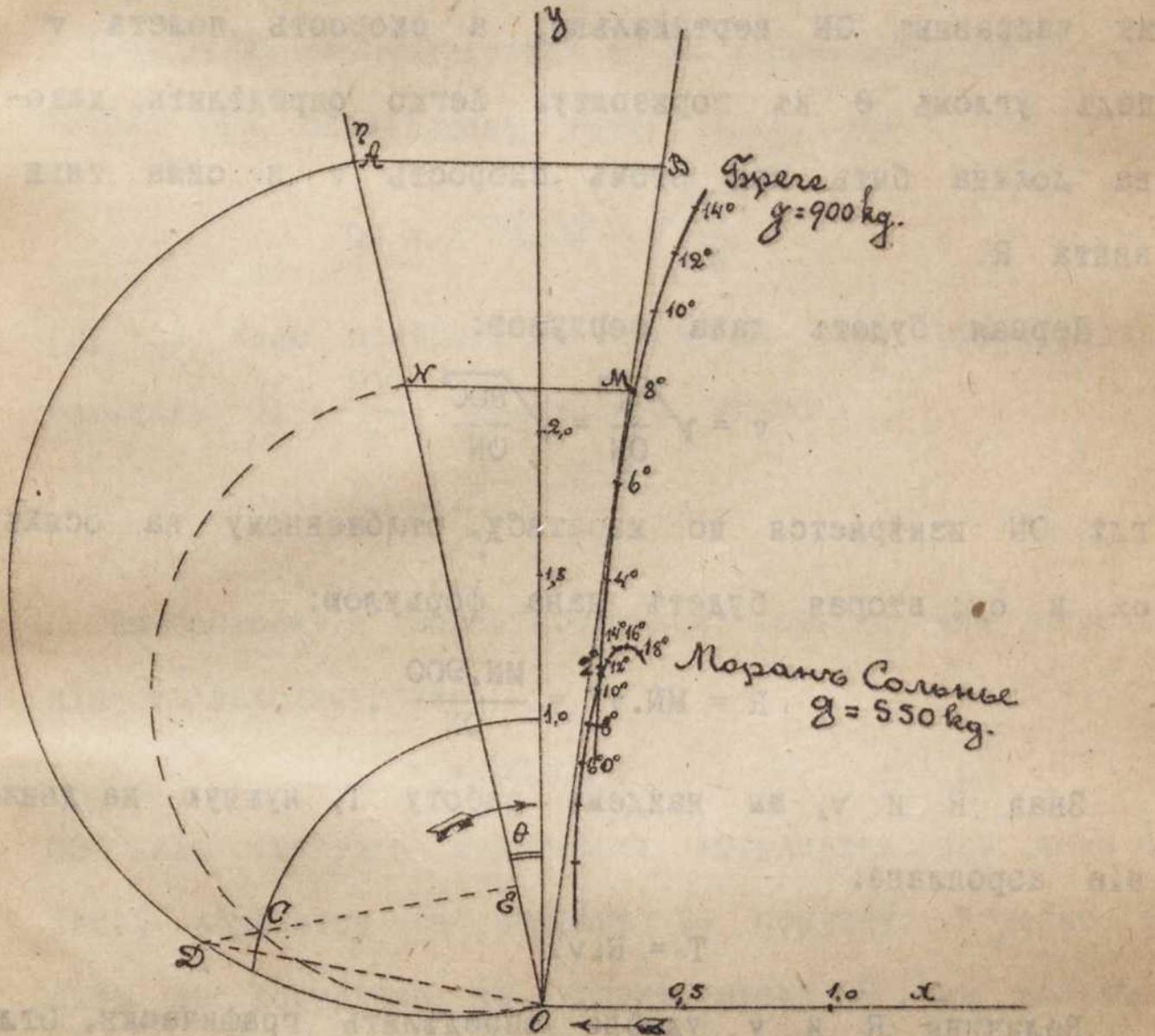
Съ помощію данной фигуры можно построить *характеристику винтомоторной группы*. Такъ называютъ линію, которая даетъ полезную работу (работу на передвиженіе аэроплана) пропеллера, соединеннаго съ моторомъ, для всякой скорости аэроплана. Чтобы построить эту характеристику, возьмемъ на характеристикѣ мотора 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 линіею на правой нижней части фигуры соответствующемъ 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 A для различныхъ чиселъ оборотовъ. Эти точки расположатся по кривой $A_{1200} A_{1100} A_{1000}$, 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 A , напр.

чрезъ A_{1200} , провести вертикальную линію 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 C , мы получимъ кривую $C_{1200} C_m$, которая и будетъ характеристикой данной винтомоторной группы. Взавши 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 кривыя Лиліенталя, построенныя для цѣльхъ 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 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 кривыхъ Лиліенталя написаны въ градусахъ углы атаки, отсчитываемые отъ хорды дужки главныхъ плановъ, при чемъ для биплана Бреге берется хорда дужки верхняго плана. Съ этою хордою ось винта образуетъ уголъ 6° .

Основная идея, лежащая въ 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-

плана подь угломъ θ къ горизонту вверхъ и проведе-
демъ на фиг. (20) прямую $o\eta$, образующую уголъ θ съ



Фиг. 20.

осью $o\eta$. Возьмемъ уголъ атаки съ верхнимъ планомъ 8°
и замѣтимъ, что уголъ оси пропеллера съ горизонтомъ
будетъ при этомъ $8^\circ - 6^\circ = 2^\circ$. Подь этимъ угломъ про-
ведемъ хорду MN до пересѣченія съ $o\eta$ въ точкѣ N .
Сила тяги винта, раздѣленная на квадратъ скорости
аэроплана, представится на нашей фигурѣ векторомъ MN ,
а вѣсъ аэроплана G , раздѣленный на квадратъ скорости,

вектором ON . Повернувъ кривую Лиліенталя вмѣстѣ со всѣмъ чертежемъ по стрѣлкѣ часовъ на уголъ θ , мы направимъ ON вертикально, а скорость полета v подъ угломъ θ къ горизонту. Легко опредѣлить, какова должна быть при этомъ скорость v и сила тяги винта R .

Первая будетъ дана формулою:

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

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

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

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

$$T = R \cdot v.$$

Величины R и v удобно опредѣлять графически. Отложивъ на 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 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 перпендику-

ляръ 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

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

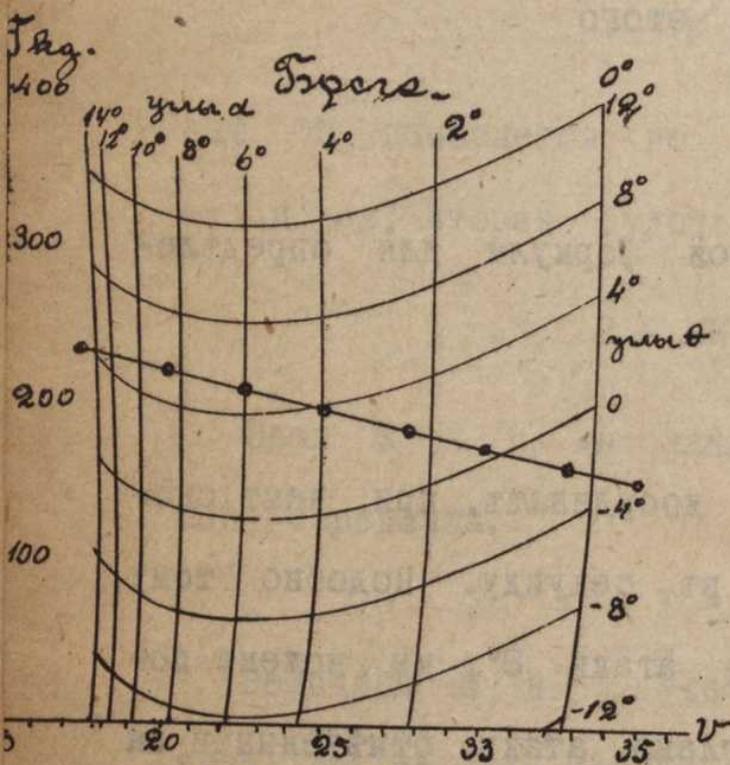
OD надо измѣрять масштабомъ координатъ, при чемъ скорость выразится въ метрахъ въ секунду. Подобно тому, какъ мы поступили съ угломъ атаки 8° , мы можемъ поступить со всѣми другими углами атаки, отмѣченными на фиг. (20) для аэроплана Бреге, и найти силу тяги винта R и соответственную скорость при подъемѣ 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 .

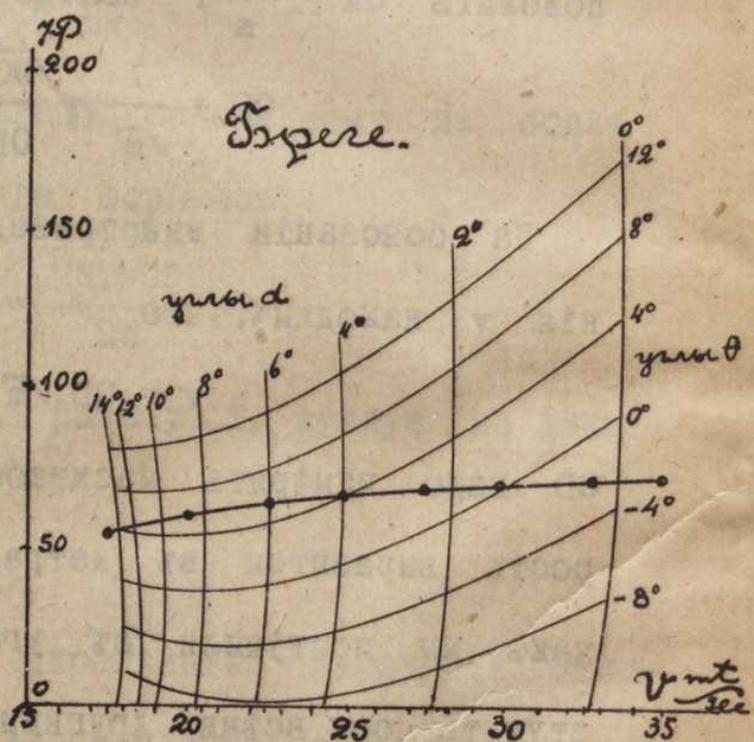
Графику фиг. (21) легко перестроить на графику фиг. (22), отлагая по оси ординатъ работу въ лошадиныхъ силахъ:

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

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



Фиг. 21.

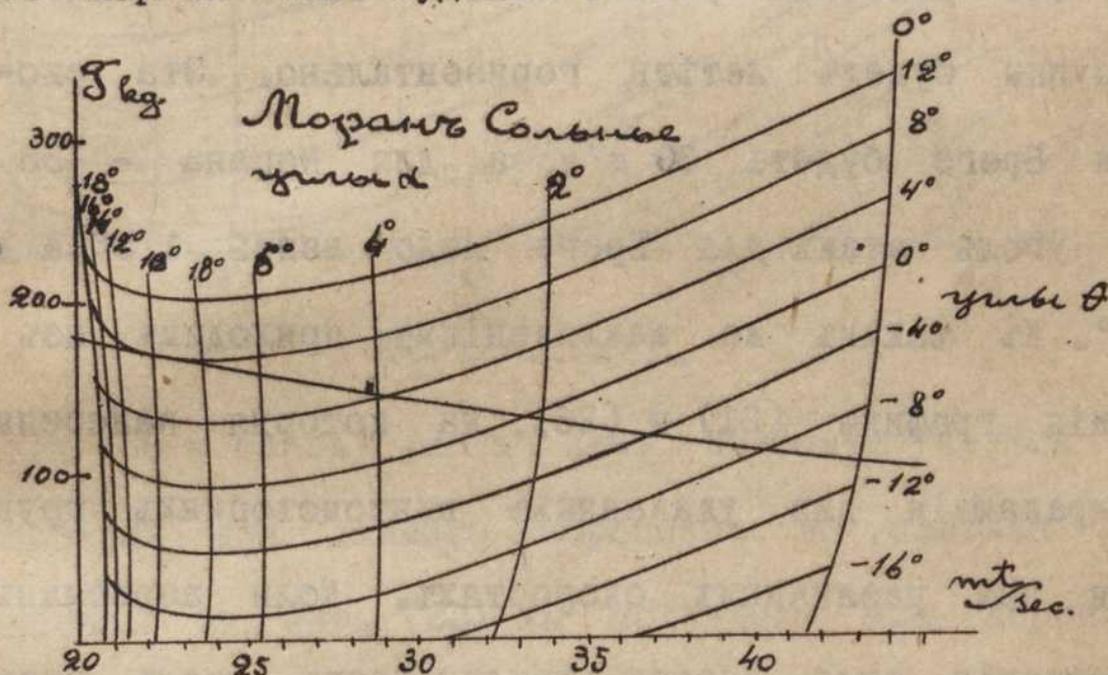


Фиг. 22.

При этомъ на фиг. (24) къ двумъ свѣтямъ кривыхъ, соответствующимъ одинаковымъ угламъ θ . и одинаковымъ угламъ α , присоединены еще проведенныя болѣе черными линиями 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 графикъ разрѣшаются всевозможные вопросы о полетахъ аэроплановъ. Мы сейчасъ же усматриваемъ на нихъ наименьшій уголъ атаки, при которомъ аэропланъ данного веса можетъ летѣть горизонтально при наименьшей силѣ тяги винта. Это будетъ уголъ α , при которомъ ордината кривой $\theta = 0$ (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 веса можетъ летѣть горизонтально, затрачивая наименьшую работу. Этотъ уголъ найдется, отыскивая на графикахъ (22) и (24) наименьшія ординаты кривыхъ $\theta = 0$. Для Бреге онъ будетъ 8° , а для Морана онъ будетъ 10° .



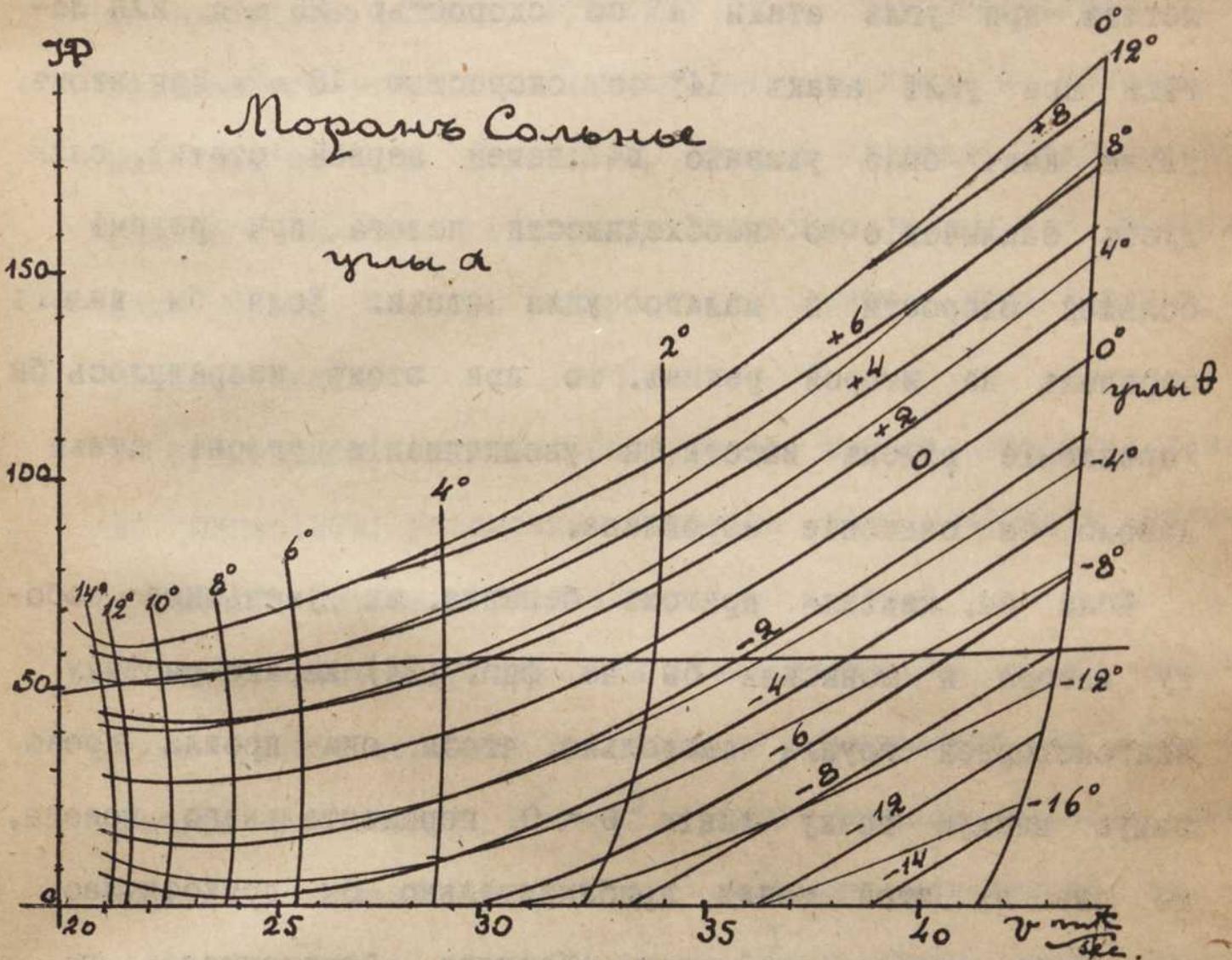
Этм. 23.

На графикѣ (23) и (24) мы нанесли характеристики соответственныхъ винтомоторныхъ группъ, при чемъ для

Бреге взяли моторъ Гномъ Моносупапъ въ 100 силъ и винтъ системы НЕХ 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 линіею $\theta = 0$ горизонтальнаго полета дають 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 которія нанесены кривныя, 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, соответственные скорости полета, и углы θ , обра-

зуюме траекторіев аероплана съ горизонтотъ, при чемъ на фиг. (24) можно читать и вертикальную скорость подъема аероплана. Точка прикосновенія характеристики къ



Фиг. 24.

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

4 м/с. Данные 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 (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 нельзя действіями руля переходить на подъемъ, если не увеличимъ 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, летящаго 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 весъ 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):

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

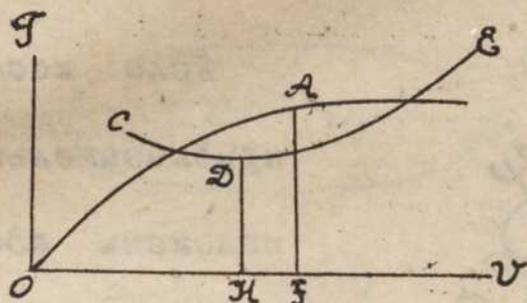
гдѣ Z выражено въ метрахъ.

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 ρ обратится въ ρ' , т.е. умножится на $n = \frac{\rho'}{\rho}$. 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 OA . Что касается до линіи CDE , то въ ней, на основаніи сказаннаго въ концѣ предъидущаго 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 $n = \frac{\rho'}{\rho}$ 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 отсчитывать значение n , при котором наибольшая ордината деформированной кривой OA делается рав-



ной наименьшей ординатой 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:

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

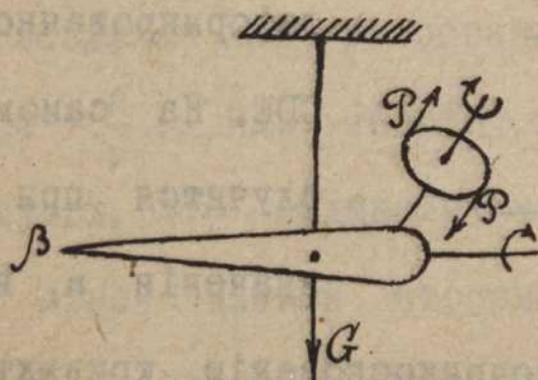
или

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

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

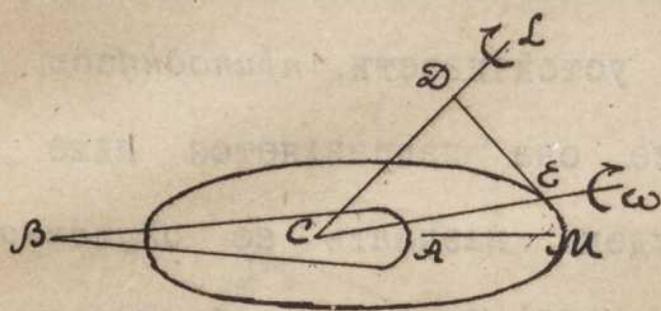
приблизительно расположены вдоль прямой, которую мы будемъ называть осью продолговатости, то всякая пара силъ, ось

которой образуетъ некоторый 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-

зуетъ 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.

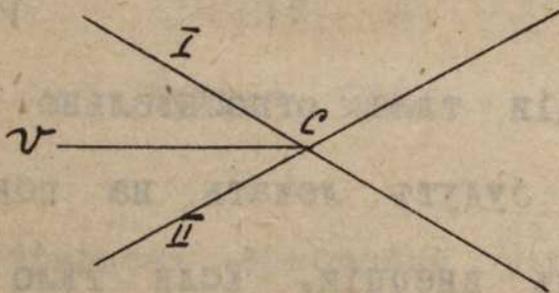
Проводя (фиг. 27)
 чрезъ центръ тяже-
 сти С въ разныхъ
 направленіяхъ оси,
 откладываемъ на нихъ
 длины, равныя

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

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 CE , перпендикулярную оси пары CL и при-
 касавшуюся къ эллипсоиду въ точкѣ E . Ось CE и будетъ
 осью начальнаго вращенія. Такъ какъ эта ось близка

вслѣдствіе растянутаости 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. (28) I есть приподнятая ось продолговатости, а II - опущенная ось продолговатости



фиг. 28.

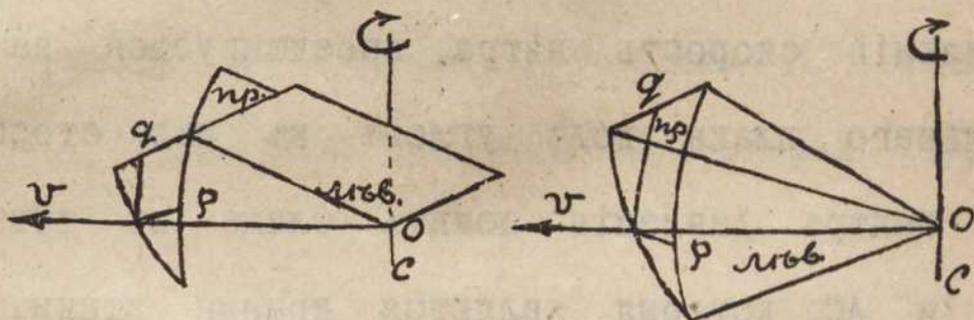
Оба крыла моноплана могутъ или лежать въ одной плоскости, и тогда мы будемъ называть ихъ *одноплоскостными*, или они могутъ

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

Обнаружимъ теперь, что произойдетъ съ горизонтально

летащимъ 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.

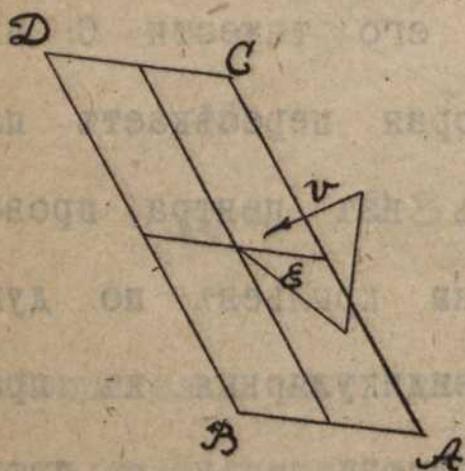


фиг. 29.

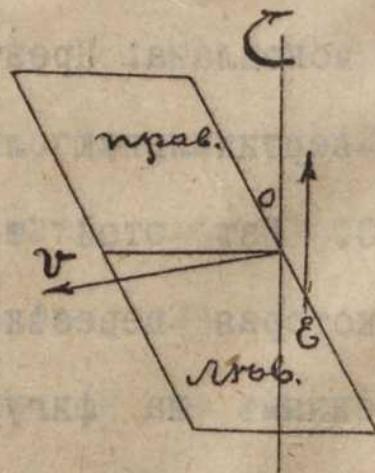
На фиг. (29) представлены приподнятыя и опущенныя крылья моноплана. Черезъ центръ его тяжести C мы проводимъ вертикальную линію, которая пересѣкаетъ планы въ точкѣ O . Изъ этой точки, какъ изъ центра, проводится сфера, которая пересѣкаетъ планы крыльевъ по дугамъ, изображеннымъ на фигурѣ. Перпендикулярныя къ правому и лѣвому плану дуги большихъ круговъ p и q , проведенныя 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 напра-

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 случаѣ, 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.



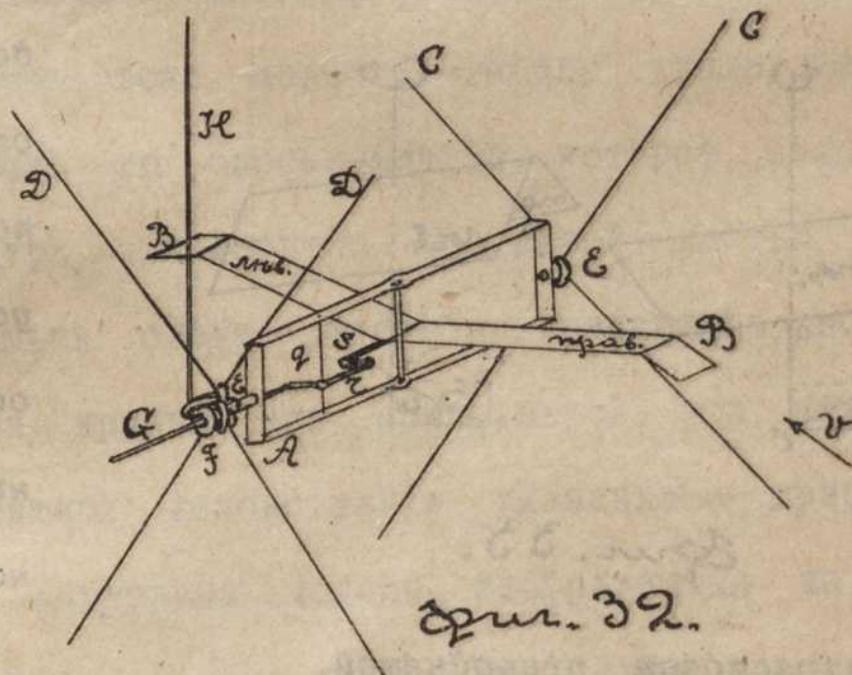
фиг. 30.



фиг. 31.

Принимая во вниманіе такое перемѣненіе центра давленія, приходимъ къ заключенію фиг. (31), что при вращеніи по стрѣлкѣ часовъ одноплоскостныхъ плановъ поднимется вверхъ лѣвое крыло.

Капитанъ Кречко 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



фиг. 32.

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

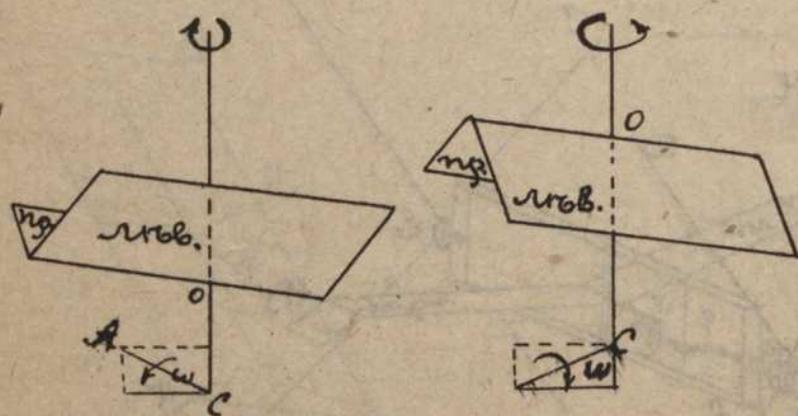
тянеть съ помощью серьги палець α , укрѣпленный на оси p . Если тянуть за стержень G , то планы BB поворачиваются на оси p по часовой стрѣлкѣ для наблюдателя, смотрящаго сверху. Такъ какъ крылья приподнятыя, то при этомъ вся рамочка поворачивается около горизонтальной оси такъ, что поднимается вверхъ ея лѣвое крыло.

Моментъ силы, стремящейся произвести это поднятiе, 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.

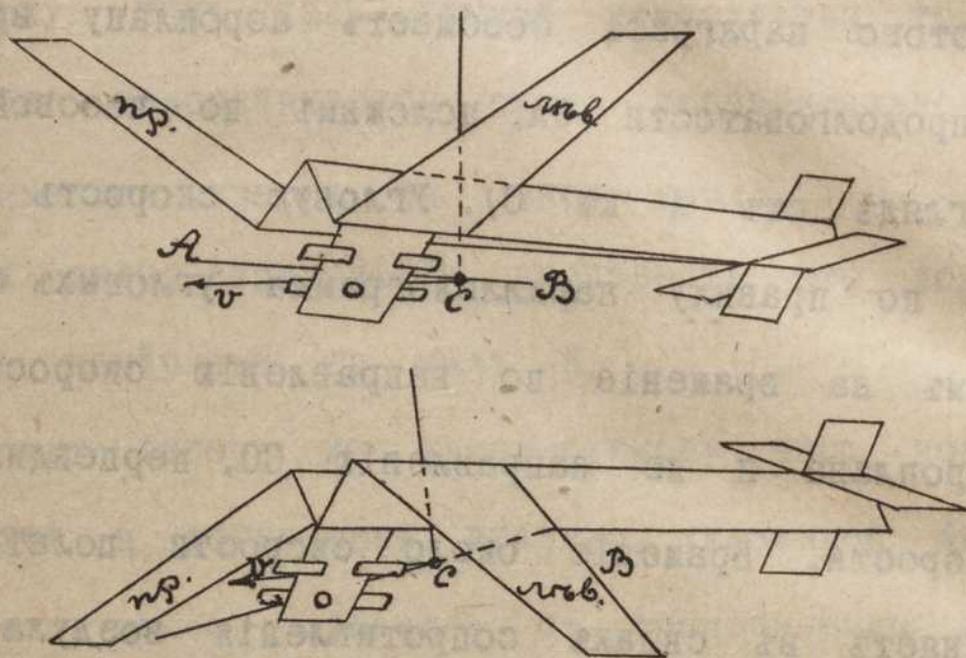
ось продолговатости приподнятой.

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 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. (34) которыя летаютъ весьма устойчиво. Здѣсь расположеніе оси продолговатости получается съ помощью прикалыванія кнопокъ. Верхняя модель имѣетъ приподнятыя крылья и при-

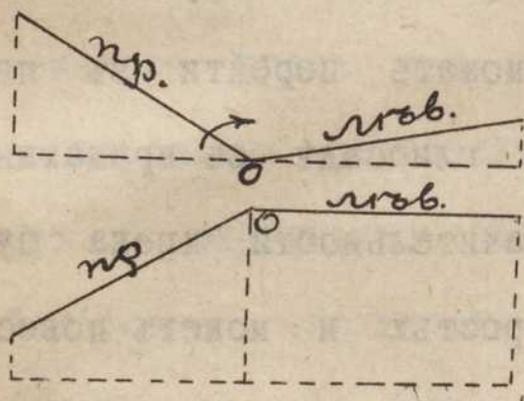
поднятую ось продолговатости, а нижняя - опущенныя крылья и опущенную ось продолговатости.



Фиг. 34.

§ 8. 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 сдѣланнаго кренъ аэроплана прибавляется вертикальная скорость внизъ, то отъ этого образуется, согласно правилу Данг-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 приподнятыя 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.

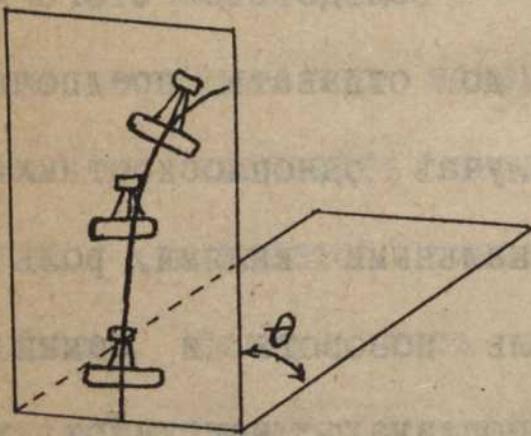
Вслѣдствіе этого надо отдавать предпочте-

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 вертикальные 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.

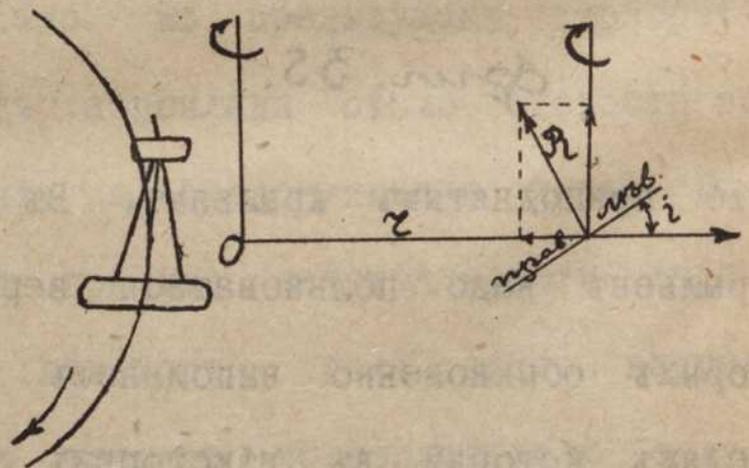
Соскользнувъ на крыло, аэропланъ начнетъ описывать

въ плоскости крена N кривую линию AB , фиг. (36), причем 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 пикирующій спускъ, т.е. движеніе по глиссадѣ 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. *Виравъ.* Виравемъ называется поворотъ аэроплана по горизонтальной дугѣ круга или по снижающейся траекторіи, проектирующейся на горизонтальную плоскость дугою круга. Въ последнемъ случаѣ виравъ называется *виравемъ*

со сниженіемъ. Элементарное изложеніе теоріи выража-
но Полемъ Ренаромъ. Когда пилотъ поворачиваетъ руль по-
ворота налѣво по отношенію къ себѣ, то аэропланъ пово-
рачивается около 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 дѣйствиемъ искривленія или откылками. Отъ обра-
зовавшагося крена при такомъ расположеніи прямолинейный
путь аэроплана переходитъ въ круговой (фиг. 37), при чемъ
центръ O окружности располагается вправо отъ пилота.

Радиусъ r окружности выража можетъ быть опредѣленъ
изъ того условія, что центробѣжная сила равна проекціи
на направленіе радиуса 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 радиусу виража и по скорости аэроплана. Впрочемъ, эта формула выведена съ приближеніемъ, такъ, какъ мы проектировали на радиусъ только силу R , дѣйствующую на крылья, стабилизаторъ и руль глубины, но не приняли во вниманіе горизонтальныхъ силъ сопротивленія, дѣйствующихъ на руль поворота и на фюзеляжъ.

Когда пилотъ беретъ руль высоты на подъемъ лишь настолько, чтобы сила сопротивленія R сохранила ту же величину, какъ при горизонтальномъ полетѣ, т.е. была равна вѣсу аэроплана G , то ея проекція на вертикаль будетъ $G \cos i$. Разность между силою вѣса и 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 Лангеля поддерживающая сила kwS уничтожитъ вышеупомянутый остаточный вѣсъ. Мы получаемъ уравненіе:

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

откуда слѣдуетъ, что

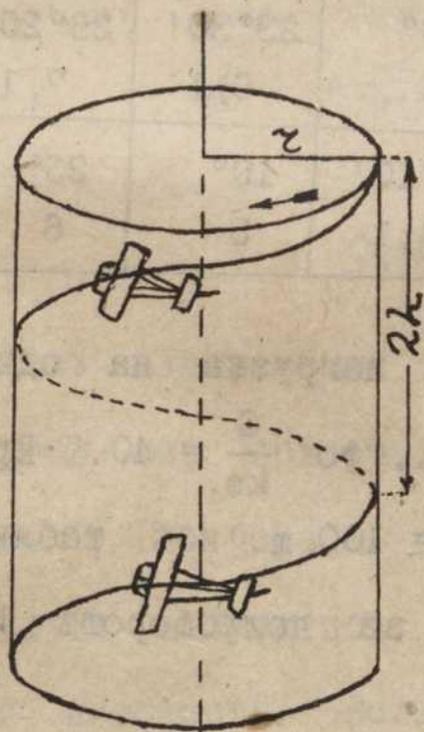
$$w = \frac{G (1 - \cos i)}{kv S}$$

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 выража:

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



Фиг. 38.

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

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

Аэропланъ будетъ спускаться по винтовой линіи, расположенной на вертикальномъ цилиндрѣ радиуса 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 данного аэроплана. Приводимъ здѣсь эту таблицу.

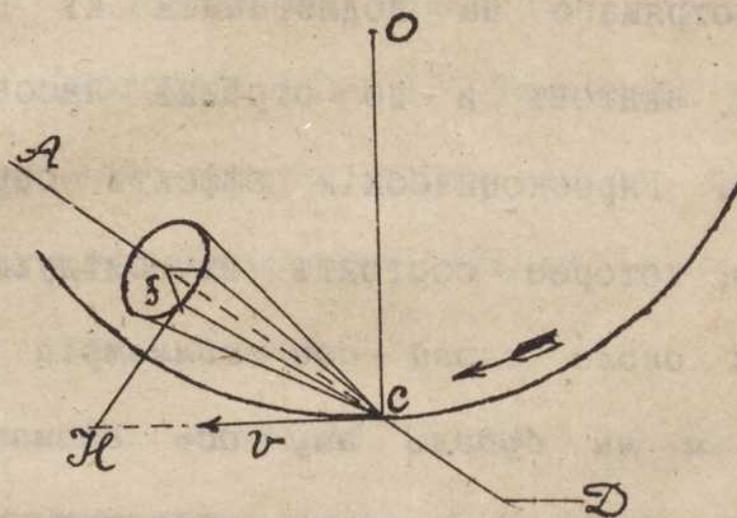
r_m	i°	$V \text{ м/с.}$			
	$h \text{ см}$	17,5	20	22,5	25
75	i	$22^\circ 40'$	$28^\circ 30'$		
	h	5,9	7,1		
100	i	$17^\circ 20'$	$22^\circ 10'$	$27^\circ 20'$	
	h	4,6	5,8	6,9	
125	i	$14^\circ 46'$	19°	$23^\circ 30'$	$28^\circ 20'$
	h	4	5	6,1	7,1
150	i	$11^\circ 50'$	$15^\circ 10'$	19°	23°
	h	3,2	4,1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

Если, напримѣръ, $k = 0,4$ и нагрузка на одинъ квадратный метръ есть $\frac{G}{S} = 16$ 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 $h = 4,6 \cdot 40 = 184$ сант.

Когда уголъ крена дѣлается искусственно скривленіемъ крыла или поджатіемъ отрывковъ, 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 AO , 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 (у 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 нормального 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 виражъ. Вращеніе винта совершается обыкновенно противъ стрѣлки часовъ для наблюдателя, смотрящаго 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 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 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 глиссадѣ АВ
съ нѣкоторою скоростью, соответствующею 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:

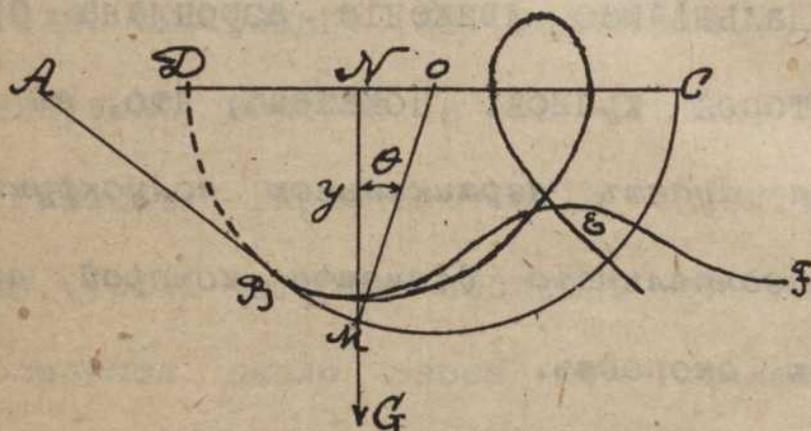
$$v^2 = \frac{gr \cos \theta}{\frac{kS\alpha'gr}{G} - 1}$$

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 разстояние 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 лобова-



Фиг. 40.

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 дасть:

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

или, на основаніи форм. (17):

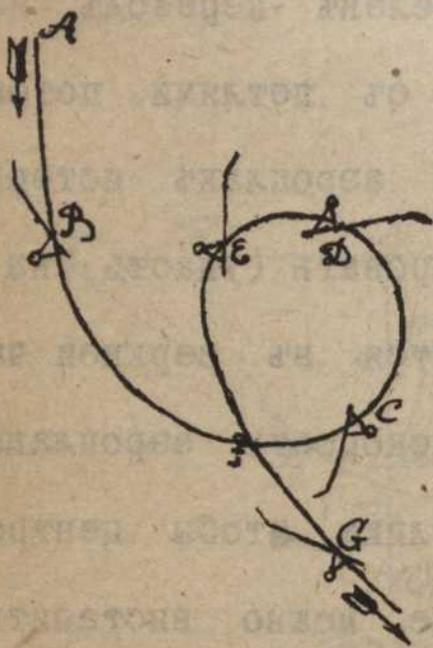
$$v^2 = \frac{2}{3} gr \frac{\alpha'}{\alpha} \cos \theta. \quad (18)$$

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 скабрировать (упасть на хвостъ), а во второмъ пилоту придется въ верхней части петли летѣть головою внизъ, и скорость аэроплана, можетъ быть, будетъ недостаточно велика, чтобы центробѣжная сила удержала пилота. Вообще можно выставить на видъ правило, что при приземленіи съ планирующаго спуска надо рулемъ высоты увеличить уголъ атаки менѣе, нежели въ три раза.

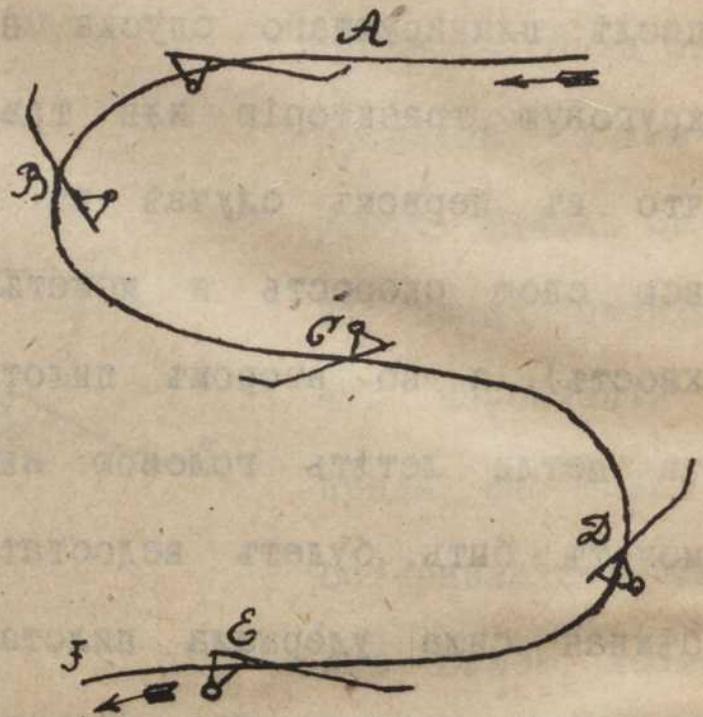
Переходя къ полету съ мертвыми петлями, можно указать три типа мертвыхъ петель: мертвыя петли типа Нестерова, мертвыя петли типа Пегу и мертвыя петли типа Пуаре. Первые два типа имѣютъ траекторіи, почти лежащія въ вертикальной плоскости, и управляются рулемъ высоты, а послѣдній типъ имѣетъ траекторію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

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 СDE, 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 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 нижней части С траекторіи массы 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, глядящій на чертежъ, видитъ въ D нижнюю затушеванную часть аэроплана. Въ верхней точкѣ траекторіи Е массы направлено вверхъ, аэропланъ летитъ за чертежъ съ приподнятымъ правымъ крыломъ. Въ ниспадающей пунктирной вѣтви наблюдатель видитъ въ F верхнюю незатушеванную часть аэроплана. При сходеніи 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, 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.

