ПОПУЛЯРНЫЯ

ЛЕКЦІИ по АВІАЦІИ.

Составлено по **П. Ренару** и др.

Подъ редакціей Воен. Инженера Полк.

В. Ф. НАЙДЕНОВА.

С.-ПЕТЕРБУРГЪ.
Типографія „Печатный Трудъ“, Надеждинская, 38.
1910.

Предисловіе.

Настоящая книга является изложеніемъ, лекцій читанныхъ commandant'омъ Paul Renard'омъ въ „Société d'Encouragement pour l'Jndustrie Nationale" въ январѣ и февралѣ 1909 года, стенографическій отчетъ о которыхъ былъ помѣщенъ въ Bulletin de la Société d'Encouragement pour l'Jndustrie Nationale въ №№ 1, 2, 4, и 6, за 1909 г.

Въ лекціяхъ сдѣланы необходимыя сокращенія, которыя однако не отразились ни на содержаніи, ни на популярномъ характерѣ книги.

Намъ казалось также необходимымъ ввести нѣкоторые отдѣлы, которые отсутствуютъ въ подлинникѣ, какъ напримѣръ, объ устойчивости аэроплановъ, о различныхъ конструкціяхъ современныхъ аэроплановъ и др.

Эта книга не претендуетъ на то, чтобы служить руководствомъ для изученія авіаціи. Наше время не будетъ потеряно даромъ, если она дастъ болѣе или менѣе широкому кругу читателей правильное понятіе о принципахъ аэродинамики и авіаціи и мы будемъ считать себя вознагражденными вполнѣ, если хоть нѣкоторыхъ читателей она побудитъ къ серьезному научному изученію вопроса.

Н. В.

Оглавленіе.

Лекція I.

Общія понятія объ авіаціи.

Введеніе. Основные законы сопротивленія воздуха. Методы изслѣдованій. Три различныхъ точки зрѣнія, съ которыхъ въ авіаціи можно разсматривать сопротивленіе воздуха.

Введеніе.

Извѣстно, что изъ всѣхъ проблемъ, разрѣшенія которыхъ искалъ человѣческій разумъ, авіація была именно той, которая наиболѣе долго занимала людей. Въ теченіе нѣсколькихъ тысячъ лѣтъ человѣкъ старался подражать птицамъ, но до самаго послѣдняго времени его попытки были тщетны.

Причинъ его неудачъ было двѣ: во первыхъ, существовали нѣкоторыя матеріальныя препятствія—не было на лицо той движущей силы, при помощи которой можно было-бы осуществить поддерживаніе въ воздухѣ на принципахъ динамики, а, во вторыхъ, и это гораздо важнѣе, не было понятія о томъ способѣ, который слѣдуетъ примѣнить.

Изученіемъ этого вопроса занимались главнымъ образомъ натуралисты, которые наблюдали и описывали полеты птицъ. При своихъ наблюденіяхъ, подчасъ очень трудныхъ, они не руководствовались принципами механики и потому были далеки отъ вѣрнаго разрѣшенія вопроса.

Только тогда, когда механики взялись за разрѣшеніе секрета полета птицъ, были открыты принципы и найдены способы держаться въ воздухѣ при помощи механической работы.

Чтобы осуществить на практикѣ передвиженіе по воздуху, надо разрѣшить двѣ задачи: одна—*поддерживаніе въ воздухѣ* и другая—*перемѣщеніе въ горизонтальной плоскости*. Съ одной стороны надо поддерживать себя въ атмосферѣ на извѣстной высотѣ, съ другой же надо быть въ состояніи передвигать воздушный карабль горизонтально и умѣть привести его къ вертикали той точки земной поверхности, которую желательно достичь. Если мы можемъ это сдѣлать, то мы будемъ говорить, что аппаратъ управляется и задача управленія нами разрѣшена.

Есть *два* совершенно разныхъ *способа*, чтобы осуществить поддерживаніе въ воздухѣ, одинъ изъ нихъ основанъ *на принципахъ статики*, другой *на принципахъ динамики*.

Статическое поддерживаніе въ воздухѣ основано на законѣ Архимеда, по которому тѣло можетъ подниматься, если оно легче того объема воздуха, который оно вытѣсняетъ. Построенные на этомъ принципѣ *аппараты легче воздуха;* они называются аэростатами или воздушными шарами.

Динамическое поддерживаніе въ воздухѣ состоитъ въ поддерживаніи равновѣсія въ атмосферѣ. Аппаратъ, который во много тысячъ разъ *тяжелѣе* вытѣсненнаго имъ *воздуха* уравновѣшивается и поддерживается на любой высотѣ при помощи затраты нѣкоторой механической работы.

Если существуетъ два совершенно различныхъ способа поддерживанія въ воздухѣ, то за то есть только одинъ способъ перемѣщенія воздушныхъ кораблей въ горизонтальной плоскости. Этотъ способъ относится какъ къ аппаратамъ тяжелѣе воздуха, такъ и къ аппаратамъ легче воздуха.

Для перемѣщенія въ горизонтальной плоскости воздушнаго корабля ему надо сообщить нѣкоторую скорость по отношенію къ окружающему воздуху. Но этого мало, для того чтобы этотъ корабль дѣйствительно перемѣщался, онъ долженъ обладать скоростью не только по отношенію къ окружающему воздуху, но и по отношенію къ землѣ, а для этого онъ долженъ обладать скоростью, которая бы превосходила скорость вѣтра во время опытовъ.

Положимъ, что вѣтеръ дуетъ со скоростью 10 метровъ въ секунду и имѣется аппаратъ, скорость котораго равна 8-ми метрамъ въ секунду. При движеніи по направленію вѣтра, воздушный корабль будетъ дѣлать 18 метровъ въ секунду, такъ какъ на 10 метровъ его унесетъ впередъ вѣтромъ и 8 метровъ онъ сдѣлаетъ по отношенію къ окружающему воздуху при помощи своего двигателя. Положимъ теперь, что воздушный корабль двигается въ обратномъ направленіи, т. е., противъ вѣтра— онъ сдѣлаетъ тогда, какъ и раньше, 8 метровъ по отношенію къ окружающему воздуху при помощи своего двигателя, но въ то же время вѣтеръ заставитъ его сдѣлать 10 метровъ въ обратную сторону и въ результатѣ воздушный корабль будетъ отнесенъ назадъ на 2 метра. Если же, наоборотъ, воздушный корабль обладаетъ скоростью бо́льшей чѣмъ вѣтеръ, если, напримѣръ, вѣтеръ имѣетъ скорость 10 метровъ въ секунду, а двигатель даетъ 12 метровъ, то пока движеніе совершается по направленію вѣтра, скорость воздушнаго корабля будетъ: 10 м.+12 м. слѣдовательно 22 метра въ секунду, если же онъ будетъ двигаться противъ вѣтра, то все таки онъ будетъ обладать скоростью въ 2 метра въ секунду, потому что вѣтеръ можетъ отнести его назадъ только на 10 метровъ.

Такимъ образомъ, въ тотъ моментъ, когда скорость воздушнаго корабля превышаетъ скорость вѣтра, направленіе движенія всецѣло зависитъ отъ нашего желанія. Слѣдовательно, чтобы воздушный корабль былъ управляемъ, онъ долженъ обладать такою скоростью по отношенію къ воздуху, которая бы превосходила высшую скорость господствующаго вѣтра. Только при этихъ условіяхъ возможно воздухоплаваніе и только располагая такими скоростями, мы можемъ сказать, что разрѣшили задачу управленія воздушнымъ кораблемъ.

Хотя способъ перемѣщенія въ горизонтальной плоскости есть одинъ, но существуетъ большая разница въ тѣхъ трудностяхъ, которыя приходится преодолѣвать при аппаратахъ легче и тяжелѣе воздуха. Эта разница заключается въ количествѣ механической работы, которое надо затратить.

Въ первомъ случаѣ, т. е., въ случаѣ управляемыхъ аэростатовъ, на поддерживаніе въ воздухѣ количество затрачиваемой механической работы равно нулю, потому что аппаратъ находится въ равновѣсіи въ силу закона тяжести, но за то для того, чтобы перемѣщать аэростатъ горизонтально, требуется затратить значительную механическую работу.

Можно показать, что эта работа будетъ пропорціональна кубу относительной скорости, при чемъ коэффиціентъ, на который надо умножить этотъ кубъ скорости, очень великъ, потому что приходится передвигать громадный объемъ аэростата и перемѣщать громадное количество воздуха. Такимъ образомъ, чтобы сообщить аэростату скорость въ нѣсколько метровъ въ секунду, надо затратить очень большую работу двигателя.

Первые опыты съ управляемыми аэростатами дали результаты, которые не имѣли практическаго значенія, такъ какъ двигатели, которыми располагали въ то время, давали недостаточную скорость, которая была ниже скорости вѣтра.

Съ усовершенствованіемъ двигателей, которое главнымъ образомъ сказалось въ ихъ облегченіи, т. е., въ уменьшеніи вѣса двигателя на единицу силы, достигли мало-по-малу значительнаго увеличенія относительной скорости.

Въ настоящее время двигатели могутъ сообщить управляемому аэростату скорость въ 13, 14 и 15 метр. въ сек. Въ большинствѣ случаевъ такія скорости достаточны, чтобы управлять воздушнымъ кораблемъ.

Однако не надо забывать, что скорость увеличивается довольно медленно, потому что работа двигателя возрастаетъ пропорціонально кубу скорости. Если предполагается удвоить скорость аэростата, то силу машины надо увеличить не въ два, а въ 8 разъ, если скорость желательно утроить, то силу машины слѣдуетъ увеличить не въ три, а въ 27 разъ.

Изъ этого видно, въ какой громадной, можно сказать, ужасающей прогрессіи слѣдуетъ увеличивать мощность машины, когда желательно увеличить скорость.

Очевидно, что съ дальнѣйшимъ усовершенствованіемъ двигателей, скорость аэростатовъ будетъ возрастать, а вмѣстѣ съ тѣмъ, благодаря улучшенію управленія, будетъ увеличиваться и ихъ значеніе.

Совершенно иное представляетъ вопросъ, когда аппаратъ тяжелѣе воздуха. Въ этомъ случаѣ, чтобы получить поддерживаніе, надо затратить значительное количество работы, которое съ механической точки зрѣнія можно считать совершенно потеряннымъ, такъ какъ эта работа расходуется только на то, чтобы удержать авіаціонный аппаратъ въ равновѣсіи на извѣстной высотѣ. Пусть для того, чтобы получить поддерживаніе въ воздухѣ, надо затратить работу бо́льшую, чѣмъ та, которая необходима для того, чтобы сообщить аэростату скорость, которой аэростаты обладаютъ въ настоящее время, за то авіаціонные аппараты представляютъ весьма малую поверхность сопротивленія и благодаря этому могутъ развивать несравненно бо́льшія скорости, чѣмъ управляемые аэростаты при той же механической силѣ. Для поддержанія аппарата въ воздухѣ надо располагать большимъ запасомъ механической силы, а слѣдовательно является возможность и передвигать аппаратъ съ болѣе или менѣе значительной скоростью.

Все вышесказанное относится вообще ко всѣмъ авіаціоннымъ аппаратамъ, а въ частности къ аэропланамъ, которые въ настоящее время получили широкое распространеніе и о которыхъ болѣе подробно мы будемъ говорить позднѣе.

Аэропланы для своего поддерживанія въ воздухѣ должны перемѣщаться очень быстро. Эти аппараты не могутъ имѣть поддерживанія, не имѣя въ то же время скорости. Слѣдовательно, вмѣстѣ съ поддерживаніемъ достигается одновременно и управленіе аэропланомъ, тогда какъ висѣніе въ воздухѣ аэростата не даетъ ему въ то же время способности управляться.

Благодаря успѣхамъ механики разрѣшены задачи воздухоплаванія, какъ для аппаратовъ легче воздуха, такъ и для аппаратовъ тяжелѣе воздуха. Послѣдніе вмѣстѣ съ поддерживаніемъ получаютъ и скорость, а слѣдовательно, и способность управляться. Недалеко то время, когда аэропланы будутъ имѣть широкое практическое примѣненіе. И въ настоящее время они обладаютъ скоростями значительно превышающими скорость управляемыхъ аэростатовъ.

Аэропланы дѣлаютъ 60 километровъ въ часъ, тогда какъ управляемые аэростаты около 45 километровъ.

При аппаратахъ тяжелѣе воздуха, до тѣхъ поръ пока мы не располагаемъ механической мощностью, достаточной, чтобы поддержать себя въ воздухѣ, можно сказать, что мы ничего не имѣемъ. Аппаратъ не имѣетъ корпуса, который летаетъ самъ по себѣ, но въ тотъ моментъ, когда аппаратъ поднимается, онъ обладаетъ и скоростью и способностью перемѣщаться въ горизонтальной плоскости.

Здѣсь нѣтъ двухъ различныхъ моментовъ, какъ при аэростатахъ, въ авіаціи перемѣщеніе въ горизонтальной плоскости достигается тѣмъ же способомъ, какъ и поддерживаніе.

Слѣдуетъ хорошо понять эту разницу, которая представляетъ существенное преимущество авіаціи.

Прошло болѣе ста лѣтъ, прежде чѣмъ удалось осуществить управленіе аэростатами. Первые опыты, которые дали нѣкоторый успѣхъ, относятся къ 1884 году и были произведены съ управляемымъ аэростатомъ „La France“. Потребовалось болѣе 125 лѣтъ, чтобы достичь той управляемости аэростатовъ, которая имѣется въ настоящее время, между тѣмъ какъ въ моментъ

осуществленія поддерживанія въ воздухѣ аэроплана, является возможнымъ и перемѣщеніе его въ горизонтальной плоскости и при томъ болѣе совершенное, чѣмъ въ управляемыхъ аэростатахъ.

Итакъ совершенствованіе въ способахъ перемѣщенія въ горизонтальной плоскости управляемыхъ аэростатовъ идетъ медленно, въ аппаратахъ же тяжелѣе воздуха это перемѣщеніе получается непосредственно при осуществленіи поддерживанія въ воздухѣ.

Такимъ образомъ проблема авіаціи можетъ ограничиться проблемой поддерживанія. Поддерживаніе — это есть главный пунктъ въ изученіи авіаціи, потому что, когда достигнуто поддерживаніе, перемѣщеніе въ горизонтальной плоскости получается само-собою и не представляетъ серьезныхъ затрудненій.

Основные законы сопротивленія воздуха.

Чтобы поддерживать себя въ воздухѣ при помощи механической работы, надо, очевидно, имѣть какой нибудь двигатель, который бы дѣйствуя на плоскости, расположенныя подходящимъ образомъ, могъ создать вертикальную силу, направленную снизу вверхъ; эта сила должная быть равна вѣсу аппарата, чтобы уравновѣсить его и воспрепятствовать его паденію. Эта сила получается изъ сопротивленія аппарату воздуха.

Твердое тѣло, встрѣчая воздухъ, испытываетъ нѣкоторое усиліе. Это относится, какъ къ тому случаю, когда тѣло неподвижно среди движущагося воздуха, т. е., когда оно находится въ потокѣ воздуха, такъ и къ тому, когда тѣло перемѣщается въ неподвижномъ воздухѣ. Тотъ и другой случай можно разсматривать, какъ относительное по отношенію къ воздуху движеніе тѣла.

Итакъ, если тѣло двигается въ воздухѣ, то оно испытываетъ со стороны послѣдняго извѣстное сопротивленіе. Авіація основана на сопротивленіи воздуха и потому прежде всего мы должны обратиться къ изученію основныхъ законовъ сопротивленія послѣдняго.

Изложенію этихъ законовъ и будетъ главнымъ образомъ посвящена настоящая лекція.

Законы сопротивленія воздуха довольно сложны, они не вполнѣ изучены, но тѣмъ не менѣе мы знаемъ достаточно, чтобы имѣть возможность примѣнять ихъ на практикѣ.

Сопротивленіе воздуха зависитъ отъ многихъ перемѣнныхъ величинъ, главнѣйшія изъ нихъ слѣдующія:

Во первыхъ, *удѣльный вѣсъ воздуха*. Мы знаемъ, что этотъ вѣсъ измѣняется съ измѣненіемъ температуры и барометрическаго давленія. Существуютъ періодическія барометрическія колебанія, которыя зависятъ отъ времени дня, но существуетъ также измѣненіе давленія въ зависимости отъ высоты. По мѣрѣ поднятія воздухъ становится все болѣе легкимъ.

Говоря о сопротивленіи воздуха необходимо принимать во вниманіе его удѣльный вѣсъ, тѣмъ болѣе, что даже метеорологическія измѣненія температуры и давленія могутъ дать измѣненіе вѣса воздуха въ предѣлахъ около $1/3$.

Наиболѣе тяжелымъ воздухъ является зимой, при очень низкихъ температурахъ и большомъ давленіи и наиболѣе легкимъ лѣтомъ, при высокой температурѣ и слабомъ давленіи. Величина $1/3$ и относится именно къ этимъ предѣльнымъ условіямъ.

Вторая перемѣнная, которая насъ интересуетъ — это *скорость тѣла по отношенію къ окружающему воздуху.*

Третій факторъ, который имѣетъ очень важное значеніе— это *форма тѣла.*

И, наконецъ, четвертый—это *размѣры тѣла.*

Разсмотримъ, какъ измѣняется сопротивленіе воздуха съ измѣненіемъ этихъ элементовъ.

Зависимость между измѣненіемъ удѣльнаго вѣса и сопротивленіемъ очень простая: при всѣхъ другихъ равныхъ условіяхъ *сопротивленіе пропорціонально удѣльному вѣсу воздуха* въ моментъ опыта.

Слѣдовательно, если измѣненія барометра и термометра таковы, что изъ нихъ мы можемъ вывести заключеніе, что вѣсъ воздуха увеличился, то это будетъ свидѣтельствовать о томъ, что и сопротивленіе воздуха данному тѣлу увеличилось, если же, наоборотъ, удѣльный вѣсъ воздуха уменьшился, то и сопротивленіе уменьшилось и при томъ пропорціонально.

Положимъ, напримѣръ, что вѣтеръ совершенно свободно дуетъ по равнинѣ, онъ не будетъ испытывать никакого сопротивленія, но если мы расположимъ на этой равнинѣ шестъ съ желѣзно-дорожнымъ дискомъ, плоскость котораго перпендикулярна къ направленію движенія вѣтра, то ясно, что присутствіе этого диска такъ или иначе измѣнитъ движеніе воздуха, которое существовало раньше. Молекулы, находящіяся на высотѣ диска, движеніе которыхъ до сихъ поръ было прямолинейно, должны будутъ измѣнить свое направленіе—однѣ уклонятся вправо, другія влѣво, однѣ вверхъ, другія внизъ. Онѣ будутъ обезпокоены присутствіемъ диска и не уклонятся съ пути безъ протеста, безъ извѣстнаго давленія на него.

Аналогичное явленіе будетъ въ томъ случаѣ, когда извѣстный объемъ воздуха возмущенъ движеніемъ тѣла имѣющаго опредѣленную форму и опредѣленную скорость.

Можно предположить, что сопротивленіе воздуха, которое испытываетъ движущееся въ атмосферѣ тѣло происходитъ отъ того, что тѣло заставляетъ перемѣщаться нѣкоторый объемъ воздуха. Вполнѣ ясно, что чѣмъ больше плотность воздуха, тѣмъ больше придется затратить работы на его перемѣщеніе, тѣмъ бо́льшая должна быть примѣнена сила, а слѣдовательно, и тѣмъ бо́льшее получится сопротивленіе.

Исчерпывающихъ опытовъ, которые-бы доказывали наше допущеніе, что сопротивленіе пропорціонально удѣльному вѣсу воздуха, произведено не было, но вытекающіе изъ этого допущенія выводы всегда подтверждаются на практикѣ и потому мы можемъ его считать вполнѣ вѣрнымъ.

Мы видѣли сейчасъ, что сопротивленіе воздуха измѣняется съ измѣненіемъ его плотности, вполнѣ понятно, что, переходя къ какой нибудь другой средѣ, съ другимъ удѣльнымъ вѣсомъ, съ другою плотностью, мы въ правѣ ожидать получить иную величину сопротивленія и притомъ пропорціональную удѣльному вѣсу новой среды.

Положимъ, что эта новая среда есть вода. Ея удѣльный вѣсъ въ 800 разъ больше удѣльнаго вѣса воздуха, слѣдовательно, во столько же разъ должно быть больше и сопротивленіе. Въ дѣйствительности эта пропорціональность не вполнѣ сохраняется, но однако настолько, что является возможнымъ, производя опыты съ водою, дѣлать выводы относительно воздуха, которые соотвѣтствуютъ дѣйствительности.

Положимъ, что мы имѣемъ винтъ, вращающійся въ водѣ съ извѣстной скоростью. Если тотъ же винтъ будетъ вращаться съ тою же скоростью въ воздухѣ, его движущая сила будетъ въ 800 разъ меньше, потому что воздухъ представляетъ собою опору въ 800 разъ болѣе слабую, чѣмъ вода.

Съ перваго взгляда можетъ показаться, что движущая сила въ этомъ случаѣ чрезвычайно мала, но не слѣдуетъ забывать, что и сопротивленіе воздуха во столько же разъ менѣе сопротивленія воды; одно компенсируется другимъ и потому передвигаться въ воздухѣ нисколько не труднѣе, чѣмъ передвигаться въ водѣ.

Итакъ можно допустить, что сопротивленіе пропорціонально удѣльному вѣсу жидкости, въ которой совершается движеніе.

Перейдемъ теперь къ самому важному вопросу, къ вопросу объ измѣненіи сопротивленія воздуха съ измѣненіемъ относительной скорости.

Пусть какое нибудь тѣло двигалось въ воздухѣ со скоростью одного метра въ секунду, положимъ затѣмъ, что скорость его измѣнилась и возрасла до двухъ метровъ въ секунду. Какъ должно измѣниться сопротивленіе воздуха?

Положимъ, что въ томъ случаѣ, когда скорость была равна 1 метру въ сек., тѣло испытывало давленіе воздуха, сила котораго была равна одному килограмму. Если скорость измѣнится до 2-хъ метр. въ сек., сопротивленіе не будетъ вдвое больше, оно будетъ равно 4 килогр., т. е., въ 4 раза больше. Если скорость увеличится въ 3 раза, сопротивленіе увеличится въ 9 разъ. Изъ этихъ цифръ мы можемъ заключить, что *сопротивленіе воздуха пропорціонально квадрату относительной скорости* и это одинаково относится, какъ къ тому случаю, когда тѣло находится подъ дѣйствіемъ движущагося воздушнаго потока, такъ и къ тому, когда тѣло перемѣщается въ неподвижномъ воздухѣ.

Только относительное перемѣщеніе вліяетъ на величину сопротивленія воздуха.

Въ дѣйствительности зависимость между сопротивленіемъ воздуха и относительною скоростью является не такой простой.

Законъ квадрата скоростей, формулированный нами выше, какъ и многіе другіе законы физики, является только приблизительнымъ.

Извѣстно, напримѣръ, что по закону Маріотта объемъ газа пропорціоналенъ давленію, подъ которымъ онъ находится, однако этотъ законъ не вполнѣ точенъ, хотя для давленій, величины которыхъ не выходятъ за извѣстные предѣлы, онъ достаточно близокъ къ истинѣ.

Сопротивленіе воздуха также не вполнѣ пропорціонально квадрату скорости и чтобы выразить зависимость вполнѣ точно, надо ввести нѣкоторыя поправки, къ разсмотрѣнію которыхъ мы теперь и обратимся.

Обозначимъ черезъ R сопротивленіе воздуха и черезъ V—относительную скорость.

Зависимость этихъ двухъ величинъ можетъ быть представлена въ видѣ слѣдующаго ряда:

$$R = a + b\,V + c\,V^2 + d\,V^3 + e\,V^4 + \ldots \text{ и т. д.}$$

Въ эту формулу входитъ рядъ коэффиціентовъ a, b, c, d, e и т. д. Разсмотримъ значеніе каждаго изъ нихъ въ отдѣльности.

Первый изъ нихъ постоянный членъ a—есть нуль, это относится ко всѣмъ дѣйствительнымъ жидкостямъ, такъ какъ при $V = 0$, т. е., когда нѣтъ относительнаго движенія твердаго тѣла и окружающей жидкости, не существуетъ и сопротивленія. Слѣдовательно, членъ a можетъ быть отброшенъ.

Коэффиціентъ b, какъ видно изъ опытовъ, представляетъ величину очень небольшую и потому, членомъ $b\,V$ можно пренебречь, т. е. считать его такъ же равнымъ нулю, въ виду того, что онъ очень малъ сравнительно со слѣдующимъ членомъ въ который входитъ V^2. Этимъ членомъ bV нельзя пренебрегать только въ тѣхъ случаяхъ, когда скорость очень невелика, когда, напримѣръ, она меньше метра, но такія скорости для насъ мало интересны.

Переходя къ коэффиціенту при V^2, мы можемъ сказать, что этотъ коэффиціентъ является преобладающимъ и именно его главнымъ образомъ приходится принимать во вниманіе.

Коэффиціентъ при V^3 очень незначителенъ и можетъ имѣть вліяніе только при очень большихъ скоростяхъ. Слѣдующіе коэффиціенты еще болѣе незначительны и членами, въ которые они входятъ можно совершенно пренебречь. Въ нѣкоторыхъ случаяхъ эти члены, конечно, не могутъ быть отброшены, такъ, напримѣръ, артиллеристы должны принимать ихъ въ разсчетъ при своихъ вычисленіяхъ, такъ какъ скорости, съ которыми имъ приходится имѣть дѣло, достигаютъ многихъ сотенъ метровъ въ секунду, но воздухоплаватели или инженеры, которые имѣютъ дѣло съ силою вѣтра могутъ не принимать во вниманіе члены въ которые V входитъ въ степеняхъ выше второй.

При тѣхъ скоростяхъ, которыя насъ интересуютъ, мы можемъ принять законъ квадрата скорости и пренебрегать поправочными членами, которые представляютъ сотыя части главнаго члена, и, такъ какъ мы не знаемъ коэффиціента этого члена съ точностью до одной сотой, то не будетъ имѣть значенія, если мы отбросимъ поправочные члены, которые меньше ошибки нашихъ наблюденій.

Законъ квадрата скорости вполнѣ соотвѣтствуетъ скоростямъ 40—50 м. въ сек. и большимъ.

Итакъ въ дальнѣйшемъ мы будемъ принимать какъ аксіому, что *сопротивленіе воздуха пропорціонально квадрату относительной скорости.*

Это, конечно, не вполнѣ точно, но всѣ явленія, которыя происходятъ при авіаціи: и поддерживаніе въ воздухѣ аэроплановъ, и затрата необходимой работы для передвиженія и еще много другихъ, объясняются очень хорошо при помощи закона квадрата скорости. Для насъ нѣтъ надобности изыскивать другой, и, хотя этотъ законъ не вполнѣ точенъ, однако мы можемъ допустить его какъ гипотезу, которая даетъ возможность объяснить нѣкоторыя наблюдаемыя явленія и предвидѣть новыя.

Обратимся теперь къ третьему фактору, который вліяетъ на величину сопротивленія воздуха—къ формѣ тѣла. Этотъ вопросъ очень сложный и совершенно безполезно пытаться рѣшить его исключительно теоретически.

Можно привести, напримѣръ, слѣдующія теоретическія соображенія: нѣкоторая плоскость находится подъ дѣйствіемъ движущагося потока воздуха, который имѣетъ скорость V, эту скорость можно разложить на двѣ, одну —параллельную плоскости, которая не будетъ имѣть никакого вліянія и другую – нормальную къ плоскости; сопротивленіе будетъ зависить исключительно отъ этой послѣдней скорости и, слѣдовательно, можно считать, что оно соотвѣтствуетъ не дѣйствительной скорости, а ея нормальной составляющей.

Однако эти разсужденія приводятъ насъ къ результатамъ, которые противорѣчатъ съ опытами, къ результатамъ, на основаніи которыхъ можно сказать, что почти невозможно построить летательнаго аппарата, не смотря на то, что подобные аппараты существуютъ; тѣмъ же путемъ мы придемъ къ выводу, что ласточка для того, что-бы поддерживать себя въ воздухѣ, должна расходовать работу, равную чуть-ли не половинѣ лошадиной силы. Когда математическія выкладки приводятъ къ подобнымъ результатамъ, то это доказываетъ, что была невѣрна точка отправленія.

Результаты получатся гораздо болѣе цѣнные, если изслѣдованіе вести экспериментальнымъ путемъ и изъ опытовъ брать соотношеніе между сопротивленіемъ воздуха и формою тѣла.

Мы найдемъ тогда, что каждой формѣ соотвѣтствуетъ извѣстный коэффиціентъ сопротивленія: испытывая сферу, мы получимъ извѣстную величину сопротивленія, плоскость равная наибольшему сѣченію сферы дастъ величину бóльшую, а вытянутый корпусъ управляемаго аэростата будетъ сопротивляться меньше чѣмъ сфера. Изъ ряда опытовъ опредѣлятся коэффиціенты соотвѣтствующіе опредѣленнымъ формамъ.

Особенное вниманіе слѣдуетъ обратить на формы симметричныя по отношенію къ оси параллельной направленію движенія, примѣрами такихъ симметричныхъ поверхностей могутъ служить—сфера, веретенообразное или рыбообразное тѣло управляемаго аэростата, двугранный уголъ, если плоскость дѣлящая его пополамъ параллельна направленію движенія и т. д.

Вполнѣ ясно, что, когда мы имѣемъ дѣло съ поверхностью симметричной по отношенію къ оси параллельной направленію движенія, то сопротивленіе воздуха, которое пока неизвѣстно намъ по величинѣ, будетъ имѣть направленіе совпадающее съ направленіемъ движенія.

Въ дальнѣйшемъ мы детально остановимся на вопросѣ о вліяніи формы поверхности на сопротивленіе воздуха и увидимъ насколько измѣняется величина сопротивленія при переходѣ отъ одной формы къ другой.

Наконецъ, мы пришли къ четвертой перемѣнной величинѣ—къ геометрическимъ размѣрамъ тѣла.

Если движущійся воздухъ дѣйствуетъ на двѣ подобныя поверхности, разнящіяся своими размѣрами, то сопротивленіе воздуха въ этихъ двухъ случаяхъ, очевидно, будетъ не одинаково.

Допускаютъ, что сопротивленіе пропорціонально поверхности измѣряемой въ направленіи перпендикулярномъ къ движенію воздуха, т. е. пропорціонально проекціи поверхности на плоскость нормальную къ направленію движенія.

Положимъ, что мы имѣемъ два диска, которые расположены перпендикулярно къ направленію движенія воздуха. Пусть діаметръ одного изъ нихъ равенъ одному метру, а діаметръ другого двумъ метрамъ. Площадь второго диска будетъ въ 4 раза больше площади перваго и, принимая во вниманіе наше допущеніе, мы можемъ сказать, что сопротивленіе воздуха во второмъ случаѣ будетъ въ 4 раза больше чѣмъ въ первомъ.

Легко видѣть, что это допущеніе не вполнѣ отвѣчаетъ дѣйствительности: возьмемъ, напримѣръ, поверхности, которыя сильно отличаются своими размѣрами. Пусть при одинаковой скорости дѣйствующаго воздуха одинъ изъ дисковъ имѣетъ діаметръ всего нѣсколько сантиметровъ, а другой нѣсколько метровъ. Явленіе можно представить себѣ въ слѣдующемъ видѣ: молекула, которая подойдетъ къ серединѣ какого нибудь диска, должна будетъ остановиться и ей будетъ довольно трудно найти себѣ путь, чтобы уйти, молекула же, подошедшая къ краю диска, такъ сказать, скользнетъ по нему и минуетъ препятствіе сравнительно съ большей легкостью.

При дискѣ очень малаго діаметра отношеніе периметра къ его площади гораздо значительнѣе, чѣмъ при дискѣ большого діаметра. Для всякаго круга это отношеніе равно $\frac{2}{r}$, гдѣ r — есть радіусъ круга, откуда видно, что съ увеличеніемъ радіуса это отношеніе уменьшается, слѣдовательно, при большомъ дискѣ края играютъ значительно меньшую роль и сравнительно бóльшая масса воздуха будетъ болѣе интенсивно дѣйствовать на дискъ.

Наши разсужденія привели насъ къ тому, что не будетъ существовать полной пропорціональности между величиною сопротивленія воздуха и площадью поверхности. Большой дискъ долженъ испытывать сопротивленіе сравнительно бóльшее, чѣмъ малый, однако можно было-бы привести соображенія, которыя привели бы насъ къ противоположнымъ выводамъ.

Съ достовѣрностью мы можемъ сказать только одно, что наше допущеніе относительно того, что сопротивленіе пропорціонально площади не вполнѣ соотвѣтствуетъ дѣйствительности; но намъ не извѣстно, какую и съ какимъ знакомъ должны мы ввести поправку, т. е. должны-ли мы усилить или наоборотъ уменшить величину сопротивленія, которая получается при допущеніи, что сопротивленіе пропорціонально площади. Принимая, такимъ образомъ, какую нибудь поправку, мы рискуемъ не только не улучшить полученный результатъ, но еще больше увеличить ошибку; во избѣжаніе этого мы будемъ предполагать, что сопротивленіе воздуха тѣламъ геометрически подобнымъ пропорціонально величинамъ ихъ поверхностей.

Итакъ мы имѣемъ четыре основныхъ закона: *сопротивленіе воздуха* 1) *пропорціонально удѣльному вѣсу воздуха*, 2) *пропорціонально квадрату относительной скорости*, 3) *измѣняется нѣкоторымъ образомъ съ измѣненіемъ формы сопротивляющейся поверхности, при чемъ каждая форма характеризуется извѣстнымъ коэффиціентомъ сопротивленія*, и наконецъ, 4) *оно пропорціонально величинѣ поверхности тѣла*.

На основаніи сказаннаго мы можемъ написать слѣдующую формулу:

$$R = K S V^2 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (1)$$

гдѣ R—есть сопротивленіе воздуха, измѣряемое въ килограммахъ, K—числовой коэффиціентъ, характеризующій форму сопротивляющейся поверхности, S—проекція поверхности тѣла на плоскость перпендикулярную къ направленію движенія, измѣряющаяся въ квадратныхъ метрахъ и, наконецъ, V—относительная скорость, измѣряемая въ метрахъ въ секунду.

Посмотримъ, что представляетъ собою коэффиціентъ K. Положимъ, что поверхность тѣла равна одному квадратному метру, а скорость одному метру въ секунду. Вставляя эти величины въ нашу формулу, мы найдемъ, что при этихъ условіяхъ сопротивленіе воздуха R равно по абсолютной величинѣ коэффиціенту K, слѣдовательно, K представавляетъ собою сопротивленіе нѣкоторой опредѣленной поверхности, когда проекція ея на плоскость нормальную къ направленію движенія равна одному квадр. метру, а скорость воздуха равна одному метру въ секунду.

Для плоскости нормальной къ направленію вѣтра этотъ коэффиціентъ K равенъ приблизительно 0,075, и, такъ какъ мы взяли за единицу одинъ килограммъ, то сопротивленіе пластинки, площадь которой равна одному квадратному метру и на которую перпендикулярно дѣйствуетъ потокъ воздуха со скоростью въ одинъ метръ въ секунду, будетъ равно 75 гр. При скорости въ 2 метра сопротивленіе будетъ въ четыре раза больше, а при скорости въ 3 метра въ девять разъ больше. Такимъ образомъ, чтобы опредѣлить сопротивленіе воздуха какой нибудь поверхности, необходимо знать соотвѣтствующій этой поверхности коэффиціентъ K.

Кромѣ того коэффиціентъ K долженъ измѣняться съ измѣненіемъ удѣльнаго вѣса воздуха, такъ какъ въ нашей формулѣ нѣтъ другого члена, который бы измѣнялся съ измѣненіемъ этой величины. Приведенная выше цифра 0, 075 соотвѣтствуетъ нормальнымъ условіямъ, т. е. температурѣ 0° С и давленію 760 мм, при иныхъ условіяхъ этотъ коэффиціентъ долженъ быть соотвѣтственно измѣненъ и, такимъ образомъ, будетъ принято во вниманіе измѣненіе удѣльнаго вѣса воздуха.

Методы изслѣдованія.

Нами изложены въ общихъ чертахъ основные законы сопротивленія воздуха.

Обратимся теперь къ тѣмъ методамъ и способамъ, при помощи которыхъ они могутъ быть найдены.

Существуетъ много методовъ изслѣдованій, ниже будутъ перечислены главнѣйшіе изъ этихъ методовъ и будутъ указаны преимущества и неудобства, которыя могутъ представляться на практикѣ при пользованіи каждымъ изъ нихъ.

Наиболѣе простой изъ всѣхъ методовъ—это методъ свободнаго, равномѣрнаго паденія.

Какъ извѣстно, твердое тѣло въ пустотѣ, будучи предоставлено самому себѣ, падаетъ равномѣрно ускореннымъ движеніемъ, но если это тѣло падаетъ не въ пустотѣ, а въ какой нибудь сопротивляющейся его движенію средѣ, какъ напримѣръ, въ воздухѣ, то явленіе будетъ иное: какъ только тѣло придетъ въ движеніе, оно будетъ испытывать со стороны воздуха давленіе, направленное снизу вверхъ, которое, слѣдовательно, будетъ дѣйствовать въ сторну противоположную силѣ тяжести. Это сопротивленіе будетъ уменьшать ускореніе. Падающее тѣло будетъ имѣть ускоренное движеніе, но ускореніе будетъ меньше того, какое было-бы, если бы не было воздуха. По мѣрѣ того, какъ увеличивается скорость, увеличивается и сопротивленіе воздуха, причемъ это сопротивленіе увеличивается очень быстро и наступитъ, наконецъ, моментъ, когда оно будетъ равно вѣсу тѣла. Начиная съ этого момента, сила тяжести будетъ уравновѣшиваться сопротивленіемъ воздуха. Тѣло будетъ находиться подъ

дѣйствіемъ двухъ силъ, которыя будутъ другъ друга уравновѣшивать—это будетъ тѣло, къ которому какъ-бы не приложено никакой силы и оно будетъ двигаться по инерціи равномѣрно.

Располагая достаточно большой высотой, мы можемъ заставить тѣло падать въ воздухѣ, причемъ черезъ нѣкоторый промежутокъ времени скорость падающаго тѣла станетъ равномѣрной. Съ этого момента сопротивленіе воздуха будетъ уравновѣшиваться вѣсомъ тѣла. Зная поверхность испытуемаго тѣла S, его вѣсъ, который равенъ R, достаточно измѣрить скорость, чтобы по формулѣ $R = K\,S\,V^2$ можно было опредѣлить K, такъ какъ всѣ остальныя величины намъ извѣстны.

Этотъ способъ съ успѣхомъ примѣнялся различными изслѣдователями и въ особенности аббатомъ Le Dantec.

Неудобство этого способа заключается въ томъ, что для производства опытовъ надо располагать, значительной высотой для того, чтобы тѣло могло пріобрѣсти равномѣрную скорость и чтобы время паденія съ равномѣрной скоростью было достаточно продолжительно, въ противномъ случаѣ приходится прибѣгать къ очень большимъ сопротивляющимся поверхностямъ, при очень маломъ грузѣ.

Кромѣ того этотъ способъ даетъ возможность оперировать только съ очень малыми скоростями въ 1, 2, 2,5 метр. въ сек., но не больше. Такимъ образомъ этимъ способомъ можно провѣрить законъ сопротивленія воздуха только въ предѣлахъ скоростей болѣе низкихъ чѣмъ тѣ, которыя особенно интересны съ точки зрѣнія практики воздухоплаванія и въ виду того, что скорости малы, результаты опытовъ произведенныхъ этимъ методомъ не подтверждаютъ закона квадрата скорости.

Эйфель въ своихъ недавнихъ опытахъ воспользовался тѣмъ, что онъ имѣлъ возможность производить паденіе тѣла съ громадной высоты, онъ заставлялъ тѣло падать со 2-й платформы своей башни, что позволяло ему имѣть очень значительныя скорости, однако, не смотря даже на такую значительную высоту, Эйфель тѣмъ не менѣе не могъ-бы имѣть достаточныхъ скоростей, примѣняя методъ равномѣрнаго движенія, поэтому въ своихъ опытахъ, онъ примѣнялъ другой методъ, при которомъ нѣтъ надобности стремиться получить равномѣрную скорость. Онъ построилъ приборъ, снабженный самопишущимъ аппаратомъ, который вычерчиваетъ кривую, характеризующую элементы паденія въ каждый данный моментъ. При помощи этой кривой можно опредѣлить въ каждый моментъ скорость тѣла, а слѣдовательно, и его ускореніе, и усиліе дѣйствующее на испытуемую поверхность, величина которой извѣстна.

Если мы разсматриваемъ движущееся тѣло въ какой нибудь точкѣ, то присоединивъ къ тѣмъ силамъ, которыя на него дѣйствуетъ силу инерціи, можно разсматривать его, какъ находящееся въ равновѣсіи.

Такимъ образомъ можно считать, что падающее въ воздухѣ тѣло находится въ равновѣсіи подъ дѣйствіемъ четырехъ вертикальныхъ силъ: вѣсъ тѣла, направленный внизъ, сопротивленіе воздуха, дѣйствующее въ обратную сторону, сила инерціи, которая дѣйствуетъ такъ же снизу вверхъ и наконецъ, напряженіе испытуемой поверхности. Опредѣливъ эти силы, мы будемъ знать въ каждой точкѣ сопротивленіе воздуха и соотѣвтствующую ему въ этотъ моментъ скорость.

Изъ опубликованныхъ Эйфелемъ отчетовъ о своихъ многочисленныхъ опытахъ видно, что онъ получалъ скорости до 40 метр. въ сек.,—это какъ разъ та скорость, которая особенно интересна съ точки зрѣнія авіаціи.

Результаты опытовъ Эйфеля показываютъ, что сопротивленіе воздуха при скоростяхъ превышающихъ 2 метр. въ сек. очень мало отклоняется отъ закона квадрата скорости. Начиная съ точки, соотвѣтствующей скорости немного болѣе чѣмъ два метра въ секунду, кривая получается довольно правильнаго характера и довольно точно соотвѣтствуетъ закону квадрата скорости. Для скоростей выше чѣмъ 40 метр. въ сек. у Эйфеля не имѣется данныхъ, но судя по тому съ какою правильностью кривая идетъ до точки, соотвѣтствующей скорости 40 метр. въ сек. можно ожидать, что и для дальнѣйшихъ скоростей наше допущеніе будетъ въ достаточной степени отвѣчать дѣйствительности.

Къ трудностямъ, которыя приходилось преодолѣвать Эйфелю при постановкѣ своихъ опытовъ, относится то обстоятельство, что эти опыты приходилось производить на открытомъ воздухѣ.

При помощи своего прибора Эйфель измѣрялъ дѣйствительную скорость тѣла, тогда какъ для опредѣленія коэффиціента сопротивленія необходимо знать скорость относительно воздуха. Эта послѣдняя равна дѣйствительной скорости тѣла только въ томъ случаѣ, когда воздухъ не имѣетъ собственной скорости, т. е., когда совершенно нѣтъ вѣтра.

Результаты опубликованные Эйфелемъ относятся къ тѣмъ опытамъ, которые были произведены при совершенно тихой погодѣ, что дѣлаетъ ихъ еще болѣе цѣнными.

Другой способъ опредѣленія коэффиціента сопротивленія воздуха заключается въ томъ, что испытуемое тѣло присоединяютъ къ какому-нибудь движущемуся предмету—къ поѣзду желѣзной дороги, къ автомобилю или моторной лодкѣ. Очевидно, что и при этомъ способѣ приходится производить опыты на открытомъ воздухѣ, что можетъ вліять на точность полученныхъ результатовъ. Но кромѣ того этотъ способъ представляетъ затрудненія въ томъ отношеніи, что получаются всевозможныя побочныя колебанія, какъ напримѣръ, дрожаніе самопишущаго аппарата, пружины и т. д., которыя крайнѣ трудно учесть.

Полковникъ Шарль Ренаръ опредѣлялъ коэффиціентъ сопротивленія воздуха по способу «туннеля» (аэродинамическая труба), этотъ способъ заключается въ томъ, что на неподвижное тѣло дѣйствуетъ потокъ воздуха, скорость котораго извѣстна, а усиліе испытываемое тѣломъ измѣряется при помощи, соотвѣтственнымъ образомъ расположеннаго, динамометра. Чтобы получить необходимый потокъ воздуха, послѣдній заставляли

перемѣщаться въ длинномъ цилиндрѣ, почему этотъ способъ и называется способомъ туннеля.

Опыты полковника Ренара, дали блестящіе результаты, хотя они и производились въ очень небольшихъ размѣрахъ.

Примѣняя способъ туннеля, слѣдуетъ имѣть въ виду, что скорость воздушнаго потока не одинакова въ разныхъ точкахъ поперечнаго сѣченія туннеля—около стѣнокъ она, благодаря тренію воздуха о стѣнки, меньше, чѣмъ въ точкахъ болѣе близкихъ къ центру. Однако изслѣдованіе при помощи анемометра измѣненія скорости воздушнаго потока въ различныхъ точкахъ поперечнаго сѣченія туннеля, показало, что на нѣкоторомъ разстояніи отъ стѣнокъ туннеля эту скорость можно считать постоянной. Слѣдуетъ отмѣтить, что этотъ способъ требуетъ хорошо оборудованной аэродинамической лабораторіи.

До сихъ поръ мы видѣли методы, въ которыхъ примѣнялось прямолинейное движеніе и видѣли также, что при разсмотрѣнныхъ нами способахъ очень трудно достигнуть большихъ скоростей.

Въ тѣхъ случаяхъ, когда хотятъ получить большія скорости часто замѣняютъ прямолинейное движеніе, движеніемъ круговымъ. Съ этою цѣлью устанавливаютъ вертушку и присоединяютъ къ ней испытываемое тѣло. Когда такая вертушка приведена въ движеніе, съ нею вмѣстѣ вращается и испытываемое тѣло, сопротивленіе котораго измѣряется при помощи соотвѣтственно расположеннаго динамометра, а скорость опредѣляется очень легко, такъ какъ извѣстно число оборотовъ вертушки въ единицу времени. Однако, если испытуемое тѣло велико и мы имѣемъ не прямолинейное, а круговое движеніе, то при вращеніи появляется центробѣжная сила, которой нельзя пренебречь и которая измѣняетъ условія задачи. Поэтому методомъ кругового движенія можно пользоваться только въ тѣхъ случаяхъ, когда требуется опредѣлить сравнительную величину коэффиціента сопротивленія.

Можно, напримѣръ испытать плоскій дискъ діаметромъ въ 1 метръ затѣмъ сферу того же діаметра и сказать: сфера сопротивляется во столько-то разъ меньше, чѣмъ дискъ, можно далѣе испытать удлиненное тѣло, какъ корпусъ управляемаго аэростата и сказать: оно сопротивляется во столько-то разъ меньше диска и во столько-то разъ меньше сферы, но для полученія абсолютныхъ цифръ нельзя обращаться къ способу кругового движенія.

Абсолютныя величины должны быть найдены изъ движенія прямолинейнаго и способъ кругового движенія можетъ служить только для полученія сравнительныхъ свѣдѣній. Оба эти способа могутъ дополнять другъ друга. Можно при помощи метода прямолинейнаго движенія получить основныя величины, относящіяся къ плоскости, на которую дѣйствуетъ перпендикулярно потокъ воздуха и помощью метода кругового движенія, путемъ сравненія, получить величины коэффиціентовъ для другихъ поверхностей.

Нѣкоторое видоизмѣненіе описаннаго выше способа представляютъ собою динамометрическіе вѣсы полковника Ренара. Онъ употреблялъ вертушку, вращающуюся около горизонтальной оси, къ концамъ ручекъ вертушки присоединялось испытуемое тѣло, которое, слѣдовательно, вращалось въ плоскости вертикальной. На оси вертушки находилась динамо-машина, которая вращалась вмѣстѣ съ вертушкой. Весь этотъ приборъ помѣщался на платформѣ вѣсовъ, которые находились въ равновѣсіи въ то время, когда вертушка находилась въ покоѣ. Во время движенія реакція сопротивленія воздуха передавалась платформѣ вѣсовъ и послѣдніе выходили изъ положенія равновѣсія. Грузъ, подвѣшенный на другое плечо коромысла заставлялъ вѣсы опять притти въ равновѣсіе. Длина коромысла извѣстна и нагрузка, находящаяся на концѣ его даетъ опредѣленный моментъ, равный тому, который необходимъ для движенія тѣла, сопротивленіе котораго измѣряютъ, Очень простыя вычисленія позволятъ подсчитать сопротивленіе воздуха движущемуся тѣлу. При помощи этого метода можно очень легко опредѣлить сравнительныя сопротивленія тѣлъ различныхъ формъ.

Наконецъ, для опредѣленія сопротивленія воздуха можно производить изслѣдованія съ водой, принимая въ расчетъ разницу плотностей воды и воздуха. Этотъ методъ такъ же какъ и предыдущій не долженъ примѣняться для нахожденія абсолютныхъ величинъ, но онъ пригоденъ для полученія величинъ относительныхъ. Передвигая въ водѣ послѣдовательно пластинку и шаръ мы найдемъ тоже отношеніе сопротивленій, какъ и въ воздухѣ.

Однако, если есть возможность, то лучше производить опыты съ воздухомъ, т. е., съ той средой, въ которой въ концѣ концовъ мы хотимъ работать.

Итакъ главнѣйшіе методы, которые были предложены для изслѣдованія основныхъ законовъ сопротивленія воздуха, слѣдующіе:

1) Методъ свободнаго паденія съ равномѣрной скоростью.
2) Методъ свободнаго паденія при перемѣнной скорости, избранный Эйфелемъ.
3) Методъ прямолинейнаго движенія, когда испытуемое тѣло присоединяется къ какому нибудь движущемуся предмету.
4) Методъ туннеля (аэродинамической трубы).
5) Методъ кругового движенія по способу вертушки или динамометрическихъ вѣсовъ.
6) Гидродинамическій методъ.

Вообще говоря, сопротивленіе воздуха до сихъ поръ изслѣдовалось очень мало, и существуетъ еще много вопросовъ, которые ждутъ своего разрѣшенія.

Три различныхъ точки зрѣнія, съ которыхъ въ авіаціи можно разсматривать сопротивленіе воздуха.

Сопротивленіе воздуха можно разсматривать съ трехъ различныхъ точекъ зрѣнія.

Во первыхъ, для того, чтобы передвигаться въ воздухѣ, надо развить нѣкоторую силу, затратить нѣкоторую работу, которая необходима, чтобы побѣдить сопротивленіе воздуха. Въ этомъ случаѣ мы разсматриваемъ воздухъ, какъ *препятствіе движенію.*

Во вторыхъ, можно разсматривать воздухъ, какъ точку опоры для поступательнаго движенія, благодаря чему мы получаемъ относительную скорость. Если въ самомъ дѣлѣ воздухъ и препятствуетъ передвиженію, то за то онъ служитъ опорою для винта-движителя (пропеллера) и тѣмъ самымъ даетъ возможность получить извѣстную скорость.

Обѣ эти точки зрѣнія относятся какъ къ авіаціоннымъ аппаратамъ, такъ и къ управляемымъ аэростатамъ, но существуетъ еще третья точка зрѣнія, которая имѣетъ значеніе только въ авіаціи и съ которой воздухъ разсматривается какъ опора для поддерживанія.

Эта классификація даетъ естественное дѣленіе дальнѣйшихъ лекцій. Въ слѣдующей лекціи мы разсмотримъ воздухъ, какъ препятствіе поступательному движенію и увидимъ нѣсколько способовъ, которые примѣняются для уменьшенія этого препятствія и, слѣдовательно, для полученія относительной горизонтальной скорости съ возможно меньшей затратой работы. Затѣмъ мы остановимся на сопротивленіи воздуха, какъ на опорѣ для поддерживанія, такъ какъ этотъ вопросъ является менѣе сложнымъ, чѣмъ сопротивленіе воздуха, какъ опора для винта-движителя для полученія поступательной скорости. Разсматривая этотъ послѣдній вопросъ, мы остановимся также на конструкціи движителя.

Разсматривая сопротивленіе воздуха съ различныхъ точекъ зрѣнія, мы преслѣдуемъ этимъ только наиболѣе удобный способъ изученія вопроса и, конечно, не можемъ претендовать на измѣненіе самыхъ законовъ. Основной законъ остается одинъ и тотъ же, и съ точки зрѣнія физики совершенно безразлично съ какими цѣлями мы будемъ его изучать. Наша цѣль заключается только въ томъ, чтобы найти то, что происходитъ при извѣстныхъ обстоятельствахъ, и, если мы найдемъ, что извѣстное стеченіе обстоятельствъ производитъ извѣстное явленіе, мы будемъ стараться осуществить эту сумму обстоятельствъ, чтобы повторилось то явленіе, которое намъ надо.

Лекція 2.

Сопротивленіе воздуха какъ препятствіе поступательному движенію.

Тонкая пластинка. Коэффиціентъ сопротивленія воздуха. Сопротивленіе воздуха тѣлу воздушнаго корабля.

Тонкая пластинка.

Въ настоящей главѣ мы будемъ разсматривать сопротивленіе воздуха, какъ препятствіе поступательному движенію и укажемъ тѣ способы, при помощи которыхъ можно уменьшить это препятствіе до минимума, а вмѣстѣ съ тѣмъ уменьшить и работу, которую надо затрачивать, чтобы передвигать въ воздухѣ тѣло определенной формы.

Мы знаемъ, что сопротивленіе воздуха выражается слѣдующей формулой:

$$R = K S V^2. \qquad (1)$$

Когда эта формула относится къ тѣлу симметричной формы относительно оси параллельной направленію движенія, то направленіе сопротивленія воздуха намъ извѣстно: какъ простое слѣдствіе симметріи оно не можетъ быть иное, чѣмъ направленіе перемѣщенія, потому что геометрическая форма была симметрична къ этому направленію.

Въ настоящей главѣ мы будемъ разсматривать исключительно формы симметричныя по отношенію къ направленію движенія и потому направленіе сопротивленія будемъ считать извѣстнымъ. Сопротивленіе всегда будетъ направлено по направленію движенія и при томъ въ сторону противоположную движенію, безразлично будетъ ли передвигаться тѣло въ неподвижномъ воздухѣ или, наоборотъ, неподвижное тѣло будетъ находиться подъ дѣйствіемъ воздушнаго потока.

Намъ извѣстно, что сопротивленіе каждой поверхности характеризуется коэффиціентомъ K. Для того, чтобы опредѣлить этотъ коэффиціентъ, выберемъ какую-нибудь основную поверхность, ея коэффиціентъ сопротивленія обозначимъ черезъ K_0 и будемъ называть этотъ коэффиціентъ основнымъ коэффиціентомъ сопротивленія.

K_0 это тотъ же коэффиціентъ K, но только отнесенный къ основной поверхности. Постараемся возможно точно опредѣлить этотъ коэффиціентъ K_0, а коэффиціентъ K будемъ опредѣлять не непосредственно, а по отношенію къ коэффиціенту K_0, иными словами, мы будемъ говорить, что коэффиціентъ K для поверхности данной формы во столько то разъ больше или во столько то разъ меньше коэффиціента K_0.

Такимъ образомъ наша задача распадается на двѣ части:— на опредѣленіе коэффиціента основной поверхности K_0 и на опредѣленіе отношенія K_0 къ коэффиціентамъ сопротивленія поверхностей различныхъ формъ K.

За основную поверхность принимается плоскость, перемѣщающаяся параллельно самой себѣ и перпендикулярно къ линіи перемѣщенія, или въ томъ случаѣ, когда эта плоскость неподвижна, а перемѣщается окружающій ее воздухъ, направленіе движенія воздуха нормально къ плоскости.

Изъ опытовъ видно, что на коэффиціентъ сопротивленія воздуха вліяетъ не только передняя часть поверхности, о которую непосредственно ударяется струя воздуха, но вліяетъ также и задняя сторона поверхности. Если мы, напримѣръ, возьмемъ круглую пластину въ 1 м. въ діаметрѣ подобную диску, которые употребляются на желѣзныхъ дорогахъ и расположимъ ее перпендикулярно къ направленію потока воздуха, который имѣетъ опредѣленную скорость, то получимъ для сопротивленія нѣкоторую опредѣленную величину; но если сзади этого диска мы присоединимъ къ нему полусферу, то величина сопротивленія будетъ уже другая, присоединяя сзади диска какую нибудь другую поверхность, получимъ третью величину сопротивленія. Такимъ образомъ для того, чтобы опредѣлить основную поверхность недостаточно опредѣлить ея переднюю часть, надо обусловить и ея заднюю сторону.

Условимся, что задняя сторона основной поверхности есть также плоскость параллельная передней плоскости. Однако и этого еще не вполнѣ достаточно, чтобы считать основную поверхность вполнѣ установленной—на коэффиціентъ сопротивленія вліяетъ еще то обстоятельство, насколько эти плоскости удалены одна отъ другой. Если испытуемый дискъ служитъ основаніемъ цилиндра, длина котораго равна 3 метрамъ, то сопротивленіе не будетъ одно и то же, если при томъ же основаніи длина цилиндра будетъ 3,5 метра. Слѣдовательно, недостаточно опредѣлить форму задней поверхности, надо такъ же установить и ея положеніе.

Въ концѣ концовъ установили слѣдующее опредѣленіе: *основная поверхность состоитъ изъ двухъ взаимно-параллельныхъ плоскостей, расположенныхъ возможно близко другъ отъ друга.*

Толщина должна подчиняться условію прочности въ томъ смыслѣ, чтобы плоскости не были искривлены во время испытаній. Такую основную поверхность мы будемъ называть „*тонкой пластинкой*". Эта пластинка можетъ быть какой угодно формы — квадратная, прямоугольная, круглая, но она должна имѣть двѣ параллельныя поверхности, находящіяся возможно близко другъ отъ друга.

Коэффиціентъ сопротивленія воздуха.

Основной коэффиціентъ сопротивленія воздуха есть тотъ, который соотвѣтствуетъ одной изъ плоскостей тонкой пластинки когда на нее перпендикулярно дѣйствуетъ потокъ воздуха. Этотъ коэффиціентъ былъ нами названъ буквою K_0, онъ представляетъ собою коэффиціентъ сопротивленія воздуха для тонкой пластинки, которая испытываетъ дѣйствіе перпендикулярно ей движущагося потока воздуха.

Въ виду особой важности этой постоянной величины, ее просто называютъ коэффиціентомъ сопротивленія воздуха—этимъ не хотятъ сказать, что это коэффиціентъ сопротивленія конуса или какой-нибудь другой поверхности, но подъ этимъ названіемъ подразумѣваютъ коэффиціентъ сопротивленія тонкой пластинки.

Такъ какъ коэффиціентъ сопротивленія обозначенъ буквою K_0, то для тонкой пластинки наша формула приметъ слѣдующій видъ:

$$R = K_0 S V^2. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

Опредѣленіемъ коэффиціента K_0 занимались многіе изслѣдователи. Какъ уже было сказано выше, этотъ коэффиціентъ не можетъ быть опредѣленъ при помощи кругового движенія, при этомъ способѣ получается центробѣжная сила, которая вліяетъ на конечные результаты. Для опредѣленія коэффиціента K_0 слѣдуетъ остановиться на изслѣдованіяхъ произведенныхъ по методамъ, основаннымъ на прямолинейномъ движеніи. Въ данномъ случаѣ пригодны только эти изслѣдованія.

Лучшіе результаты были получены при помощи вертикальнаго паденія, какъ изслѣдованіемъ паденія съ равномѣрной скоростью, такъ и изслѣдованіемъ паденія съ измѣняющейся скоростью.

Какъ на опыты наиболѣе цѣнные и заслуживающіе наибольшаго довѣрія можно сослаться на опыты аббата Le Dantec'a

Въ своихъ опытахъ аббатъ Le Dantec заставлялъ падать въ воздухѣ по вертикали горизонтальную пластинку, при чемъ въ концѣ своего пути она получала равномѣрную скорость.

Пластинка, которая употреблялась при опытахъ имѣла одинъ квадратный метръ и нагружалась такимъ образомъ, чтобы равномѣрная, скорость, которую она имѣла въ концѣ движенія была равна одному метру въ секунду, вслѣдствіе такого выбора элементовъ, полный вѣсъ пластинки и нагрузки былъ равенъ по абсолютной величинѣ сопротивленію воздуха.

Опыты эти производились въ старинной часовнѣ, которая служитъ музеемъ Conservatoire des Arts et Métiers. Чтобы дать понятіе о тщательности этихъ опытовъ и показать, какъ могутъ получаться невѣрные результаты, благодаря незначительнымъ на первый взглядъ обстоятельствамъ, слѣдуетъ упомянуть объ одномъ мѣстѣ въ мемуарахъ аббата Le Dantec'a, гдѣ онъ говоритъ, что когда приходилось отворить дверь въ тотъ громадный залъ, гдѣ производились опыты, маленькую дверь, имѣющую всего два квадратныхъ метра, опыты были неудачны и скорость получалась не та; слабый потокъ воздуха разстраивалъ опыты и нужно было пережидать извѣстное время, чтобы спокойно продолжать ихъ.

Очевидно большая заслуга изслѣдователя найти дѣйствительно цѣнныя цифры при такихъ трудныхъ условіяхъ, эти трудности являются результатомъ того, что для полученія равномѣрной скорости необходимо на практикѣ пользоваться сравнительно большой сопротивляющейся поверхностью при малой нагрузкѣ. Для того, чтобы тѣло имѣло время потерять свое ускореніе при малой сопротивляющейся поверхности и большомъ грузѣ, высота паденія должна быть такой большой, какой нельзя располагать на практикѣ.

Какъ было уже сказано выше, опыты производились для скорости въ одинъ метръ въ секунду, они были произведены съ большой тщательностью и точностью. Результатъ, который они дали, слѣдующій: коэффиціентъ сопротивленія воздуха $K_0 = 0{,}080$. Такъ какъ въ нашей формулѣ R выражено въ килогр., то, можно сказать, что пластинка въ 1 кв. метръ, имѣющая скорость въ 1 м. въ сек., представляетъ сопротивленіе равное 80 гр.

Какъ было уже упомянуто выше Эйфель примѣнялъ способъ вертикальнаго паденія, но не стремился получить равномѣрную скорость. Приборъ, которымъ пользовался Эйфель, представленъ на рис. 1 и 2. На рис. 1 изображена Эйфелева башня, со 2-й платформы которой вертикально опускается до земли стальной кабель, который служитъ направляющей для падающаго тѣла. Въ концѣ этотъ кабель имѣетъ утолщеніе, которое при паденіи не позволяетъ прибору удариться о землю. Чтобы достигнуть бо̀льшей правильности движенія и уменьшить по возможности треніе о проволоку необходимо чтобы центръ тяжести падающаго тѣла проходилъ черезъ ось кабеля, для этого аппаратъ состоитъ изъ двухъ совершенно одинаковыхъ частей, которыя взаимно уравновѣшиваютъ одна другую. Ось кабеля, такимъ образомъ, является осью симметріи и центръ тяжести тѣла находится всегда на ней.

Рис. 2 представляетъ болѣе детально половину прибора, служащаго для изслѣдованія условій, при которыхъ совершается паденіе. Приборъ изображенъ во время движенія его внизъ.

Поверхность, сопротивленіе которой хотятъ найти, помѣщается горизонтально въ нижней части прибора.

На рисункѣ эту поверхность представляетъ тонкій дискъ. Испытуемая поверхность прикрѣплена къ вертикальному стержню, который можетъ передвигаться въ трубкѣ, прикрѣпленной къ аппарату. Для сокращенія будемъ называть испытуемую пластинку, стержень и части которыя съ нимъ связаны—подвижною частью аппарата, все же остальное неподвижною частью.

Вверху подвижная часть оканчивается поперечиной, которая соединена съ верхнимъ концомъ пружины, нижній конецъ которой прикрѣпленъ къ неподвижной части. Во время опыта подвижная часть можетъ болѣе или менѣе перемѣщаться относительно неподвижной, производя на пружину болѣе или менѣе значительное давленіе. Къ поперечинѣ, которой оканчивается вертикальный стержень прикрѣплено остріе, которое чертитъ на цилиндрѣ, покрытомъ сажей. Это остріе прикрѣплено не непосредственно къ поперечинѣ, а между послѣдней и остріемъ помѣщается камертонъ. Остріе помѣщено на одной изъ вѣтвей камертона и когда послѣдній колеблется, то и остріе колеблется вмѣстѣ съ нимъ.

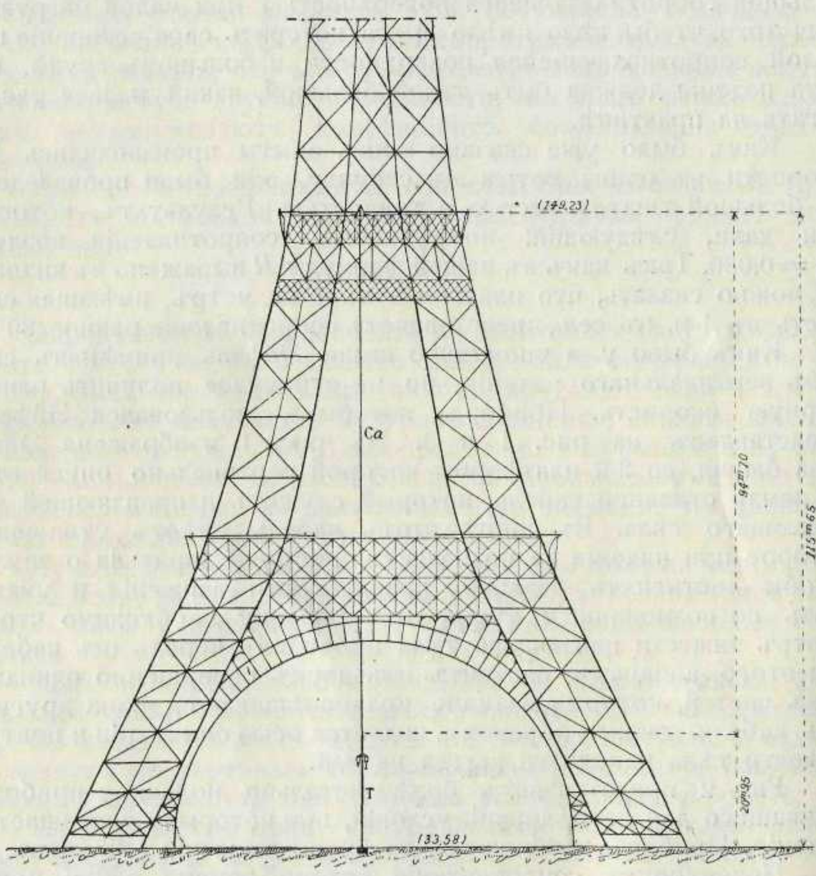


Рис. 1.

Цилиндръ, покрытый сажей, насаженъ на вертикальную ось, вокругъ которой онъ можетъ вращаться. Ось цилиндра при помощи зубчатки соединена съ червякомъ, который находится на стержнѣ имѣющемъ на концѣ роликъ. Этотъ роликъ во время движенія тѣла катится безъ скольженія по направляющему кабелю. Итакъ вмѣстѣ съ роликомъ вращается червякъ, который передаетъ движеніе зубчатому колесу, которое въ свою очередь передаетъ его цилиндру. Круговое перемѣщеніе цилиндра такимъ образомъ пропорціонально пути, который прошелъ роликъ, или, что равносильно, высотѣ паденія прибора.

Если не заставлять камертонъ колебаться, то при движеніи прибора остріе вычертитъ на цилиндрѣ C (рис. 2) кривую, абсциссы которой будутъ пропорціональны высотѣ паденія, а ординаты будутъ равны удлиненію пружины. Если удлиненія эти были предварительно изслѣдованы при помощи динамометра, то ординаты покажутъ намъ давленіе, которое испытываетъ пружина. Когда камертонъ приведенъ въ колебательное движеніе, кривая получается волнистая, отклоняющаяся то въ ту, то въ другую сторону отъ линіи, которая была-бы вычерчена, еслибы камертонъ находился въ покоѣ. Средняя высота этой волнистой линіи соотвѣтствуетъ ординатамъ дѣйствительной кривой. Число колебаній камертона въ секунду извѣстно, слѣдовательно, каждая волна соотвѣтствуетъ опредѣленному промежутку времени. Въ опытахъ Эйфеля число колебаній камертона въ секунду было ровно сто, слѣдовательно, одна волна соотвѣтствовала одной сотой секунды. Чѣмъ быстрѣе паденіе, тѣмъ длиннѣе получаются на діаграммѣ волны, и чѣмъ медленнѣе движеніе, тѣмъ они короче. Это видно на рис. 3, который представляетъ часть кривой, соотвѣтствующую началу движенія.

Какъ мы видимъ, діаграмма позволяетъ знать въ каждый моментъ пройденное пространство и соотвѣтствующую скорость. Разсматривая измѣненіе скорости, не трудно опредѣлить ускореніе, кромѣ того діаграмма показываетъ усиліе, дѣйствующее на пружину. Изслѣдуя полученную діаграмму, можно получить всѣ данныя для рѣшенія задачи.

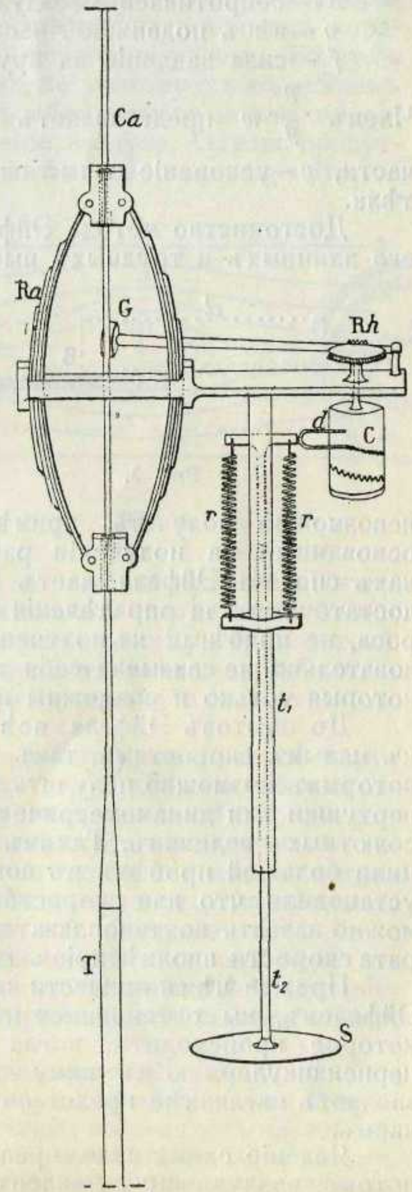


Рис. 2.

Не входя въ детали очень сложныхъ вычисленій Эйфеля, можно сказать, что имъ сдѣлано было все, чтобы избѣжать причинъ ошибокъ. Сопротивленіе воздуха Эйфель опредѣлялъ изъ слѣдующей формулы:

$$K_0 = p + f - \frac{p}{g}\, w.$$

K_0—сопротивленіе воздуха,
p—вѣсъ подвижной части аппарата
f—сила давленія на пружину.

Членъ $\frac{p}{g}\, w$ представляетъ собою силу инерціи подвижной части, g—ускореніе силы тяжести, а w—ускореніе движущагося тѣла.

Достоинство метода Эйфеля заключается не въ сложности его длинныхъ и трудныхъ вычисленій, а въ томъ что при этомъ методѣ не надо стремиться получить равномѣрную скорость, что даетъ возможность оперировать съ большими скоростями, которыя особенно интересны съ точки зрѣнія авіаціи. Такія скорости невозможно получить, примѣняя при изслѣдованіяхъ методъ, основанный на полученіи равномѣрной скорости, между тѣмъ какъ способъ Эйфеля даетъ возможность получить уравненія, достаточныя для опредѣленія всѣхъ данныхъ для рѣшенія вопроса, не прибѣгая къ полученію равномѣрной скорости, и, слѣдовательно, не связывая себя тѣми незначительными скоростями, которыя только и возможны при этомъ методѣ.

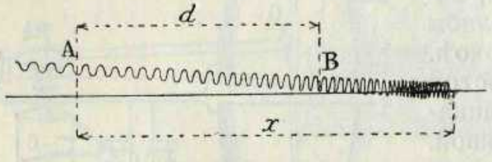


Рис. 3.

До опытовъ Эйфеля всѣ изслѣдованія относились именно къ малымъ скоростямъ, такъ какъ при тѣхъ способахъ, при которыхъ возможно получить большія скорости, т. е., помощью вертушки или динамометрическихъ вѣсовъ, нельзя получить абсолютныхъ величинъ. Такимъ образомъ опыты Эйфеля заполнили большой пробѣлъ въ вопросѣ о сопротивленіи воздуха и установили, что для скоростей 30 — 50 метр. въ сек., которыя можно назвать воздухоплавательными скоростями, законъ квадрата скорости вполнѣ пріемлемъ.

Прежде чѣмъ привести численные результаты, полученные Эйфелемъ, мы остановимся нѣсколько на схемѣ того явленія, которое происходитъ, когда потокъ воздуха дѣйствуетъ на перпендикулярную къ нему тонкую пластинку. Эта схема позволяетъ нагляднѣе представить себѣ явленіе, которое мы изучаемъ.

Явленіе схематично представлено на рис. 4. Движущійся потокъ воздуха представленъ въ видѣ тонкихъ струй; эти струи, встрѣчая на своемъ пути пластинку, должны такъ или

иначе обогнуть ее. Однѣ изъ нихъ отклонятся вправо, другія влѣво, однѣ пройдутъ сверху пластинки, другія снизу. Тѣ струи, которыя должны были бы удариться о середину пластинки, должны будутъ претерпѣть бо́льшія отклоненія отъ своего первоначальнаго направленія, чѣмъ тѣ, которыя должны были бы удариться о край ея, благодаря этому первыя испытаютъ бо́льшее затрудненіе, чтобы обойти пластинку, чѣмъ послѣднія.

Изъ рисунка мы видимъ, что передъ пластинкой образуется пространство, по своей формѣ похожее на носъ корабля, которое мы будемъ называть мертвымъ угломъ. Воздухъ находящійся въ этомъ пространствѣ, не участвуетъ въ общемъ движеніи. Въ мертвомъ углѣ нѣтъ абсолютнаго покоя, но совершается нѣкоторое слабое движеніе воздуха. Однако присутствіе мертваго угла не вліяетъ на количество воздуха, которое должно быть отклонено.

Позади пластинки происходитъ аналогичное явленіе, тамъ также образуется мертвый уголъ, въ которомъ воздухъ почти неподвиженъ, этотъ уголъ окруженъ со всѣхъ сторонъ струями воздуха, которыя будучи разъединены пластинкою, сзади ея стремятся опять соединиться и стать параллельными другъ другу.

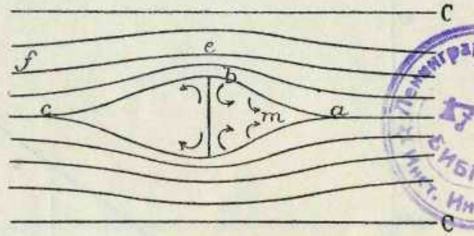


Рис. 4.

Струи воздуха, встрѣчающія на своемъ пути пластинку, отклоняются и въ свою очередь смѣщаютъ струи прилежащія къ нимъ. Такимъ образомъ, присутствіе въ воздушномъ потокѣ пластинки нарушаетъ движеніе воздуха не только въ той части, въ которой она находится, но также и далеко за предѣлами этой части.

Естественно предположить, что область, въ которой нарушена первоначальная параллельность струй, имѣетъ своими границами нѣкоторую цилиндрическую поверхность. За предѣлами этой области струи воздуха не испытываютъ никакого сопротивленія отъ присутствія въ потокѣ посторонняго тѣла, внутри же этой поверхности всѣ струи смѣщены и при томъ тѣмъ больше, чѣмъ ближе онѣ къ оси цилиндрической поверхности.

Въ центральной части пластинки, соотвѣтствующей переднему и заднему мертвому углу, устанавливается наибольшее давленіе.

Въ переднемъ мертвомъ углѣ происходитъ сжатіе, въ заднемъ же разрѣженіе воздуха.

Сжатіе въ переднемъ углѣ производитъ давленіе на пластинку, которое направлено въ сторону движенія воздуха. Разрѣженіе же въ заднемъ мертвомъ углѣ также заставляетъ пластинку испытывать нѣкоторое усиліе, направленное въ ту же сторону. Сумма этихъ двухъ силъ и представляетъ искомую величину сопротивленія.

Вопросъ о томъ, какая часть величины сопротивленія падаетъ на давленіе на переднюю часть пластинки и какая часть на разрѣженіе, имѣющее мѣсто позади пластинки, не достаточно еще освѣщенъ.

Въ этомъ направленіи производились опыты, но результаты ихъ довольно разнорѣчивы.

Среди специалистовъ одни говорятъ, что на долю разрѣженія падаетъ $^1/_5$ часть, а другіе, что $^1/_3$ часть всей силы.

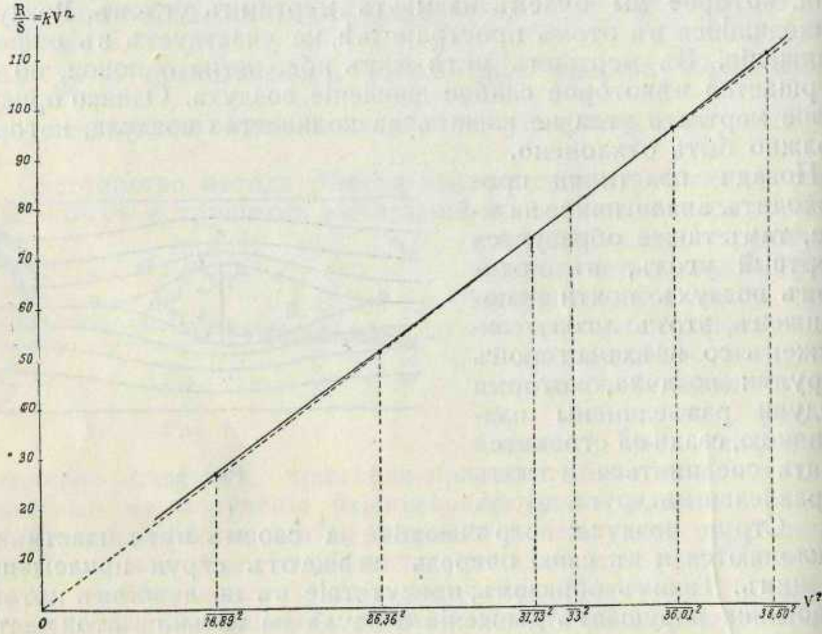


Рис. 5.

Вопросъ о томъ, какъ распредѣляется давленіе на поверхности пластинки, также не вполнѣ выясненъ, извѣстно только, что на краяхъ пластинки оно слабѣе, чѣмъ въ центрѣ.

Въ аэродинамикѣ много еще пробѣловъ которые должны быть заполнены.

Однимъ изъ важнѣйшихъ результатовъ тѣхъ изслѣдованій, которыя произведены до настоящаго времени, является установленіе закона квадрата скорости. Рисунокъ 5-й представляетъ результаты опытовъ Эйфеля въ этомъ направленіи. Ординаты этой діаграммы пропорціональны величинѣ сопротивленія воздуха, а абсциссы пропорціональны квадрату скорости, благодаря этому послѣднему обстоятельству кривая сопротивленія воздуха, если сопротивленіе строго пропорціонально квадрату скорости, изобразится наклонной прямой линіей, проходящей черезъ начало координатъ. Какъ видно изъ діаграммы, кривая, полученная Эйфелемъ, дѣйствительно очень мало отличается отъ прямой линіи и такимъ образомъ, вполнѣ подтверждается наше

допущеніе, что сопротивленіе пропорціонально квадрату скорости.

Слѣдующая діаграмма выясняетъ вліяніе на коэффиціентъ сопротивленія воздуха формы и величины тонкой пластинки (рис. 6).

Абсциссы этой діаграммы пропорціональны площади испытуемой пластинки, а ординаты коэффиціенту сопротивленія K_0.

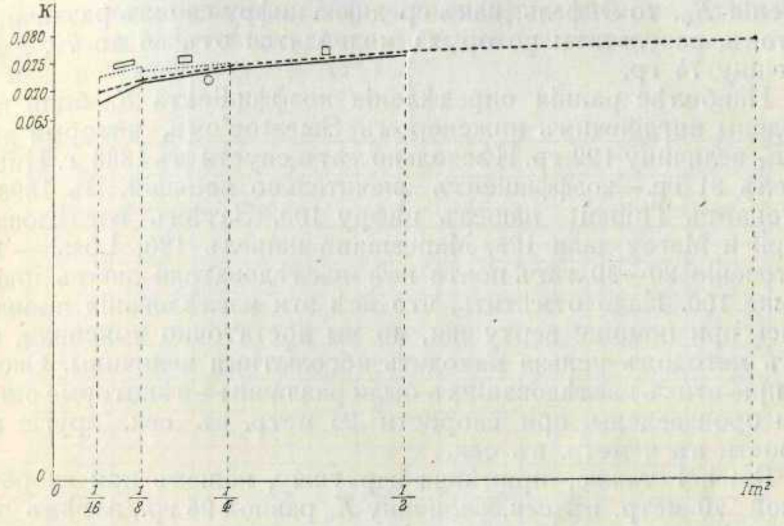


Рис. 6.

Если бы сопротивленіе было строго пропорціонально площадямъ испытуемыхъ пластинокъ, то кривая коэффиціентовъ представилась бы прямой линіей параллельной оси абсциссъ. Въ дѣйствительности этого нѣтъ. Изъ болѣе внимательнаго разсмотрѣнія этой діаграммы мы можемъ притти къ слѣдующимъ выводамъ: для тѣхъ поверхностей, которыя были испытаны, а по всей вѣроятности и для всѣхъ другихъ, сопротивленіе слегка увеличивается съ увеличеніемъ поверхности данной формы и начиная съ поверхности извѣстной величины, его можно считать пропорціональнымъ площади. Это и должно было получиться, если вліяніе краевъ именно таково, какъ мы предполагали. Однако существуютъ факты, которые находятся въ противорѣчіи съ нашимъ объясненіемъ, факты, объясненія которымъ до сихъ поръ еще не найдено.

Мы видимъ на рис. 6, что сопротивленіе для малыхъ пластинокъ одной и той же формы меньше, чѣмъ для большихъ. Выше мы объясняли это тѣмъ, что при пластинкахъ малаго размѣра края играютъ бóльшую роль, чѣмъ при пластинкахъ большого размѣра, тѣмъ не менѣе существуютъ нѣкоторыя формы, которыя, не смотря на то, что имѣютъ бóльшее сравнительно съ другими отношеніе периметра къ площади, однако претерпѣваютъ и большее сопротивленіе, что какъ разъ обратно тому, что мы могли бы ожидать. Такъ, напримѣръ, квадратъ имѣетъ большее отношеніе периметра къ площади, чѣмъ кругъ, однако сопротивленіе квадрата равновеликаго кругу больше, сопротивленія круга, какъ это видно изъ діаграммы. Тоже можно сказать и относительно прямоугольниковъ.

Выше нами приведены главнѣйшіе результаты опытовъ Эйфеля.

Что касается до числовой величины коэффиціента сопротивленія K_0, то Эйфель, какъ среднюю цифру своихъ различныхъ опытовъ, результаты которыхъ колеблятся отъ 66 до 79, даетъ величину 74 гр.

Наиболѣе раннія опредѣленія коэффиціента K_0 были произведены англійскимъ инженеромъ Smeaton'омъ, который далъ для K_0 величину 122 гр. Нѣсколько лѣтъ спустя въ 1888 г. Hutton нашелъ 81 гр.—коэффиціентъ значительно меньшій. Въ 1898 г. лейтенантъ Thibaût нашелъ цифру 100. Затѣмъ изслѣдованія Goupil и Marey дали 125, Manesmann нашелъ 120, Lössl — 103. Въ теченіе 20—30 лѣтъ почти всѣ изслѣдователи даютъ цифры больше 100. Надо отмѣтить, что всѣ эти изслѣдованія производились при помощи вертушки, но мы достаточно выяснили, что этимъ методомъ нельзя находить абсолютныя величины. Скорости при этихъ изслѣдованіяхъ были различны—нѣкоторые опыты были произведены при скорости 25 метр. въ сек. другіе при скорости въ 2 метр. въ сек.

Reichel также, примѣняя вертушку, нашелъ при скорости равной 50 метр. въ сек. величину K_0 равной 96 гр., затѣмъ другіе изслѣдователи, пользуясь тѣмъ же методомъ находили последовательно: 83 гр. (Dines), 81 гр. (Langley), 75 гр. (Hagen), 70 гр. (Reknagel).

Можно установить, что чѣмъ дальше, тѣмъ методы изслѣдованій становились все болѣе точными и величина находимая для коэффиціента сопротивленія становилась все меньшей.

Первые опыты по методу прямолинейнаго движенія опять поднимаютъ эту величину, они даютъ цифры 110 гр. (Piobert et Didion) и 130 гр. (Ricour et Desdouits)—очевидно это надо отнести къ ошибкамъ изслѣдователей. Съ другой стороны при болѣе новыхъ опытахъ Cailletet и Colardeau на башнѣ Эйфеля, произведенныхъ по методу движенія съ равномѣрной скоростью, не были приняты предосторожности, ограждающія отъ ошибокъ, могущихъ получаться вслѣдствіе вѣтра. Эти опыты дали величину $K_0 = 70$ гр. Аббатъ Le-Dantec въ своихъ опытахъ, произведенныхъ въ Conservatoire de Arts et Métiers, нашелъ $K_0 = 80$ гр. Итальянскій инженеръ Canovetti, который много занимался этимъ вопросомъ, даетъ величину 76 гр.

Въ концѣ концовъ величину K_0 съ достаточной достовѣрностью можно принять равной 76—74 гр.

Какъ было указано выше, сопротивленіе воздуха зависитъ отъ его удѣльнаго вѣса. Измѣненіе удѣльнаго вѣса воздуха должно быть принимаемо въ расчетъ и коэффиціентъ сопротивленія воздуха долженъ быть соотвѣтствующимъ образомъ исправленъ.

Рис. 7, взятый изъ работъ Эйфеля, представляетъ собою діаграмму, при помощи которой легко опредѣлить ту величину, которую надо вычесть или прибавить къ нормальному коэффиціенту сопротивленія воздуха, чтобы ввести поправку на измѣненіе удѣльнаго вѣса послѣдняго.

Ординаты этой діаграммы соотвѣтствуютъ атмосферному давленію, абсциссы же температурѣ воздуха.

Результаты *опытовъ Эйфеля были приведены* къ удѣльному вѣсу воздуха, соотвѣтствующему барометрическому давленію въ 760 mm. и температурѣ $+ 15^0$ C.

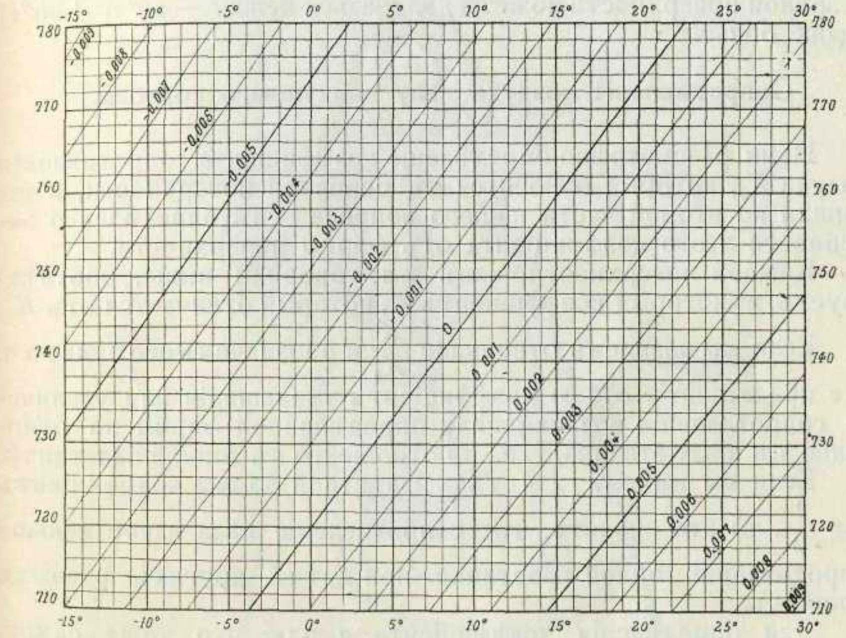


Рис. 7.

Если хотятъ знать, каковъ будетъ коэффиціентъ сопротивленія воздуха при другихъ условіяхъ, напримѣръ, при давленіи 750 mm. и температурѣ $+ 20^0$, то достаточно продолжить горизонталь, соотвѣтствующую давленію въ 750 mm., до встрѣчи съ вертикалью, соотвѣтствующей температурѣ $+ 20^0$; точка пересѣченія этихъ двухъ линій находится между двумя наклонными линіями діаграммы, изъ которыхъ одна соотвѣтствуетъ поправкѣ 0,002, другая же 0,003, слѣдовательно, нормальный коэффиціентъ сопротивленія слѣдуетъ уменьшить приблизительно на 0,0022.

Эта величина съ перваго взгляда можетъ показаться очень небольшой, но не надо забывать, что она представляетъ собою поправку для коэффиціента сопротивленія воздуха, выраженнаго въ килограммахъ, т. е., K_0=0,074.

Не смотря на это величина 0,0022 все-таки кажется еще очень далекой отъ одной трети коэффиціента, на которую, какъ мы говорили въ 1-й лекціи, можетъ измѣняться сопротивленіе воздуха въ зависимости отъ колебаній давленія и температуры. Однако крайнія наклонныя линіи діаграммы Эйфеля соотвѣтствуютъ уже поправкѣ въ 0,009, что составляетъ $^1/_8$ коэффиціента сопротивленія воздуха; на протяженіи же всей діаграммы поправка измѣняется отъ $-0{,}009$ до $+0{,}009$, что соотвѣтствуетъ измѣненію коэффиціента сопротивленія воздуха на $^1/_4$.

Съ другой стороны діаграмма Эйфеля не обнимаетъ собою всѣхъ тѣхъ колебаній, которыя дѣйствительно могутъ происходить въ природѣ. Діаграмма Эйфеля составлена въ предѣлахъ температуры между -15^0 и $+30^0$ C., между тѣмъ какъ температура на земной поверхности можетъ колебаться между -60^0 и $+60^0$ C и даже больше.

Сопротивленіе воздуха тѣлу воздушнаго корабля.

Нами разсмотрѣно опредѣленіе коэффиціента сопротивленія воздуха K_0, который относится къ основной поверхности, и мы пришли ко второй части нашего вопроса — къ опредѣленію зависимости этого коэффиціента отъ формы поверхности.

Каждой поверхности, какъ мы говорили выше, соотвѣтствуетъ нѣкоторый коэффиціентъ K, который отличается отъ K_0. Если мы возьмемъ отношеніе $\frac{K}{K_0}$ и обозначимъ его буквою σ, то σ представитъ собою коэффиціентъ уменьшенія или увеличенія сопротивленія воздуха тѣлу опредѣленной формы по отношенію къ тѣлу эталона, т. е., по отношенію къ тонкой пластинкѣ.

Если мы имѣемъ для тѣла извѣстной формы коэффиціентъ $\sigma = \frac{1}{2}$, то это значитъ, что сопротивленіе тѣла вдвое меньше сопротивленія тонкой пластинки при всѣхъ другихъ равныхъ условіяхъ.

Для опредѣленія коэффиціента σ или, что тоже самое, коэффиціента K_0, нѣтъ надобности прибѣгать къ такимъ труднымъ опытамъ, какъ при опредѣлеіи коэффиціента K_0. Въ данномъ случаѣ ищутся не абсолютныя величины, а относительныя и поэтому вполнѣ можетъ быть примѣненъ способъ вертушки (вращающейся карусели).

Опытовъ для опредѣленія различныхъ величинъ σ было произведено очень много. Среди нихъ слѣдуетъ отмѣтить изслѣдованія полковника Ренара и Эйфеля. Послѣдній испытывалъ, по способу паденія съ перемѣнной скоростью, сопротивленіе воздуха чисто геометрическимъ формамъ, которыя сравнительно представляютъ мало интереса для воздухоплаванія, тогда какъ работы перваго представляютъ громадный практическій интересъ, такъ какъ онъ занимался изслѣдованіемъ сопротивленія воздуха корпусу воздушнаго корабля.

Способы, которыми производилъ свои изслѣдованія полковникъ Ренаръ, очень разнообразны и остроумны. Онъ изслѣдовалъ сопротивленіе небольшихъ тѣлъ, которыя имѣли такую же форму, какъ управляемые аэростаты, но ось которыхъ была вертикальна, а не горизонтальна, какъ у обыкновенныхъ управляемыхъ аэростатовъ. Эти маленькіе аэростаты были наполняемы водородомъ и будучи соотвѣтствующимъ образомъ загру-

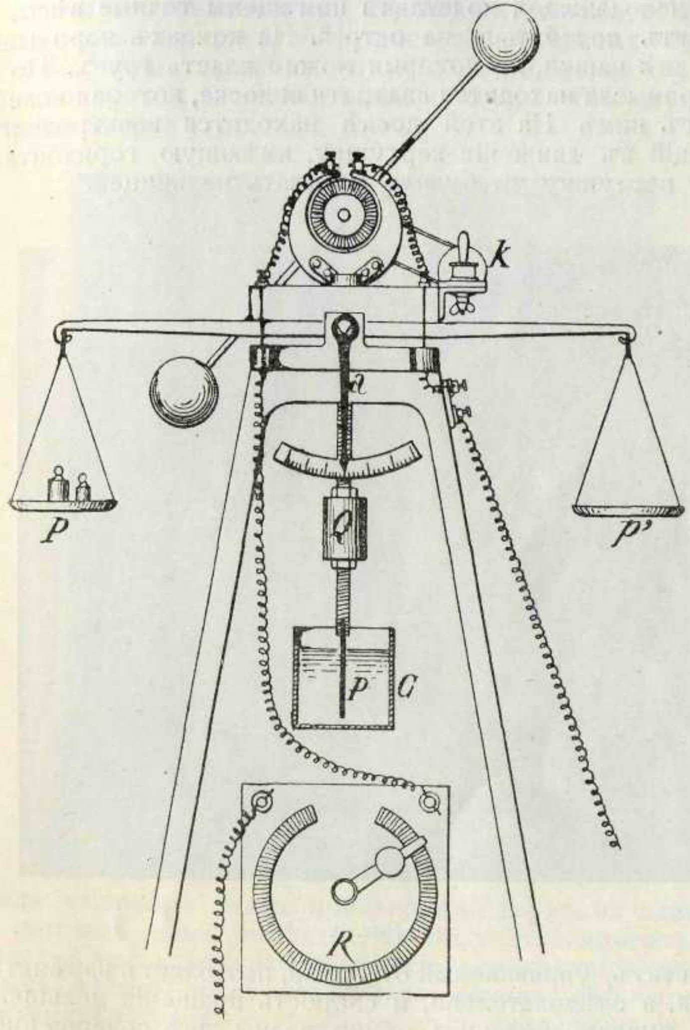


Рис. 8.

жены, они поднимались со скоростью, которая вскорѣ становилась равномѣрной, что позволяло съ извѣстной точностью находить ихъ коэффиціентъ сопротивленія.

Другая серія опытовъ состояла въ томъ, что наблюдалось паденіе тѣлъ различныхъ формъ въ водѣ или поднятіе ихъ со дна сосуда на поверхность воды, что давало возможность судить о бòльшей или меньшей сопротивляемости данной формы окружающей жидкости.

Наконецъ, полковникъ Ренаръ произвелъ большое количество опытовъ при помощи динамометрическихъ вѣсовъ, сконструированныхъ имъ самимъ.

Рис. 8 представляетъ схему этого прибора.

На неподвижной подставкѣ помѣщены точные вѣсы, которые могутъ колебаться на остріѣ. На концахъ коромысла находятся двѣ чашки, на которыя можно класть грузъ. По серединѣ коромысла находится квадратная доска, которая колеблется вмѣстѣ съ нимъ На этой доскѣ находится электродвигатель, приводящій въ движеніе вертушку, имѣющую горизонтальную ось. Эту вертушку мы будемъ называть мельницей.

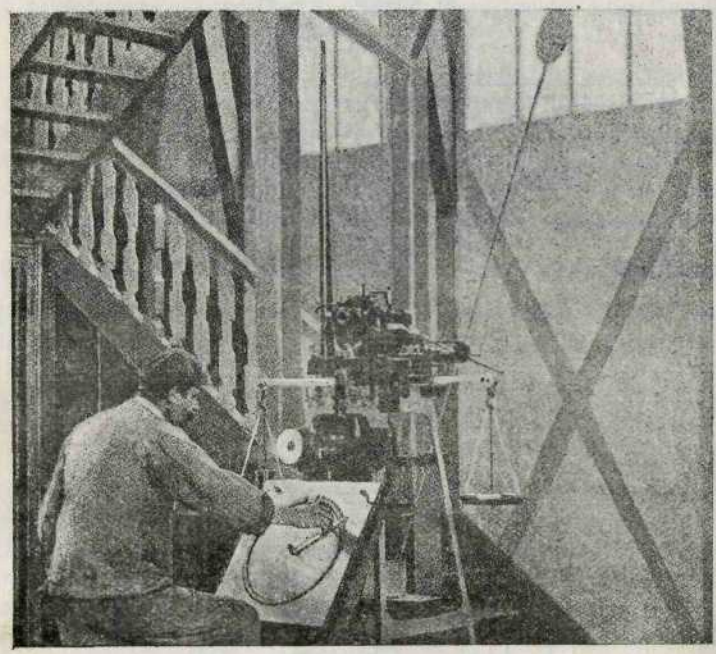


Рис. 9.

Реостатъ, управляемый отъ руки, позволяетъ измѣнять силу двигателя, а слѣдовательно, и скорость вращенія мельницы. На концахъ ручекъ мельницы прикрѣплены двѣ совершенно одинаковыя поверхности, сопротивленіе которыхъ хотятъ опредѣлить. На рисункѣ изображены двѣ сферы. Стержень, неизмѣнно соединенный съ коромысломъ и перпендикулярный къ нему, направленъ внизъ и имѣетъ подвижный грузъ, который позволяетъ регулировать чувствительность вѣсовъ. Этотъ стержень снабженъ на концѣ вертикальной лопаткой, параллельной оси колебанія, которая погружена въ сосудъ съ водой. Эта лопатка служитъ для того, чтобы успокаивать вѣсы.

Въ началѣ опыта уравновѣшиваютъ вѣсы и игла должна стоять на 0, затѣмъ пускаютъ въ ходъ электро-двигатель. Мельница вращаетъ испытуемыя поверхности. Это движеніе сначала ускоряется, но потомъ скоро, благодаря сопротивленію воздуха, становится равномѣрнымъ. Въ силу принципа, что дѣйствіе равно противодѣйствію, электро-двигатель, квадратная доска, коромысло и т. д. наклоняются въ сторону, обратную круговому движенію мельницы, пока не установятся въ соотвѣтствующемъ положеніи. Чтобы привести иглу обратно къ нулю, необходимо на одну изъ чашекъ вѣсовъ положить болѣе или менѣе значительный грузъ.

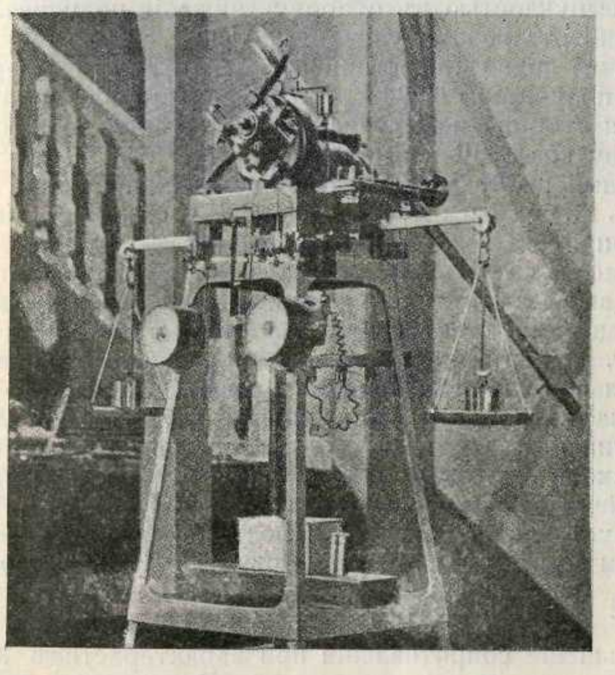


Рис. 10.

Если умножить этотъ прибавочный грузъ на длину коромысла, которая намъ извѣстна, то получится моментъ равный моменту той пары, которая производитъ наклоненіе динамометрическихъ вѣсовъ и, слѣдовательно, моменту той пары, которая противодѣйствуетъ сопротивленію воздуха движущейся мельницы и поверхностей прикрѣпленныхъ къ ея ручкамъ. При помощи точныхъ наблюденій можно узнать каково сопротивленіе одной мельницы и затѣмъ, зная длину ручки, можно вычислить сопротивленіе испытуемыхъ поверхностей.

Рис. 9 и 10 представляютъ фотографію этого прибора. На одной изъ нихъ мельница снабжена тонкими пластинками круглой формы.

Эти вѣсы обыкновенно выключаются автоматически.

Можно очень легко послѣдовательно производить большое число опытовъ.

Приведемъ нѣкоторые числовые результаты, къ которымъ пришелъ полковникъ Ренаръ.

Если за единицу сопротивленія принять сопротивленіе тонкой перпендикулярной къ направленію движенія пластинки, то сопротивленіе сферы будетъ равно 0,158, т. е. менѣе $^1/_6$ сопротивленія пластинки того же размѣра.

Полая полу-сфера, обращенная вогнутостью въ сторону движенія даетъ сопротивленіе большее, чѣмъ пластинка, и коэффиціентъ σ въ этомъ случаѣ будетъ равенъ 1,283.

Заставляя ту же полу-сферу двигаться въ обратную сторону, т. е., выпуклостью въ сторону движенія, получимъ для того же коэффиціента величину равную 0,392.

Какъ мы видимъ, коэффиціентъ сопротивленія сферы равенъ $0{,}158\,K_0$, а полу-сферы $0{,}392\,K_0$—это еще разъ напоминаетъ намъ, что задняя сторона испытуемаго тѣла имѣетъ большое вліяніе на величину коэффиціента сопротивленія.

Круглый цилиндръ, двигающійся въ направленіи перпендикулярномъ къ его оси, имѣетъ $\sigma = 0{,}596$, т. е., немного больше половины сопротивленія тонкой пластинки.

Переходя затѣмъ къ формамъ подобнымъ корпусу управляемыхъ аэростатовъ, напримѣръ, къ веретенообразному корпусу управляемаго аэростата, характеристика длины котораго равна 2, т. е., длина корпуса какъ разъ вдвое больше діаметра его наибольшаго (миделевого) сѣченія, мы видимъ, что сопротивленіе тѣла такой формы равно только 0,073 сопротивленія тонкой пластинки и составляетъ только 0,46 отъ сопротивленія сферы, діаметръ которой равенъ діаметру наибольшаго поперечнаго сѣченія испытуемаго тѣла.

Корпусъ управляемаго аэростата съ характеристикой длины 3 имѣетъ коэффиціентъ сопротивленія 0,032 сопротивленія тонкой пластинки, что составляетъ $\frac{1}{31.}$

Уменьшеніе сопротивленія при характеристикѣ 3 уже настолько значительно, что полковникъ Ренаръ приходитъ къ заключенію, что совершенно безполезно стремиться къ дальнѣйшему удлиненію управляемыхъ аэростатовъ, такъ какъ съ увеличеніемъ длины корпуса при наклонномъ положеніи аппарата сопротивленіе его будетъ очень велико.

Чтобы видѣть какимъ можетъ быть это сопротивленіе, полковникъ Ренаръ бралъ маленькій веретенообразный аэростатъ и заставлялъ его перемѣщаться не вдоль, а поперекъ; вмѣсто 0,073, онъ получалъ 0,433 отъ коэффиціента тонкой пластинки той же поверхности, т. е. почти въ $2^1/_2$ раза больше, чѣмъ сопротивленіе сферы, между тѣмъ какъ въ другомъ направленіи это тѣло представляло только $^1/_2$ сопротивленія сферы. Отсюда видно, что когда тѣло двигается поперекъ, то получается очень значительное сопротивленіе. Легко подсчитать, что когда тѣло управляемаго аэростата наклонено, то получится очень значительное сопротивленіе, если принять во вниманіе величину поверхности, находящуюся подъ дѣйствіемъ воздуха.

Кромѣ того значительное удлиненіе корпуса управляемаго аэростата вредно вліяетъ на его продольную устойчивость.

Необходимо упомянуть также объ изслѣдованіяхъ итальянскаго инженера Canovetti, который производилъ свои опыты слѣдующимъ образомъ.

Былъ протянутъ наклонно канатъ, одинъ конецъ котораго былъ укрѣпленъ на утесѣ, находящимся близь Brescia, по этому канату скользила маленькая телѣжка, на подобіе воздушной желѣзной дороги. Эта телѣжка влекла за собою тѣло, сопротивленіе котораго желательно было найти. При помощи такой установки можно было на нѣкоторой части пути получать равномѣрную скорость и опредѣлять величину сопротивленія различныхъ поверхностей. Canovetti получилъ коэффиціенты σ для различныхъ поверхностей и величины этихъ коэффиціентовъ очень мало отличаются отъ тѣхъ, которыя даны полковникомъ Ренаромъ.

Изслѣдованія полковника Ренара относятся главнымъ образомъ къ управляемымъ аэростатамъ. Вопросъ о сопротивленіи корпуса особенно интересенъ, когда дѣло идетъ о постройкѣ аэростата,—въ этомъ случаѣ это важнѣе, чѣмъ въ авіаціи, потому что корпуса управляемыхъ аэростатовъ занимаютъ несравненно большій объемъ; однако эти вопросы не лишены интереса и въ авіаціи—законы одни и тѣ же—и веретено, длина котораго относится къ діаметру, какъ 3 : 1 будетъ также имѣть сопротивленіе пропорціональное поверхности, будетъ-ли это управляемый аэростатъ или веретенообразный аэропланъ.

Послѣдняя конструкція можетъ служить для того, чтобы закрыть поверхностью подобнаго рода моторъ, авіатора и различныя вспомогательныя части въ цѣляхъ уменьшенія лобовыхъ поверхностей.

Чтобы оцѣнить значеніе поправочнаго коэффиціента σ, разсмотримъ слѣдующій примѣръ.

Пусть имѣется управляемый аэростатъ, отношеніе длины котораго къ діаметру наибольшаго (миделевого) сѣченія равно 3. Діаметръ миделевого сѣченія $D=12$ м. и скорость, которую долженъ развить этотъ управляемый аэростатъ, равна 15 м. въ сек.

Найдемъ величину сопротивленія, которое окажетъ воздухъ при движеніи нашего управляемаго аэростата.

Площадь миделевого сѣченія равна:

$$\frac{\pi D^2}{4} = 113{,}1 \text{ кв. м.}$$

Это есть проэкція поверхности на плоскость перпендикулярную къ направленію движенія.

Чтобы получить величину сопротивленія надо 113,1 умножить на V^2 и на $K = K_0\sigma$.

Умножая на $V^2 = 15^2 = 225$, получимъ:

$$113{,}1 \times 225 = 25447{,}5.$$

Если бы мы имѣли дискъ, то полученную величину надо было-бы умножить только на величину K_0, т. е., на 0,075, и мы нашли бы сопротивленіе диска, имѣющаго 12 м. въ діаметрѣ, это сопротивленіе было-бы равно 1908,562 клгр.

Это и есть та сила, которая должна быть приложена къ диску, чтобы заставить его двигаться со скоростью въ 15 м. въ сек.

Для нашего аэростата, характеристика длины котораго равна 3, поправочный коэффиціентъ $\sigma = 0{,}032$. Умноживъ на это число величину сопротивленія диска, получимъ: 61,074 клгр.

Въ круглыхъ числахъ 60 клгр., вмѣсто 1900 клгр.

Изъ сравненія этихъ цифръ видно, какое значеніе имѣетъ поправочный коэффиціентъ σ.

Существуетъ еще одно условіе, вліяющее на величину сопротивленія, которое не было до сихъ поръ нами упомянуто, но которое имѣетъ очень важное значеніе,—это степень гладкости поверхности. Можно привести слѣдующія слова Dupuy de Lômme, сказанныя имъ по этому поводу въ 1884 году.

„Когда опредѣляютъ форму корабля, то принимаютъ въ расчетъ всѣ данныя гидродинамики, чтобы уменьшить сопротивленіе подводной части, но всѣ старанія могутъ ни къ чему не привести, если не будетъ обращено достаточно вниманія на то, чтобы поверхность корпуса была гладкая“.

Въ своемъ дирижаблѣ Dupuy de Lômme, чтобы получить болѣе гладкую поверхность, отбросилъ сѣтку, замѣнивъ ее чехломъ (рубашкою), имѣющимъ форму аэростата.

Полковникъ Ренаръ, независимо отъ тѣхъ опытовъ, которые онъ производилъ съ динамометрическими вѣсами, произвелъ точные опыты надъ сопротивленіемъ воздуха при движеніи сферическаго аэростата, поверхность котораго имѣла различную степень гладкости. Онъ получилъ коэффиціентъ сопротивленія въ два раза большій, когда поверхность была недостаточно полирована, чѣмъ въ томъ случаѣ, когда она была совершенно гладкая.

Бóльшая или меньшая шероховатость поверхностей имѣетъ также очень важное значеніе въ авіаціи.

Извѣстно, что для всѣхъ поверхностей сопротивленіе будетъ тѣмъ меньше, чѣмъ менѣе онѣ шероховаты, чѣмъ больше онѣ покрыты лакомъ и, слѣдовательно, при движеніи гладкихъ поверхностей получится бóльшая скорость при затратѣ одной и той же механической работы.

Для всѣхъ поверхностей одинаково полированныхъ коэффиціентъ сопротивленія будетъ одинъ и тотъ же, а чтобы получить коэффиціентъ меньшій, надо уменьшить всѣ лишнія сопротивленія.

* *
*

Мы видѣли, что находимая величина коэффиціента сопротивленія воздуха постепенно уменьшалась. Первыя и менѣе совершенныя изслѣдованія дали числовую величину этого коэффиціента гораздо бóльшую, чѣмъ послѣдующіе, болѣе точные опыты.

Интересно посмотрѣть какая величина коэффиціента сопротивленія болѣе выгодна для воздухоплавателей.

Когда мы разсматриваемъ воздухъ, какъ препятствіе движенію, то выгодно, чтобы коэффиціентъ сопротивленія былъ меньше; но, наоборотъ, когда мы разсматриваемъ воздухъ, какъ точку опоры, наши винты будутъ менѣе активны, если коэффиціентъ сопротивленія будетъ меньше.

Мы будемъ имѣть меньшее препятствіе для движенія, но въ то же время будемъ имѣть меньше опоры, чтобы развить движеніе. Въ виду этого величина коэффиціента сопротивленія воздуха не имѣетъ большого значенія для строителей аэростатовъ, для нихъ почти все равно, будетъ-ли коэффиціентъ сопротивленія воздуха великъ или малъ, но для авіаторовъ это имѣетъ значеніе, такъ какъ данный аэропланъ, имѣющій поддерживающія поверхности опредѣленной формы и размѣра, обладающій опредѣленной скоростью, при меньшемъ коэффиціентѣ сопротивленія воздуха, будетъ имѣть меньшую подъемную силу, чѣмъ та, которая была бы въ томъ случаѣ, если-бы коэффиціентъ сопротивленія воздуха былъ больше.

При помощи различныхъ опытовъ и изслѣдованій мы, конечно, не въ силахъ измѣнить дѣйствительную величину коэффиціента сопротивленія воздуха, мы принуждены пользоваться такимъ коэффиціентомъ, каковъ онъ есть въ дѣйствительности, но точное опредѣленіе этой величины позволитъ намъ итти къ цѣли въ нашихъ проектахъ сознательно, а не ощупью. Поэтому необходимо знать величину сопротивленія воздуха съ возможно большей точностью.

Лекція 3.

Воздухъ, какъ опора свободно висящаго тѣла.

Ортоптеръ.—Фиктивная скорость подъема.—Качество поддерживающей поверхности.

Ортоптеръ.

Въ настоящей лекціи мы будемъ разсматривать воздухъ, какъ опору свободно висящаго тѣла.

Раньше мы разсматривали сопротивленіе воздуха, какъ препятствіе, и изыскивали способы побѣдить его, но въ вопросѣ о поддерживаніи свободно висящаго тѣла, намъ приходится смотрѣть на сопротивленіе воздуха, какъ на явленіе, которое даетъ возможность осуществить наши цѣли.

Чтобы получить свободное висѣніе тѣла въ воздухѣ при помощи механической силы, которая должна уравновѣшивать силу тяжести, тѣло должно быть снабжено какимъ нибудь поддерживающимъ аппаратомъ.

Въ различное время были предложены поддерживающіе аппараты разнообразныхъ типовъ и конструкцій, такъ что въ этомъ отношеніи едва-ли можно придумать что либо новое.

Поддерживающими аппаратами вообще называютъ всѣ аппараты, которые направляютъ внизъ потокъ воздуха и силою получающейся при этомъ реакціи уравновѣшиваютъ вѣсъ воздушнаго корабля.

Прежде всего мы остановимся на поддерживающемъ аппаратѣ, который называется *ортоптеръ.* Названіе это состоитъ изъ двухъ греческихъ словъ и можетъ быть переведено „перпендикулярныя крылья", въ дѣйствительности же эта система представляетъ крылья перпендикулярно дѣйствующія на воздухъ.

Идея ортоптера наиболѣе легко и естественно приходитъ въ голову человѣку, на практикѣ же она не даетъ и, какъ мы увидимъ ниже, не можетъ дать благопріятныхъ результатовъ.

Мы подробно разсмотримъ этотъ типъ поддерживающаго аппарата и покажемъ его непригодность для осуществленія свободнаго висѣнія тѣлъ въ воздухѣ. Наше время не будетъ потеряно даромъ, такъ какъ это предохранитъ насъ въ будущемъ

отъ возможныхъ заблужденій, и, если мы увидимъ проектъ, основанный на этомъ принципѣ, то, не входя въ детали его, мы будемъ въ состояніи сказать, что проектъ этотъ не можетъ дать благопріятныхъ результатовъ.

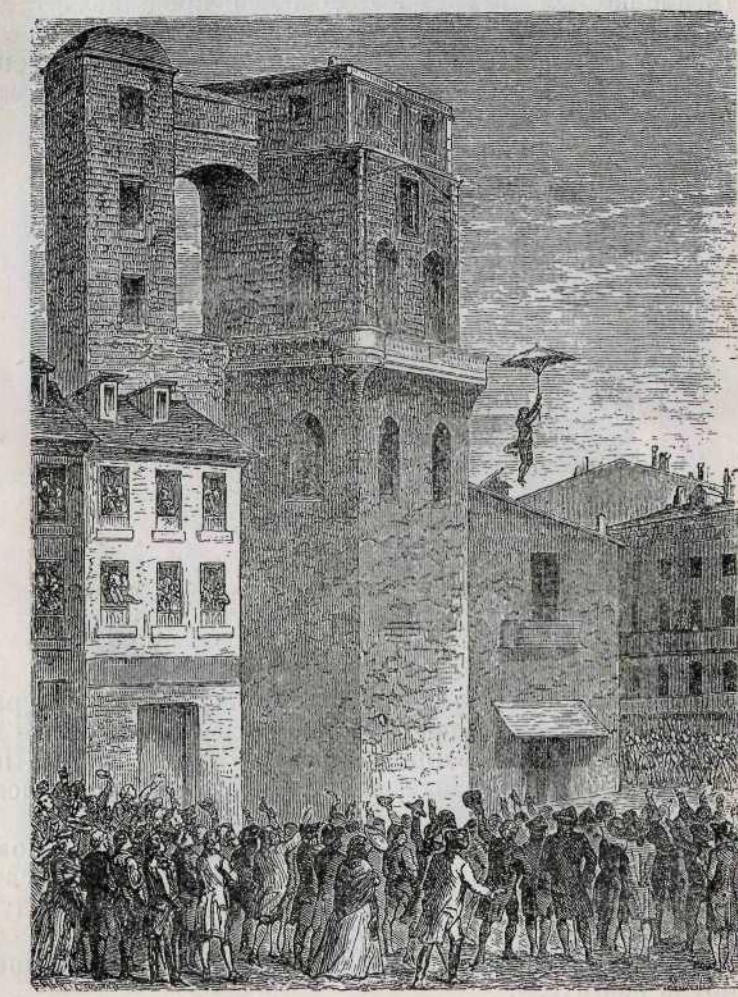


Рис. 11.

Идея ортоптера заключается въ томъ, что имѣется какая нибудь горизонтальная поверхность, которая, двигаясь сверху внизъ, испытываетъ сопротивленіе воздуха, направленное въ обратную сторону.

Мы видѣли выше, что тѣло, падающее въ воздухѣ, двигается въ началѣ съ возрастающей скоростью, но благодаря сопротивленію воздуха ускореніе движенія постепенно уменьшается, можетъ дойти до 0, и тѣло начнетъ двигаться со скоростью равномѣрной. Въ этомъ случаѣ сопротивленіе воздуха равно вѣсу тѣла.

Мы видѣли, что этотъ принципъ примѣнялся при изслѣдованіи сопротивленія воздуха. Первый поддерживающій аппаратъ служилъ именно для этихъ изслѣдованій и представлялъ собою парашютъ, который есть ни что иное, какъ ортоптеръ.

Переходъ изъ области лабораторныхъ экспериментовъ къ практикѣ можно видѣть на рис. 11, который изображаетъ

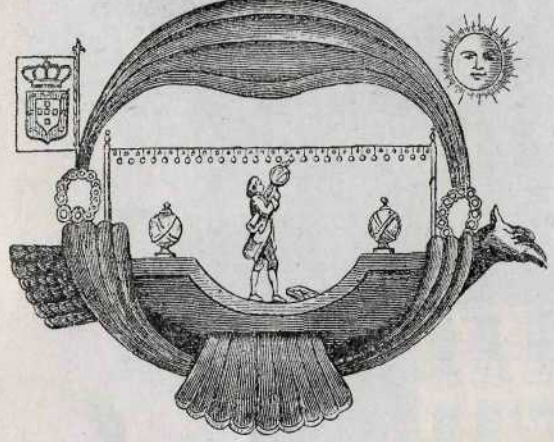


Рис. 12.

Normand'а, опускающагося съ парашютомъ съ башни обсерваторіи въ Монпелье. Парашютъ представляетъ собою ни что иное какъ большой зонтикъ. Скорость паденія должна была получиться довольно значительная, однако Normand опустился довольно благополучно.

Вмѣсто того, чтобы для опусканія поддерживающей поверхности разсчитывать на силу тяжести, что въ лучшемъ случаѣ можетъ дать намъ только возможность при опусканіи получить равномѣрную скорость, но не позволитъ намъ парить въ воздухѣ, можно опускать поддерживающія поверхности при помощи какого нибудь двигателя.

Пусть имѣется, напримѣръ, лодка, на ней установленъ какой нибудь двигатель, къ которому присоединены поддерживающія поверхности. Сила машины будетъ опускать эти поддерживающія поверхности, получится реакція, направленная снизу вверхъ и такъ какъ поверхности составляютъ одно цѣлое со всѣмъ аппаратомъ, то при достаточной ихъ величинѣ и при достаточной скорости опусканія, можетъ получиться поддерживаніе. Это будетъ въ томъ случаѣ, если реакція, т. е., сила сопротивленія воздуха, направленная снизу вверхъ, будетъ равна вѣсу аппарата.

Такъ какъ нельзя опускать непрерывно одну и ту же поверхность, то можно имѣть цѣлую систему поверхностей, которая была-бы сконструирована такимъ образомъ, что когда одна изъ поверхностей достигнетъ нижней точки своего пути, она

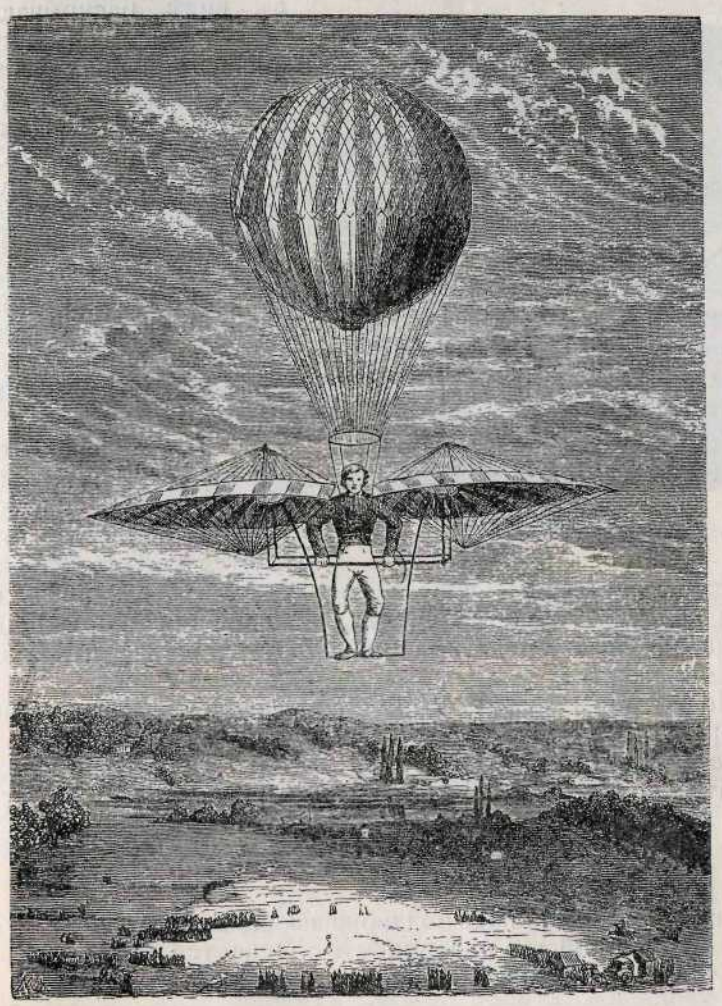


Рис. 13.

повернется, станетъ вертикально и въ этомъ положеніи начнетъ подниматься, въ это время другая начнетъ опускаться *).

Вотъ сущность ортоптера.

Существуетъ громадное число всевозможныхъ варіацій. Предполагалось осуществить этотъ поддерживающій аппаратъ то

*) Къ этимъ типамъ относятся проекты Татаринова и Завадскаго. *Прим. ред.*

въ видѣ колеса, лопатки котораго горизонтальны, когда онѣ опускаются, и становятся вертикальными, когда поднимаются; то въ видѣ шторы, состоящей изъ пластинокъ, которыя горизонтальны во время опусканія и вертикальны во время подъема; то въ видѣ раскрывающихся при опусканіи и закрывающихся при подъемѣ зонтиковъ. Рисунки 12, 13 и 14 изображаютъ нѣсколько подобныхъ аппаратовъ. Первый изъ этихъ рисунковъ относится къ концу 18-го вѣка, т. е., ко времени изобрѣтенія Монгольфье первыхъ воздушныхъ шаровъ; послѣдній, изображающій приспособленіе, которое называется летательнымъ аппаратомъ Бенье,—къ 30-мъ годамъ прошлаго столѣтія. Лопатки этого аппарата складываются, когда двигаются вверхъ, и раскрываются при движеніи внизъ, при чемъ дѣйствуютъ крестъ на крестъ, т. е., когда поднимается лопатка, прикрѣпленная къ лѣвой ногѣ, поднимается и лопатка, прикрѣпленная къ правой рукѣ, а двѣ другія въ это время опускаются.

Рис. 14.

Посмотримъ теперь, какіе практическіе результаты можетъ дать ортоптеръ, и какую работу надо затратить для того, чтобы осуществить поддерживаніе тѣла даннаго вѣса, примѣняя этотъ аппаратъ.

Фиктивная скорость подъема.

Если S есть площадь поддерживающей поверхности, V—скорость, съ которой эта поверхность опускается, и P — вѣсъ всего аппарата, то мы должны имѣть:

$$P = K_0 S V^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (3)$$

Отсюда легко вычислить, затрачиваемую въ единицу времени, работу. $K_0 S V^2$ — есть та сила, которая сообщается двигателемъ поддерживающимъ поверхностямъ. Умножая эту силу на пройденный въ единицу времени путь, получимъ работу. Путь, проходимый въ единицу времени поддерживающей поверхностью, равенъ ея скорости, слѣдовательно, затрачиваемая въ единицу времени работа, которую обозначимъ буквою T, будетъ равна:

$$T = K_0 S V^3 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (4)$$

Чтобы имѣть отношеніе работы къ поддерживаемому вѣсу надо раздѣлить T на P, тогда будемъ имѣть:

$$\frac{T}{P} = \frac{K_0 S V^3}{K_0 S V^2} = V \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (5)$$

Этотъ результатъ можно было предвидѣть, такъ какъ для полученія T мы множили P на V.

Отношеніе $\frac{T}{P}$ для даннаго аппарата есть величина перемѣнная, измѣняющаяся съ измѣненіемъ скорости V. Чѣмъ больше эта скорость, тѣмъ больше и работа, которая тратится на поддерживаніе даннаго вѣса.

Казалось бы, что выгодно опускать поддерживающія поверхности возможно медленнѣе, но тогда будетъ очень малъ поддерживаемый вѣсъ. Предоставляется выборъ между двумя дилеммами: или поддерживать только незначительный вѣсъ, или тратить энергію крайнѣ неэкономично на поддерживаніе вѣса большого.

Отношеніе $\frac{T}{P}$ не характеризуетъ какого нибудь опредѣленнаго аппарата, такъ какъ оно измѣняется въ зависимости отъ измѣненія V.

Найдемъ выраженіе, которое-бы характеризовало поддерживающую способность даннаго аппарата, для этого исключимъ V изъ выраженій:

$$P = K_0 S V^2 \;\; ; \;\; T = K_0 S V^3.$$

Первое изъ этихъ выраженій возведемъ въ кубъ, второе въ квадратъ и, раздѣливъ одно на другое, получимъ выраженіе, не зависящее отъ V:

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{K_0^2 S^2 V^6}{K_0^3 S^3 V^6} = \frac{1}{K_0 S} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (6)$$

Въ эту формулу входятъ только работа, поддерживаемый вѣсъ, коэффиціентъ сопротивленія воздуха и площадь поддерживающихъ поверхностей, слѣдовательно, $\frac{T^2}{P^3}$ не измѣняется съ измѣненіемъ скорости и зависитъ только отъ свойствъ ортоптера, т. е., поддерживающей способности и отъ величины поддерживающихъ поверхностей. Такимъ образомъ выраженіе $\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{K_0 S}$ является характеризующимъ данный поддерживающій аппаратъ. Это выраженіе слѣдуетъ нѣсколько преобразовать, и тогда будетъ легко видѣть его механическій смыслъ.

Умноживъ выраженіе (6) на P, получимъ:

$$\frac{T^2}{P^2} = \frac{P}{K_0\ S} \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (7)$$

что можно написать въ такомъ видѣ:

$$\left(\frac{T}{P}\right)^2 = \frac{1}{K_0} \times \frac{P}{S} \quad \ldots \ldots \ldots (8)$$

Въ послѣднее выраженіе входятъ двѣ дроби $\frac{T}{P}$ и $\frac{P}{S}$, которыя имѣютъ опредѣленный механическій смыслъ.

Разсмотримъ сначала $\frac{T}{P}$. Это есть отношеніе работы къ поддерживаемому грузу. Частное отъ дѣленія работы на силу, по самому опредѣленію работы, есть ни что иное какъ пройденный въ единицу времени путь, который по абсолютной величинѣ равенъ скорости V. Такъ какъ разсматриваемый нами аппаратъ есть ортоптеръ, то легко видѣть, что величина V есть скорость опускающейся вертикально поддерживающей поверхности, но при изслѣдованіи другихъ поддерживащихъ аппаратовъ необходимо каждый разъ выяснить, что это за скорость. Эту скорость мы будемъ называть *фиктивной скоростью подъема*.

Положимъ, напримѣръ, что эта скорость равна 10 мет. въ секунду. Слѣдовательно, и отношеніе $\frac{T}{P}$ должно быть равно 10. Это означаетъ, что для поддерживанія мы должны расходовать такую работу, которая нужна, чтобы поднять вѣсъ аппарата, со скоростью 10 мет. въ одну секунду. Если отношеніе $\frac{T}{P}$ равно 2, то работа, которая необходима для поддерживанія аппарата, соотвѣтствуетъ такому количеству работы, которое надо употребить, чтобы поднять вѣсъ аппарата на 2 мет. въ одну секунду.

Вполнѣ ясно, что чѣмъ больше отношеніе $\frac{T}{P}$, т. е., чѣмъ больше фиктивная скорость подъема, тѣмъ поддерживающій аппаратъ менѣе экономиченъ и наоборотъ, чѣмъ меньше фиктивная скорость подъема, тѣмъ поддерживающій аппаратъ совершеннѣе.

Во второй части нашего равенства мы видимъ величину $\frac{1}{K_0}$. Это величина обратная коэффиціенту сопротивленія. Зная, что послѣдній равенъ 0,075, будемъ имѣть:

$$\frac{1}{K_0} = 13{,}333.$$

Второй множитель во второй части равенства представляетъ собою дробь $\frac{P}{S}$ — это есть отношеніе вѣса всего аппарата къ площади поддерживающей поверхности. Въ аваціи это отношеніе называется *нагрузка на квадратный метръ*.

Очевидно, что чѣмъ большій грузъ приходится на единицу поддерживающей поверхности, тѣмъ труднѣе его поддерживать.

Такимъ образомъ, найденное нами выше выраженіе:

$$\left(\frac{T}{P}\right)^2 = \frac{1}{K_0} \cdot \frac{P}{S} \quad \ldots \ldots \ldots (8)$$

можетъ быть прочитано слѣдующимъ образомъ: *квадратъ фиктивной скорости подъема равенъ произведенію обратной величины коэффиціента сопротивленія воздуха на нагрузку на квадратный метръ.*

Итакъ въ полученное нами выраженіе входитъ, какъ неизвѣстное, фиктивная скорость подъема, которая обратно пропорціональна хорошимъ качествамъ аппарата, и нагрузка на квадратный метръ—отношеніе, характеризующее аппаратъ.

Извлекая изъ обѣихъ частей выраженія (8) квадратный корень, найдемъ:

$$\frac{T}{P} = \sqrt{13{,}333}\ \sqrt{\frac{P}{S}}.$$

Произведя вычисленія, получимъ:

$$\frac{T}{P} = 3{,}65\sqrt{\frac{P}{S}} \quad \ldots \ldots \ldots (9)$$

Чтобы уменьшить по возможности $\frac{T}{P}$, т. е., чтобы улучшить качество аппарата, мы не имѣемъ другого средства, какъ уменьшить $\frac{P}{S}$, но, чтобы уменьшить дробь, есть два способа — или уменьшить числитель, или увеличить знаменатель. Числитель P мы не можемъ измѣнять—это есть вѣсъ аппарата, слѣдовательно, величина заранѣе заданная.

Такимъ образомъ при системѣ ортоптера есть только одинъ способъ уменьшить фиктивную скорость подъема—это увеличить площадь поддерживающей поверхности и тѣмъ уменьшить нагрузку на кв. метръ.

Съ перваго взгляда, способъ осуществленія поддерживанія при помощи ортоптера можетъ показаться очень простымъ, но на практикѣ это оказывается совершенно невозможнымъ, такъ какъ поддерживающія поверхности получаются настолько большихъ размѣровъ, что ихъ собственный вѣсъ долженъ превысить тотъ грузъ, для поддерживанія котораго онѣ должны служить.

Приведенная ниже таблица показываетъ какая фиктивная скорость подъема соотвѣтствуетъ данной нагрузкѣ на квадр. метръ. Параллельно съ этимъ приведены вѣса и размѣры нѣкоторыхъ птицъ и летучихъ мышей и вычислена фиктивная скорость подъема, которую они должны были бы развивать, еслибы ихъ полетъ совершался по принципу ортоптера.

ТАБЛИЦА I.

Фиктивныя скорости подъема.

НАЗВАНІЕ.	Ширина распрост. крыльевъ въ метр.	Общій вѣсъ въ клгр.	Нагрузка на кв. м. въ клгр.	Фиктивная скорость подъема въ м. въ сек.
—	—	—	0,500	2 59
Летучая мышь Nyctinom .	0,243	0,006	0,637	2,92
—	—	—	1,000	3,65
Ласточка	—	0,016	1,291	4,16
—	—	—	1,500	4,45
Жаворонокъ	—	—	1,583	4,60
Больш. малайс. летуч. мышь	0,484	0,053	1,748	4,82
Пустельга	0,740	0,181	1,968	5,11
—	—	—	2,000	5,15
Каменный стрижъ	—	0,033	2,073	5,25
Горлица	—	0,110	2,133	5,33
Пугачъ	—	0,305	2,160	5,37
Коршунъ	—	0,640	2,226	5,44
—	—	—	2,500	5,77
Чайка	—	0,280	2,709	6,02
—		—	3,000	6,32
—	—	—	3,500	6,83
Аистъ	2,080	2,140	3.536	6,86
Сапсанъ	1,035	0,580	3,773	7,08
—	—	—	4,000	7,30
Голубь	—	0,225	4,130	7,59
Перепелъ	—	0,100	4,494	7,74
—	—	—	4,500	7,75
—	—	—	5.000	8,18
—	—	—	6,000	8,94
—	—	—	7,000	9,68
Ястребъ	2,560	7,501	7,186	9.78
Кондоръ	2,660	8,152	7,323	9,89
—	—	—	8,000	10.33
—	—	—	9,000	10,95
—	—	—	10,000	11,53
—	—	—	11,000	12,12
Утка	0,720	0,925	11,050	12,16
—	—	—	12,000	12,63
—	—	—	15,000	14,13
—	—	—	20,000	16.32
—	—	—	30,000	19,97
—	—	—	50,000	25,81
—	—	—	100,000	56,50

Если нагрузка на кв. метръ равна 500 гр., что собственно очень мало, то фиктивная скорость подъема будетъ равна 2,59 м. въ сек., что представляетъ величину довольно значительную.

Летучая мышь Nyctinom имѣетъ общій вѣсъ только 6 гр.; если отнести этотъ вѣсъ къ площади ея крыльевъ, то ея нагрузка на квадр. метръ выразится величиною 0,637 клгр., а фиктивная скорость, которую она принуждена была-бы развивать, будетъ 2,92 м. въ сек.

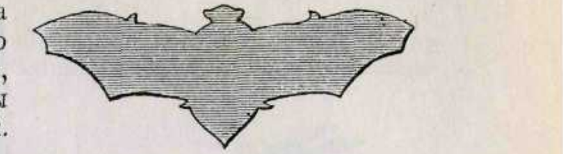


Рис. 15. Летучая мышь Nyctinom.

Ласточка, вѣсъ которой 16 гр., имѣетъ нагрузку на квадратный метръ 1,291 клгр., которой соотвѣтствуетъ фиктивная скорость въ 4,16 метр. въ секунду.

Болѣе крупныя птицы находятся почти въ аналогичныхъ условіяхъ: чайка, которая вѣситъ 2,709 клгр. на кв. метръ должна затратить работы столько, сколько надо, чтобы поднять ея собственный вѣсъ на 6,02 м. въ сек.

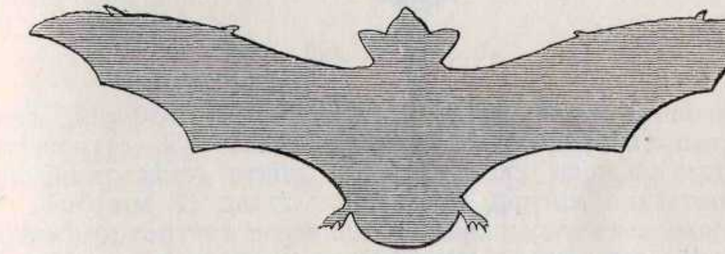


Рис. 16. Большая малайская летучая мышь.

Дикая утка, которая вѣситъ 11,050 клгр. на кв. метръ, должна имѣть фиктивную скорость подъема 12,16 м. въ сек.

Существующіе аэропланы имѣютъ нагрузку на квадр. метръ около 10 клгр., что соотвѣтствуетъ фиктивной скорости подъема 11,53 м. въ сек. При 15 клгр. на кв. метръ фиктивная скорость

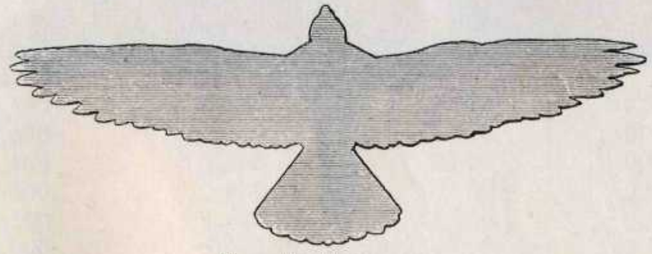


Рис. 17. Пустельга.

подъема будетъ 14,13 м. въ сек., она достигнетъ 16,32 при 20 клгр. на кв. метръ, 19,97 при 30 клгр., 25,81 при 50 клгр. и 36,50 м. въ сек. при нагрузкѣ въ 100 клгр. на кв. метръ.

Сравнимъ тѣ величины фиктивной скорости подъема, которыя должны были-бы развивать птицы, если бы ихъ полетъ былъ основанъ на принципѣ ортоптера, съ той работой, которую можетъ производить человѣкъ.

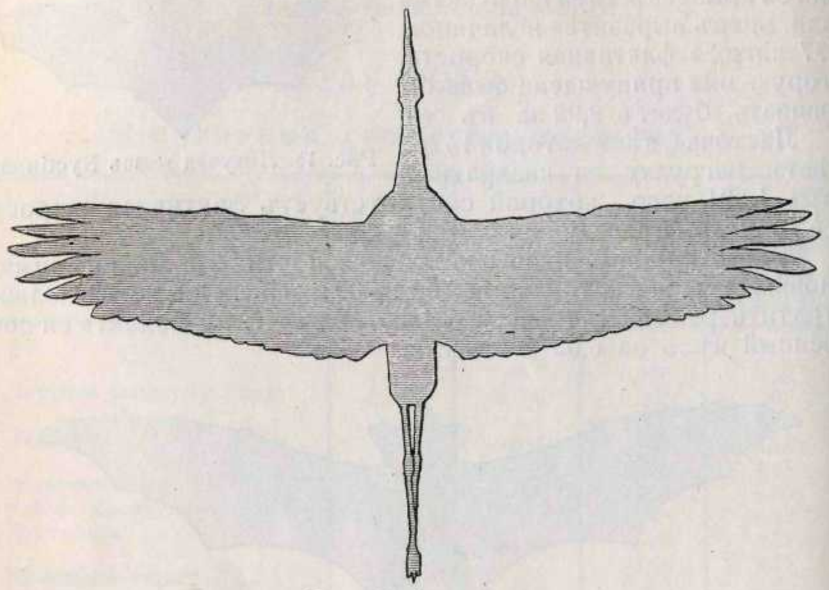


Рис. 18. Аистъ.

Хорошій альпинистъ поднимается въ часъ на 400 м., что соотвѣтствуетъ 11 сантиметрамъ въ секунду—это есть фиктивная скорость подъема, которую можетъ развить человѣкъ, тогда

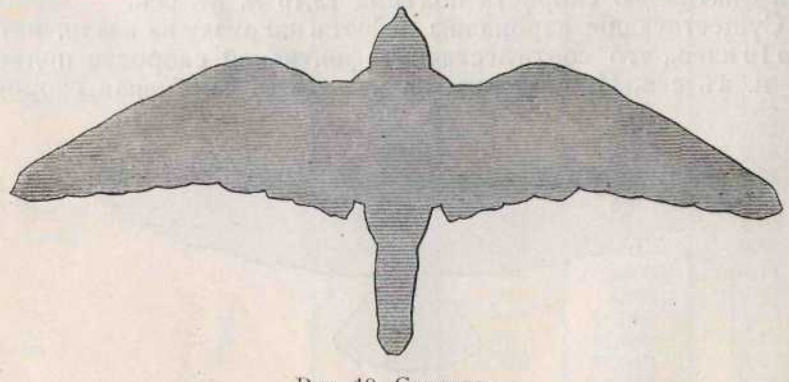


Рис. 19. Сапсанъ.

какъ кондоръ вынужденъ имѣть фиктивную скорость подъема 12 метр. въ сек.

Изъ сравненія анатомическаго строенія птицъ и человѣка можно видѣть, что такой разницы существовать не можетъ.

Маленькая летучая мышь должна быть, сравнительно, почти въ 12 разъ болѣе мощной, чѣмъ человѣкъ—это неправдоподобно.

Слѣдовательно, еслибы система ортоптера была единственной—то птицы не могли бы летать, а мы не были бы въ состояніи строить аэроплановъ.

Приведенныя выше свѣдѣнія относительно птицъ взяты изъ работъ Mouillard'а, который опубликовалъ книгу подъ названіемъ „l'Empire de l'air". Изъ этой же книги приводятся нами

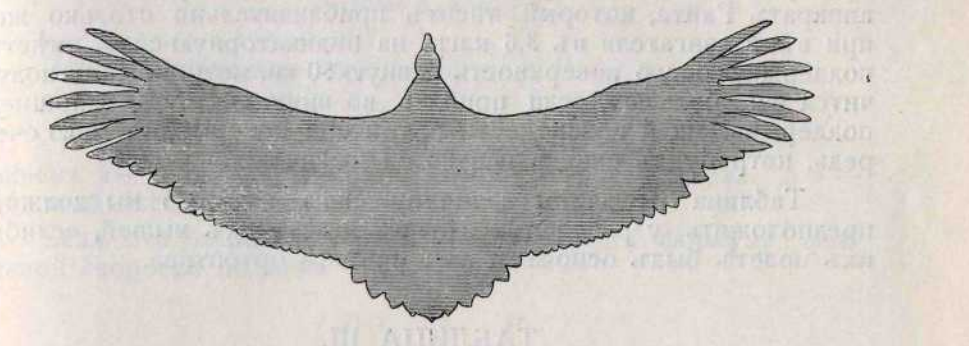


Рис. 20. Ястребъ.

рисунки (15—20), дающіе возможность опредѣлить поддерживающую поверхность птицъ, которая равна площади ихъ контура.

Таблица II даетъ для осуществленія поддерживанія по системѣ ортоптера величины максимальнаго вѣса одной индикаторной силы двигателя, въ зависимости отъ величины нагрузки на кв. метръ, въ предположеніи, что двигатель составляетъ одну четвертую часть отъ вѣса всего аппарата и что коэффиціентъ его полезнаго дѣйствія равенъ 0,5.

ТАБЛИЦА II.

Нагрузка на кв. м. въ клгр.	Вѣсъ 1 индикаторной силы въ клгр.	Нагрузка на кв. м. въ клгр.	Вѣсъ 1 индикаторной силы въ клгр.
0,500	3,620	7,000	0,969
1,000	3,210	8,000	0,906
1,500	2,568	9,000	0,856
2,000	1,820	10,000	0,810
2,500	1,625	11,000	0,773
3,000	1,483	12,000	0,742
3,500	1,373	15,000	0,663
4,000	1,284	20,000	0,573
4,500	1,211	30,000	0,470
5,000	1,146	50,000	0,363
6,000	1,049	100,000	0,257

Очень мало вѣроятности, чтобы возможно было осуществить такіе легкіе двигатели; и, еслибы не существовало другихъ способовъ получить поддерживаніе въ воздухѣ, то пришлось бы надолго, если не навсегда, отказаться отъ авіаціи.

При системѣ ортоптера, аппаратъ вѣсомъ въ 500 клгр., принимая нагрузку на кв. метръ равной 0,5 клгр., долженъ имѣть поддерживающую поверхность въ 1000 кв. метр., тогда какъ аппаратъ Райта, который вѣситъ приблизительно столько же, при вѣсѣ двигателя въ 3,6 клгр. на индикаторную силу, имѣетъ поддерживающую поверхность равную 50 кв. метр. Разница получится еще большая, если принять во вниманіе вѣсъ излишней поддерживающей поверхности ортоптера, который, въ свою очередь, потребуетъ еще большаго ея увеличенія.

Таблица III даетъ величину силы, которую мы должны предположить у различныхъ птицъ и летучихъ мышей, еслибы ихъ полетъ былъ основанъ на принципѣ ортоптера.

ТАБЛИЦА III.

НАЗВАНІЕ.	Общій вѣсъ въ клгр.	Вѣсъ на кв. метр. въ клгр.	Фиктивная скорость подъема въ метр. въ сек.	Необходимая мощность въ клгр.-метр.	Необходимая мощность въ индик. сил.
Летучая мышь Nyctinom	0,006	0,637	2,92	0,018	0,00024
Ласточка	0,016	1,291	4,16	0,067	0,0009
Пустельга	0,181	1,968	5,11	0,925	0,012
Чайка	0,280	2,709	6,02	1,686	0,022
Сапсанъ	0,580	2,773	7,08	4,106	0,055
Утка	0,925	11,050	12,16	11,248	0,150
Аистъ	2,140	3,536	6,86	14,680	0,195
Кондоръ	8,152	7,323	9,89	80,624	1,075

Изъ таблицы III мы видимъ, что кондоръ вѣситъ 8,152 клгр. и долженъ развивать мощность равную 1 лошадиной силѣ съ дробью. Мы приходимъ, такимъ образомъ, къ выводу, что птицы представляютъ собою двигатели, вѣсящіе 8 клгр. на одну индикаторную силу, въ то время какъ человѣкъ имѣетъ только 0,1 лошад. силы и вѣситъ 70 клгр.

Положимъ даже, что животныя лучшіе двигатели, чѣмъ человѣкъ, но невозможно все-таки предположить, что они обладаютъ силой при равномъ вѣсѣ въ 100 разъ большею, а это должно

было бы быть, еслибы ихъ полетъ былъ основанъ на принципѣ ортоптера.

Какъ мы видѣли выше, на величину сопротивленія воздуха имѣетъ вліяніе его удѣльный вѣсъ.

Чтобы не усложнять формулу, мы писали:

$$R = K_0 V^2 S$$

Въ дѣйствительности же—

$$K_0 = \mu\alpha,$$

причемъ μ — есть коэффиціентъ сопротивленія воздуха, а α — удѣльный вѣсъ послѣдняго.

Если это выраженіе для K_0 вставить въ формулу фиктивной скорости подъема ортоптера:

$$\left(\frac{T}{P}\right)^2 = \frac{1}{K_0} \cdot \frac{P}{S}$$

то будемъ имѣть:

$$\left(\frac{T}{P}\right)^2 = \frac{1}{\mu\alpha} \cdot \frac{P}{S}$$

или:

$$\frac{T}{P} = \sqrt{\frac{1}{\mu\alpha}} \sqrt{\frac{P}{S}} \quad \ldots \ldots \quad (10)$$

Изъ этой формулы видно, что, если удѣльный вѣсъ воздуха увеличивается, что можетъ произойти при пониженіи температуры или при увеличеніи барометрическаго давленія, то фиктивная скорость подъема уменьшается и наоборотъ.

Обычныя метеорологическія колебанія не настолько велики, чтобы они могли оказать серіозное вліяніе на величину фиктивной скорости подъема, но интересно знать, что произойдетъ, если мы захотимъ поднять авіаціонный аппаратъ на извѣстную высоту.

Вѣсъ воздуха съ высотою довольно быстро уменьшается и результатомъ этого уменьшенія будетъ увеличеніе въ извѣстной пропорціи фиктивной скорости подъема. Изъ предыдущей формулы легко видѣть, что она должна измѣняться обратно пропорціонально корню квадратному изъ удѣльнаго вѣса воздуха.

Слѣдующая таблица даетъ значеніе этого увеличенія для различныхъ высотъ.

ТАБЛИЦА IV.

Увеличеніе фиктивной скорости подъема съ высотою.

Высота въ метр. надъ уров. моря.	Отношеніе фик. скорости подъема на соотвѣтственной высотѣ къ фик. ск. под. того же аппарата на уровнѣ моря.
0,000	1,000
100,000	1,005
200,000	1,015
500,000	1,030
1000,000	1,063
2000,000	1,131
3000,000	1,208
4000,000	1,285
5500,000	1,414
18400,000	3,162
36800,000	10,000

Приведенная выше таблица относится не только къ ортоптеру, но въ одинаковой степени и ко всѣмъ другимъ авіаціоннымъ аппаратамъ. Изъ этой таблицы мы видимъ, что на высотѣ 1000 и 2000 м. фиктивная скорость подъема увеличивается довольно мало, только на высотѣ въ 3000 м. это увеличеніе достигаетъ 20%. Изъ этого можно заключить, что и поднятіе аппаратовъ на довольно значительныя высоты, съ точки зрѣнія поддерживанія ихъ, не представитъ большихъ затрудненій.

На высотѣ 5500 м. (мы беремъ эту высоту, потому что она является классической въ аэронавтикѣ — это та высота, на которой давленіе равно половинѣ давленія на уровнѣ моря, слѣдовательно, на этой высотѣ атмосфера по количеству воздуха дѣлится пополамъ) фиктивная скорость подъема будетъ равна фиктивной скорости подъема на уровнѣ моря, умноженной на $\sqrt{2}$, т. е. будетъ больше на 0,414 или на 41,4%.

Качество поддерживающей поверхности.

Послѣ всего вышесказаннаго можно притти къ заключенію, что летать при помощи ортоптера нельзя, и не смотря на то, что въ настоящее время имѣются сравнительно очень легкіе двигатели, все же нельзя достигнуть поддерживанія, если держаться этой системы.

Существуютъ другіе способы поддерживанія; но прежде чѣмъ перейти къ нимъ, необходимо установить одно понятіе, которое полковникъ Ренаръ назвалъ *качествомъ поддерживающей поверхности*.

Опредѣлимъ возможно точно это понятіе.

Пусть имѣется ортоптеръ, для котораго T, P и S представляютъ работу, вѣсъ и площадь поддерживающей поверхности.

Разсмотримъ поддерживаніе другой системы, для которой тѣ же величины обозначимъ буквами T', P' и S'.

Въ системѣ ортоптера имѣемъ:

$$\left(\frac{T}{P}\right)^2 = \frac{1}{K_0}\,\frac{P}{S}$$

Для второй системы имѣемъ:

$$\left(\frac{T'}{P'}\right)^2 = \frac{1}{\lambda}\,\frac{P'}{S'} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

Въ самомъ дѣлѣ, во всѣхъ системахъ поддерживанія законъ, который связываетъ фиктивную скорость подъема и нагрузку на кв. метръ, одинъ и тотъ же, при условіи, если мы замѣнимъ коэффиціентъ K_0 другимъ коэффиціентомъ λ, характеризующимъ систему поддерживающаго аппарата.

Положимъ, что въ обѣихъ системахъ фиктивная скорость подъема одна и таже, т. е., что

$$\frac{T}{P} = \frac{T'}{P'},$$

но это еще не значитъ, что $\frac{P}{S}$ равно $\frac{P'}{S'}$. Если существуетъ равенство

$$\frac{P}{S} = \frac{P'}{S'},$$

то мы будемъ говорить, что обѣ системы эквивалентны, но вообще говоря $\frac{P}{S}$ и $\frac{P'}{S'}$ не равны между собой, т. е.,

$$\frac{P}{S} \gtrless \frac{P'}{S'}$$

и нагрузки на квадратный метръ имѣютъ между собою опредѣленное отношеніе:

$$Q = \frac{\frac{P'}{S'}}{\frac{P}{S}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

Этой величинѣ Q полковникъ Ренаръ и далъ названіе *качество поддерживающей поверхности*.

Если во второй системѣ нагрузка на квадратный метръ будетъ въ два раза больше, чѣмъ въ системѣ ортоптера, то качество поддерживающей поверхности будетъ 2; если она будетъ въ 10 разъ больше, то и качество поддерживающей поверхности будетъ 10 и т. д.

Если въ обѣихъ системахъ площади поддерживающихъ поверхностей равны между собою, т. е. $S = S'$, то

$$Q = \frac{P'}{P}.$$

Качество поддерживающей поверхности при одной и той же затрачиваемой работѣ и при равныхъ площадяхъ поддерживающихъ поверхностей пропорціонально поддерживаемымъ вѣсамъ.

Если $P = P'$, то

$$Q = \frac{S}{S'}.$$

Качество поддерживающей поверхности при одной и той же затрачиваемой работѣ и при томъ же поддерживаемомъ грузѣ обратно пропорціонально площадямъ поддерживающихъ поверхностей.

Мы видимъ, такимъ образомъ, что, если имѣется система, въ которой качество поддерживающей поверхности больше, то это позволитъ намъ при той же площади поддерживающей поверхности или поднимать грузъ во столько разъ большій, во сколько разъ больше качество поддерживающей поверхности, или имѣть поддерживающія поверхности соотвѣтственно меньшей площади.

Такимъ образомъ, является вопросъ, какимъ способомъ можно увеличить качество поддерживающей поверхности авіаціоннаго аппарата, какимъ образомъ сдѣлать его поддерживающія поверхности болѣе сильными, что дастъ возможность безнаказанно увеличить нагрузку на квадратный метръ безъ увеличенія фиктивной скорости подъема, а, слѣдовательно, и затраты механической работы.

На увеличеніе качества поддерживанія можно смотрѣть какъ на увеличеніе коэффиціента сопротивленія воздуха, но только исключительно съ точки зрѣнія поддерживанія, при чемъ этотъ коэффиціентъ съ точки зрѣнія сопротивленія поступательному движенію остается безъ измѣненія.

Въ системѣ ортоптера мы имѣемъ:

$$\left(\frac{T}{P}\right)^2 = \frac{1}{K_0} \cdot \frac{P}{S}$$

въ другой системѣ:

$$\left(\frac{T'}{S'}\right)^2 = \frac{1}{\lambda} \cdot \frac{P'}{S'}$$

Качество поддерживающей поверхности второй системы не равно первой.

Полагая, что фиктивная скорость подъема одна и та же, будемъ имѣть:

$$\frac{1}{K_0} \frac{P}{S} = \frac{1}{\lambda} \frac{P'}{S'}$$

или:

$$\frac{\frac{P'}{S'}}{\frac{P}{S}} = Q = \frac{\lambda}{K_0} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (13)$$

откуда—

$$\lambda = Q\,K_0 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (14)$$

Въ системѣ, качество поддерживающей поверхности которой равно Q, все происходитъ съ точки зрѣнія затрачиваемой на поддерживаніе работы и фиктивной скорости подъема такъ, какъ еслибы въ системѣ ортоптера коэффиціентъ сопротивленія воздуха былъ умноженъ на величину Q. Вполнѣ очевидно, что это приводитъ насъ къ болѣе легкому полученію поддерживанія.

Рис. 21. Кондоръ.

Если коэффиціентъ сопротивленія воздуха увеличился бы вообще, то это затруднило бы наше поступательное движеніе и мы потеряли бы съ одной стороны до нѣкоторой степени то, что выиграли бы съ другой, но когда увеличивается качество поддерживающей поверхности, благодаря чисто геометрическимъ и конструктивнымъ условіямъ, мы ничего не теряемъ при поступательномъ движеніи и выигрываемъ очень много съ точки зрѣнія поддерживанія.

Лекція 4.

Воздухъ, какъ опора поддерживанія.

Дѣйствіе наклоннаго воздушнаго потока.—Способы увеличенія качества поддерживающихъ поверхностей.—Положеніе центра давленія поддерживающей поверхности.—Способы осуществленія на практикѣ дѣйствія наклоннаго воздушнаго потока.

Дѣйствіе наклоннаго воздушнаго потока.

Послѣ того, какъ мы опредѣлили, что такое качество поддерживающихъ поверхностей, разсмотримъ, какимъ образомъ оно можетъ быть увеличено.

Еще болѣе ста лѣтъ тому назадъ предвидѣли, что болѣе благопріятные результаты для поддерживанія могутъ получиться

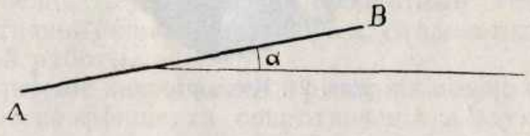


Рис 22.

при наклонномъ дѣйствіи воздуха, т. е., когда воздухъ дѣйствуетъ не перпендикулярно на поддерживающія поверхности, а подъ небольшимъ угломъ къ нимъ.

Пусть AB (рис. 22) есть сѣченіе поддерживающей поверхности. Воздухъ дѣйствуетъ на нее не перпендикулярно, какъ мы раньше это разсматривали, а наклонно, подъ нѣкоторымъ угломъ, который мы обозначимъ черезъ α (уголъ атаки). Въ общемъ случаѣ, т. е., когда поддерживающая поверхность имѣетъ произвольную форму, уголъ α равенъ углу между направленіемъ движенія воздуха и касательной къ поддерживающей поверхности.

Очень долго сомнѣвались въ томъ, какую роль играетъ уголъ наклоненія въ вопросѣ поддерживанія и ученые 19-го столѣтія вплоть до послѣдняго десятилѣтія дѣлились на два враждебные, непримиримые лагеря: одни, въ зависимости отъ ихъ взглядовъ на этотъ вопросъ, назывались защитниками *простого синуса*, другіе—*квадрата синуса*. Вопросъ о вліяніи угла наклоненія на силу поддерживанія является настолько важнымъ въ авіаціи, что необходимо остановиться на немъ нѣсколько подробнѣе и разсмотрѣть взгляды тѣхъ и другихъ.

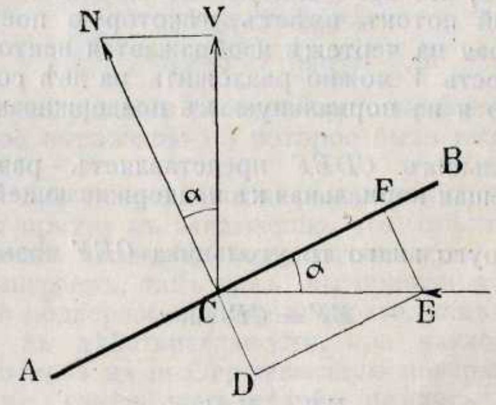


Рис. 23.

Когда струя воздуха встрѣчаетъ наклонную поверхность, она даетъ два усилія: одно параллельное плоскости—это усиліе не интересуетъ насъ въ данный моментъ, потому что благодаря ему получается только треніе, которое замедляетъ поступательное движеніе, но не оказываетъ вліянія на поддерживаніе; другое же усиліе перпендикулярно къ плоскости и съ точки зрѣнія поддерживанія крайне интересно.

Это послѣднее усиліе обозначимъ буквою N. На рис. 23 оно представлено векторомъ CN, который почти вертикаленъ, если уголъ α малъ. CN имѣетъ вертикальную слагающую CV, почти равную по величинѣ CN.

Защитники простого синуса говорили, что нормальное усиліе пропорціонально синусу наклоненія, защитники же, квадрата синуса утверждали, что оно пропорціонально квадрату того же синуса. Послѣдніе имѣли за себя сильный авторитетъ въ лицѣ Ньютона. Математическое обоснованіе ихъ взглядовъ заключалось въ слѣдующемъ:

На рис. 23 AB представляетъ сѣченіе пластинки, на которую дѣйствуетъ потокъ воздуха. Потокъ имѣетъ горизонтальное направленіе въ сторону стрѣлки и α есть уголъ между направленіемъ воздушнаго потока и сѣченіемъ пластинки или, другими словами, проекціей пластинки на плоскость чертежа.

Если существуетъ поддерживаніе, то сила поддержанія CV равна по абсолютной величинѣ вѣсу P.

Съ другой стороны, изъ треугольника NCV имѣемъ:

$$CV = CN \cos\alpha$$

или

$$P = N \cos\alpha$$

Такъ какъ мы предполагаемъ, что уголъ α очень малъ, то можемъ считать, что $\cos\alpha$ близокъ къ единицѣ.

Воздушный потокъ имѣетъ нѣкоторую постоянную скорость V, которая на чертежѣ изображается векторомъ CE.

Эту скорость V можно разложить на двѣ составляющія— на касательную и на нормальную къ поддерживающей поверхности.

Прямоугольникъ $CDEF$ представляетъ разложеніе скоростей. Слагающая нормальная къ поддерживающей поверхности равна EF.

Изъ прямоугольнаго треугольника CEF видно, что

$$EF = CE \sin\alpha$$

или

$$EF = V \sin\alpha.$$

Слагающая параллельная поддерживающей поверхности производитъ треніе, которое вліяетъ только на поступательное движеніе, а вертикальная слагающая силы тренія, которая могла бы оказывать вліяніе на поддерживаніе, настолько мала, вслѣдствіе малости угла α, что ею вполнѣ можно пренебречь.

Итакъ, проекція скорости на нормаль равна $V \sin\alpha$.

Случай наклоннаго дѣйствія воздуха можно разсматривать, какъ ортоптеръ съ тою только разницею, что вмѣсто скорости V мы должны взять $V \sin\alpha$., т. е., ту часть скорости, которая въ нашемъ случаѣ дѣйствуетъ нормально къ поверхности.

Исходя изъ этого, можно написать:

$$N = K_0\ S\ V^2 \sin^2\alpha$$

Въ самомъ дѣлѣ, $V \sin\alpha$ представляетъ собою проекцію скорости на нормаль къ плоскости и, слѣдовательно, представляетъ нормальную скорость, а для нормальнаго сопротивленія мы уже имѣли выше формулу (3), которой теперь и воспользовались.

Работа равна проекціи силы на направленіе движенія, умноженной на пройденный путь или, что все равно, произведенію силы и проекціи пройденнаго пути на направленіе силы.

Проекція пройденнаго пути на направленіе силы есть ни что иное, какъ $V \sin\alpha$. Слѣдовательно, чтобы получить работу

надо умножить силу, т. е., N или P, которые равны между собою на $V \sin\alpha$.

Но $$N = P = K_0 S\ V^2 \sin^2\alpha \quad \ldots\ldots \quad (15)$$

отсюда выраженіе работы будетъ слѣдующее:

$$T = P\ V \sin\alpha = K_0 S\ V^3 \sin^3\alpha \quad \ldots\ldots \quad (16)$$

Вставляя полученныя (15) и (16) величины въ выраженіе $\frac{T^2}{T^3}$, будемъ имѣть:

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{K_0{}^2\ S^2\ V^6 \sin^6\alpha}{K_0{}^3\ S^3\ V^6 \sin^6\alpha} = \frac{1}{K\ S}$$

т. е., послѣ сокращенія получилось выраженіе совершенно тождественное выраженію (6) которое было получено нами для ортоптера.

Еслибы эти теоретическія разсужденія были вѣрны, то пришлось бы притти къ заключенію, что отъ наклоннаго дѣйствія воздушнаго потока на поддерживающую поверхность, мы ничего не выиграемъ, такъ какъ мы пришли къ такой же характеристикѣ поддерживающаго аппарата, какъ и въ ортоптерѣ.

Однако въ дѣйствительности, при наклонномъ дѣйствіи воздушнаго потока на поддерживающую поверхность, происходитъ не тоже самое, какъ еслибы имѣлось двѣ скорости— одна касательная, а другая перпендикулярная.

Въ кинематикѣ можно такимъ образомъ разлагать скорости, но въ динамикѣ дѣйствіе составляющихъ скоростей можетъ быть и не эквивалентно дѣйствію ихъ геометрической суммы.

Если мы выстрѣлимъ изъ ружья въ направленіи перпендикулярномъ къ пластинкѣ, то сдѣлаемъ въ ней извѣстное углубленіе, соотвѣтствующее скорости и массѣ пули. Положимъ теперь, что мы выстрѣлимъ въ направленіи не перпендикулярномъ, а направленіе полета пули будетъ составлять нѣкоторый острый уголъ съ пластинкой. Если въ данномъ случаѣ повторить тѣ разсужденія, которыя приведены выше, то мы должны были бы сказать, что пуля сдѣлаетъ отверстіе перпендикулярное къ пластинкѣ, такъ какъ составляющая ея скорости параллельная пластинкѣ не должна произвести никакого эффекта, въ дѣйствительности же отверстіе получается наклонное, а не перпендикулярное и не соотвѣтствующее по глубинѣ скорости пули, равной $V \sin\alpha$.

Доказательствомъ того, что мы не имѣемъ права переносить въ динамику тѣ предположенія, которыя вполнѣ справедливы для кинематики, можетъ служить и полученный нами выводъ, что косвенное дѣйствіе потока воздуха не даетъ никакого преимущества передъ дѣйствіемъ перпендикулярнымъ. Еслибы послѣднее было справедливо, то было бы невозможно объяснить, какимъ образомъ птицы могутъ летать, располагая той силой, какую онѣ имѣютъ въ дѣйствительности и какимъ образомъ поднимаются аэропланы, снабженные двигателями очень тяжелыми сравнительно съ тѣми требованіями, которыя предъявляются къ ихъ вѣсу при системѣ ортоптера. Слѣдовательно, если результаты отъ наклоннаго дѣйствія воздушнаго потока получаются иные, чѣмъ при системѣ ортоптера, то это доказываетъ, что эти двѣ системы не эквивалентны, т. е., что законъ квадрата синуса не вѣренъ.

Защитники закона простого синуса не дѣлаютъ никакихъ предварительныхъ допущеній, относительно вида функціи α, т. е., относительно того, какъ будетъ измѣняться сопротивленіе въ зависимости отъ того будетъ ли направленіе воздушнаго потока перпендикулярно или наклонно къ пластинкѣ.

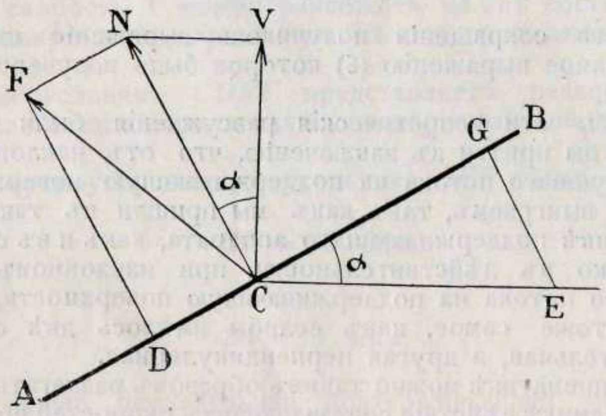


Рис. 24.

Обозначенія на рис. 24 сохранены прежнія: AB представляетъ собою поддерживающую поверхность, EC—струя воздуха, которая направлена подъ угломъ α.

Не дѣлая никакихъ предположеній, мы можемъ сказать, что вслѣдствіе дѣйствія на пластинку воздушнаго потока, будетъ существовать какая то сила CF, ни величина, ни направленіе которой намъ пока неизвѣстны. Эта сила будетъ имѣть двѣ составляющія, одну параллельную пластинкѣ, которая изобразится длиною CD и другую перпендикулярную къ ней, которая изобразится длиною CN. Изъ чертежа видно, что при маломъ углѣ α, между силою N и векторомъ CV, который по абсолютной величинѣ равенъ вѣсу аппарата P, разница очень небольшая и ихъ можно считать равными,

$$P = N.$$

Точное значеніе величины N намъ неизвѣстно, но мы можемъ сказать, что она равна выраженію $K_0 S V^2$, умноженному на какую то величину, зависящую отъ угла наклоненія α; назовемъ эту величину черезъ $f(\alpha)$ и тогда будемъ имѣть:

$$N = K_0 S V^2 f(\alpha) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (17)$$

Работа, какъ и всегда, равна силѣ, умноженной на проекцію пройденнаго пути на направленіе силы. Эта проекція равна $V \sin\alpha$. Въ данномъ случаѣ эта величина представляетъ собою понятіе чисто геометрическое и пользуясь ею мы не вводимъ въ наше разсужденіе какихъ либо новыхъ допущеній.

Работа, слѣдовательно, будетъ:

$$T = N V \sin\alpha$$

или пользуясь выраженіемъ (17),

$$T = K_0 S \; V^3 f(\alpha) \sin\alpha \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (18)$$

Мы видимъ что V входитъ въ выраженіе силы и работы въ тѣхъ же степеняхъ, какъ и раньше, а $\sin\alpha$ въ выраженіе силы совсѣмъ не входитъ, въ выраженіе работы входитъ только въ первой степени.

Пользуясь выраженіями (17) и (18), мы можемъ написать характеристическое выраженіе для нашего поддерживающаго аппарата

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{K_0^2 S^2 V^6 \sin^2\alpha f^2(\alpha)}{K_0^3 S^3 V^6 f^3(\alpha)} = \frac{1}{K_0 S} \frac{\sin^2\alpha}{f(\alpha)} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (19)$$

Мы видимъ, что въ данномъ случаѣ, какъ и при ортоптерѣ, $\frac{T^2}{P^3}$ равно $\frac{1}{K_0 S}$, съ тою только разницею, что появился новый множитель $\frac{\sin^2\alpha}{f(\alpha)}$.

Преобразовывая формулу (19), какъ мы дѣлали это для ортоптера, приведемъ ее *къ фиктивной скорости подъема* и *къ нагрузкѣ на квадратный метръ:*

$$\left(\frac{T}{P}\right)^2 = \frac{1}{K_0} \frac{P}{S} \frac{\sin^2\alpha}{f(\alpha)}$$

или:

$$\frac{T}{P} = \sqrt{\frac{1}{K_0} \frac{P}{S}} \sqrt{\frac{\sin^2\alpha}{f(\alpha)}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (20)$$

Такимъ образомъ, фиктивная скорость подъема нашего поддерживающаго аппарата отличается отъ фиктивной скорости подъема ортоптера множителемъ $\sqrt{\frac{\sin^2\alpha}{f(\alpha)}}$, при чемъ $f(\alpha)$ пока намъ не извѣстна.

Изъ опытовъ обнаруживается, что наклонное дѣйствіе воздушнаго потока увеличиваетъ качество поддерживающей поверхности, посмотримъ, каково должно быть значеніе $f(\alpha)$, чтобы выполнялось это условіе.

Если $f(\alpha)$ есть $\sin\alpha$, $\operatorname{tg}\alpha$ или просто уголъ α, то при малыхъ углахъ разница между этими величинами очень мала.

$f(\alpha)$ не можетъ однако равняться $\sin^2\alpha$, такъ какъ при этомъ условіи

$$\frac{\sin^2\alpha}{f(\alpha)} = 1,$$

и мы возвращаемся къ случаю ортоптера.

Положимъ, что $f(\alpha)=\sin\alpha$, тогда мы будемъ имѣть:

$$\left(\frac{T}{P}\right)^2 = \frac{1}{K_0}\,\frac{P}{S}\,\sin\alpha. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (21)$$

Изъ послѣдней формулы мы видимъ, что, съ уменьшеніемъ угла α, уменьшается и фиктивная скорость подъема и при $\alpha = 0$, фиктивная скорость подъема также равна нулю, а, слѣдовательно, съ уменьшеніемъ угла α, качество поддерживающей поверхности увеличивается и при $\alpha = 0$, возрастаетъ до безконечности, т. е., поддерживаніе можетъ получиться безъ всякой затраты работы.

Вотъ, слѣдовательно, къ чему приводитъ то или иное значеніе $f(\alpha)$

Нѣтъ необходимости, чтобы $f(\alpha)$ была непремѣнно равна $\sin\alpha$, достаточно, если эта функція представляетъ собою болѣе или менѣе сложный рядъ, но только содержащій первую степень синуса или хотя бы степень высшую, но болѣе низкую, чѣмъ вторая. При выполненіи этого условія, α въ числителѣ будетъ содержаться въ болѣе высокой степени, чѣмъ въ знаменателѣ и дробь будетъ стремиться къ нулю, когда стремится къ нулю уголъ α.

Нѣкоторые изслѣдователи старались опредѣлить изъ опытовъ законъ измѣненія нормальной составляющей сопротивленія воздуха въ зависимости отъ угла дѣйствія.

Назовемъ черезъ N_α нормальную составляющую силы, дѣйствующей подъ угломъ α и черезъ N_{90} ту же силу, когда она дѣйствуетъ перпендикулярно къ пластинкѣ. Очевидно, что въ послѣднемъ случаѣ составляющая параллельная плоскости пластинки равна нулю, а сопротивленіе равно:

$$R = N_{90} = K_0\,S\,V^2$$

Въ первомъ же случаѣ—это случай наклоннаго дѣйствія воздушнаго потока —

$$N_\alpha = K_0\,S\,V^2 f(\alpha),$$

гдѣ $f(\alpha)$ намъ не извѣстна.

Дѣля два послѣднія выраженія одно на другое, будемъ имѣть:

$$\frac{N_\alpha}{N_{90}} = f(\alpha) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (22)$$

а, слѣдовательно, $f(\alpha)$ можетъ быть найдена изъ опытовъ, если будетъ опредѣлено отношеніе нормальныхъ составляющихъ, когда уголъ дѣйствія равенъ α и когда онъ равенъ 90^0.

Опытами установлено, что, при малыхъ значеніяхъ угла α, N_α отличается отъ $K_0\,S\,V^2 \sin\alpha$ и равна приблизительно двойному значенію этой величины, т. е., для малыхъ угловъ мы могли бы предположить, что справедлива формула:

$$N_\alpha = K_0\,S\,V^2\,2\,\sin\alpha, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (23)$$

откуда —

$$f(\alpha) = 2\,\sin\alpha,$$

однако такой зависимости существовать не можетъ, такъ какъ въ такомъ случаѣ мы имѣли бы:

$$\frac{N_\alpha}{N_{90}} = f(\alpha) = 2\sin\alpha$$

что, очевидно, невозможно, такъ какъ, при $\alpha = 90^0$, наше выраженіе обращается въ слѣдующее:

$$\left[\frac{N_\alpha}{N_{90}}\right]_{\alpha=90} = 2.$$

Отсюда видно, что въ дѣйствительности не существуетъ такой простой зависимости, какую мы предположили и $f(\alpha)$ выражается черезъ синусъ болѣе сложно.

Полковникъ Duchemin, который производилъ опыты въ этой области, пришелъ на основаніи полученныхъ имъ результатовъ къ слѣдующей формулѣ:

$$\frac{N_\alpha}{N_{90}} = \frac{2\,\sin\alpha}{1+\sin^2\alpha}. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (24)$$

При малыхъ углахъ знаменатель этого выраженія стремится къ единицѣ и отношеніе $\frac{N_\alpha}{N_{90}}$ очень близко къ $2\sin\alpha$.

При $\alpha = 90$, знаменатель равенъ 2 также, какъ и числитель и слѣдовательно отношеніе

$$\left[\frac{N_\alpha}{N_{90}}\right]_{\alpha=90} = 1.$$

Полковникъ Ренаръ далъ формулу, которая немного отличается отъ только что приведенной:

$$\frac{N_\alpha}{N_{90}} = \sin\alpha\left[a-(a-1)\,\sin^2\alpha\right]. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (25)$$

Въ эту формулу входитъ постоянный коэффиціетъ a. Полковникъ Ренаръ умеръ, не опредѣливъ точно величину этого коэффиціента. Онъ колебался между величинами 1,67 и 2,00.

Если принять $a=2$, то формула полк. Ренара будетъ близка къ формулѣ полк. Duchemin'а, потому что тогда мы будемъ имѣть:

$$\frac{N_\alpha}{N_{90}} = \sin\alpha\,(2-\sin^2\alpha) = 2\sin\alpha - \sin^3\alpha.$$

Наиболѣе сильнымъ членомъ этого выраженія будетъ $2\,sn\,\alpha$, второй же членъ $\sin^3\alpha$ — весьма незначителенъ при малыхъ α, но при $\alpha=90^0$, обращаетъ отношеніе $\frac{N_\alpha}{N_{90}}$ въ единицу.

Не останавливаясь на многихъ предложенныхъ въ разное время формулахъ, скажемъ нѣсколько словъ еще о формулѣ Soreau, особая цѣнность которой заключается въ томъ, что въ ней сдѣлана попытка учесть геометрическую форму пластинки.

Soreau далъ двѣ формулы, одну болѣе сложную другую болѣе простую, которая однако вполнѣ достаточна для малыхъ угловъ. Мы приводимъ послѣднюю:

$$\frac{N_\alpha}{N_{90}} = \sin\alpha\left[1+(1+m)^2\right] \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (26)$$

Въ этой формулѣ $m=\frac{l-h}{l+h}$, гдѣ $2\,l$ есть ширина поддерживающей поверхности, а $2\,h$ — длина ея *).

Для того, чтобы яснѣе представить разницу, между различными формулами, мы приводимъ рис. 25, который взятъ изъ сочиненія Эйфеля и представляетъ собою діаграмму нѣкоторыхъ кривыхъ выражающихъ величину $f\,(\alpha)$ **).

На оси ординатъ отложены величины $f(\alpha)$, а на оси абсциссъ углы наклоненія.

Мы видимъ, что многія линіи группируются довольно тѣсно, тогда какъ другія значительно уклоняются. Линіи, идущія тѣснымъ пучкомъ, построены на основаніи формулъ, которыя для малыхъ угловъ даютъ законъ простого синуса или близкихъ къ нимъ.

*) Длиною поддерживающей поверхности условимся называть то размѣреніе ея, которое, при $\alpha=0$, совпадаетъ съ направленіемъ движенія, а шириною размѣреніе перпендикулярное къ первому.

**) Изображенныя на рис. 25 кривыя, соотвѣтствуютъ слѣдующимъ формуламъ, даннымъ различными авторами:

I. $f(\alpha) = 2\sin\alpha - \sin^3\alpha$ . . . . Colonel Renard.

II. $f(\alpha) = \frac{2\sin\alpha}{1+\sin^2\alpha}$ . . . . Duchemin.

III. $f(\alpha) = \frac{2\,(1+\cos\alpha)\sin\alpha}{1+\cos\alpha+\sin\alpha}$ . . . . de Louvrié.

IV. $f(\alpha) = 2\sin\alpha - \sin^2\alpha$ . . . . Goupil.

V. $f(\alpha) = \frac{\sin\alpha}{0{,}39+0{,}61\sin\alpha}$ . . . . Joëssel.

Продолженіе на стр. 66.

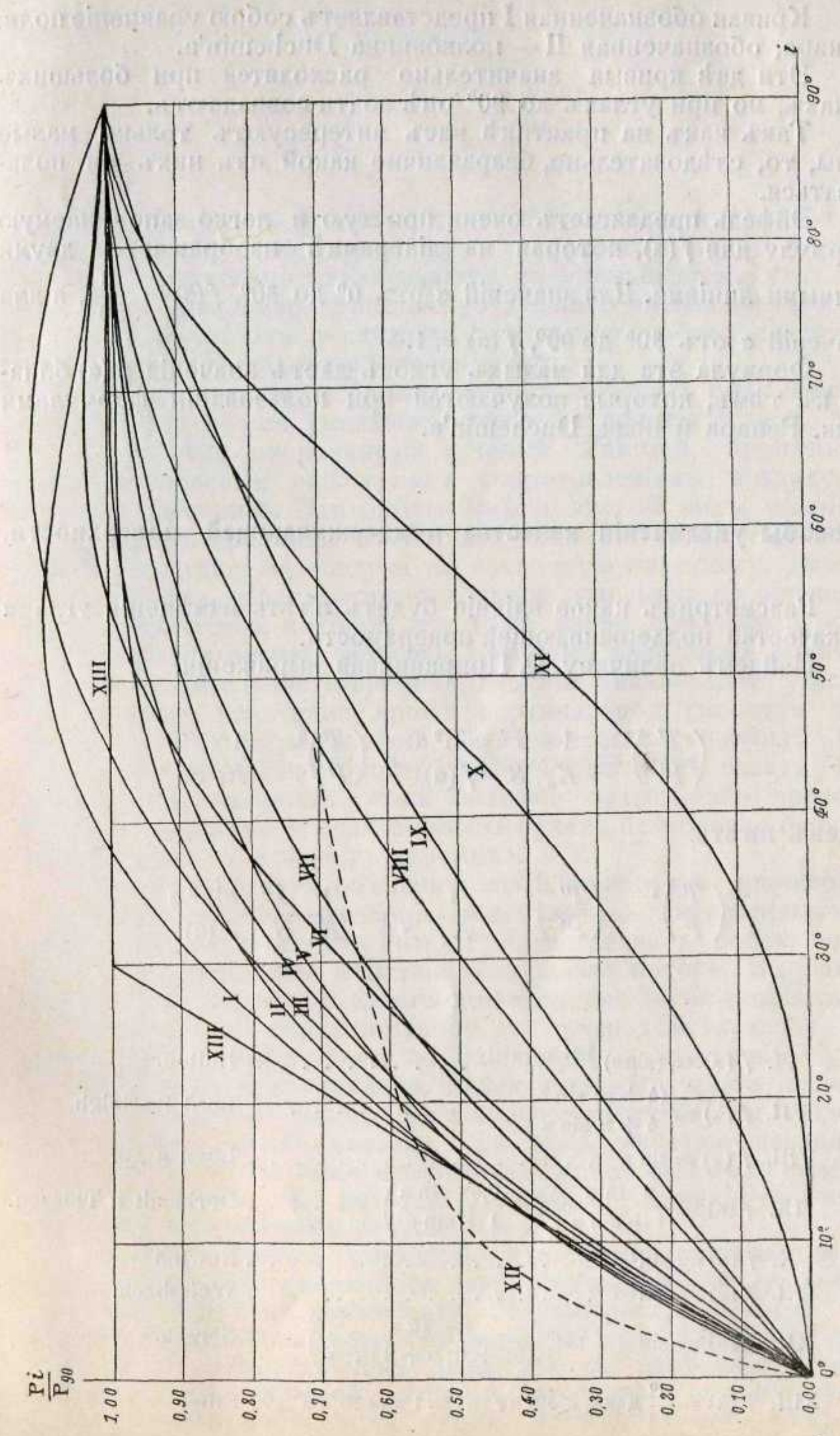


Рис. 25.

Кривая обозначенная I представляетъ собою уравненіе полк. Ренара, обозначенная II — полковника Duchemin'а.

Эти двѣ кривыя значительно расходятся при большихъ углахъ, но при углахъ до 20^0 онѣ почти совпадаютъ.

Такъ какъ на практикѣ насъ интересуютъ только малые углы, то, слѣдовательно, безразлично какой изъ нихъ ни пользоваться.

Эйфель предлагаетъ очень простую и легко запоминаемую формулу для $f(\alpha)$, которая на діаграммѣ изображается двумя прямыми линіями. Для значеній α отъ 0^0 до 30^0, $f(\alpha)=\frac{\alpha}{30}$, а для значеній α отъ 30^0 до 90^0, $f(\alpha)=1$.

Формула эта для малыхъ угловъ даетъ значенія $f(\alpha)$ близкія къ тѣмъ, которыя получаются при пользованіи формулами полк. Ренара и полк. Duchemin'а.

Способы увеличенія качества поддерживающей поверхности.

Разсмотримъ какое вліяніе будетъ имѣть измѣненія угла α на качество поддерживающей поверхности.

Найдемъ величину Q. Приравнивая выраженія

$$\left(\frac{T'}{P'}\right)^2=\frac{1}{K_0}\,\frac{P'}{S'}\,\frac{\sin^2\alpha}{f(\alpha)} \text{ и } \left(\frac{T}{P}\right)^2=\frac{1}{K_0}\,\frac{P}{S}.$$

будемъ имѣть:

$$\left(\frac{T}{P}\right)^2=\left(\frac{T'}{P'}\right)^2=\frac{1}{K_0}\,\frac{P}{S}=\frac{1}{K_0}\,\frac{P'}{S'}\,\frac{\sin^2\alpha}{f(\alpha)}$$

VI. $f(\alpha)=(\sin\alpha)^{1{,}84\cos\alpha-1}$ . . . . Hutton.

VII. $f(\alpha)=\dfrac{(4+\pi)\sin\alpha}{4+\pi\sin\alpha}$ . . . . Lord Reyleigh.

VIII. $f(\alpha)=\sin\alpha$ . . . . Lössl и др.

IX. $f(\alpha)=\dfrac{2\sin\alpha}{1+\sin\alpha}\left(1-\dfrac{0{,}62\sin\alpha}{1+\sin\alpha}\right)$ . . . . . Dorhandt и Thiesen.

X. $f(\alpha)=\sin^2\alpha$ . . . . Newton.

XI. $f(\alpha)=\sin^4\alpha$ . . . . Weissbach.

XII. $f(\alpha)=\sin\alpha\left(1+\dfrac{1-\operatorname{tg}\alpha}{0{,}25+\operatorname{tg}\alpha+2\operatorname{tg}^2\alpha}\right)$ . . . Soreau.

XIII. $f(\alpha)=\frac{\alpha^0}{30}$ для $\alpha<30^0$ и $f(\alpha)=1$ для $30>\alpha\geq 90$. Eiffel

откуда —

$$\frac{\dfrac{P'}{S'}}{\dfrac{P}{S}}=Q=\frac{f(\alpha)}{\sin^2\alpha}\quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (27)$$

Если допустить, что господствующій членъ въ выраженіи $f(\alpha)$ есть $\sin\alpha$, что въ настоящее время принимается всѣми, то величина Q значительно увеличивается съ уменьшеніемъ угла α.

Итакъ, наклонное дѣйствіе воздушнаго потока даетъ благопріятные результаты и служитъ лучшимъ способомъ увеличенія качества поддерживающей поверхности.

Мы увидимъ ниже, когда будемъ говорить объ аэропланахъ, почему нельзя уменьшить уголъ наклоненія α до 0.

Извѣстный американскій ученый Ланглей, производилъ очень интересные опыты надъ сопротивленіемъ воздуху наклонной пластинки. Эти опыты имѣли другой видъ, чѣмъ тѣ, къ которымъ привыкли въ Европѣ. Вмѣсто того, чтобы разсматривать дѣйствіе воздуха на наклонную пластинку, Ланглей разсматривалъ паденіе горизонтальной пластинки по вертикальному направленію, которой въ тоже время сообщалась нѣкоторая горизонтальная скорость, при чемъ имъ было замѣчено, что продолжительность времени паденія значительно увеличивается, когда пластинка кромѣ вертикальной скорости обладаетъ еще и горизонтальной. «Слѣдовательно», говорилъ Ланглей, «горизонтальная скорость мѣшаетъ пластинкѣ падать. Чѣмъ больше эта скорость тѣмъ большее затрудненіе представляется для паденія и если скорость будетъ безконечно большая, то пластинка не упадаетъ совсѣмъ».

Ланглей не могъ объяснить себѣ, почему это происходитъ и потому явленіе это казалось ему довольно таинственнымъ. Въ дѣйствительности же это явленіе представляетъ собою ни что иное, какъ наклонное дѣйствіе воздушнаго потока. Въ самомъ дѣлѣ, если пластинка обладаетъ одновременно двумя скоростями — вертикальной и горизонтальной, то равнодѣйствующая скорость будетъ направлена по наклонной и пластинка будетъ находиться, подъ наклоннымъ дѣйствіемъ воздушнаго потока.

Не смотря на то, что изслѣдованія Ланглея, не представляютъ собою ничего новаго, такъ какъ дѣйствіе наклоннаго воздушнаго потока было извѣстно въ Европѣ еще въ 19 столѣтіи, тѣмъ не менѣе они имѣютъ громадное значеніе въ смыслѣ цѣнности полученныхъ результатовъ.

Опыты Ланглея показали, что геометрическая форма поддерживающей поверхности оказываетъ вліяніе на ея качество съ точки зрѣнія поддерживанія. Результаты получаются тѣмъ болѣе благопріятные, чѣмъ поддерживающая пластинка шире, т. е., если прямоугольникъ двигается по направленію параллельному его большей сторонѣ, то результаты въ смыслѣ поддерживанія получаются менѣе благопріятными, чѣмъ въ томъ случаѣ, если тотъ же прямоугольникъ будетъ повернутъ на 90^0.

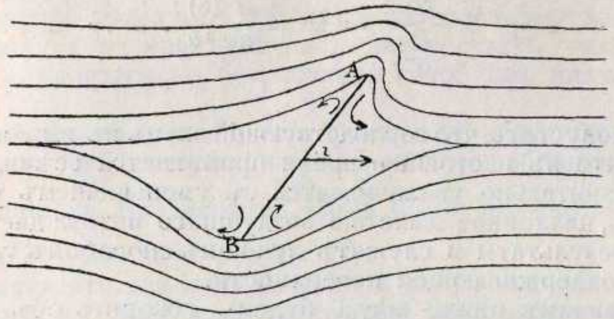


Рис. 26.

Мы можемъ наблюдать это и въ полетѣ птицъ—когда онѣ отклоняютъ свои крылья назадъ, они хуже держатся въ воздухѣ, чѣмъ въ томъ случаѣ, когда развертываютъ ихъ въ ширину.

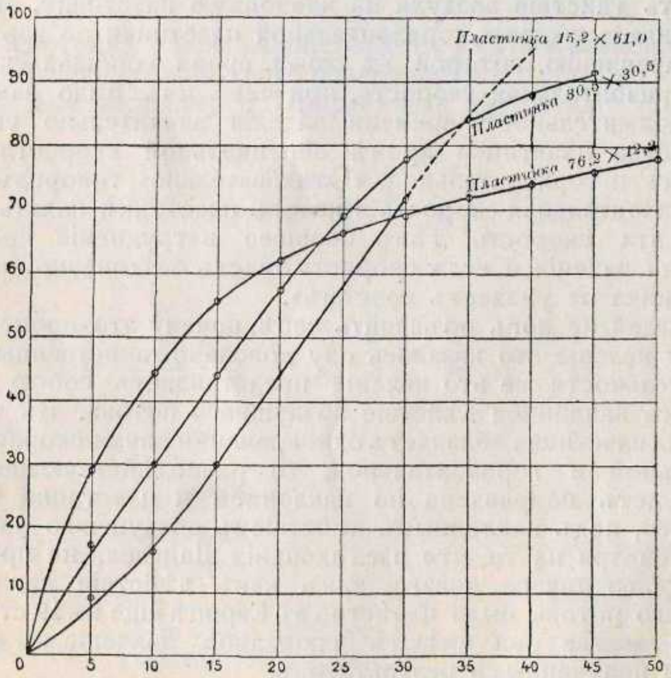


Рис. 27.

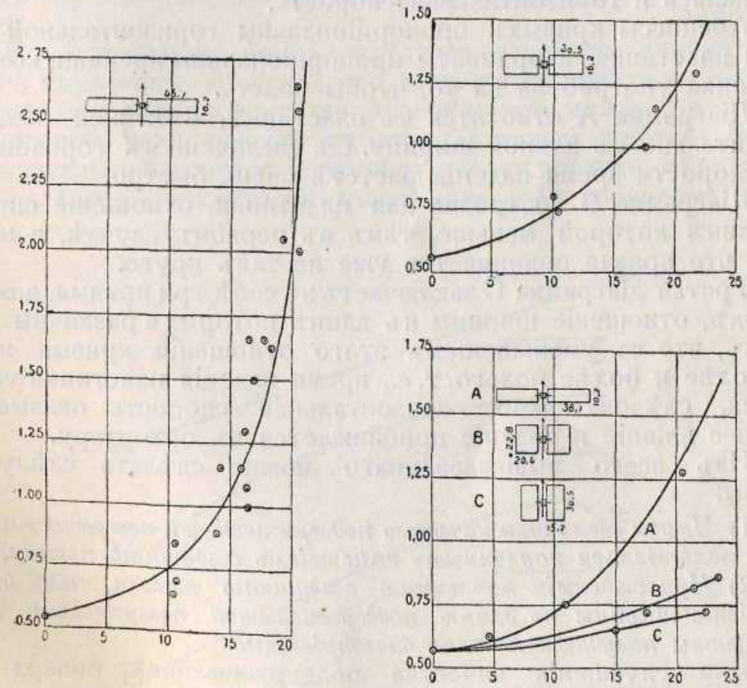
Это явленіе можно наглядно представить себѣ слѣдующимъ образомъ. Рис. 26 даетъ схему того, что происходитъ, когда наклонная пластинка находится подъ дѣйствіемъ потока воздуха. Положимъ, что эта пластинка имѣетъ безконечно большое протяженіе въ направленіи перпендикулярномъ къ плоскости чер-

тежа. Присутствіе пластинки заставляетъ струи воздуха отклониться отъ своего первоначальнаго направленія, нѣкоторыя изъ нихъ обойдутъ пластинку сверху черезъ точку A, другія снизу черезъ точку B. Первыя болѣе рѣзко измѣняютъ свое направленіе, чѣмъ вторыя и будутъ испытывать бóльшее затрудненіе, поэтому бóльшее количество струй направится книзу.

Повертывая пластинку такимъ образомъ, чтобы она все больше и больше приближалась къ горизонтальному положенію, мы заставимъ все бóльшее и бóльшее количество струй воздуха огибать нашу пластинку снизу, а не сверху, и явленіе по своему существу будетъ все больше удаляться отъ явленія ортоптера.

Предполагая ширину пластинки безконечно большой, мы разсматриваемъ явленіе въ чистомъ видѣ — въ этомъ случаѣ струи не отклоняются ни вправо, ни влѣво. При конечной же ширинѣ пластинки нѣкоторыя струи отклонятся въ сторону и обогнутъ пластинку съ боковыхъ краевъ, что невыгодно отразится на ея качествѣ съ точки зрѣнія поддерживанія.

Діаграмма B.



Діаграмма A. *Діаграмма C.*

Рис. 28.

Легко видѣть, что удлиненіе пластинки создаетъ бóльшее затрудненіе для струй огибать ее снизу и при конечной ширинѣ ея заставляетъ бóльшее количество струй искать себѣ путь черезъ боковые края, которые кромѣ того имѣютъ тѣмъ бóльшее сравнительно протяженіе, чѣмъ меньше отношеніе ширины къ длинѣ.

На рис. 27 *) мы видимъ 3 кривыя, изъ которыхъ одна представляетъ сопротивленіе пластинки, ширина которой 76,2 см. и длина 12,2 см. Кривая близка къ синусоидѣ и значительно отличается отъ кривой формулы полк. Ренара.

Слѣдующая кривая относится къ квадратной пластинкѣ, сторона которой равна 30,5 см. при малыхъ углахъ кривая поднимается не такъ сильно.

Наконецъ третья кривая относится къ пластинкѣ, длина которой 61,0 см., а ширина только 15,2 см. Линія поднимается еще медленнѣе, чѣмъ предыдущая. Отсюда мы видимъ, что болѣе благопріятные результаты получаются тогда, когда пластинка имѣетъ въ ширину гораздо большіе размѣры, чѣмъ въ длину.

Еще болѣе убѣдительны діаграммы Ланглея, изображенныя на рис. 28. Эти діаграммы построены по результатамъ опытовъ надъ падающей вертикально пластинкой, которой въ тоже время сообщалась и горизонтальная скорость.

Абсциссы кривыхъ пропорціональны горизонтальной скорости пластинки, а ординаты пропорціональны времени, которое пластинка употребила на то, чтобы упасть.

Діаграмма A относится къ пластинкѣ, имѣющей большую сравнительно съ длиной ширину. Съ увеличеніемъ горизонтальной скорости время паденія растетъ очень быстро.

Діаграмма B построена для пластинки, отношеніе ширины къ длинѣ которой меньше, чѣмъ въ первомъ случаѣ, и мы видимъ, что кривая поднимается уже не такъ круто.

Третья діаграмма C заключаетъ въ себѣ три кривыя, для пластинокъ, отношеніе ширины къ длинѣ которыхъ различны и мы видимъ, что съ уменьшеніемъ этого отношенія кривыя идутъ все болѣе и болѣе полого, т. е., время паденія пластинки уменьшается, слѣдовательно, горизонтальная скорость оказываетъ меньшее вліяніе и явленіе приближается къ ортоптеру.

Изъ всего вышесказаннаго можно сдѣлать слѣдующіе выводы:

1) *Чтобы увеличить качество поддерживающей поверхности, слѣдуетъ пользоваться наклоннымъ дѣйствіемъ воздушнаго потока.*

2) *При дѣйствіи наклоннаго воздушнаго потока, чѣмъ больше отношеніе ширины къ длинѣ поддерживающей поверхности, тѣмъ результаты получаются болѣе благопріятные.*

Для улучшенія качества поддерживающей поверхности прибѣгаютъ еще къ искривленію поддерживающихъ поверхностей и дѣлаютъ ихъ снизу слегка вогнутыми.

Такой видъ поддерживающихъ поверхностей установленъ на практикѣ современными авіаторами. Существуютъ поддерживающія поверхности симметрично выгнутыя, какъ CD (черт. 29), другія, какъ EF, имѣютъ бóльшую кривизну въ передней части.

*) Построеніе аналогично діаграммѣ 25.

Исчерпывающихъ опытовъ по этому вопросу не имѣется.

Лиліенталь, который первый обратилъ серьезное вниманіе на преимущество кривыхъ поддерживающихъ поверхностей, употреблялъ по большей части поверхности, стрѣлка прогиба которыхъ была равна $\frac{1}{12}$ и гораздо рѣже поверхности со стрѣлкою прогиба равною $\frac{1}{24}$.

Имъ было произведено большое количество опытовъ, во время которыхъ онъ измѣрялъ реакцію кривыхъ поддерживающихъ поверхностей при различныхъ углахъ дѣйствія воздушнаго потока, при чемъ угломъ дѣйствія воздуха онъ называлъ уголъ струи воздуха съ хордою поддерживающей поверхности. Результаты опытовъ были сведены имъ въ таблицу нормальныхъ и тангенціональныхъ составляющихъ въ зависимости отъ угла дѣйствія.

Тангенціональная составляющая, казалось, должна была бы быть направлена всегда назадъ, однако Лиліенталь нашелъ, что для извѣстныхъ искривленныхъ поверхностей при нѣкоторыхъ углахъ эта тангенціональная составляющая будетъ направлена впередъ.

Къ послѣднему выводу слѣдуетъ отнестись крайне осторожно, такъ какъ, допуская его, приходится притти къ заключенію, что при помощи кривыхъ поверхностей можно, не затрачивая никакой механической работы, двигаться противъ вѣтра, исключительно благодаря попутному потоку воздуха, образующемуся вслѣдствіе вогнутости поддерживающей поверхности.

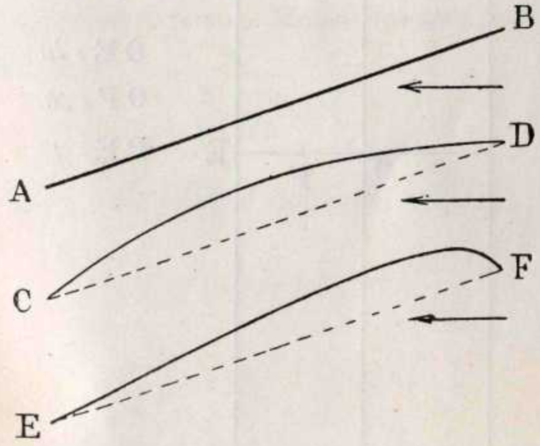


Рис. 29.

Лиліенталь производилъ свои опыты не только при углахъ отъ 0° до 90°, но и при обратномъ положеніи поддерживающей поверхности, т. е., когда задній ея конецъ былъ выше передняго и, несмотря на это, получалась все-таки нѣкоторая величина поддерживанія. Въ этомъ нѣтъ ничего невозможнаго, такъ какъ, если въ передней части и теряется нѣкоторая величина поддерживанія, то возможно, что струи воздуха дѣйствуя на заднюю сторону поверхности даютъ въ результатѣ нѣкоторое поддерживаніе.

Пользуясь результатами опытовъ Лиліенталя, полк. Ренаръ вычислилъ качество поддерживающихъ поверхностей для поверхностей, которыми Лиліенталь пользовался. Качество поддерживающихъ поверхностей по этимъ вычисленіямъ получилось равнымъ 192,—величина настолько большая, что она заставляетъ сомнѣваться въ точности результатовъ испытаній Лиліенталя.

Хотя вопросъ о кривыхъ поддерживающихъ поверхностяхъ требуетъ еще серьезной разработки, однако и въ настоящее время можно считать установленнымъ, что кривыя поддерживающія поверхности имѣютъ преимущество передъ плоскими съ точки зрѣнія увеличенія качества поддерживанія.

Положеніе центра давленія поддерживающей поверхности.

При наклонномъ дѣйствіи потока воздуха крайне интересенъ вопросъ относительно положенія центра давленія. Когда

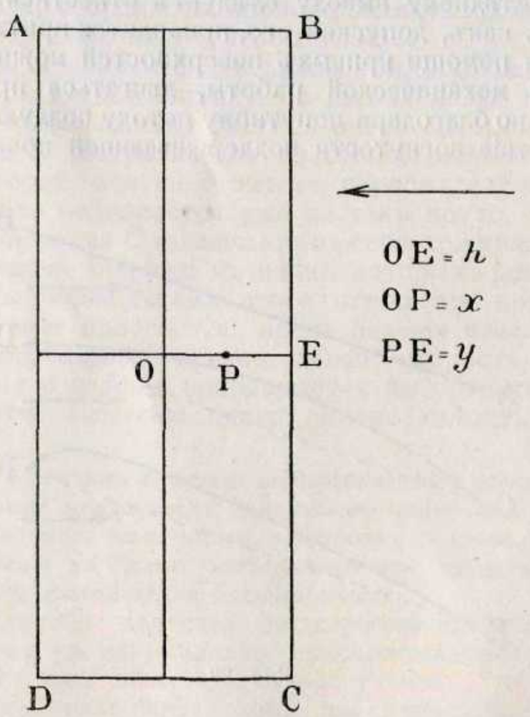


Рис. 30.

потокъ воздуха дѣйствуетъ на пластинку нормально и когда эта пластинка симметрична, представляетъ, напримѣръ, прямоугольникъ, то очевидно, что центръ давленія будетъ находиться

въ центрѣ тяжести фигуры. Но если на пластинку дѣйствуетъ наклонный потокъ воздуха, то, какъ это видно изъ рис. 26, струи, направляющіяся черезъ верхъ пластинки, болѣе рѣзко измѣняютъ свою траекторію и производятъ бóльшее давленіе, чѣмъ струи, которыя огибаютъ пластинку снизу. Слѣдовательно, давленіе въ верхней части пластинки сильнѣе, чѣмъ въ нижней, а, слѣдовательно, и центръ давленія долженъ находиться въ верхней части пластинки.

Чтобы точно опредѣлить положеніе центра давленія, было произведено довольно много опытовъ и въ результатѣ имѣются двѣ формулы; одна предложенная Joëssel'емъ, другая Soreau. Какъ Joëssel, такъ и Soreau производили свои опыты, изслѣдуя давленіе воды на пластинку, но тѣмъ не менѣе ихъ формулы даютъ довольно хорошіе результаты и для воздуха, что подтверждается опытами Ланглея.

Положимъ, что мы имѣетъ прямоугольникъ $ABCD$ (рис. 30), бóльшая сторона котораго перпендикулярна къ направленію движенія. Его центръ тяжести находится въ точкѣ 0, на пересѣченіи двухъ медіанъ. Пусть P есть центръ давленія. Такъ какъ фигура симметрична, то онъ долженъ находиться на малой медіанѣ и его положеніе можно опредѣлить или черезъ $OP = x$,—это есть разстояніе до центра фигуры или черезъ $EP = y$, т. е., черезъ разстояніе до передняго края поддерживающей поверхности. Интересно знать отношеніе $\frac{x}{h}$, т. е., отношеніе разстоянія OP къ половинѣ малой медіаны, или, что то же самое, къ половинѣ малой стороны прямоугольника. Можно также найти отношеніе $\frac{y}{h}$.

Очевидно, что

$$\frac{x}{h} + \frac{y}{h} = 1.$$

Joëssel даетъ слѣдующую формулу:

$$\frac{y}{h} = 0{,}39 + 0{,}61 \sin\alpha \quad \text{. . . . .} \quad (28a)$$

или:

$$\frac{x}{h} = 0{,}61\,(1 - \sin\alpha). \quad \text{. . . . .} \quad (28b)$$

Недостаткомъ этой формулы является то обстоятельство, что, когда уголъ $\alpha = 0$, центръ давленія будетъ находиться на разстояніи $0{,}61h$ отъ центра тяжести фигуры.

Формула Soreau слѣдующая:

$$\frac{x}{h} = \frac{1}{2\,(1 + 2\ \mathrm{tg}\,\alpha)} \quad \text{. . . . .} \quad (29)$$

$\frac{T^2}{P^3}$, которымъ мы уже пользовались раньше и которое, какъ мы знаемъ, приложимо къ каждому авіаціонному аппарату, будетъ ли это аэропланъ, ортоптеръ или геликоптеръ.

Для того, чтобы написать наше характеристическое выраженіе, мы должны составить выраженіе для работы и давленія. Послѣднее имѣетъ слѣдующій видъ:

$$P = \lambda\, n^2\, x^4 \qquad (30)$$

гдѣ P — есть давленіе, n — число оборотовъ винта въ секунду, x — радіусъ винта, а λ — коэффиціентъ, который въ подобныхъ винтахъ зависитъ отъ ихъ качества и отъ отношенія шага винта къ діаметру. Шагомъ винта называется та величина, на которую бы перемѣстился за одинъ оборотъ подвижный винтъ, если бы воздухъ представлялъ собою неподвижную гайку.

Придавая винтамъ различную форму и выбирая различное отношеніе шага къ діаметру, можно для коэффиціента λ получать различную, т. е., болѣе или менѣе благопріятную величину. Въ томъ, что будетъ существовать именно такая зависимость между P, n и x, какую мы видимъ въ формулѣ (30), а не иная, можно легко убѣдиться путемъ слѣдующихъ соображеній: давленіе является результатомъ сопротивленія воздуха, слѣдовательно, оно пропорціонально площади и квадрату скорости. Площадь зависитъ отъ квадрата радіуса, а скорость пропорціональна числу оборотовъ и пройденному въ секунду пути; но пройденный путь зависитъ въ свою очередь отъ радіуса, такъ какъ за одинъ оборотъ онъ равенъ $2\pi x$. Такимъ образомъ, мы видимъ, что скорость пропорціональна n и x, а квадратъ скорости пропорціоналенъ вторымъ степенямъ этихъ величинъ, т. е., n^2 и x^2. Такъ какъ давленіе зависитъ еще отъ площади, т. е., отъ x^2, то въ результатѣ мы и получимъ зависимость отъ n^2 и x^4.

Величина работы T равна, какъ мы знаемъ, силѣ, умноженной на проекцію пройденнаго пути на направленіе силы. Послѣдняя величина, какъ мы видѣли, зависитъ отъ n и отъ x въ первыхъ степеняхъ, слѣдовательно, въ выраженіи работы степени n и x будутъ на единицу выше, чѣмъ въ выраженіи силы, численный же коэффиціентъ будетъ другой. Обозначая этотъ неизвѣстный коэффиціентъ черезъ θ, мы можемъ написать слѣдующее выраженіе работы:

$$T = \theta\, n^3\, x^5 \qquad (31)$$

Чтобы имѣть соотношеніе между T и P, независящее отъ скорости, надо T возвести въ квадратъ, P возвести въ кубъ и раздѣлить одно на другое, такимъ образомъ, получимъ характеристическое выраженіе:

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{\theta^2\, n^6\, x^{10}}{\lambda^3\, n^6\, x^{12}} = \frac{\theta^2}{\lambda^3\, x^2} \qquad (32)$$

откуда—

$$P^3 = \frac{\lambda^3}{\theta^2}\, x^2 T^2 \qquad (33)$$

и

$$P = \frac{\lambda}{\theta^{2/3}}\, x^{2/3}\, T^{2/3} \qquad (34)$$

Обозначая $\frac{\lambda}{\theta^{2/3}}$ черезъ ζ, въ окончательной формѣ можемъ написать:

$$P = \zeta\, x^{2/3}\, T^{2/3}$$

Полковникъ Ренаръ при помощи своихъ динамометрическихъ вѣсовъ, нѣсколько измѣненныхъ для этого случая, производилъ опыты для опредѣленія величины коэффиціента ζ, который служитъ показателемъ поддерживающей способности винта даннаго типа.

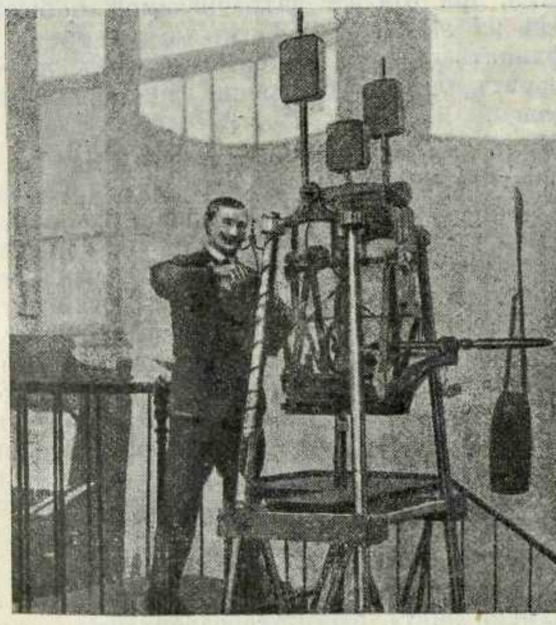


Рис. 31.

Рис. 31 представляетъ динамометрическіе вѣсы полк. Ренара, измѣненнаго вида. Эти вѣсы могутъ колебаться около двухъ перпендикулярныхъ другъ къ другу осей, изъ которыхъ одна параллельна оси винта. Когда винтъ приведенъ въ движеніе, вѣсы получаютъ перемѣщеніе по двумъ направленіямъ—одно по оси вращательнаго движенія—въ зависимости отъ давленія и другое въ обратную сторону вращательнаго движенія. Каждой изъ осей колебанія вѣсовъ соотвѣтствуетъ своя чашечка, на которую можно класть грузъ и этимъ уравновѣсить обѣ получившіяся силы. Такимъ образомъ, можно измѣрить съ одной стороны работу двигателя, а съ другой давленіе.

Полковникъ Ренаръ слѣдующимъ образомъ сравнивалъ изслѣдуемые имъ поддерживающіе винты—онъ находилъ для каждаго изъ нихъ эквивалентную ему прямоугольную пластинку, т. е., такую, которая имѣетъ тоже отношеніе $\frac{T^2}{P^3}$ или, другими словами, пластинку, которая даетъ тоже давленіе при томъ же количествѣ затрачиваемой работы. Поддерживающая способность винта, при такомъ способѣ сравненія, оцѣнивается отношеніемъ площади эквивалентной пластинки къ величинѣ поверхности винта. Чѣмъ больше это отношеніе, тѣмъ бо̀льшею поддерживающей способностью обладаетъ данный винтъ.

Мы и раньше оцѣнивали такимъ же образомъ достоинство того или другого поддерживающаго аппарата. Если поддерживающій аппаратъ, при той же затрачиваемой работѣ, можетъ произвести тотъ же эффектъ, имѣя въ то же время поддерживающую поверхность въ n разъ меньшую, чѣмъ другой поддерживающій аппаратъ, то мы говорили, что первый въ n разъ лучше послѣдняго.

Относительно винтовъ должна быть сдѣлана оговорка, заключающаяся въ томъ, что за величину ихъ поверхности принимается не величина поверхности ихъ лопастей, а площадь круга описываемаго лопастями—для подобнаго рода замѣны существуетъ два основанія—первое, это то, что подобная замѣна значительно упрощаетъ всѣ вычисленія, второе же имѣетъ нѣкоторый механическій смыслъ, заключающійся въ томъ, что качество винта не зависитъ ни отъ числа его лопастей, ни отъ ихъ ширины. Наименьшее количество лопастей, которое долженъ имѣть винтъ—это двѣ, но если ихъ будетъ четыре, то результатъ отъ этого не измѣнится, то же слѣдуетъ сказать и относительно ширины лопастей, т. е., относительно ихъ размѣра въ направленіи вращенія винта. Единственно, что вліяетъ на качество винта даннаго типа—это отношеніе его шага къ діаметру.

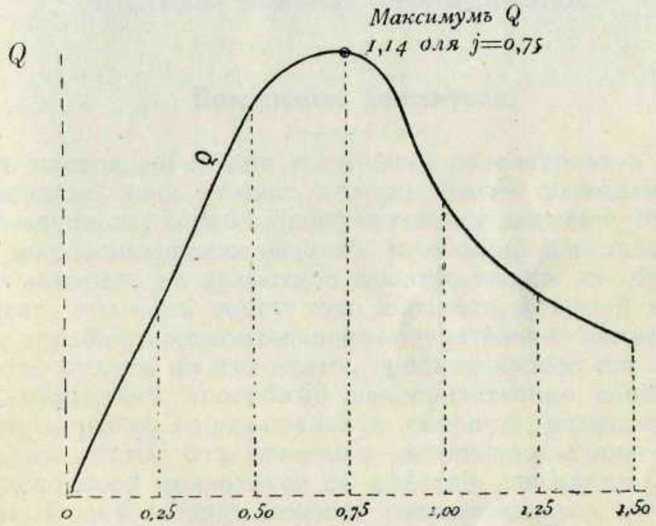
Полковникъ Ренаръ нашелъ, что лучшіе винты, которые онъ испытывалъ можно было оцѣнить цифрою 1,14—это показываетъ, что лучшій винтъ былъ эквивалентенъ пластинкѣ, площадь которой въ 1,14 раза больше площади круга, описываемаго лопастями даннаго винта. Сравнительно съ поддерживающей способностью аэроплановъ—это очень мало.

На рисункѣ 32 изображена діаграмма, вычерченная полк. Ренаромъ на основаніи его опытовъ. Она даетъ зависимость между отношеніемъ шага къ діаметру винта и его поддерживающей способностью.

На оси абсциссъ діаграммы отложены отношенія шага къ діаметру винта, а на оси ординатъ соотвѣтствующая поддерживающая способность.

Мы видимъ, что въ началѣ, т. е., когда шагъ винта равенъ нулю и поддерживающая способность равна нулю, затѣмъ она быстро возрастаетъ и достигаетъ maximum'а при отношеніи шага къ діаметру равнымъ 0,75. Эта діаграмма относится, конечно, только къ тому типу винтовъ, которые были испытываемы.

Путемъ очень сложныхъ вычисленій, которыя мы здѣсь не будемъ приводить, полк. Ренаръ пришелъ къ заключенію, что наибольшая поддерживающая способность вертикальнаго винта не можетъ быть больше 6, т. е., что лучшій винтъ эквивалентенъ пластинкѣ, которая въ 6 разъ больше площади круга описываемаго его лопастями. Такіе неблагопріятные результаты получаются отъ того, что поддерживающіе винты должны обладать очень большой скоростью – они должны дѣлать въ минуту 200—600 оборотовъ, а при такой скорости воздухъ не успѣваетъ подтекать къ лопастямъ.



Отношеніе шага винта къ діаметру.

Рис. 32.

Для величины груза, который можетъ быть поднятъ поддерживающимъ винтомъ полк. Ренаръ даетъ формулу, изъ которой видно, что эта величина пропорціональна третьей степени поддерживающей способности винта, обратно пропорціональна шестой степени вѣса индикаторной силы двигателя и обратно пропорціональна вѣсу винта того же типа, но который имѣетъ діаметръ въ одинъ метръ.

Дѣлая подсчетъ полк. Ренаръ нашелъ, что для испытаннаго имъ винта, поддерживающая способность котораго была равна

1,14, при двигателѣ, вѣсящемъ 10 клгр. на одну индикаторную силу, максимальное количество груза, которое можетъ быть поднято, равно только 160 гр.

При уменьшеніи вѣса двигателя поднимаемый грузъ долженъ быстро возрастать и мы видимъ, что при вѣсѣ двигателя въ 5 клгр. на силу, поднимаемый грузъ равенъ 10,3 клгр. при вѣсѣ двигателя равномъ 3 клгр. на силу, грузъ равняется уже 220 клгр. и при вѣсѣ двигателя 2 клгр. на силу, поднимаемый грузъ достигаетъ 2500 клгр.

Итакъ, будущность геликоптера зависитъ исключительно отъ усовершенствованій въ области уменьшенія вѣса двигателей.

Лекція 5.

Воздухъ, какъ опора для полученія поступательнаго движенія.

Воздушные движители.—Винты-движители.

Воздушные движители.

Въ настоящей лекціи мы будемъ разсматривать сопротивленіе воздуха, какъ условіе, которое даетъ возможность сообщить воздушному кораблю поступательное движеніе. Въ прошлой лекціи мы разсматривали воздухъ, какъ опору для поддерживанія нашего аппарата на извѣстной высотѣ, теперь же будемъ разсматривать его, какъ опору того аппарата, который сообщаетъ нашему кораблю горизонтальное поступательное движеніе. Этотъ аппаратъ, будетъ ли это винтъ, гребное колесо или еще какой нибудь механизмъ, способный непосредственно сообщить воздушному кораблю горизонтальную скорость, называютъ *движителемъ*, въ отличіе отъ *двигателя*—механизма, дающаго силу, при помощи которой приводится въ дѣйствіе движитель.

На первый взглядъ можетъ показаться, что, съ механической точки зрѣнія, между поддерживаніемъ тѣла на извѣстной высотѣ и перемѣщеніемъ его въ горизонтальномъ направленіи не должно существовать никакой разницы. Въ первомъ случаѣ усиліе винта служитъ для того, чтобы уравновѣсить силу тяжести, поддержать тѣло на извѣстной высотѣ и не дать ему упасть, а во второмъ случаѣ то же усиліе служитъ для преодоленія силы сопротивленія воздуха и для того, чтобы сообщить воздушному кораблю извѣстную горизонтальную скорость. Однако, въ дѣйствительности эти два случая не вполнѣ тождественны между собой, что заставляетъ разграничивать вопросъ о поддерживающихъ аппаратахъ отъ вопроса о движителяхъ.

Основное различіе между поддерживающимъ аппаратомъ и движителемъ заключается въ томъ, что послѣдній перемѣщается въ направленіи своей оси, тогда какъ первый этого перемѣщенія, вообще говоря, не имѣетъ.

Положимъ, что имѣется геликоптеръ, снабженный винтами, вращающимися въ горизонтальной плоскости. Послѣ того, какъ аппаратъ достигъ желаемой высоты, винты должны вращаться съ такою скоростью, чтобы аппаратъ не опускался и не поднимался болѣе. По вертикальному направленію аппаратъ остается неподвижнымъ и вращающіеся поддерживающіе винты во время полета не перемѣщаются въ направленіи своей оси.

Наоборотъ, когда винтъ служитъ движителемъ, онъ перемѣщается все время въ направленіи своей оси вмѣстѣ съ воздушнымъ кораблемъ и въ нашихъ цѣляхъ насколько возможно увеличить это перемѣщеніе, т. е., сообщить кораблю возможно бóльшую скорость.

Еслибы движитель оставался все время неподвижнымъ, т. е., еслибы можно было придумать какой нибудь механизмъ, при помощи котораго скорость передавалась бы воздушному кораблю, а самъ движитель не перемѣщался бы, то дѣйствіе винта-движителя и поддерживающаго винта было бы совершенно тождественно. Въ дѣйствительности же движитель перемѣщается по отношенію къ окружающему его воздуху вмѣстѣ съ воздушнымъ кораблемъ и это перемѣщеніе вліяетъ на направленіе воздушныхъ струй, встрѣчающихъ движитель, что въ значительной степени измѣняетъ видъ явленія.

Положимъ, что у насъ имѣется прямоугольная пластинка, перемѣщающаяся по направленію своей нормали. Эта пластинка, передвигаясь, побѣждаетъ сопротивленіе воздуха и въ силу того, что дѣйствіе равно противодѣйствію, испытываетъ извѣстное усиліе, передаетъ его воздушному кораблю и заставляетъ послѣдній перемѣщаться.

Подобный движитель, конечно, слишкомъ несовершененъ, чтобы могъ примѣняться на практикѣ, но мы разсмотримъ его, какъ наиболѣе простой и позволяющій легко уяснить себѣ многія обстоятельства, которыя въ одинаковой степени относятся и къ движителямъ болѣе сложныхъ конструкцій, но въ послѣднемъ случаѣ являются менѣе наглядными.

Къ подобному пріему мы уже прибѣгали въ томъ случаѣ, когда рѣчь шла о поддерживающихъ аппаратахъ и изъ разсмотрѣнія системы ортоптера нами были сдѣланы выводы, которые затѣмъ были приложены ко всѣмъ другимъ поддерживающимъ аппаратамъ. Вполнѣ понятно, что ортоптеръ является такимъ же примитивнымъ поддерживающимъ аппаратомъ, какъ и наша пластинка въ качествѣ движителя.

Рис. 33 представляетъ горизонтальную проекцію тѣла управляемаго аэростата, который перемѣщается горизонтально по направленію стрѣлки, а движителемъ служатъ двѣ пластинки p, перемѣщающіяся въ направленіи обратномъ перемѣщенію воздушнаго корабля. (*Двѣ* пластинки взяты для симметріи). Какъ мы уже говорили, эти пластинки будутъ испытывать нѣкоторую реакцію. Эта реакція уравновѣшиваетъ сопротивленіе, которое испытываетъ воздушный корабль при своемъ поступательномъ движеніи.

Такъ какъ намъ извѣстна величина сопротивленія воздуха для тонкой пластинки и для тѣла воздушнаго корабля, то мы

можемъ условіе этого равновѣсія выразить въ видѣ уравненія. Мы можемъ написать, что сопротивленіе движенію воздушнаго корабля равно коэффиціенту K, характеризующему его форму, умноженному на площадь миделевого сѣченія S_1, и на квадратъ скорости по отношенію къ окружающему воздуху V.

$$R = K\ S_1\ V^2$$

Послѣднее выраженіе мы можемъ написать нѣсколько въ другой формѣ, а именно: всякую поверхность, которая имѣетъ извѣстный коэффиціентъ сопротивленія, можно замѣнить тонкой пластинкой, имѣющей другую площадь, чѣмъ разсматриваемая поверхность и коэффиціентъ сопротивленія K_0. Для того, чтобы имѣть право на такую замѣну, площадь тонкой пластинки должна быть выбрана такимъ образомъ, чтобы сопротивленіе ея, при той же самой скорости, въ точности равнялось сопротивленію разсматриваемой поверхности. При выполненіи этихъ условій, тонкая пластинка, съ точки зрѣнія сопротивленія, будетъ *эквивалентна* разсматриваемой поверхности.

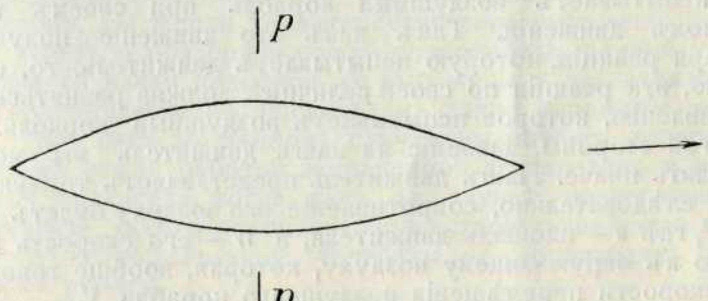


Рис. 33.

Положимъ, что при условіи, что пластинка двигается съ тою же скоростью, какъ и нашъ воздушный корабль, соотвѣтствующая площадь ея равна S, тогда ея сопротивленіе будетъ равно $K_0\ S\ V^2$ и въ силу того, что пластинка эквивалентна съ точки зрѣнія сопротивленія поверхности воздушнаго корабля, мы можемъ написать:

$$R = K\ S_1\ V^2 = K_0\ S\ V^2$$

или: $$K\ S_1 = K_0\ S$$

откуда — $$S = \frac{K\ S_1}{K_0} = \sigma\ S_1$$

Какъ опредѣляется коэффиціентъ σ, было указано въ 3-ей лекціи.

Площадь S является площадью фиктивной—она сама не дѣйствуетъ, она только эквивалентна дѣйствующей поверхности. Вообще говоря. она отличается отъ этой послѣдней—она можетъ быть больше ея, какъ, напримѣръ, въ случаѣ движенія полусферы, направленной въ сторону движенія своей вогнутостью, можетъ быть равна ей, когда дѣйствующая поверхность сама является плоскостью и можетъ быть меньше ея, что всегда и бываетъ на практикѣ, такъ какъ перемѣщающемуся тѣлу стараются придать форму, имѣющую возможно меньшее сопротивленіе. При перемѣщеніи, напримѣръ, сферы, площадь S будетъ въ 6 разъ меньше площади большого круга сферы, такъ какъ мы видѣли раньше, σ для сферы $= \frac{1}{6}$. При перемѣщеніи тѣла удлиненной, веретенообразной формы, характеристика длины котораго есть 3, S будетъ составлять $\frac{1}{30}$ площади его миделевого сѣченія и т. д. Во всякомъ случаѣ, какова бы ни была форма тѣла, S всегда пропорціонально S_1.

Итакъ, мы имѣемъ величину сопротивленія воздуха, которое испытываетъ воздушный корабль при своемъ поступательномъ движеніи. Такъ какъ это движеніе получается благодаря реакціи, которую испытываетъ движитель, то, слѣдовательно, эта реакція по своей величинѣ должна равняться тому сопротивленію, которое испытываетъ воздушный корабль. Но, съ другой стороны, давленіе на нашъ движитель мы можемъ опредѣлить иначе. Нашъ движитель представляетъ тонкую пластинку, слѣдовательно, сопротивленіе его воздуху будетъ равно $K_0\, s\, W^2$, гдѣ s — площадь движителя, а W — его скорость по отношенію къ окружающему воздуху, которая, вообще говоря, не равна скорости перемѣщенія воздушнаго корабля V.

Въ силу того, что реакція, испытываемая движителемъ равна сопротивленію воздушнаго корабля, можемъ написать:

$$K_0\, S\, V^2 = K_0\, s\, W^2$$

или:

$$S\, V^2 = s\, W^2$$

откуда —

$$\frac{V^2}{W^2} = \frac{s}{S} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (35)$$

Изъ послѣдняго выраженія мы видимъ, что квадратъ отношенія скорости перемѣщенія судна къ скорости движителя равенъ отношенію площади движителя къ площади пластинки эквивалентной, съ точки зрѣнія сопротивленія, поверхности воздушнаго корабля.

Назовемъ это отношеніе черезъ ζ.

$$\frac{V^2}{W^2} = \frac{s}{S} = \zeta$$

и по извлеченіи корня будемъ имѣть:

$$\frac{V}{W} = \sqrt{\frac{s}{S}} = \sqrt{\zeta}$$

или, полагая $\sqrt{\zeta} = \lambda$, въ окончательной формѣ получимъ:

$$\frac{V}{W} = \sqrt{\frac{s}{S}} = \lambda \quad \ldots\ldots\ldots \quad (36)$$

Что такое λ? Если у насъ имѣются двѣ геометрически подобныя поверхности, то λ будетъ отношеніемъ ихъ соотвѣтствующихъ линейныхъ размѣреній.

Мы видимъ, что чѣмъ больше λ, т. е., чѣмъ больше размѣры движителя сравнительно съ размѣрами пластинки эквивалентной поверхности воздушнаго корабля, тѣмъ значительнѣе будетъ скорость перемѣщенія воздушнаго корабля по отношенію къ окружающему его воздуху, сравнительно со скоростью движителя.

Подобно тому, какъ при разсмотрѣніи поддерживающихъ аппаратовъ, мы нашли характеристическое выраженіе, позволяющее судить о поддерживающей способности данной системы, постараемся найти подобное же выраженіе и для движителей.

По отношенію къ движителямъ такое выраженіе найдется легче, такъ какъ въ данномъ случаѣ мы можемъ говорить объ отношеніи между работой затраченной двигателемъ и полезной работой движителя, тогда какъ въ случаѣ поддерживающихъ аппаратовъ, такого отношенія существовать не могло въ силу того, что поддерживающіе аппараты не производятъ никакой полезной работы.

Въ самомъ дѣлѣ, поддерживающіе аппараты, при извѣстной затратѣ работы двигателя, позволяютъ тѣлу свободно висѣть въ воздухѣ, но не перемѣщаютъ его, а слѣдовательно, не производятъ и полезной работы, движители же, при помощи приложенной къ нимъ силы, перемѣщаютъ воздушный корабль и, слѣдовательно, производятъ полезную работу.

Отношеніе полезной работы движителя къ работѣ двигателя называется *отдачей*.

Полезная работа, очевидно, равна сопротивленію движенію воздушнаго карабля R, умноженному на пройденный въ единицу времени путь, который равенъ скорости воздушнаго корабля по отношенію къ окружающему воздуху V:

$$T = RV = K_0\, S\, V^3 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (37$$

Работа двигателя равна давленію, испытываемому движителемъ, точно также умноженному на пройденный путь, но, на этотъ разъ, не на пройденный путь воздушнаго корабля, а на путь пройденный движителемъ.

Давленіе равно $K_0 s W^2$.

Пройденный же въ единицу времени путь мы должны взять въ данномъ случаѣ не по отношенію къ окружающему воздуху, а по отношенію къ той части машины, которая дѣйствуетъ на движитель и стремится отодвинуть его въ направленіи обратномъ къ направленію дѣйствующей на него реакціи, слѣдовательно, мы должны принять во вниманіе перемѣщеніе движителя по отношенію къ воздушному кораблю и путь пройденный въ единицу времени есть скорость пластинки движителя по отношенію къ тѣлу корабля.

Чтобы оцѣнить усиліе движителя, надо разсматривать его скорость по отношенію къ воздуху, для перемѣщенія же, которое движитель получаетъ отъ дѣйствія машины, установленной на борту воздушнаго корабля, надо взять скорость лопатки по отношенію къ кораблю. Обозначимъ эту скорость буквою U. Вообще говоря, U не равно ни W, ни V, но если предположить, что воздушный корабль неподвиженъ (пусть онъ будетъ, напримѣръ, привязанъ), будетъ неподвиженъ и воздухъ окружающій движитель и тогда U будетъ, очевидно, равно W, т. е., скорость движителя по отношенію къ воздуху и по отношенію къ воздушному кораблю будутъ равны между собою. Но такое равенство можетъ существовать только тогда, когда не существуетъ скорости воздушнаго корабля по отношенію къ воздуху, въ противномъ же случаѣ $U = W + V$, что легко можно видѣть изъ слѣдующаго числового примѣра:

Пусть скорость воздушнаго корабля по отношенію къ окружающему воздуху $V = 1$ метръ въ сек. Наблюдатель, находящійся на борту корабля, смотритъ на лопатку и видитъ, что она перемѣщается въ единицу времени по отношенію къ воздушному кораблю на 3 метра — это и есть искомая нами скорость U. Въ концѣ одной секунды лопатка движителя перемѣстится на 3 метра по отношенію къ воздушному кораблю, но за тотъ же промежутокъ времени она вмѣстѣ съ корпусомъ воздушнаго корабля будетъ перенесена въ обратномъ направленіи на 1 метръ, слѣдовательно, въ результатѣ по отношенію къ окружающему воздуху она перемѣстится въ единицу времени на 2 метра, т. е., скорость W будетъ равна 2 метр. въ сек.

Такимъ образомъ мы имѣемъ:

$V = 1$ метр. въ сек.; $W = 2$ метр. въ сек.; $U = 3$ метр. въ сек.

Слѣдовательно:
$$U = W + V \quad \ldots\ldots\ldots\ldots (38)$$

т. е., скорость перемѣщенія движителя по отношенію къ воздушному кораблю равна суммѣ абсолютныхъ величинъ скорости движителя по отношенію къ окружающему воздуху и скорости воздушнаго корабля также по отношенію къ окружающему воздуху.

Мы говоримъ „суммѣ абсолютныхъ величинъ“, такъ какъ въ данномъ случаѣ нами не принятъ во вниманіе знакъ, т. е., направленіе скоростей W и V.

Зная величину U, мы можемъ написать выраженіе работы двигателя, такъ какъ пройденный въ единицу времени путь равенъ скорости U.

$$T_m = K_0 s W^2 U \quad \ldots\ldots\ldots\ldots (39)$$

Величина полезной работы по выраженію (37)

$$T_u = K_0 S V^3$$

Дѣля послѣднее выраженіе на первое, получимъ отдачу, которую обозначимъ буквою ρ.

$$\rho = \frac{T_u}{T_m} = \frac{K_0 S V^3}{K_0 s W^2 U} = \frac{S V^3}{s W^2 U}$$

Пользуясь выраженіемъ (35), получимъ:

$$\rho = \frac{s W^2 V}{s W^2 U} = \frac{V}{U} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots (40)$$

Отдача, такимъ образомъ, равна отношенію скорости поступательнаго движенія воздушнаго корабля по отношенію къ окружающему воздуху къ скорости движителя по отношенію къ воздушному кораблю.

Отношеніе $\frac{V}{W}$ было обозначено нами буквою λ, слѣдовательно, $V = \lambda W$.

Съ другой стороны $U = V + W$.

Вставляя два послѣднія выраженія V и U въ формулу отдачи, получимъ:

$$\rho = \frac{V}{U} = \frac{\lambda W}{\lambda W + W} = \frac{\lambda}{1 + \lambda} \quad \ldots\ldots\ldots (41)$$

λ—есть отношеніе соотвѣтствующихъ линейныхъ размѣровъ дѣйствительной поверхности нашего движителя и площади пластинки эквивалентной, съ точки зрѣнія сопротивленія, поверхности воздушнаго корабля; поэтому, если площадь движителя, уменьшаясь, будетъ стремиться къ нулю, будетъ стремиться къ нулю и λ, а вмѣстѣ съ нею и отдача ρ.

Слѣдовательно, при безконечно малой площади движителя, будетъ безконечно мала и полезная работа.

Если площадь нашего движителя въ точности равна площади пластинки эквивалентной поверхности воздушнаго корабля, т. е., если $s = S$, то $\lambda = 1$ и отношеніе

$$\rho = \frac{\lambda}{1 + \lambda} = \frac{1}{2} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots (42)$$

Слѣдовательно, въ данномъ случаѣ полезная работа равна половинѣ работы расходуемой двигателемъ.

Положимъ, что корпусъ нашего воздушнаго корабля, представляетъ собою удлиненное, веретенообразное тѣло, характеристика длины котораго есть 3, въ этомъ случаѣ площадь пластинки, эквивалентной ему съ точки зрѣнія сопротивленія, равна $\frac{1}{30}$ его миделевого сѣченія и, слѣдовательно, если мы удовольствуемся тѣмъ, чтобы полезная работа движителя была равна половинѣ работы двигателя, то должны взять движитель, площадь котораго была бы равна $\frac{1}{30}$ миделевого сѣченія корпуса нашего воздушнаго корабля.

Чѣмъ больше мы будемъ увеличивать площадь движителя, тѣмъ больше будетъ λ и тѣмъ больше ρ будетъ приближаться къ единицѣ.

Однако, только при $\lambda = \infty$, т. е., когда площадь движителя будетъ безконечно большой, отдача будетъ равна единицѣ и вся работа двигателя перейдетъ въ полезную работу движителя.

Отсюда мы видимъ, что полной отдачи достигнуть нельзя, но чѣмъ значительнѣе будутъ размѣры движителя, тѣмъ большее количество работы двигателя будетъ затрачено продуктивно.

Отдача можетъ быть всегда подсчитана, если извѣстна площадь движителя и площадь пластинки, эквивалентной съ точки зрѣнія сопротивленія, поверхности воздушнаго корабля.

Чтобы улучшить качество движителя, надо увеличить его отдачу; послѣднее можетъ быть достигнуто двумя способами: или увеличеніемъ площади движителя, или уменьшеніемъ площади пластинки эквивалентной поверхности воздушнаго корабля, т. е., выборомъ корпуса воздушнаго корабля такой формы, которая бы оказывала возможно меньшее сопротивленіе.

Мы говорили выше, что нашъ движитель имѣетъ въ единицу времени нѣкоторое перемѣщеніе по отношенію къ окружающему воздуху. Это перемѣщеніе равно скорости W и называется *абсолютнымъ скольженіемъ* движителя.

Отношеніе же абсолютнаго скольженія движителя къ его скорости по отношенію къ корпусу воздушнаго корабля называется *относительнымъ скольженіемъ* движителя. Обозначая его буквою r, получимъ:

$$r = \frac{W}{U} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (43)$$

Въ томъ числовомъ примѣрѣ, который мы разсматривали оно будетъ равно $\frac{2}{3}$.

Выразимъ относительное скольженіе черезъ λ.

$$r = \frac{W}{U} = \frac{W}{V + W} = \frac{W}{\lambda\, W + W}$$

или:

$$r = \frac{1}{1 + \lambda} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (44)$$

Мы видѣли, что отдача $\rho = \frac{\lambda}{1 + \lambda}$, отсюда имѣемъ, что

$$r + \rho = \frac{1}{1 + \lambda} + \frac{\lambda}{1 + \lambda} = 1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (45а)$$

или:

$$r = 1 - \rho \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (45в)$$

Слѣдовательно, относительное скольженіе равно разности между единицей и отдачей.

Изъ формулы (44) мы видимъ, что чѣмъ меньше λ, тѣмъ больше относительное скольженіе и при $\lambda = 0$, мы будемъ имѣть скольженіе равное единицѣ. Въ этомъ случаѣ воздушный корабль не будетъ имѣть поступательнаго движенія.

При $\lambda = 1$, мы имѣемъ относительное скольженіе равное $\frac{1}{2}$ и, въ этомъ частномъ случаѣ, равнымъ отдачѣ.

Когда λ бóльше единицы, мы будемъ имѣть для отдачи величину приближающуюся къ единицѣ, а для скольженія приближающуюся къ нулю.

Мы разсмотрѣли какъ движитель тонкую пластинку, перемѣщающуюся по направленію своей нормали, для того, чтобы выяснить, что такое *относительное скольженіе*, такъ какъ величина относительнаго скольженія является характеристикой всякаго движителя.

Чѣмъ больше скольженіе, тѣмъ меньше отдача и тѣмъ менѣе продуктивенъ данный движитель.

Пластинка, передвигающаяся по направленію своей нормали, является движителемъ очень несовершеннымъ, какъ и его прототипъ ортоптеръ.

Мы видѣли, что для того, чтобы увеличить качество поддерживанія, надо было воздушный потокъ заставить дѣйствовать наклонно на поддерживающій аппаратъ, то же надо сдѣлать и по отношенію къ движителю, чтобы улучшить его качество.

Вполнѣ понятно, что мы не можемъ имѣть движителя, зависящаго отъ вертикальной скорости, подобно тому, какъ поддерживаніе аэроплана зависитъ отъ горизонтальной скорости. Слѣдовательно, у насъ нѣтъ двухъ способовъ, чтобы осуществить наклонное дѣйствіе воздушнаго потока и единственный движитель, который можетъ быть примѣненъ—это движитель, независящій отъ вертикальной скорости.

Въ свое время было предложено множество всевозможныхъ системъ движителей, но единственно удачной является винтъ.

Идеальнымъ движителемъ будетъ тотъ, который не будетъ имѣть скольженія и, слѣдовательно, отдача котораго равна единицѣ. На практикѣ это невозможно, но всякій движитель долженъ быть такого рода, чтобы хотя при нѣкоторыхъ геометрическихъ или кинематическихъ условіяхъ его скольженіе было равно нулю.

Для разсматриваемаго нами движителя, какъ мы видѣли, это будетъ тогда, когда тонкая пластинка будетъ неподвижна по отношенію къ окружающему ее воздуху.

Воздушный корабль въ этомъ случаѣ будетъ двигаться съ тою же скоростью съ которой машина перемѣщаетъ пластинку-движитель.

Въ этомъ случаѣ $W=0, U=V, \lambda=\infty, \rho=1$ и $r=0$.

Однако, могутъ существовать движители, которые ни при какихъ условіяхъ не будутъ имѣть скольженіе равнымъ нулю.

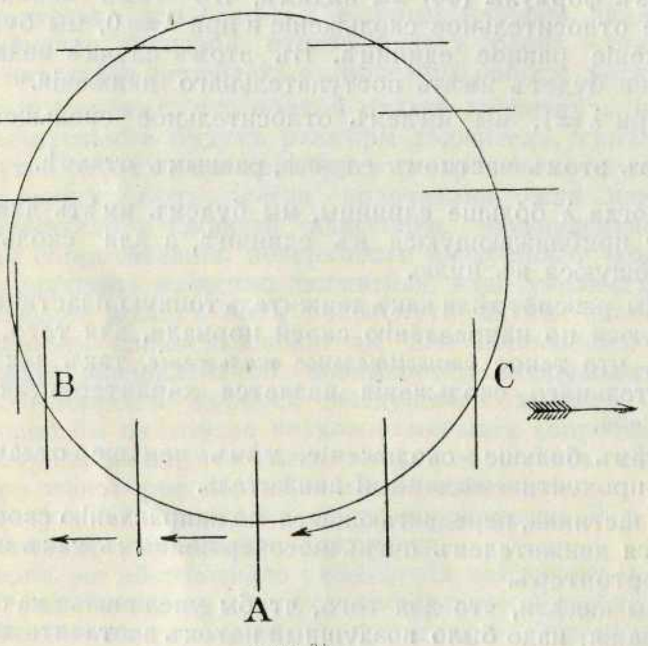


Рис. 34.

Положимъ, что мы имѣемъ ободъ (рис. 34), къ которому присоединены лопатки. Эти лопатки при помощи нѣкотораго механизма устроены такимъ образомъ, что въ нижней части своего пути онѣ остаются всегда вертикальными, а при переходѣ въ верхнюю часть пути, становятся горизонтальными.

Воздушный корабль перемѣщается по направленію оперенной, а лопатки по направленію неоперенной стрѣлки.

Различныя, лопатки имѣютъ неодинаковую горизонтальную скорость: лопатка A двигается быстрѣе, чѣмъ лопатки B и C. Предполагая, что воздушный аппаратъ имѣетъ скорость V, равную скорости по отношенію къ воздушному кораблю лопатки A, не трудно видѣть, что лопатка A не будетъ имѣть скольженія, но въ то же время B будетъ имѣть отрицательное скольженіе, т. е., ея скорость по отношенію къ воздуху будетъ направлена въ ту же сторону, какъ и скорость воздушнаго корабля, а реакція будетъ направлена въ обратную сторону. Такимъ образомъ, пластинка B не будетъ служить движителемъ, но, наоборотъ, будетъ затруднять движеніе воздушнаго корабля. И какъ бы мы ни измѣняли въ данномъ случаѣ скоростей воздушнаго корабля и движителя, мы никогда не будемъ имѣть для всѣхъ пластинокъ въ одинъ и тотъ же моментъ скольженіе равнымъ нулю.

Всѣ подобные движители должны быть отвергнуты a priori.

Существуютъ нѣкоторыя системы движителей, которыя удовлетворяютъ поставленнымъ выше условіямъ; теоретически такіе движители пріемлемы, но на практикѣ они имѣютъ настолько сложную конструкцію, что предпочтеніе должно быть отдано винту.

Винты-движители.

Изслѣдованія движителя винта является болѣе сложнымъ, чѣмъ изслѣдованіе, только что разсмотрѣннаго нами, ортогональнаго движителя.

При изученіи поддерживающихъ винтовъ, мы видѣли, что для каждаго винта можетъ быть найдена пластинка, которая эквивалентна ему съ точки зрѣнія поддерживающей способности. Однако, если мы какой нибудь поддерживающій винтъ употребимъ въ качествѣ движителя, то найденная для него, какъ для поддерживающаго аппарата, пластинка не будетъ, эквивалентна ему, какъ движителю. Причина этого несоотвѣтствія заключается въ томъ, что, вслѣдствіе движенія судна, направленіе воздушныхъ струй, дѣйствующихъ на винтъ, будетъ иное сравнительно съ тѣмъ, которое было, когда винтъ служилъ для поддерживанія и не имѣлъ перемѣщенія по своей оси.

Эта разница въ направленіи струй сказывается въ томъ, что, когда винтъ служитъ поддерживающимъ аппаратомъ, вслѣдствіе малости угла, подъ которымъ онъ встрѣчаетъ струи воздуха, нормальная къ его поверхности слагающая сила очень близка къ вертикальной слагающей, дающей поддерживаніе, если же мы употребимъ тотъ же винтъ какъ движитель, то нормальная слагающая сила не будетъ близка къ слагающей горизонтальной, которая въ данномъ случаѣ сообщаетъ воздушному кораблю поступательное движеніе.

Положимъ, что AB (рис. 35) представляетъ воздушный корабль, который перемѣщается при помощи одного винта, вращающагося около горизонтальной оси, направленіе которой совпадаетъ съ BC и есть продолженіе оси корабля AB.

Пусть къ головкѣ винта укрѣпленъ неподвижно стержень, перпендикулярный плоскости чертежа и проектирующійся въ точку D. Къ этому стержню неподвижно присоединена лопасть.

Плоскость параллельная плоскости чертежа пересѣчетъ эту лопасть по линіи очень малой кривизны. Примемъ ее за прямую и изобразимъ на нашемъ чертежѣ отрѣзкомъ EF.

EF составляетъ съ перпендикуляромъ къ оси вращенія винта уголъ γ.

Еслибы воздушный корабль оставался неподвижнымъ, а винтъ вращался, то точка D вращалась бы въ плоскости DH, перпендикулярной къ плоскости чертежа и элементъ лопасти EF встрѣчалъ бы воздушный потокъ подъ угломъ γ, но въ дѣйствительности воздушный корабль имѣетъ поступательную ско-

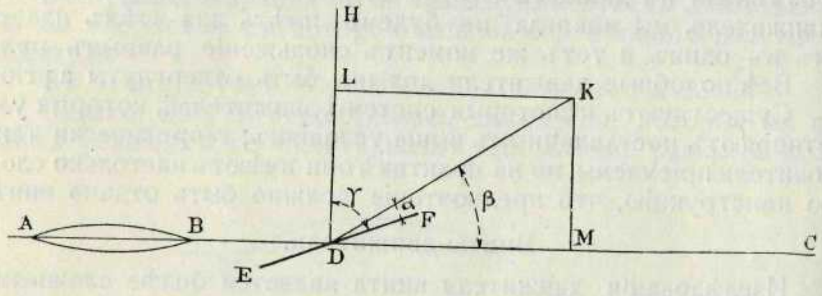


Рис. 35.

рость, и, благодаря этому, струи воздуха, какъ мы увидимъ ниже, имѣютъ по отношенію къ винту направленіе DK, которое съ EF составляетъ уголъ α.

Пусть винтъ вращается въ направленіи отъ D къ H. Каждая точка лопасти винта описываетъ нѣкоторый кругъ, который проектируется на чертежѣ прямой линіей, совпадающей съ DH или параллельной ей.

Скорость движенія какой нибудь точки винта выразится формулой:

$$w = 2\,\pi\,\rho\,n,$$

гдѣ w—есть скорость точки винта, ρ есть разстояніе этой точки отъ оси вращенія винта BC, а n — число оборотовъ винта въ секунду.

Скорость взятой нами точки обозначимъ на чертежѣ векторомъ DL, а скорость поступательнаго движенія воздушнаго корабля, которая равна V, векторомъ DM.

Результирующая скорость этихъ двухъ движеній будетъ діагональ прямоугольника $DLKM$.

Такимъ образомъ, въ томъ случаѣ когда воздушный корабль будетъ имѣть поступательное движеніе со скоростью V, направленіе воздушнаго потока по отношенію къ винту будетъ DK, и уголъ, подъ которымъ этотъ воздушный потокъ дѣйствуетъ на винтъ, будетъ равенъ KDF, который мы обозначили черезъ α.

Чѣмъ больше будетъ скорость V, тѣмъ DK будетъ болѣе наклонно.

Если мы обозначимъ черезъ β уголъ KDM, то:

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{w}{V} = \frac{2\,\pi\rho\,n}{V} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; (46)$$

Кромѣ того между углами α, β и γ существуетъ слѣдующее соотношеніе:

$$\gamma - \alpha + \beta = 90^0$$

или:

$$\alpha = \beta + \gamma - 90^0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (47)$$

Вмѣсто того, чтобы разсматривать то, что происходитъ за промежутокъ времени въ одну секунду, можно разсматривать то, что происходитъ за одинъ оборотъ винта.

За это время наша точка вмѣсто того, чтобы описать по круговой траекторіи разстояніе w, пройдетъ полный кругъ, длина котораго равна $2\pi\rho$.

Съ другой стороны, такъ какъ число оборотовъ въ секунду равно n, то путь пройденный точкою за одинъ оборотъ будетъ равенъ $\frac{w}{n}$, такимъ образомъ имѣемъ:

$$\frac{w}{n} = 2\pi\rho.$$

За это время воздушный корабль перемѣстится на нѣкоторую величину a, которую назовемъ перемѣщеніемъ за одинъ оборотъ.

Очевидно, что $\qquad a = \frac{V}{n}$. $\; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (48)$

Перемѣщеніе воздушнаго корабля за одинъ оборотъ, вообще говоря, не равно шагу винта. Это равенство существовало бы только въ томъ случаѣ, еслибы винтъ не имѣлъ скольженія, т. е., еслибы онъ двигался въ воздухѣ, какъ обыкновенный винтъ въ гайкѣ, но такъ какъ всякій винтъ имѣетъ скольженіе, то перемѣщеніе за одинъ оборотъ зависитъ не только отъ шага винта но и отъ сопротивленія судна поступательному движенію.

Дѣля въ выраженіи (46) числитель и знаменатель на n, и принимая во вниманіе выраженіе (48), получимъ:

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{2\pi\rho}{a}.$$

Проектируя винтъ-движитель, мы должны, такимъ образомъ, принимать во вниманіе, что вслѣдствіе перемѣщенія воздушнаго корабля воздушный потокъ будетъ дѣйствовать на винтъ не въ перпендикулярномъ направленіи къ оси винта.

Еслибы винтъ не имѣлъ перемѣщенія по направленію оси, элементъ его лопасти составлялъ бы съ направленіемъ потока воздуха уголъ γ, при существованіи же поступательнаго движенія винта уголъ дѣйствія воздушнаго потока будетъ α и такъ какъ мы знаемъ, что $\alpha = \gamma + (\beta - 90^0)$ или $\alpha = \gamma - (90^0 - \beta)$, то мы можемъ сказать, что въ томъ случаѣ, когда винтъ имѣетъ поступательное движеніе, уголъ γ увеличивается на величину $\beta - 90^0$ или вѣрнѣе уменьшается на величину $90^0 - \beta$.

Слѣдуетъ обратить вниманіе, что уголъ β не остается однимъ и тѣмъ же для различныхъ точекъ по длинѣ лопасти винта. Въ самомъ дѣлѣ, въ выраженіи

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{2 \pi \rho}{a}$$

2π есть величина постоянная, a также не мѣняется для различныхъ точекъ винта, но ρ—разстояніе точки отъ оси винта, очевидно, различно для различныхъ точекъ лопасти. Если точка лежитъ близко къ оси винта, ρ будетъ очень мало, а вмѣстѣ съ нимъ и $\operatorname{tg} \beta$ будетъ очень малъ, наоборотъ, если мы возьмемъ точку около края винта, то для нея ρ будетъ имѣть сравнительно большое значеніе, а соотвѣтственно увеличится и уголъ β.

Мы видимъ, такимъ образомъ, что различныя части винта встрѣчаютъ воздушный потокъ не подъ однимъ и тѣмъ же угломъ наклоненія. Точки, находящіяся близъ оси винта, встрѣчаютъ воздушный потокъ подъ очень малымъ угломъ, лежащія же около периферіи подъ большимъ. Въ винтѣ хорошей конструкціи этого быть не должно, всѣ элементы его должны встрѣчать воздушный потокъ подъ однимъ и тѣмъ же угломъ, наиболѣе благопріятная величина котораго установлена при помощи испытаній. Положимъ, что величина эта опредѣлена въ 2^0. Слѣдовательно, нашъ винтъ долженъ быть сконструированъ такимъ образомъ, чтобы каждый элементъ его встрѣчалъ воздушный потокъ подъ угломъ въ 2^0.

Еслибы воздушный корабль не имѣлъ поступательной скорости, всѣ струи воздуха подтекали бы по перпендикулярному направленію къ оси его винта, что и имѣетъ мѣсто при поддерживающихъ винтахъ. Уголъ въ 2^0 долженъ былъ бы быть составленъ лопастью именно съ этимъ постояннымъ направленіемъ, и шагъ винта въ этомъ случаѣ долженъ быть постояннымъ.

При существованіи же перемѣщенія по направленію оси винта, воздушный потокъ дѣйствуетъ по нѣкоторой наклонной къ оси винта линіи, при чемъ уголъ наклоненія ея не остается все время постояннымъ, а измѣняется, какъ мы видѣли, отъ центра къ периферіи. Уголъ въ 2^0 каждый элементъ лопасти винта долженъ составлять именно съ этимъ перемѣннымъ направленіемъ, а слѣдовательно и самый шагъ винтовъ-движителей долженъ быть перемѣннымъ.

Разсмотримъ, какова будетъ величина реакціи и ея горизонтальная слагающая, которая именно и сообщаетъ поступательное движеніе воздушному кораблю, въ различныхъ точкахъ лопасти винта.

Если мы возьмемъ какую нибудь точку, лежащую очень близко къ оси винта, то перемѣщеніе за одинъ оборотъ будетъ очень значительно по сравненію со скоростью этой точки, слѣдовательно, уголъ β будетъ малъ, а уголъ γ великъ, какъ это и видно на рис. 36.

Въ этомъ случаѣ элементъ лопасти винта имѣетъ направленіе близкое къ оси.

Усиліе, нормальное къ поверхности лопасти, дѣйствуетъ въ направленіи DN, которая близка къ перпендикуляру къ оси вращенія, вслѣдствіе чего ея полезная составляющая DP очень мала, такъ какъ она получается отъ умноженія DN на $\cos\gamma$, а уголъ γ великъ. Если прибавить къ этому еще то, что скорости тѣхъ частей лопасти, которыя лежатъ близко къ оси вращенія

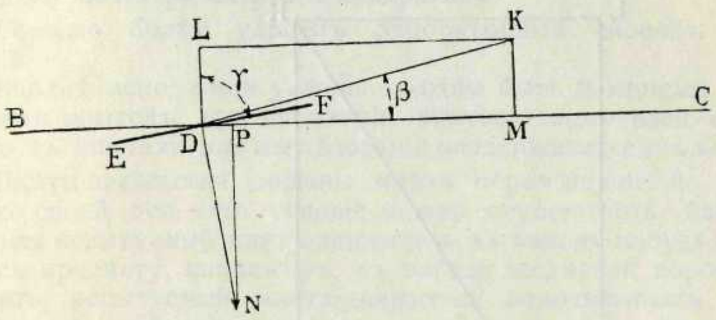


Рис. 36.

сравнительно не велики, то будетъ ясно, что части лопастей, лежащія около оси вращенія, очень малодѣятельны и не будетъ большого ущерба, если ихъ откинуть и замѣнить стержнями, придавъ послѣднимъ такую форму, которая бы по возможности представляла возможно меньшее сопротивленіе движенію.

На практикѣ такъ и дѣлаютъ.

По мѣрѣ удаленія элемента лопасти отъ оси винта, уголъ β увеличивается, какъ это видно на чертежѣ 37, уголъ же γ уменьшается и направленіе дѣйствія воздушнаго потока KD приближается къ LD, т. е., къ перпендикуляру къ оси вращенія.

Нормальное усиліе DN, которое возрастаетъ пропорціонально квадрату ρ, будетъ значительно больше, чѣмъ въ предыдущемъ случаѣ, а кромѣ того и направленіе его будетъ болѣе наклонное къ направленію перемѣщенія воздушнаго корабля, вслѣдствіе чего полезная слагающая составитъ сравнительно бо̀льшую часть DN. Мы видимъ отсюда, что части лопасти винта, лежащія около периферіи, являются наиболѣе дѣятельными.

Въ полезной части винта форма его мало отличается отъ винта съ постояннымъ шагомъ. Разница заключается въ томъ, что уголъ γ, вмѣсто того, чтобы быть равнымъ LDK долженъ быть увеличенъ на величину α, которая очень мала.

Отдѣлка винта, для того чтобы получить дѣйствительно наивыгоднѣйшее наклоненіе воздушнаго потока, должна быть очень тщательна.

Устройство винта съ перемѣннымъ шагомъ не представляетъ особыхъ конструктивныхъ и техническихъ затрудненій. Однако, все, что мы говорили до сихъ поръ, относится скорѣе къ теоріи, чѣмъ къ практикѣ.

Вопросъ о винтахъ-движителяхъ, какъ и многіе другіе вопросы авіаціи, требуетъ серьезнаго эксперементальнаго изученія.

Для испытанія винтовъ-движителей можетъ быть примѣнено два способа.

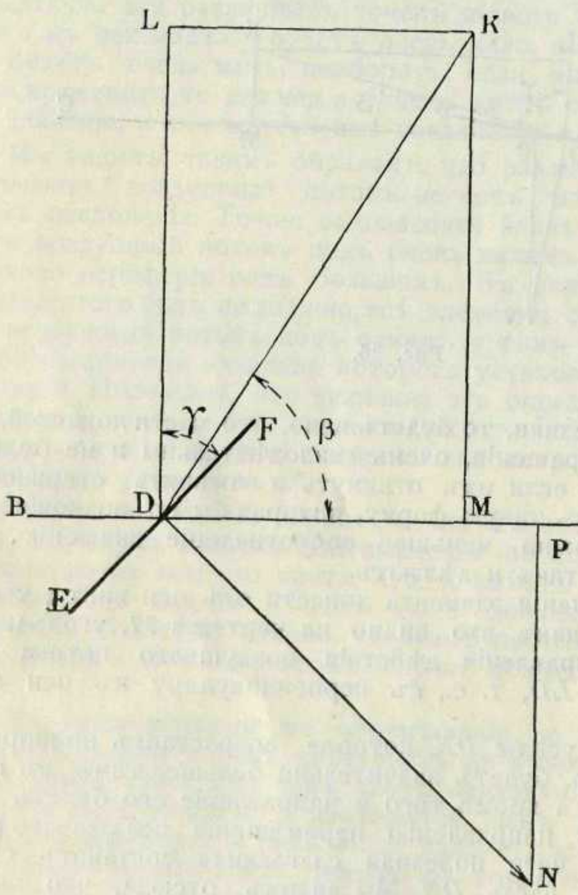


Рис. 37.

Одинъ изъ нихъ заключается въ присоединеніи винтовъ-движителей къ воздушному кораблю. Этотъ способъ требуетъ много времени и большихъ денежныхъ затратъ. При подобномъ видѣ изслѣдованія къ одному и тому же корпусу воздушнаго корабля присоединяютъ различные винты, опредѣляютъ полученные результаты и по нимъ судятъ, какой винтъ является лучшимъ для даннаго корпуса. Но какъ мы видѣли выше, существуетъ зависимость между сопротивленіемъ воздушнаго корабля

и движителемъ. Поэтому тотъ винтъ, который хорошъ для одного корпуса, не будетъ хорошъ для другого, который имѣетъ большее или меньшее сопротивленіе.

Надо, чтобы винтъ соотвѣтствовалъ корпусу даннаго воздушнаго корабля.

Такимъ образомъ, при этомъ способѣ изслѣдованія, необходимо испытывать не только нѣсколько винтовъ, присоединяя ихъ къ одному и тому же аппарату, но и каждый винтъ на большомъ числѣ различныхъ аппаратовъ.

Гораздо болѣе удобенъ лабораторный способъ изслѣдованій.

Вполнѣ ясно, какія условія должны быть измѣнены въ постановкѣ опытовъ при испытаніи винтовъ-движителей, сравнительно съ опытами для изслѣдованія поддерживающихъ винтовъ.

Винты-движители должны имѣть перемѣщеніе по направленію своей оси. Это условіе можно осуществить, или присоединяя испытуемый винтъ-движитель къ какому-нибудь движущемуся предмету, напримѣръ, къ вагону желѣзной дороги, или оставить испытуемый винтъ-движитель неподвижнымъ и подвергнуть его дѣйствію воздушнаго потока, полученнаго при помощи аэродинамической трубы.

Измѣряя и регулируя скорость паровоза, мы можемъ поставить нашъ винтъ въ условія аналогичныя тѣмъ, которыя онъ будетъ имѣть на воздушномъ кораблѣ и вращая его при помощи особаго двигателя, можемъ измѣрять интересующія насъ величины.

Тоже самое можно сказать и относительно способа туннеля, но здѣсь скорость окружающаго воздуха получается не вслѣдствіе перемѣщенія предмета, къ которому присоединенъ винтъ, а при помощи вентилятора, который гонитъ воздухъ черезъ аэродинамическую трубу. Скорость воздуха въ послѣднемъ случаѣ можетъ быть также легко урегулирована.

Поддерживающіе винты были извѣстны раньше винтовъ-движителей и потому изслѣдованы больше, чѣмъ послѣдніе. Для постройки винтовъ-движителей и по настоящее время нѣтъ достаточнаго числа опытныхъ данныхъ, а потому они до нѣкоторой степени строятся на удачу. Обыкновенно винты-движители дѣлаютъ такими же, какъ и поддерживающіе винты, т. е., также съ постояннымъ шагомъ, но только шагъ дѣлаютъ нѣсколько больше.

Мы видѣли, что для поддерживающихъ винтовъ по опытамъ полк. Ренара наиболѣе выгодные результаты получаются при шагѣ равномъ 0,75 діаметра винта, для винтовъ же движителей шагъ выгодно брать равнымъ діаметру винта. Кромѣ того, части лопастей, которыя лежатъ близко къ оси вращенія, часто замѣняютъ стержнями перпендикулярными къ оси винта или близкими къ перпендикуляру, чтобы увеличить уголъ дѣйствія воздушнаго потока и придать ему наиболѣе благопріятную величину.

Экспериментальное изученіе винтовъ-движителей приведетъ, по всей вѣроятности, къ значительному ихъ улучшенію, что очень важно, потому что дальнѣйшее уменьшеніе вѣса двигателей очень затруднительно.

Хотя поступательное движеніе и создаетъ для винтовъ-движителей нѣкоторыя иныя условія, чѣмъ существуютъ для поддерживающихъ винтовъ, но основные выводы, какъ для тѣхъ, такъ и для другихъ одинаково справедливы—это выводы, что площадь поверхности движителя имѣетъ большое вліяніе на полезную работу винта, что ширина лопасти не имѣетъ большого значенія и, наконецъ, что отъ выбора того или иного отношенія между шагомъ винта и его діаметромъ въ сильной степени зависитъ его коэффиціентъ полезнаго дѣйствія.

Мы видѣли, что на практикѣ всѣ движители, а въ частности винты, имѣютъ скольженіе, и чѣмъ больше скольженіе, тѣмъ меньше отдача и тѣмъ менѣе продуктивно работаетъ двигатель.

Скольженіе винтовъ-движителей тѣмъ больше, чѣмъ меньше площадь описываемаго ими круга по отношенію къ площади пластинки эквивалентной съ точки зрѣнія сопротивленія корпусу воздушнаго корабля. Это заставляетъ дѣлать винты возможно большихъ размѣровъ, чтобы получить лучшую отдачу. Однако существуютъ въ этомъ отношеніи нѣкоторыя условія, благодаря которымъ значительное увеличеніе діаметра винта не всегда является выгоднымъ.

Мнѣнія конструкторовъ въ этомъ отношеніи расходятся—нѣкоторые, какъ для аэроплановъ, такъ и для управляемыхъ аэростатовъ считаютъ болѣе цѣлесообразнымъ употреблять медленно вращающіеся винты большихъ діаметровъ, другіе же, наоборотъ, склоняются къ винтамъ быстровращающимся, но имѣющимъ сравнительно небольшіе размѣры.

Съ точки зрѣнія отдачи раціональнѣе, конечно, винты большого діаметра, но за то они тяжелѣе. Мы можемъ получить ту же силу, заставляя быстрѣе вращаться малый винтъ и при этомъ можетъ случиться, что весь механизмъ не проиграетъ въ вѣсѣ.

Съ другой стороны двигатели, которые примѣняются для управляемыхъ аэростатовъ и аэроплановъ, чтобы быть по возможности легкими, должны вращаться очень быстро. Поэтому примѣненіе медленно вращающихся, большихъ винтовъ требуетъ установки механизма, который бы позволялъ уменьшить число оборотовъ машины; устанавливая же такой механизмъ, мы должны считаться и съ его вѣсомъ и съ его коэффиціентомъ полезнаго дѣйствія.

Въ концѣ концовъ вопросъ представляется въ слѣдующемъ видѣ: для всего механизма, приводящаго въ движеніе нашъ воздушный корабль, мы располагаемъ нѣкоторымъ опредѣленнымъ вѣсомъ, если мы сдѣлаемъ большой винтъ, который имѣетъ лучшую отдачу и лучше утилизируетъ механическую мощность и поставимъ какой нибудь механизмъ для уменьшенія числа оборотовъ, то придется уменьшить вѣсъ, а вмѣстѣ съ тѣмъ и

силу нашего двигателя. Наоборотъ, установка винта небольшого размѣра позволяетъ не дѣлать никакихъ приспособленій для уменьшенія числа оборотовъ двигателя, самый винтъ кромѣ того легче и въ нашемъ распоряженіи остается большій вѣсъ для двигателя, который можетъ быть поставленъ, слѣдовательно, болѣе сильный.

Однако, чрезмѣрное уменьшеніе діаметра винта повлечетъ за собою плохую отдачу и, хотя двигатель будетъ и мощный

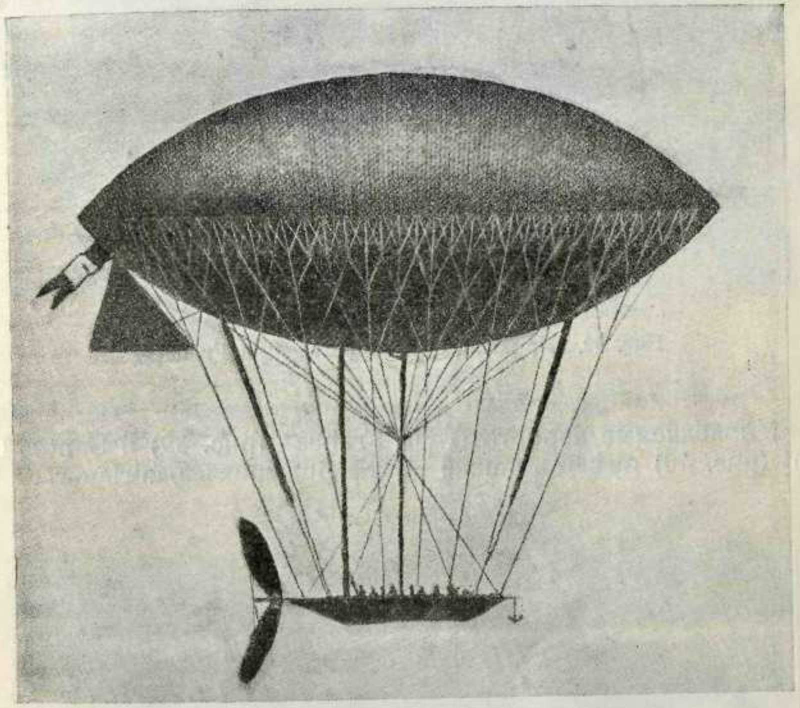


Рис. 38. Управляемый аэростатъ Dupuy de Lome.

но неэкономичная трата его энергіи не дастъ намъ выигрыша въ силѣ. При винтѣ же слишкомъ большомъ, хотя онъ и будетъ имѣть болѣе совершенную отдачу, выигрыша въ силѣ можетъ не получиться потому, что придется поставить слишкомъ легкій и поэтому слишкомъ слабый двигатель.

Такимъ образомъ, вопросъ о выборѣ той или иной скорости вращенія винта долженъ быть рѣшенъ отдѣльно для каждаго частнаго случая въ зависимости отъ конструктивныхъ и техническихъ условій.

Предѣлы въ которыхъ измѣняются размѣры винтовъ на существующихъ аппаратахъ, какъ на управляемыхъ аэростатахъ, такъ и на аэропланахъ весьма различны.

Рис. 38 представляетъ управляемый аэростатъ Dupuy de Lome. Размѣры его винтовъ по отношенію къ размѣрамъ его корпуса очень велики. Площадь описываемаго винтомъ круга равна почти половинѣ площади его миделевого сѣченія.

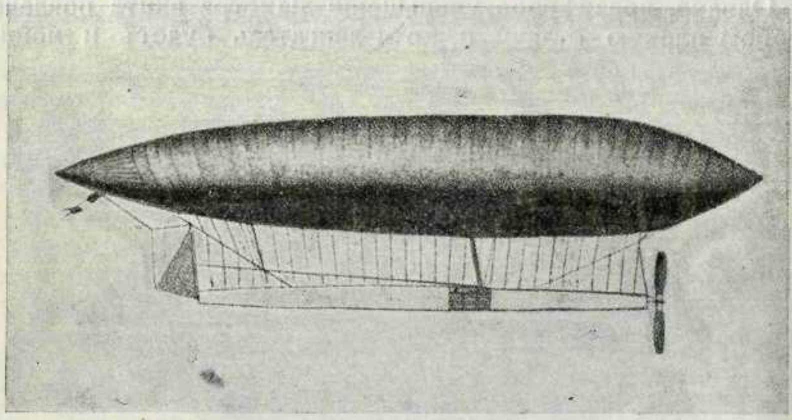


Рис. 39. Управляемый аэростатъ „la France".

Управляемые аэростаты „la France" (рис. 39) и Santos Dumont (рис. 40) имѣютъ также винты большихъ размѣровъ.

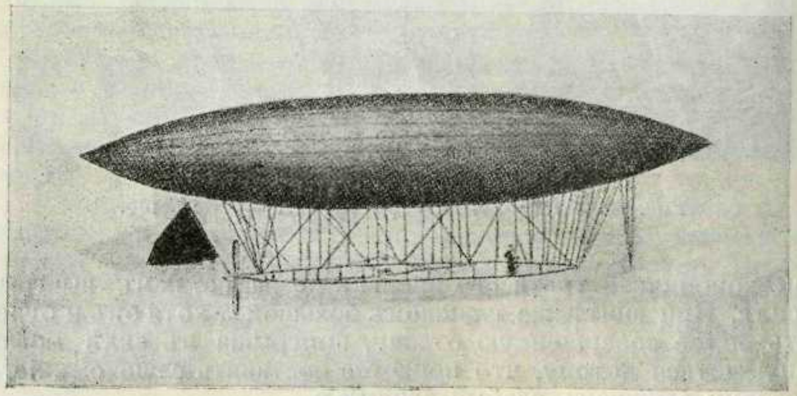


Рис. 40. Управляемый аэростатъ Santos-Dumont.

Сравнительно съ предыдущими очень малые винты имѣетъ управляемый аэростатъ Tissandier (рис. 41).

На рис. 42 изображенъ управляемый аэростатъ Woelfert'a, который имѣетъ винты несоразмѣрно малаго діаметра. Этотъ

управляемый аэростатъ былъ испытанъ въ 1898 г. и вслѣдствіе малости своихъ винтовъ совсѣмъ не могъ двигаться.

На рис. 43 изображенъ управляемый аэростатъ „République", который также имѣлъ очень небольшіе винты, но при испытаніяхъ далъ хорошіе результаты. Винты „République" надо разсматривать, какъ наименьшіе, которые могутъ быть примѣняемы для управляемыхъ аэростатовъ.

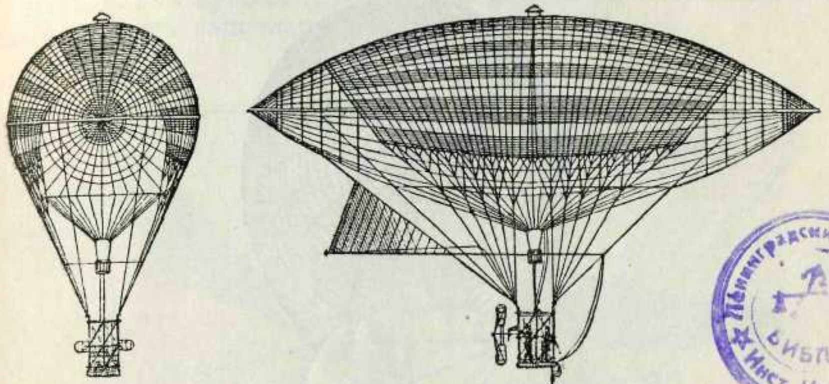


Рис. 41. Управляемый аэростатъ Tissandier.

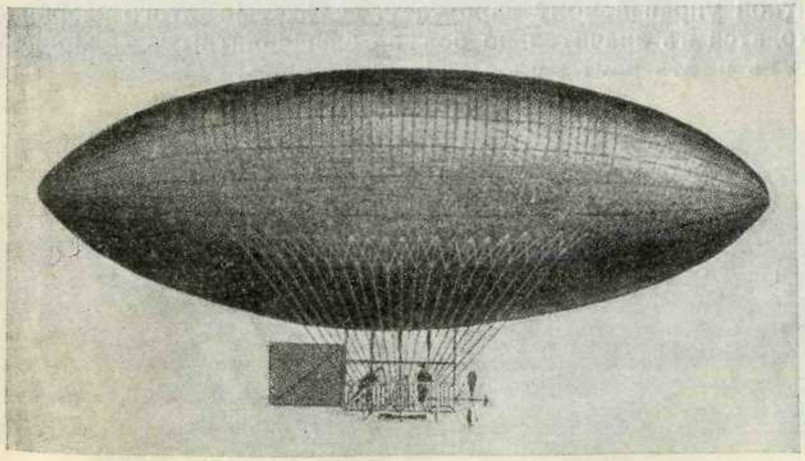


Рис. 42. Управляемый аэростатъ Woelfert.

Переходя къ аэропланамъ, мы видимъ, что сравнительно съ ихъ сѣченіемъ и сравнительно съ той силой, которая должна быть затрачена, чтобы побѣдить сопротивленіе ихъ движенію, винты имѣютъ очень значительные размѣры.

Сопротивленіе аэроплановъ поступательному движенію очень невелико и площадь, эквивалентная имъ съ точки зрѣнія

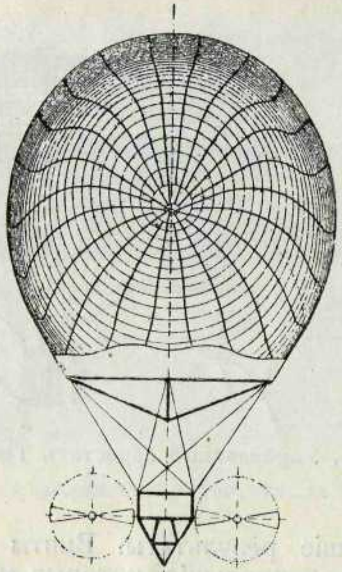


Рис. 43. Управляемый аэростатъ „République".

сопротивленія, очень мала, сравнительно съ площадью эквивалентной управляемому аэростату, вслѣдствіе этого аэропланы находятся въ значительно болѣе благопріятныхъ условіяхъ и могутъ имѣть винты небольшіе.

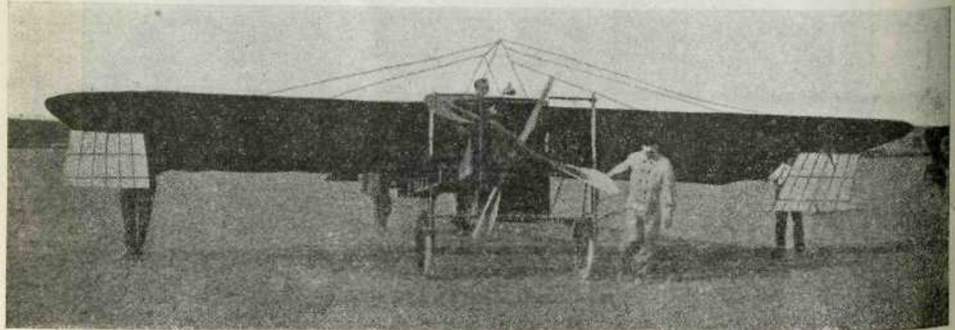


Рис 44.

Рис. 44 представляетъ аэропланъ Блеріо. Его движитель, который былъ бы малъ для управляемаго аэростата, очень великъ

сравнительно съ сопротивленіемъ, которое долженъ побѣдить аэропланъ, слѣдовательно, онъ находится въ хорошихъ условіяхъ.

Малодѣятельная центральная часть винта замѣнена стержнями.

Большинство другихъ аэроплановъ имѣютъ конструкцію винтовъ въ аналогичной пропорціи.

Изъ всѣхъ существующихъ аэроплановъ наибольшими винтами обладаетъ аэропланъ бр. Райтъ (рис. 45).

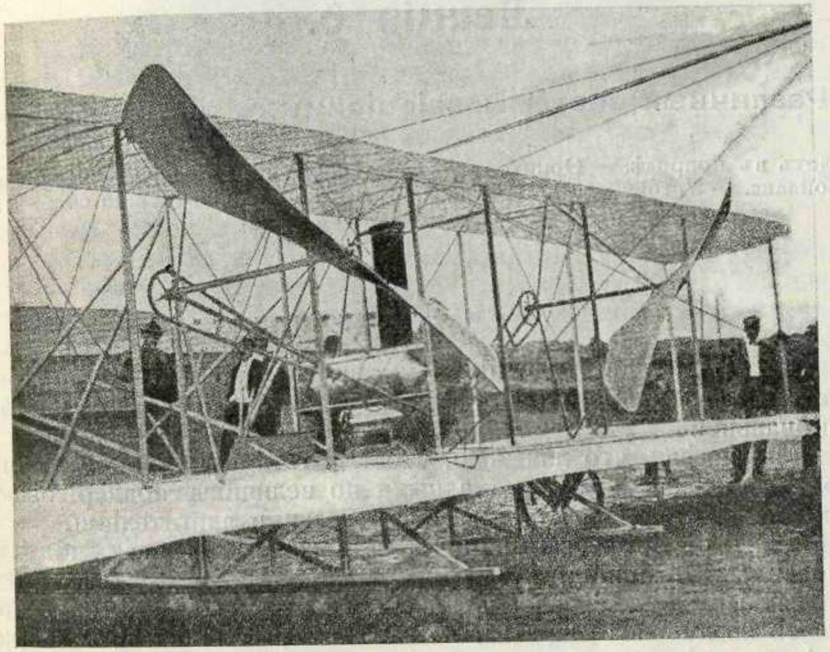


Рис. 45. Аэропланъ бр. Райтъ.

Механизмъ, служащій для уменьшенія числа оборотовъ винта, какъ у Блеріо, такъ и у Райта, очень простъ—онъ состоитъ изъ цѣпи Галля и двухъ зубчатокъ, одна изъ которыхъ неподвижно соединена съ осью двигателя, а другая съ осью винта. Съ механической точки зрѣнія такая передача, можетъ быть и не вполнѣ удовлетворительна, но тѣмъ не менѣе такимъ способомъ побѣждено довольно удачно одно изъ затрудненій, являющихся при винтахъ большого діаметра.

Лекція 6.

Различныя системы авіаціонныхъ аппаратовъ.

Полетъ въ природѣ. — Орнитоптеръ геликоптеръ и аэропланъ.—Движеніе аэроплана. — Устойчивость аэроплана. — Различныя конструкціи современныхъ аэроплановъ.

Полетъ въ природѣ.

Въ предыдущихъ лекціяхъ мы много говорили объ ортоптерѣ и знаемъ достаточно, что эту систему нельзя считать раціональной.

Мы видѣли, что для того, чтобы летать по принципу ортоптера, надо располагать громадными по величинѣ поддерживающими поверхностями и чрезвычайно легкими двигателями.

Тѣмъ не менѣе въ природѣ мы можемъ наблюдать полетъ, основанный на принципѣ ортоптера.

Если мы будемъ разсматривать въ цѣломъ всѣхъ представителей воздушнаго царства, то замѣтимъ, что по мѣрѣ возрастанія ихъ вѣса и величины измѣняется и способъ ихъ полета.

Полетъ наиболѣе маленькихъ и легкихъ представителей воздушнаго царства—насѣкомыхъ и птицъ небольшого вѣса основанъ на принципѣ ортоптера. Далѣе слѣдуютъ птицы средней величины, полетъ этихъ послѣднихъ основанъ на принципѣ орнитоптера, который состоитъ въ томъ, что крылья совершаютъ одновременно два движенія—одно сверху внизъ и другое въ горизонтальной плоскости спереди назадъ. Благодаря такому двойному движенію крыльевъ, они служатъ въ одно и то же время и поддерживающими поверхностями и движителями.

Не трудно видѣть, что этотъ принципъ занимаетъ среднее мѣсто между ортоптеромъ и аэропланомъ.

Наконецъ, полетъ самыхъ большихъ птицъ, какъ кондоръ, можетъ быть объясненъ только наклоннымъ дѣйствіемъ воздуха на распростертыя крылья и, слѣдовательно, представляетъ ни что иное, какъ полетъ, основанный на принципѣ аэроплана.

Зависимость между вѣсомъ птицъ и насѣкомыхъ и способомъ ихъ полета станетъ вполнѣ понятной, если вспомнимъ

тѣ выводы, къ которымъ мы пришли, разсматривая качество различныхъ поддерживающихъ аппаратовъ вообще и ортоптера въ частности.

Отношеніе работы, затрачиваемой на поддерживаніе въ единицу времени, къ величинѣ поддерживаемаго груза мы назвали фиктивной скоростью подъема.

Было найдено, что для системы ортоптера это отношеніе

$$\frac{T}{P} = 3{,}65 \sqrt{\frac{P}{S}}.$$

Если мы положимъ, что d—есть линейные размѣры какого нибудь тѣла, то для тѣла геометрически подобнаго, при одинаковой плотности, вѣсъ будетъ пропорціоналенъ d^3, а поверхность его будетъ пропорціональна только d^2. Отсюда видимъ, что отношеніе $\frac{P}{S}$ пропорціонально d, т. е., увеличивается съ увеличеніемъ линейныхъ размѣровъ даннаго тѣла.

Въ этомъ и заключается причина того, что маленькіе аппараты, основанные на системѣ ортоптера, являются болѣе осуществимыми, что мы могли уже видѣть и изъ таблицы II, въ которой даны вѣса двигателей на одну индикаторную силу въ зависимости отъ величины нагрузки на кв. метръ поддерживающей поверхности.

Возьмемъ, напримѣръ, какую нибудь птицу, которая вѣситъ 10 клгр. и имѣетъ площадь распростертыхъ крыльевъ въ 1 кв. метръ. Нагрузка на кв. метръ будетъ равна, слѣдовательно, 10 клгр.

Положимъ, что эта птица совершаетъ свой полетъ по принципу ортоптера. Фиктивная скорость, которую она вынуждена развивать, равна 11,53 метр. въ сек.

При подобныхъ условіяхъ надо было бы имѣть очень легкій двигатель вѣсящій только 810 гр. на индикаторную силу.

Возьмемъ затѣмъ другую птицу, которая геометрически вполнѣ подобна первой, но имѣетъ въ 10 разъ меньшіе линейные размѣры.

Площадь крыльевъ или, другими словами, площадь поддерживающихъ поверхностей второй птицы будетъ равна одному кв. дециметру, т. е., будетъ въ 100 разъ меньше, чѣмъ у первой. Вѣсъ же второй птицы будетъ въ 1000 разъ меньше, чѣмъ вѣсъ первой. Если первая вѣсила 10 клгр., то вторая будетъ вѣсить только 10 гр. и ея нагрузка на кв. метръ будетъ равна только 1 клгр., вмѣсто 10 клгр. на кв. метръ, которые мы имѣли въ первомъ случаѣ.

Фиктивная скорость подъема будетъ равна 3,65 метр. въ сек. и соотвѣтствующій вѣсъ двигателя равенъ 3,210 клгр. на индикаторную силу.

Если обратиться къ таблицѣ I (стр. 46), то мы увидимъ, что приблизительно такое же соотношеніе имѣютъ летучая мышь Nyctinom и ястребъ. Летучая мышь имѣетъ ширину крыльевъ въ

0,24 метр., приблизительно въ 10 разъ меньше, чѣмъ у ястреба, ширина крыльевъ котораго 2,5 метр.. Общій вѣсъ ястреба также приблизительно въ 1000 разъ больше вѣса лутучей мыши, онъ равенъ 7,501 клгр., тогда какъ для летучей мыши эта величина равна 0,006 клгр.

Мы должны ожидать, что нагрузка на кв. метръ ястреба должна превышать нагрузку на кв. метръ летучей мыши нѣсколько больше, чѣмъ въ 10 разъ, что мы и видимъ въ дѣйствительности. Нагрузка на кв. метръ летучей мыши Nyctinom равна 0,637 клгр., нагрузка же на кв. метръ ястреба равна 7,186 клгр.

Намъ ясно теперь, почему полетъ, основанный на принципѣ ортоптера, встрѣчается въ природѣ только у наиболѣе мелкихъ представителей воздушнаго царства. Съ увеличеніемъ вѣса принципъ ортоптера является все менѣе и менѣе раціональнымъ, и двигатель долженъ обладать поразительной легкостью сравнительно съ той силой, которую ему приходится развивать.

Птицы основываютъ свой полетъ на принципѣ, который при ихъ вѣсѣ является болѣе раціональнымъ. Онѣ не могутъ примѣнять для своего полета принципъ ортоптера, потому что для этого имъ пришлось бы для поддерживанія себя въ воздухѣ затрачивать неимовѣрно большее количество энергіи.

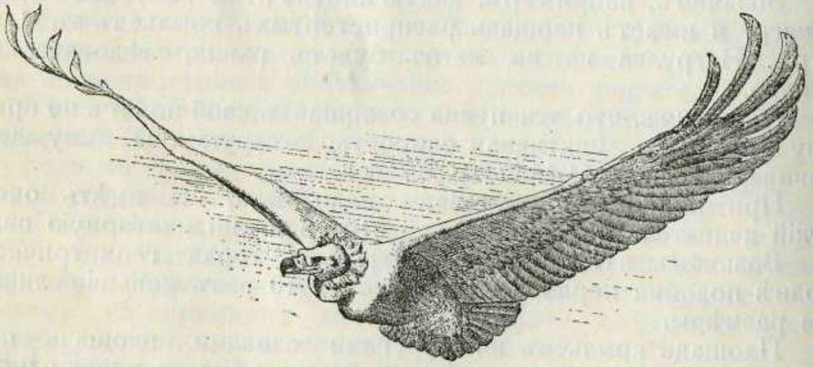


Рис. 46. Кондоръ.

Для болѣе крупныхъ породъ птицъ и принципъ орнитоптера является уже недостаточно экономичнымъ и раціональнымъ; онѣ вынуждены летать на основаніи болѣе совершеннаго принципа, которымъ является аэропланъ.

Обратимся къ кондору, который представленъ на рис. 46 и о которомъ мы уже говорили. Вопросъ о полетѣ этой птицы долго оставался не разрѣшеннымъ. Въ настоящее время можно считать установленнымъ фактомъ, что полетъ кондора зависитъ отъ горизонтальной скорости, которую онъ развиваетъ. Потокъ воздуха дѣйствуетъ наклонно на нижнюю сторону его крыльевъ, которыя во время полета остаются неподвижными и кондоръ поддерживается въ воздухѣ, какъ аэропланъ.

Однако, если самый принципъ полета кондора и можно считать вполнѣ выясненнымъ, то совершенно нельзя этого сказать относительно того, какимъ образомъ онъ развиваетъ горизонтальную скорость.

Въ общемъ по этому вопросу существуютъ два главныя мнѣнія. Одни утверждаютъ, что кондоръ развиваетъ горизонтальную скорость за счетъ потенціальной энергіи подобно тому, какъ скользитъ аэропланъ безъ двигателя, т. е., что онъ тратитъ работу, запасенную имъ раньше при подъемѣ на высоту.

Другіе говорятъ, что поступательное движеніе получается благодаря механической работѣ, которую кондоръ производитъ своими крыльями. Вопросъ о томъ, какимъ образомъ крылья кондора служатъ одновременно и поддерживающими поверхностями и движителями, до сихъ поръ не выясненъ. Предполагаютъ, что поддерживаніе осуществляется серединою крыльевъ, а роль движителей играютъ концы ихъ, но считать это предположеніе доказаннымъ въ настоящее время еще нельзя.

Мы остановились такъ подробно на полетѣ кондора, потому что изученіе его полета сыграло большую роль въ авіаціи.

Человѣкъ, вѣсъ котораго въ нѣсколько разъ превышаетъ вѣсъ самой тяжелой изъ существующихъ птицъ, не можетъ поддерживать себя въ воздухѣ только при помощи своей собственной мускульной силы, основывая свой полетъ даже на самомъ совершенномъ принципѣ—на принципѣ аэроплана.

Въ природѣ нѣтъ ни одной птицы, вѣсъ которой на много превосходилъ бы 10 клгр. Значительно превышающихъ этотъ вѣсъ представителей мы не находимъ и въ геологическихъ эпохахъ и, если даже случайно былъ бы открытъ скелетъ какого-нибудь ископаемаго, по своимъ размѣрамъ близкаго къ человѣку, то можно было бы утверждать, что это животное не могло летать въ строгомъ смыслѣ этого слова. Оно могло бы пользоваться своими крыльями развѣ только, какъ парашютомъ при опусканіи.

Животное, вѣсящее 60—70 клгр., какъ бы ни была велика сравнительно его мускульная сила, могло бы летать только при болѣе благопріятныхъ для этого атмосферическихъ условіяхъ, которыхъ не существуетъ въ настоящее время, т. е., еслибы плотность воздуха значительно превосходила бы существующую теперь и поддерживаніе достигалось бы съ большей легкостью.

Мы пришли чисто математическимъ путемъ къ тому, что полетъ, основанный на принципѣ ортоптера можно встрѣтить только среди очень маленькихъ представителей воздушнаго царства.

Существуетъ еще одна причина, почему насѣкомыя могутъ летать по принципу ортоптера, а именно: ихъ крылья могутъ имѣть сравнительно очень большіе размѣры, и благодаря этому тѣла насѣкомыхъ и птицъ не являются геометрически подобными. Крылья насѣкомыхъ состоятъ изъ тонкой перепонки и являются крайне легкими, поэтому ихъ площадь можетъ быть сравнительно велика; строеніе же крыльевъ птицъ, вслѣдствіе ихъ большого вѣса, должно отличаться большей прочностью, и потому величина ихъ поверхности значительно меньше, если сравнить ихъ вѣса съ вѣсами насѣкомыхъ.

Это наблюденіе также приводитъ къ заключенію, что птицы должны основывать свой полетъ на принципѣ, который въ приложеніи на практикѣ болѣе раціоналенъ, чѣмъ принципъ ортоптера, и который позволялъ бы обходиться менѣе значительными по величинѣ поддерживающими поверхностями.

Трудность полета для человѣка заключается въ отсутствіи достаточно легкихъ двигателей, и потому, вполнѣ понятно, что, если онъ хочетъ летать, то долженъ воспользоваться наиболѣе раціональнымъ и экономичнымъ принципомъ, каковымъ является принципъ аэроплана.

Орнитоптеръ, геликоптеръ и аэропланъ.

Въ предыдущихъ лекціяхъ мы ознакомились съ основными законами авіаціи и съ тѣми данными, которыя добыты путемъ экспериментальнаго изученія воздуха.

Мы знаемъ способъ уменьшенія сопротивленія воздуха тѣлу воздушнаго корабля, знаемъ, какимъ образомъ поддерживать себя въ воздухѣ при помощи соотвѣтственно расположенныхъ поверхностей или воздушныхъ винтовъ, и, наконецъ, можемъ сообщить воздушному кораблю поступательную скорость при помощи движителя.

Этихъ элементовъ достаточно, чтобы построить воздушный корабль, и мы обратимся теперь къ разсмотрѣнію различныхъ конструкцій, частью осуществленныхъ на практикѣ, частью существовавшихъ только въ проектахъ, при помощи которыхъ человѣкъ мечталъ завоевать новую стихію.

Оставляя въ сторонѣ совершенно абсурдныя системы, которыхъ въ разное время было предложено великое множество, раціональныя системы можемъ раздѣлить на три главныя группы, въ зависимости отъ того, какимъ образомъ достигается свободное висѣніе въ воздухѣ тѣла болѣе тяжелаго, чѣмъ воздухъ.

Эти три основные типа слѣдующіе: *орнитоптеръ, геликоптеръ и аэропланъ.*

Орнитоптеръ имѣлъ своихъ защитниковъ во всѣ времена, потому что онъ въ точности воспроизводитъ движеніе птицъ. Однако тѣ, которые стремятся подражать природѣ и считаютъ, что естественные процессы являются наиболѣе совершенными, забываютъ, что нѣкоторыя явленія, которыя можетъ воспроизвести человѣкъ, съ механической точки зрѣнія значительно болѣе совершенны.

Наиболѣе усовершенствованные способы передвиженія— локомотивъ, велосипедъ, автомобиль, не имѣютъ ничего общаго съ тѣмъ, что мы наблюдаемъ въ природѣ. Всѣ эти передвигающіеся предметы имѣютъ существенное отличіе отъ животныхъ. Это отличіе заключается въ непрерывномъ круговомъ движеніи, которое является наиболѣе характернымъ для машинъ, построенныхъ человѣкомъ и которое въ то же время въ природѣ совершенно отсутствуетъ.

Кругъ есть база механики человѣка, потому что онъ даетъ возможность осуществить непрерывное круговое движеніе, которое имѣетъ громадное преимущество передъ движеніемъ прямолинейнымъ. Это послѣднее рѣдко можно осуществить безъ того, чтобы не пришлось періодически мѣнять его направленіе, а появляющіяся при этомъ силы инерціи представляютъ существенное затрудненіе, съ которымъ трудно бороться. Поэтому, примѣняя круговое движеніе, мы получаемъ болѣе совершенныя машины. Отсутствіе кругового движенія въ природѣ съ точки

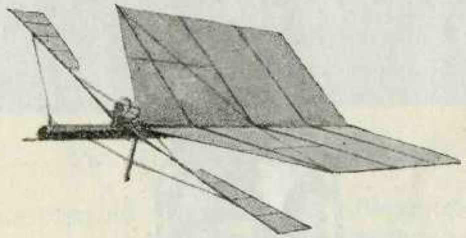


Рис. 47. Орнитоптеръ Hargrave.

зрѣнія механики есть недостатокъ, и механика человѣка въ этомъ отношеніи выше механики природы.

Было бы странно, если бы человѣкъ изъ желанія подражать природѣ отказался отъ болѣе совершенныхъ принциповъ и въ своихъ техническихъ пріемахъ подражалъ бы только животнымъ.

Тѣмъ не менѣе орнитоптеръ представляетъ очень интересный объектъ для изученія, хотя при помощи его не получено до сихъ поръ результатовъ, которые бы могли быть примѣнены на практикѣ.

На рис. 47 изображенъ орнитоптеръ Hargrave, приводимый въ движеніе бьющими крыльями. Этотъ аппаратъ не воспроизводитъ строго полета птицъ, такъ какъ функція поддерживанія и сообщенія поступательной скорости раздѣлены между двумя парами крыльевъ. Аппаратъ этотъ въ сущности есть аэропланъ, винты-движители котораго замѣнены крыльями.

Вполнѣ очевидно, что еслибы перемѣщеніе аппарата въ горизонтальномъ направленіи совершалось при помощи винтовъ, то аппаратъ отъ этого только выигралъ бы, его механизмъ былъ бы менѣе сложенъ и болѣе совершененъ, такъ какъ вмѣсто перемѣннаго прямолинейнаго движенія онъ обладалъ бы непрерывнымъ круговымъ.

Геликоптеръ, какъ мы знаемъ, поддерживается въ воздухѣ при помощи воздушныхъ винтовъ, вращающихся около вертикальной или близкой къ вертикали оси.

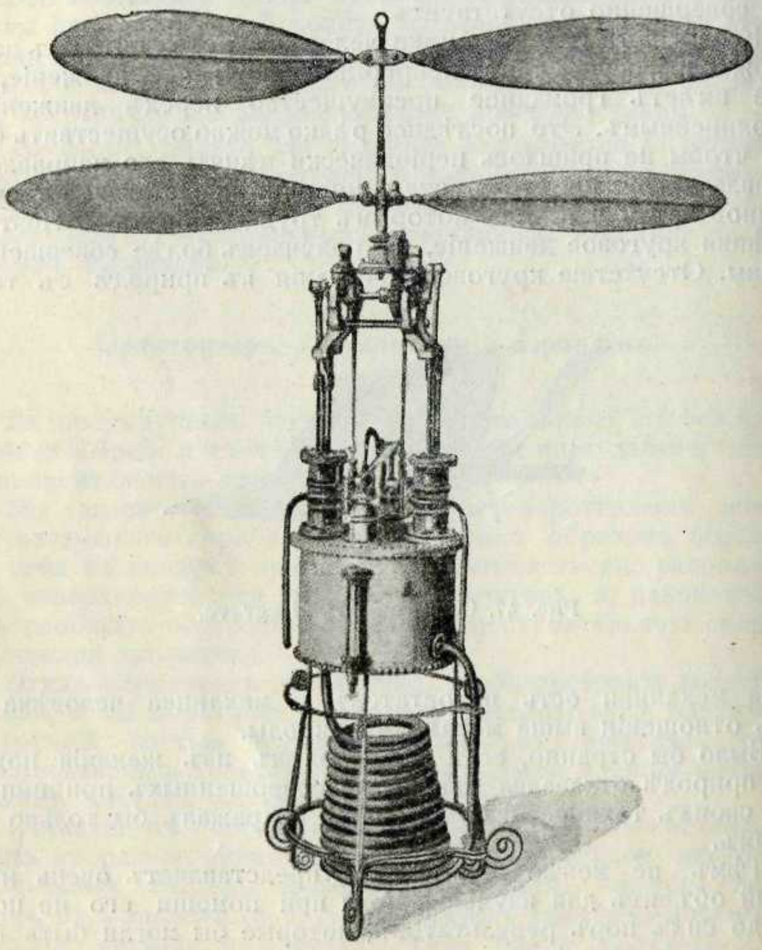


Рис. 48. Модель Ponton d'Amécourt'a.

Этотъ типъ авіаціоннаго аппарата, какъ мы видѣли, имѣетъ важныя практическія качества, такъ какъ при подъемѣ и спускѣ не надо располагать обширнымъ удобнымъ пространствомъ, какъ для аэроплана.

Геликоптеръ, такъ же какъ и орнитоптеръ, старались осуществить во всѣ времена и когда серьезно занялись воздухоплаваніемъ, то начали опять съ него.

Приводимые нами рисунки представляютъ аппараты, которые такъ или иначе летали.

Рис. 48 представляетъ маленькую модель, которая была сконструирована около 1862 Ponton d'Amécourt'омъ исключи-

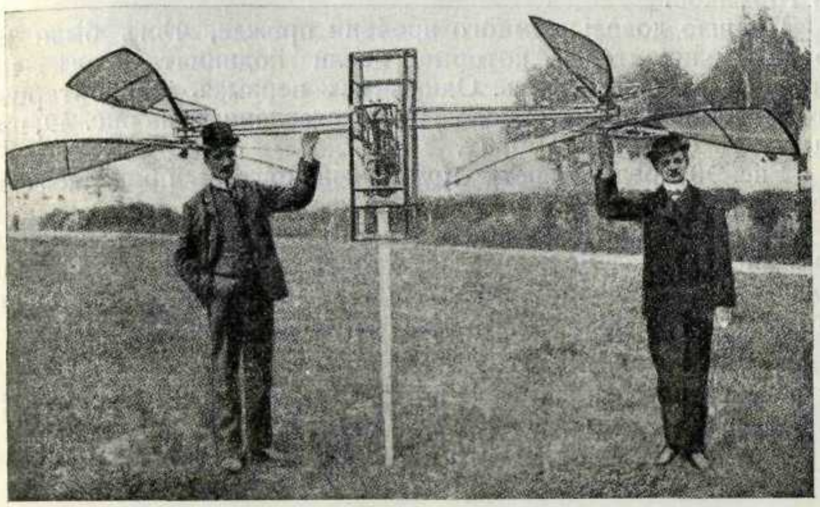


Рис. 49. Геликоптеръ Dufaux.

тельно для демонстрацій въ качествѣ лабораторнаго прибора. О ней нельзя, конечно, сказать, что она летала, но она поднималась и одинъ разъ, поднявшись, поддерживалась. Эта модель обла-

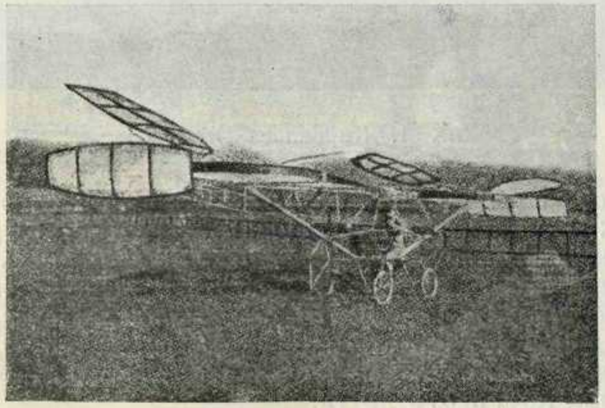


Рис. 50. Геликоптеръ Cornu.

дала механизмомъ, который приводилъ въ движеніе два вертикальные винта, геометрическія оси которыхъ совпадали. Одинъ изъ винтовъ вращался вправо, другой влѣво. Подобное расположеніе винтовъ, какъ мы уже говорили, служитъ для того, чтобы уничтожить вращательное движеніе самаго аппарата. Эта модель имѣла небольшой двигатель, получавшій паръ изъ змѣевика, который виденъ внизу модели и который подогрѣвался спиртовой горѣлкой.

Прошло довольно много времени прежде, чѣмъ были построены геликоптеры, которые могли поднимать болѣе или менѣе значительный вѣсъ. Одинъ изъ первыхъ геликоптеровъ, который выполнилъ это условіе, представленный на рис. 49, принадлежалъ братьямъ Dufaux.

Рис. 50 представляетъ другой геликоптеръ принадлежащій братьямъ Cornu.

Геликоптеръ, чтобы быть вполнѣ законченнымъ авіаціоннымъ аппаратомъ, не долженъ состоять только изъ однихъ поддерживающихъ винтовъ, но долженъ такъ же имѣть механизмъ, который бы сообщалъ ему поступательное движеніе.

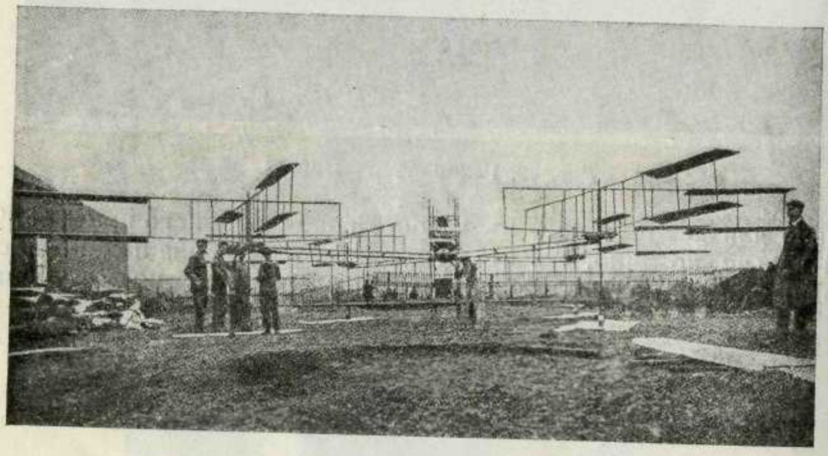


Рис. 51. Жиропланъ Bréguet.

Существуютъ два способа для того, чтобы выполнить это требованіе: можно имѣть двѣ группы винтовъ, изъ которыхъ одна служила бы для поддерживанія, а другая, въ которой можно ограничиться и однимъ винтомъ, выполняла бы обязанности движителя. Очевидно, что такой механизмъ является очень сложнымъ, но онъ представляетъ то преимущество, что поддерживаніе и горизонтальная скорость являются совершенно независимыми другъ отъ друга.

Другой способъ перемѣщенія геликоптера въ горизонтальной плоскости состоитъ въ томъ, что нѣсколько наклоняютъ оси, около которыхъ вращаются поддерживающіе винты, благодаря чему создается нѣкоторая горизонтальная слагающая сила, которая и перемѣщаетъ аппаратъ.

Рис. 51 представляетъ аппаратъ Louis Bréguet, который состоитъ изъ четырехъ одинаковыхъ двойныхъ винтовъ; половина изъ нихъ вращается въ одну сторону, другая въ противоположную.

Чтобы заставить аппаратъ подняться, приводятъ во вращательное движеніе винты около вертикальныхъ осей и затѣмъ, когда аппаратъ поднимется, чтобы сообщить ему поступательное движеніе, наклоняютъ оси винтовъ на 30^0 по отношенію къ вертикали. Такимъ образомъ, уменьшая поддерживающую составляющую, получаютъ горизонтальную составляющую равную половинѣ общаго усилія.

Аппаратъ очень сложенъ и менѣе легокъ и удобенъ, чѣмъ любой аэропланъ.

Испытанія были произведены въ Дуэ, аппаратъ поднялся, но оказался очень неустойчивымъ, что и заставило прекратить опыты.

Во второй модели этотъ аппаратъ кромѣ винтовъ былъ снабженъ постоянными плоскостями, аналогичными тѣмъ, какія имѣются у аэроплана.

Типъ геликоптера до сихъ поръ находится еще больше въ мечтахъ, чѣмъ осуществленъ на практикѣ.

Въ настоящее время не пытаются осуществить геликоптеръ въ чистомъ видѣ, но стараются скомбинировать его съ аэропланомъ. Такая конструкція, если ее удастся осуществить, будетъ очень цѣлесообразна, но до сихъ поръ эти попытки не дали благопріятныхъ результатовъ.

Аэропланъ является, и по всей вѣроятности останется и навсегда, наиболѣе совершеннымъ и распространеннымъ аппаратомъ. Онъ скользитъ по воздуху, опираясь о послѣдній своими поддерживающими поверхностями и перемѣщаясь въ такомъ направленіи, въ которомъ эти поверхности почти не испытываютъ сопротивленія. Аэропланъ поддерживается въ воздухѣ только при помощи горизонтальной скорости, благодаря которой получается наклонный потокъ воздуха, дѣйствующій на соотвѣтственно расположенныя поддерживающія поверхности.

Движеніе аэроплана.

Мы знаемъ, что поддерживающія поверхности въ аэропланѣ расположены подъ небольшимъ угломъ къ горизонту.

Остановимся теперь болѣе подробно на значеніи величины этого угла. Вопросъ этотъ является однимъ изъ самыхъ интересныхъ вопросовъ, относящихся къ движенію аэроплана.

Какъ было выяснено въ одной изъ предыдущихъ лекцій, величина переносимаго груза связана съ угломъ дѣйствія воздушнаго потока или, что тоже самое, съ угломъ, который составляютъ поддерживающія поверхности съ горизонтомъ.

Зависимость между угломъ наклоненія и сопротивленіемъ воздуха тонкой пластинкѣ была опредѣлена изъ опытовъ и мы видѣли, что для малыхъ угловъ

$$f(\alpha) = 2 \sin \alpha,$$

что согласуется съ формулами Duchemin'a и полк. Ренара.

Принявъ эту величину для $f(\alpha)$, мы будемъ имѣть слѣдующее выраженіе для поддерживаемаго вѣса:

$$P = 2 K_0 S V^2 \sin \alpha.$$

Эта формула имѣетъ очень важныя слѣдствія.

Рѣшая ее относительно V^2, получимъ:

$$V^2 = \frac{P}{2 K_0 S \sin \alpha} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (49)$$

Отсюда мы видимъ, что, если имѣется заданный поддерживаемый вѣсъ и опредѣленная площадь поддерживающей поверхности, т. е., другими словами, задана нагрузка на кв. метръ и имѣется опредѣленный уголъ наклоненія поддерживающихъ поверхностей, то скорость аэроплана не является произвольной, но получается изъ выше приведенной формулы.

Если скорость будетъ меньше, то аппаратъ не поднимется или упадетъ, если онъ уже находился въ воздухѣ.

Мы видимъ, такимъ образомъ, что каждому аппарату свойственна одна опредѣленная скорость, которая не можетъ быть измѣнена по желанію авіатора безъ измѣненія нагрузки на кв. метръ или угла наклоненія поддерживающихъ поверхностей.

Характеристическое выраженіе для даннаго аппарата, которое не зависитъ отъ скорости, какъ мы знаемъ, будетъ:

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{2 K_0 S} \sin \alpha \text{ *)}.$$

Это выраженіе можно представить въ видѣ:

$$\frac{T}{P} = \sqrt{\frac{1}{2K_0} \cdot \frac{P}{S} \sin \alpha} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (50)$$

---

*) Выраженіе работы въ единицу времени:

$$T = PV \sin \alpha = K_0 \, S V^3 \, f(\alpha) \sin \alpha,$$

и если мы предположимъ, что

$$f(\alpha) = 2 \sin \alpha,$$

то

$$P = 2K_0 \, S V^2 \sin \alpha \quad \text{и} \quad T = 2K_0 \, S V^3 \sin^2 \alpha$$

откуда—

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{4 \, K_0^2 \, S^2 \, V^6 \sin^4 \alpha}{8 \, K_0^3 \, S^3 \, V^6 \sin^3 \alpha} = \frac{\sin \alpha}{2K_0 \, S}$$

Величины $\frac{T}{P}$ и $\frac{P}{S}$ встрѣчались намъ неоднократно — это фиктивная скорость подъема и нагрузка на кв. метръ.

Разсматривая формулу (50), которая основана на законѣ простого синуса, мы можемъ видѣть, что для того, чтобы по возможности уменьшить отношеніе работы къ поддерживаемому грузу, мы должны уменьшать уголъ наклоненія α.

Когда этотъ уголъ будетъ равенъ нулю,

$$\alpha = 0$$

то и отношеніе работы къ поддерживаемому вѣсу также будетъ равно нулю:

$$\frac{T}{P} = 0.$$

Мы уже упоминали объ этомъ парадоксальномъ заключеніи въ 4-й лекціи.

Такой невѣрный выводъ получается потому, что въ формулѣ (50) не приняты во вниманіе всѣ обстоятельства, существующія при движеніи авіаціоннаго аппарата.

Работу, которую затрачиваетъ всякій передвигающійся аппаратъ при своемъ движеніи, можно разсматривать, какъ состоящую изъ трехъ неравныхъ частей.

Одна часть работы, которую мы назовемъ работой подъема и обозначимъ черезъ T_d, расходуется на то, чтобы во время движенія поднять или опустить аппаратъ, если точка отправленія и конечная точка его траекторіи находятся не на одной высотѣ.

Положимъ, напримѣръ, что мы хотимъ достичь точки, которая лежитъ на 100 метр. выше точки отправленія. Для этого мы должны затратить извѣстное число килограммо-метровъ, равное вѣсу аппарата, умноженному, въ данномъ случаѣ, на 100, т. е., на то число метровъ, на которое мы хотимъ его поднять.

Если аппаратъ перемѣщается горизонтально, работа подъема равна нулю.

Если аппаратъ опускается T_d —отрицательна.

Другую часть работы, которую затрачиваетъ двигающійся аппаратъ, назовемъ работой перемѣщенія и обозначимъ T_p.

Эта часть общей работы тратится аппаратомъ на то, чтобы побѣдить треніе и сопротивленіе движенію той среды, съ которой онъ соприкасается.

При перемѣщеніи какого-нибудь тѣла по землѣ или по какой нибудь другой твердой поверхности обыкновенно пренебрегаютъ сопротивленіемъ воздуха и считаютъ, что сила тренія пропорціональна только вѣсу тѣла и нѣкоторому коэффиціенту, зависящему отъ свойствъ трущихся поверхностей, но совершенно не зависитъ отъ скорости движенія.

Но въ томъ случаѣ, когда тѣло перемѣщается въ воздухѣ или въ водѣ, работа T_p затрачивается исключительно на сопротивленіе среды, которое, какъ мы знаемъ, пропорціонально квадрату относительной скорости. А такъ какъ работа равна произведенію сопротивленія на путь пройденный въ единицу времени, т. е., опять на скорость, то она пропорціональна кубу относительной скорости.

Наконецъ, существуетъ еще третья слагающая общей работы—работа поддерживанія. Эта работа присуща только авіаціоннымъ аппаратамъ, и никакія другія двигающіяся тѣла не вынуждены ее затрачивать.

Тѣла, двигающіяся по землѣ или по водѣ, поддерживаются землей или водой, аэростаты также безъ непосредственной затраты работы опираются на воздухъ и поддерживаются имъ; одни только авіаціонные аппараты, которые тяжелѣе среды, на которую они опираются, требуютъ затраты особой работы для своего поддерживанія.

Это есть именно та работа, о которой мы говорили, разсматривая вопросы поддерживанія и которую обозначали просто буквою T, теперь мы будемъ обозначать ее T_s.

Итакъ, общая работа, которую расходуетъ при своемъ движеніи аэропланъ, состоитъ изъ трехъ частей: изъ работы подъема, работы перемѣщенія и работы поддерживанія:

$$\mathfrak{T} = T_d + T_p + T_s \quad \ldots \ldots \ldots \quad (51)$$

Положимъ для простоты, что нашъ аэропланъ перемѣщается въ горизонтальной плоскости. Въ этомъ случаѣ $T_d = 0$. И выраженіе общей работы будетъ:

$$\mathfrak{T} = T_p + T_s \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (52)$$

Мы видѣли, что выраженіе $\frac{T^2}{P_3}$ содержитъ въ числителѣ $\sin\alpha$. Отсюда мы заключили, что для того, чтобы работа поддерживанія была наименьшей надо уменьшить уголъ α, и при $\alpha = 0$ аэропланъ не долженъ тратить никакой работы. Это заключеніе было бы совершенно справедливо, еслибы работа поддерживанія была бы единственной, которую вынужденъ тратить аппаратъ. Но кромѣ работы поддержанія въ величину общей работы входитъ еще работа перемѣщенія, которая ни при какихъ условіяхъ не можетъ быть исключена, подобно тому, какъ была нами исключена работа подъема, такъ какъ для своего поддерживанія аэропланъ долженъ имѣть горизонтальную скорость, а слѣдовательно, долженъ расходовать и работу перемѣщенія.

Найдемъ тѣ наиболѣе благопріятныя условія, при которыхъ общее количество расходуемой работы будетъ наименьшее.

Изслѣдовать этотъ вопросъ мы можемъ двоякимъ образомъ: можно искать, при какихъ условіяхъ будетъ затрачена минимальная величина работы при перемѣщеніи аппарата на извѣстное разстояніе, напримѣръ, на 1 килом. и съ другой стороны можно искать условія, при которыхъ въ извѣстный промежутокъ времени будетъ затрачена минимальная величина работы, напримѣръ, при какихъ условіяхъ аэропланъ можетъ съ наименьшей затратой работы летать въ теченіе одного часа.

Разсмотримъ сначала, какова должна быть величина угла наклоненія поддерживающихъ поверхностей, чтобы аэропланъ, пролетѣвъ опредѣленное разстояніе, затратилъ наименьшее количество работы.

Для этого надо найти минимумъ выраженія (52), при условіи, что дана величина пройденнаго пути.

Работа перемѣщенія

$$T_p = K_0\, s\, V^2\, l.,$$

гдѣ l—есть пройденный путь, а s площадь пластинки, которая, перемѣщаясь по направленію своей нормали со скоростью V, имѣла бы точно такое же сопротивленіе, какъ и нашъ аппаратъ, встрѣчающій воздухъ подъ нѣкоторымъ угломъ, другими словами, s есть пластинка эквивалентная нашему аппарату съ точки зрѣнія сопротивленія перемѣщенію.

Поддерживаемый вѣсъ, какъ мы знаемъ, равенъ $2\,K^0\,S\,V^2 \sin\alpha$.

На пройденномъ пути l работа поддерживанія будетъ равна произведенію нормальной къ поддерживающей поверхности силы на проекцію пройденнаго пути на направленіе силы, т. е., на $l \sin\alpha$.

Величину силы нормальной къ поддерживающей поверхности, въ виду малости угла α, мы можемъ считать равною P.

Такимъ образомъ, для работы поддерживанія будемъ имѣть слѣдующее выраженіе:

$$T_s = N\,l \sin\alpha = P\,l \sin\alpha = 2\,K_0\,S\ V^2\,l \sin^2\alpha.$$

Общая работа, которую долженъ затратить аэропланъ, чтобы пролетѣть путь l, будетъ равна:

$$\mathfrak{T} = T_p + T_s = K_0 V^2\, l\,(s + 2\,S\ \sin^2\alpha) \quad \ldots \ldots \quad (53)$$

Мы видѣли выше, что скорость V не есть произвольная величина, но она опредѣляется изъ формулы (49) и зависитъ отъ угла наклоненія. Вставляя въ выраженіе (53) величину скорости V изъ выраженія (49), получимъ:

$$\mathfrak{T} = \frac{K_0\,P\ l}{2\,K_0\,S \sin\alpha}\,(s + 2\,S\ \sin^2\alpha)$$

или

$$\mathfrak{T} = \frac{l}{2}\ \frac{P}{S}\left(\frac{s}{\sin\alpha} + 2\,S\ \sin\alpha\right) \quad \ldots \ldots \ldots \quad (54)$$

Выраженіе (54) состоитъ изъ двухъ членовъ, изъ которыхъ одинъ, соотвѣтствующій работѣ перемѣщенія, имѣетъ $\sin\alpha$ въ знаменателѣ, а другой, соотвѣтствующій работѣ поддерживанія, имѣетъ $\sin\alpha$ въ числителѣ.

Съ уменьшеніемъ угла α, второй членъ будетъ уменьшаться, но за то первый будетъ увеличиваться и когда α будетъ равно 0, работа поддерживанія также будетъ равна нулю, но за то работа перемѣщенія возрастетъ до безконечности.

Мы должны найти такое значеніе угла α, при которомъ бы величина $\mathfrak{T}$ имѣла наименьшее значеніе.

Въ выраженіи (54) въ скобкахъ находится сумма двухъ величинъ, произведеніе которыхъ есть величина постоянная, такъ какъ произведеніе $\frac{s}{\sin\alpha} \cdot 2S\sin\alpha$ не содержитъ перемѣнной величины α. Извѣстно, что въ этомъ случаѣ минимумъ имѣетъ мѣсто тогда, когда эти величины равны между собою, т. е., когда:

$$2\ S\ \sin\alpha = \frac{s}{\sin\alpha}\ ^{*)} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (55)$$

Уголъ, который въ данномъ случаѣ будетъ соотвѣтствовать наименьшему количеству затрачиваемой работы, обозначимъ чрезъ α_1. Изъ выраженія (55) мы видимъ, что этотъ уголъ имѣетъ слѣдующее значеніе:

$$\sin^2\alpha_1 = \frac{s}{2S}$$

Мы видѣли, что минимумъ въ разсматриваемомъ нами случаѣ получается тогда, когда члены, стоящіе въ скобкахъ, равны между собою, а это соотвѣтствуетъ условію, что равны между собою работа перемѣщенія и работа поддерживанія, т. е.:

$$T_p = T_s.$$

и

$$\mathfrak{T} = 2\ T_s = 2\ T_p.$$

Разсмотримъ теперь, какое будетъ наивыгоднѣйшее значеніе угла α, при условіи, что аппаратъ долженъ держаться опредѣленный промежутокъ времени въ воздухѣ, независимо отъ величины пройденнаго имъ пути.

Составимъ сумму общей работы, которую тратитъ нашъ аэропланъ въ единицу времени, т. е., въ 1 сек.

Формула будетъ аналогична той, которую мы составляли для выраженія общей работы въ только что разсмотрѣнномъ нами случаѣ, но теперь она будетъ нѣсколько сложнѣе.

Для того, чтобы составить выраженіе работы перемѣщенія, въ данномъ случаѣ величину сопротивленія надо умножить на скорость, такъ какъ путь, пройденный въ единицу времени, равенъ V.

$$T_p = K_0\ s\ V^3.$$

Работа же поддерживанія, по тѣмъ же соображеніямъ, получится отъ умноженія нормальной составляющей, не на $l\sin\alpha$, а на $V\sin\alpha$, такъ что

$$T_s = 2\ K_0\ S\ V^3\ \sin^2\alpha.$$

Для общей работы въ единицу времени получится выраженіе:

$$\mathfrak{T} = T_p + T_s = K_0\ V^3\ (s + 2\ S\ \sin^2\alpha) \quad \ldots\ldots \quad (56)$$

Изъ формулы (49) опредѣлимъ V^3 и вставимъ ея величину въ выраженіе (56):

$$V^3 = \frac{P^{3/2}}{2^{3/2}\ K_0^{3/2}\ S^{3/2}\ \sin^{3/2}\alpha}$$

$$\mathfrak{T} = \frac{1}{2^{3/2}\ K_0^{1/2}} \left(\frac{P}{S}\right)^{3/2} \left(\frac{s}{\sin^{3/2}\alpha} + 2\ S\ \sin^{1/2}\alpha\right) \quad \ldots\ldots \quad (57)$$

Какъ и въ только что разобранномъ нами случаѣ, въ скобкахъ имѣются два члена изъ которыхъ одинъ соотвѣтствуетъ работѣ перемѣщенія, а другой работѣ поддерживанія.

Опять мы видимъ, что первый членъ увеличивается съ уменьшеніемъ угла α, а второй уменьшается и при приближеніи угла наклоненія α къ нулю, первый членъ возрастаетъ до безконечности, а второй безконечно убываетъ.

Минимумъ работы однако въ данномъ случаѣ будетъ при иномъ значеніи угла наклоненія.

---

*) Для того, чтобы найти минимумъ выраженія

$$\mathfrak{T} = \frac{l}{2}\frac{P}{S}\left(\frac{s}{\sin\alpha} + 2\ S\sin\alpha\right)$$

надо взять производную отъ этого выраженія по α, приравнять ее нулю и изъ полученнаго уравненія опредѣлить α.

Въ виду того, что α находится только въ скобкахъ, можно взять производную только отъ выраженія находящагося въ скобкахъ и приравнять его нулю.

$$\frac{d}{d\alpha}\left(\frac{s}{\sin\alpha} + 2\ S\sin\alpha\right) = -\frac{s}{\sin^2\alpha}\cos\alpha + 2\ S\cos\alpha$$

$$\cos\alpha\left(2\ S - \frac{s}{\sin^2\alpha}\right) = 0.$$

Рѣшеніе $\cos\alpha = 0$ для насъ не интересно, кромѣ того, наши формулы не приложимы къ большимъ угламъ, потому что мы всегда предполагали α достаточно малымъ и на этомъ основаніи допускали, что $N = P$.

Второе же рѣшеніе даетъ:

$$2\ S - \frac{s}{\sin^2\alpha} = 0, \qquad \text{т. е.,} \qquad \sin^2\alpha_1 = \frac{s}{2\ S}$$

Обозначимъ уголъ α, соотвѣтствующій наименьшей затрачиваемой работѣ въ опредѣленный промежутокъ времени, черезъ α_2.

Путемъ довольно простого математическаго вычисленія*) мы найдемъ:

$$\sin^2 \alpha_2 = \frac{3\,s}{2\,S}.$$

Выраженіе стоящее въ формулѣ (57) въ скобкахъ можно представить слѣдующимъ образомъ:

$$\frac{s + 2\,S \sin^2 \alpha}{\sin^{3/2} \alpha}$$

Если въ это выраженіе вставить вмѣсто α найденную нами величину α_2, соотвѣтствующую минимуму работы, то получимъ слѣдующее:

$$\frac{s + 2\,S \dfrac{3\,s}{2\,S}}{\sin^{3/2} \alpha_2} = \frac{s + 3\,s}{\sin^{3/2} \alpha_2}$$

---

*) Для того, чтобы найти минимумъ выраженія:

$$\mathfrak{T} = \frac{1}{2^{3/2}\, K_0^{1/2}} \left(\frac{P}{S}\right)^{3/2} \left(2\,S \sin^{3/2} \alpha + \frac{s}{\sin^{3/2} \alpha}\right),$$

какъ и въ предыдущемъ случаѣ, надо взять производную отъ этого выраженія по α, приравнять ее нулю и изъ полученнаго уравненія опредѣлить α. Въ виду того, что α находится только въ скобкахъ, беремъ производную только отъ выраженія, заключеннаго въ скобки, и приравниваемъ это выраженіе 0.

$$S \sin^{-1/2} \alpha \cos \alpha - \frac{\frac{3}{2} s \sin^{1/2} \alpha \cos \alpha}{\sin^3 \alpha} = 0$$

или

$$\frac{\cos \alpha}{\sin^3 \alpha} \left(S \sin^{5/2} \alpha - \frac{3}{2} s \sin^{1/2} \alpha\right) = 0$$

$$\frac{\cos \alpha}{\sin^{5/2} \alpha} \left(S \sin^2 \alpha - \frac{3}{2} s\right) = 0$$

Рѣшеніе $\cos \alpha$ по тѣмъ же соображеніямъ, какъ и въ первомъ случаѣ для насъ не интересно.

Второе же рѣшеніе

$$S \sin^2 \alpha = \frac{3}{2} s$$

даетъ:

$$\sin^2 \alpha = \frac{3\,s}{2\,s.}$$

Этой величиной мы и воспользуемся.

Итакъ наименьшее количество работы, затрачиваемой въ единицу времени, равно:

$$\mathfrak{T} = \frac{1}{2^{3/2} K^{1/2}} \left(\frac{P}{S}\right)^{3/2} \left(\frac{s + 3\,s}{\sin^{3/2} \alpha_2}\right) \quad . \quad . \quad . \qquad (58)$$

Первый членъ этого выраженія, какъ и всегда, соотвѣтствуетъ работѣ перемѣщенія, а второй работѣ—поддерживанія.

Изъ формулы (58) мы видимъ, что минимумъ работы теперь соотвѣтствуетъ не тому случаю, когда работы перемѣщенія и поддерживанія равны между собой, а тому когда работа поддерживанія въ 3 раза больше работы перемѣщенія.

Минимумъ работы будетъ въ данномъ случаѣ при углѣ наклоненія α_2, который отличается отъ α_1.

Изъ двухъ формулъ, которыя даютъ углы, соотвѣтствующіе наименьшимъ затрачиваемымъ работамъ при прохожденіи аэропланомъ опредѣленнаго разстоянія и при поддерживаніи въ воздухѣ въ теченіе опредѣленнаго промежутка времени, имѣемъ:

$$\sin^2 \alpha_2 = 3 \sin^2 \alpha_1 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \qquad (59)$$

Отсюда мы видимъ, что для того, чтобы получить минимумъ работы, расходуемой въ единицу времени, поддерживающія поверхности должны составлять съ горизонтомъ бо́льшій уголъ, чѣмъ въ томъ случаѣ, когда требуется получить минимумъ работы при пробѣгѣ пути опредѣленной длины.

Эта теорема относительно минимума работы аэроплана была найдена около 1872 года A. Pènaud и лейтенантомъ Ш. Ренаромъ, которые не были знакомы съ работами другъ друга и открыли ее каждый самостоятельно.

Итакъ, если мы хотимъ достигнуть возможно большей экономіи работы на пути данной длины, напримѣръ, на 1 километрѣ, то для этого поддерживающія поверхности нашего аэроплана должны составлять съ горизонтомъ уголъ α_1—если же, наоборотъ, мы хотимъ расходовать возможно меньше энергіи въ опредѣленный промежутокъ времени, напримѣръ, въ часъ, то должны придать поддерживающимъ поверхностямъ другой уголъ, а именно α_2, который будетъ больше α_1.

$$\alpha_2 > \alpha_1.$$

Посмотримъ къ чему мы придемъ, если въ какомъ нибудь данномъ аэропланѣ будемъ измѣнять уголъ наклоненія.

Если въ нашемъ аэропланѣ уголъ наклоненія больше α_2, т. е.

$$\alpha > \alpha_2,$$

то аэропланъ будетъ находиться въ очень невыгодныхъ условіяхъ, потому что въ этомъ случаѣ, хотя работа перемѣщенія и не велика, но за то значительна работа поддерживанія.

Съ уменьшеніемъ угла α, работа поддерживанія будетъ уменьшаться, а работа перемѣщенія увеличиваться, но, несмотря на это, сумма этихъ работъ будетъ все-таки уменьшаться и качество нашего аэроплана будетъ улучшаться.

Это будетъ происходить до тѣхъ поръ, пока уголъ дѣйствія α не станетъ равенъ α_2. Въ какихъ условіяхъ будетъ находиться аэропланъ въ этомъ случаѣ, мы уже видѣли.

Съ дальнѣйшимъ уменьшеніемъ угла α, работа поддерживанія продолжаетъ уменьшаться, а работа перемѣщенія увеличиваться. Въ единицу времени будетъ больше расходоваться энергіи, чѣмъ въ предыдущемъ случаѣ, но количество работы, которое надо затратить при пробѣгѣ въ 1 километръ будетъ меньше. Съ этой точки зрѣнія аэропланъ будетъ становиться все болѣе экономичнымъ и это будетъ продолжаться до тѣхъ поръ, пока уголъ наклоненія не уменьшится до величины α_1.

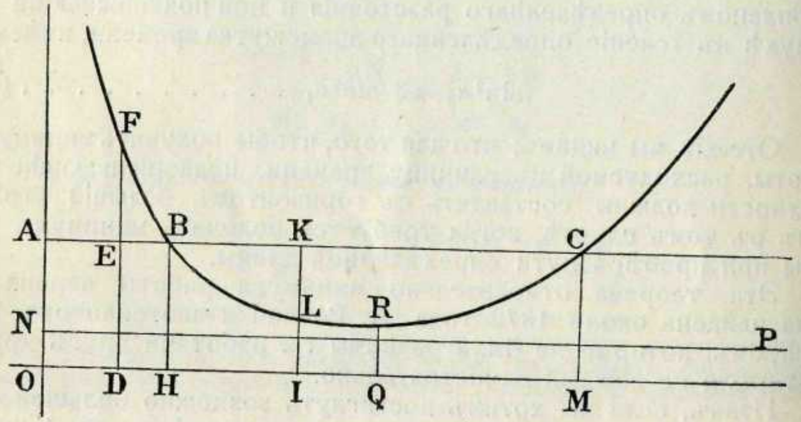


Рис. 52.

Съ этого момента аэропланъ опять становится въ условія менѣе благопріятныя, какъ съ точки зрѣнія расхода энергіи на заданномъ разстояніи, такъ и съ точки зрѣнія ея расхода въ опредѣленный промежутокъ времени.

Такимъ образомъ, мы видимъ, что уголъ наклоненія α долженъ находиться въ предѣлахъ между α_2 и α_1,—онъ можетъ быть равенъ этимъ величинамъ, но нѣтъ основанія ни дѣлать его больше α_2, ни дѣлать меньше, чѣмъ α_1.

Во всѣхъ нашихъ разсужденіяхъ до сихъ поръ мы совершенно не считались съ двигателемъ, который установленъ на аэропланѣ. Мы не связывали себя величиною мощности, которую можетъ дать нашъ двигатель и считали, что величина этой мощности во всякій моментъ можетъ быть измѣнена по нашему желанію безъ какихъ бы то ни было неудобствъ.

Въ дѣйствительности дѣло обстоитъ нѣсколько иначе—мощность двигателя является величиной опредѣленной и увеличивать ее по желанію мы не можемъ.

Уменьшеніе величины мощности двигателя противъ той, въ расчетѣ на которую онъ сконструированъ, также не является выгоднымъ, такъ какъ при этомъ двигатель становится очень не экономичнымъ.

Выразимъ при помощи діаграммы измѣненіе величины общей работы въ зависимости отъ измѣненія угла наклоненія.

Откладывая на оси абсциссъ приращеніе угла α, а на оси ординатъ измѣненіе величины общей работы въ единицу времени, получимъ кривую (рис. 52), которая представитъ искомую зависимость.

Максимумъ работы, который можетъ дать двигатель есть величина, которая все время остается одной и той же, она не зависитъ отъ измѣненія угла α и потому на діаграммѣ представится въ видѣ прямой линіи ABC, которая пересѣкаетъ кривую общей работы въ точкахъ B и C.

Для извѣстнаго угла дѣйствія OD, общая работа представится ординатой DF, но двигатель можетъ сообщить только работу пропорціональную ординатѣ DE, слѣдовательно, въ данномъ случаѣ онъ будетъ недостаточенъ.

Что же изъ этого произойдетъ?

Мы знаемъ, что скорость уменьшиться не можетъ, потому что она не зависитъ ни отъ желанія авіатора, ни отъ силы двигателя, такъ какъ она есть результатъ уравненія равновѣсія $P=2\,K_0\,SV^2 \sin\alpha$.

Аэропланъ въ этомъ случаѣ получитъ недостающее ему количество работы изъ силы тяжести, онъ разовьетъ эту работу, опустившись на извѣстную высоту.

Въ этомъ случаѣ въ выраженіи общей работы появится еще величина T_a —которую мы называли работой подъема.

При опусканіи работы T_a отрицательна и, слѣдовательно, войдетъ въ выраженіе общей работы со знакомъ минусъ.

Въ единицу времени аэропланъ разовьетъ именно такое количество работу T_a, что общая работа будетъ какъ разъ равняться работѣ двигателя, т. е., T_a будетъ пропорціональна EF.

Если взять уголъ наклоненія нѣсколько большій, чѣмъ OD, то разность между той работой, которая необходима, чтобы нашъ аэропланъ перемѣщался въ горизонтальной плоскости и работой двигателя уменьшится, а вмѣстѣ съ нею уменьшится и скорость паденія аэроплана.

При углѣ наклоненія равномъ OH, аэропланъ будетъ все время оставаться въ горизонтальной плоскости, потому что двигатель можетъ дать полное количество работы, которое для этого необходимо.

Если мы еще больше увеличимъ уголъ наклоненія поддерживающихъ поверхностей и дадимъ углу α значеніе OI, то количество работы, которое дастъ двигатель будетъ превышать то количество ея, которое необходимо, чтобы аэропланъ оставался въ горизонтальной плоскости. Аппаратъ на этотъ разъ разовьетъ уже положительную работу подъема и будетъ подниматься въ единицу времени на такую высоту, которая соотвѣтствуетъ излишку работы двигателя.

Высота подъема въ секунду въ данномъ случаѣ будетъ равна излишку работы двигателя, выраженному въ килограммометрахъ въ секунду, дѣленному на вѣсъ аппарата въ килограммахъ.

Если подъемъ не желателенъ, то можно уменьшить на соотвѣтствующую величину мощность двигателя, конечно, если къ этому имѣются приспособленія и аэропланъ будетъ все время оставаться въ горизонтальной плоскости.

Какъ мы видимъ, всѣ условія движенія аэроплана основываются на уравненіи равновѣсія $P = 2 K_0 S V^2 \sin\alpha$. Когда аппаратъ перемѣщается съ постоянной скоростью и его вѣсъ, а также площадь поддерживающихъ поверхностей не измѣняется, скорость аэроплана связана съ угломъ наклоненія α и зависитъ исключительно отъ него.

Изъ этого замѣчанія мы можемъ вывести нѣкоторыя слѣдствія.

Какъ мы это уже видѣли, увеличеніе мощности двигателя, при одномъ и томъ же углѣ наклоненія, не измѣняетъ величины скорости, а влечетъ за собою только опусканіе или подъемъ аппарата.

Измѣненіе нагрузки на кв. метръ, при неизмѣняющемся углѣ наклоненія, наоборотъ, влечетъ за собою измѣненіе скорости.

Съ увеличеніемъ нагрузки на кв. метръ аэропланъ вынужденъ двигаться быстрѣе.

Можно представить себѣ два случая: или двигатель будетъ достаточно силенъ и мы будемъ передвигаться съ новой скоростью, которая теперь необходима, или двигатель не будетъ въ состояніи дать нужное количество работы и аэропланъ, если онъ находился въ это время въ воздухѣ, начнетъ опускаться, а если онъ былъ на землѣ, то не поднимется вовсе.

Полеты Райта и Фармана вполнѣ подтвердили эти теоретическіе выводы, такъ какъ присутствіе пассажировъ, которыхъ они брали, увеличивало скорость ихъ аппаратовъ.

Вполнѣ понятно, что съ уменьшеніемъ нагрузки на кв. метръ, аэропланъ долженъ будетъ перемѣщаться медленнѣе.

Въ этомъ случаѣ можно выгадать нѣкоторое количество механической работы, а если это не желательно или нѣтъ приспособленій, при помощи которыхъ можно было бы уменьшить мощность двигателя, то вмѣсто того, чтобы перемѣщаться горизонтально, мы будемъ подниматься, или опускаться болѣе медленно, если въ моментъ измѣненія нагрузки на кв. метръ аэропланъ падалъ.

Діаграмма 52 представляла кривую общей работы въ единицу времени. На чертежѣ 53 построена подобная же діаграмма для общей работы затрачиваемой на единицѣ пути.

Изслѣдуя эту кривую, мы можемъ притти къ выводамъ аналогичнымъ тѣмъ, какіе мы получили при изслѣдованіи кривой общей работы затрачиваемой въ единицу времени.

Ограничимся тѣмъ, что укажемъ на второй кривой наиболѣе низкую точку B (рис. 53). Ея ордината AB представляетъ минимумъ работы на единицѣ пройденнаго пути, и слѣдовательно, ея абсцисса OA равна α_1.

Разсмотримъ теперь тотъ случай, когда аэропланъ не будетъ имѣть двигателя.

Въ этомъ случаѣ его траекторіей будетъ нѣкоторая наклонная линія, уголъ которой съ горизонтомъ будетъ зависить

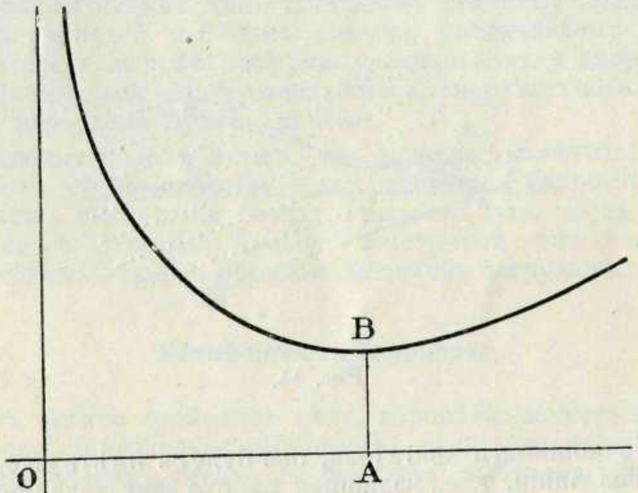


Рис. 53.

отъ аппарата и отъ угла наклоненія его поддерживающихъ поверхностей.

Если установить поддерживающія поверхности подъ угломъ α_2, то сила тяжести дастъ аэроплану въ единицу времени наименьшую работу QR и онъ будетъ опускаться съ наименьшей скоростью.

Устанавливая поддерживающія поверхности подъ угломъ α_1, мы будемъ имѣть минимальное значеніе работы на пройденномъ пути AB (рис. 54) и аэропланъ будетъ опускаться возможно меньше на единицѣ пути пройденнаго въ горизонтальномъ направленіи, другими словами, съ возможно меньшимъ наклономъ.

На рисункѣ 54 линія AB_0 представляетъ путь аэроплана, двигающагося при застопоренномъ двигателѣ, съ постоянной скоростью и затрачивающаго наименьшее количество работы на единицѣ пути, слѣдовательно, линія AB_0 будетъ наиболѣе пологая изъ всѣхъ тѣхъ траекторій, которыя можетъ описать данный аэропланъ, если мы будемъ измѣнять уголъ наклоненія его поддерживающихъ поверхностей.

Скорость опредѣлится изъ условія, что сила поддержанія должна быть равна вѣсу аппарата.

Пуская въ ходъ двигатель, мы не измѣнимъ этимъ величину скорости, но уменьшимъ только уголъ наклона траекторіи.

Съ увеличеніемъ механической силы, сообщаемой двигателемъ, траекторія будетъ становиться все болѣе и болѣе пологой и сила тяжести все меньше и меньше будетъ пополнять недостающее количество работы и когда двигатель будетъ въ состояніи дать все количество работы, которое требуется, траекторія аэроплана станетъ горизонтальной. При дальнѣйшемъ

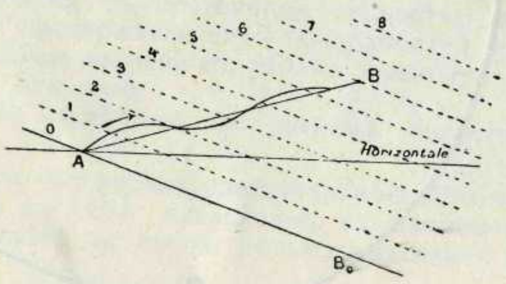


Рис. 54.

увеличеніи мощности двигателя, она будетъ имѣть уже видъ поднимающейся линіи, т. е., излишняя работа двигателя превратится въ положительную работу подъема.

Если провести параллельно AB_0 линіи 1, 2, 3, 4 и т. д., то онѣ будутъ представлять собою линіи естественнннаго спуска и всякій разъ, какъ двигатель нашего аэроплана будетъ застопоренъ, аппаратъ опустится по одной изъ этихъ линій.

Не трудно видѣть, что работа, затрачиваемая аэропланомъ на пути AB не зависитъ отъ формы пути.

Мы видимъ, что аэропланъ является орудіемъ передвиженія не похожимъ ни на одно изъ тѣхъ, которыя намъ были извѣстны до сихъ поръ: локомотивъ, корабль, управляемый аэростатъ передвигаются съ тѣмъ большей скоростью, чѣмъ больше мощность ихъ двигателя, между тѣмъ какъ скорость аэроплана связана съ силой поддерживанія и нельзя измѣнить первую, не измѣнивъ въ тоже время и послѣднюю.

Въ будущемъ аэропланы, по всей вѣроятности, будутъ обладать большей скоростью, чѣмъ въ настоящее время, а вмѣстѣ съ тѣмъ они будутъ въ состояніи переносить и большій грузъ.

Изъ того факта, что скорость не является величиной произвольной, не слѣдуетъ однако заключать, что существуютъ серьезныя затрудненія при маневрированіи аэроплановъ.

Такъ какъ скорость зависитъ отъ угла наклоненія поддерживающихъ поверхностей и отъ нагрузки на кв. метръ, то измѣняя то или другое, мы можемъ въ желаемомъ направленіи измѣнить и скорость.

Первый способъ является не экономичнымъ съ точки зрѣнія затраты механической работы, но для временнаго измѣненія скорости во время маневрированія онъ вполнѣ примѣнимъ.

Второй способъ заключается въ измѣненіи площади поддерживающихъ поверхностей, что, при остающимся безъ измѣненія вѣсѣ всего аппарата, равносильно измѣненію нагрузки на кв. метръ.

Уменьшая какимъ либо способомъ величину поддерживающихъ поверхностей, мы тѣмъ самымъ увеличиваемъ нагрузку на кв. метръ, а вмѣстѣ съ тѣмъ увеличиваемъ и скорость. При увеличеніи площади поддерживающихъ поверхностей, наоборотъ, скорость аэроплана будетъ меньше.

Наблюдая полетъ птицъ, мы можемъ замѣтить, что онѣ примѣняютъ тѣ же способы — для измѣненія скорости онѣ мѣняютъ уголъ наклоненія своихъ крыльевъ или, когда имъ надо опуститься съ возможно большей быстротой—онѣ склыдываютъ ихъ и измѣняютъ такимъ образомъ величину нагрузки на кв. метръ.

Устойчивость аэроплана.

Какъ всякое свободное тѣло, аэропланъ можетъ вращаться около трехъ, произвольно выбранныхъ въ пространствѣ, взаимно-перпендикулярныхъ осей. Для простоты выберемъ эти оси такъ, чтобы двѣ изъ нихъ находились въ горизонтальной плоскости. Направленіе одной изъ нихъ будетъ совпадать съ продольной, а направленіе второй съ поперечной осью аппарата, когда послѣдній находится въ покоѣ. Третья ось будетъ вертикальна. За точку пересѣченія осей примемъ центръ давленія поддерживающихъ поверхностей аппарата.

Какимъ бы образомъ ни вращался аэропланъ, всегда возможно разложить это вращеніе, вообще говоря, на три вращательныя движенія около выбранныхъ нами трехъ осей. Поэтому разсматривая устойчивость аэроплана въ пространствѣ, мы можемъ свести этотъ вопросъ къ разсмотрѣнію его устойчивости около трехъ взаимно-перпендикулярныхъ осей.

Перемѣщеніе аппарата относительно вертикальной оси соотвѣтствуетъ измѣненію его направленія. Это послѣднее достигается при помощи руля направленія и въ извѣстныхъ случаяхъ, какъ мы увидимъ ниже, при помощи боковыхъ рулей.

Руль направленія представляетъ собою соотвѣтственно расположенную вертикальную плоскость, дѣйствіе которой вполнѣ тождественно дѣйствію рулей судовъ плавающихъ по водѣ.

Выводя руль направленій изъ діаметральной (продольной-вертикальной) плоскости аппарата, мы заставимъ его испытывать нѣкоторое сопротивленіе воздуха, которое будетъ приложено въ центрѣ давленія и будетъ равно площади руля, умноженной на коэффиціентъ сопротивленія воздуха и на квадратъ относительной скорости.

Такъ какъ направленіе этой силы не пересѣкаетъ вертикальной оси аппарата, то сила имѣетъ нѣкоторое плечо, которое не трудно опредѣлить, зная разстоянія отъ центра тяжести до передняго ребра руля и отъ ребра руля до центра давленія (по формуламъ Jössel'я и Soreau), и заставитъ нашъ аппаратъ вращаться. При этомъ вращеніе будетъ происходить только около вертикальной оси, такъ какъ сама сила, будучи перпендикулярной къ плоскости руля, лежитъ въ плоскости горизонтальной и, слѣдовательно, ея направленіе пересѣкаетъ или лежитъ въ плоскости параллельной двумъ другимъ осямъ, а такъ какъ, въ этомъ случаѣ, плечо равно 0, то и вращенія около этихъ двухъ осей быть не можетъ. Хотя дѣйствіе руля направленій и является вполнѣ очевиднымъ, но мы остановились на немъ нѣсколько подробнѣе въ виду того, что ниже намъ придется говорить о боковыхъ руляхъ и о руляхъ высоты, дѣйствіе которыхъ вполнѣ аналогично съ дѣйствіемъ руля направленій, съ тою только разницею, что они лежатъ въ другихъ плоскостяхъ и перемѣщаютъ аппаратъ относительно другихъ, соотвѣтствующихъ этимъ плоскостямъ осей.

Вращеніе около вертикальной оси не представляетъ опасности для аппарата и авіатора, такъ какъ оно не является опрокидывающимъ, какъ вращенія около двухъ другихъ осей.

Наоборотъ, вращеніе около горизонтальныхъ осей представляетъ серьезную опасность и потому мы остановимся нѣсколько внимательнѣе на вопросѣ объ устойчивости относительно этихъ осей, иначе говоря, на вопросѣ о поперечной и продольной устойчивости аэроплана.

1. Поперечная устойчивость аэроплана. Колебанія относительно продольной горизонтальной оси вызываетъ боковое наклоненіе или кренъ аппарата.

Изслѣдуя вопросъ объ устойчивости аэроплана, мы должны принять во вниманіе различныя условія, въ которыя можетъ стать аппаратъ при своемъ движеніи.

Условія его устойчивости, какъ мы увидимъ ниже, различны въ зависимости отъ того, перемѣшается ли аппаратъ по прямой линіи или по кривой (на поворотахъ).

Съ теоретической точки зрѣнія изслѣдованіе вопроса о поперечной устойчивости аэроплана, по крайней мѣрѣ, въ простѣйшемъ случаѣ, если поддерживающія поверхности считать плоскостями, не представляетъ затрудненій. Однако на практикѣ въ виду того, что при движеніи по прямой линіи и при поворотахъ, какъ мы сказали, условія устойчивости удовлетворяются при различномъ относительномъ положеніи центра тяжести и центра давленія, вопросъ этотъ различными конструкторами рѣшается различно.

При движеніи аппарата по прямой линіи мы можемъ считать, что на него дѣйствуютъ двѣ силы—вѣсъ аппарата, приложенный въ центрѣ тяжести и сила поддерживанія приложенная въ центрѣ давленія.

Въ спокойномъ воздухѣ подъ вліяніемъ этихъ силъ аппаратъ находится въ равновѣсіи.

Для того, чтобы аппаратъ былъ устойчивъ, взаимное положеніе центра тяжести и центра давленія должно быть таково, чтобы, въ случаѣ если онъ вслѣдствіе порыва вѣтра или вслѣдствіе другихъ какихъ либо причинъ, былъ бы выведенъ изъ своего первоначальнаго положенія, равнодѣйствующая силы тяжести и силы поддерживанія стремилась бы обратно привести его въ это положеніе.

Помѣщая центръ тяжести аэроплана ниже поддерживающей поверхности и, слѣдовательно, ниже центра давленія, мы увидимъ, что аппаратъ будетъ устойчивъ.

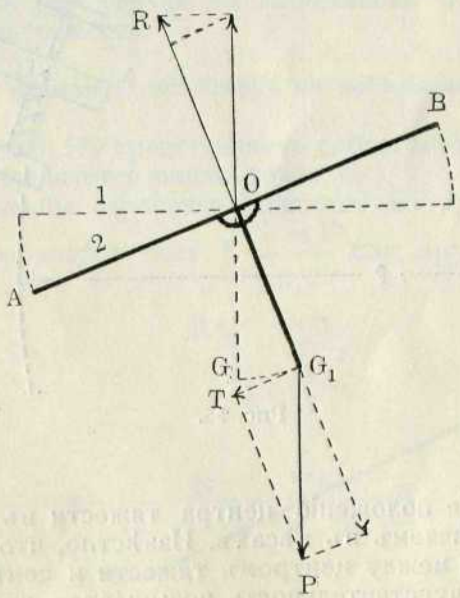


Рис. 55.

Пусть линія AB (чер. 55) представляетъ поддерживающую поверхность аэроплана, выведеннаго изъ положенія равновѣсія.

Плоскость чертежа перпендикулярна къ направленію скорости.

Центръ давленія находится въ точкѣ O, а центръ тяжести въ точкѣ G_1.

При наклоненіи аппарата, какъ видно изъ чертежа, сила тяжести можетъ быть разложена на двѣ слагающія,—одну перпендикулярную и другую параллельную поддерживающей поверхности. Первая изъ нихъ до нѣкоторой степени уравновѣсится силою поддерживанія, а вторая будетъ стремиться повернуть аппаратъ около точки O и привести его въ первоначальное положеніе. Плечо этой послѣдней силы OG_1 есть величина постоянная и представляетъ собою разстояніе отъ центра давленія до центра тяжести, сила же G_1T увеличивается съ увеличеніемъ наклоненія аппарата и, слѣдовательно, чѣмъ дальше онъ будетъ выведенъ изъ положенія равновѣсія, тѣмъ съ большей силой онъ будетъ стремиться опять занять его.

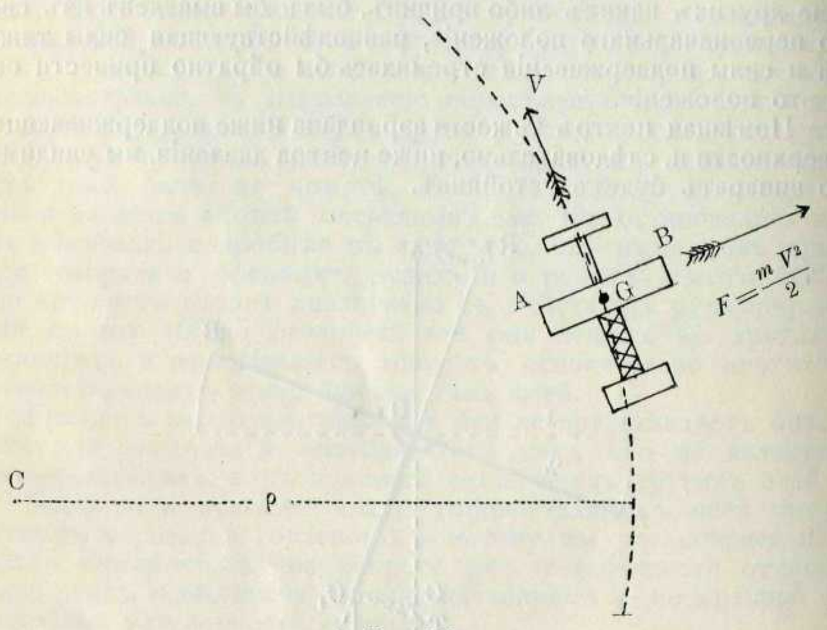


Рис. 56.

Аналогичное положеніе центра тяжести въ элементарной физикѣ мы встрѣчаемъ въ вѣсахъ. Извѣстно, что съ уменьшеніемъ разстоянія между центромъ тяжести и центромъ колебанія вѣсовъ, ихъ чувствительность повышается, что равносильно тому, что стремленіе ихъ къ возстановленію равновѣсія значительно понижается.

По отношенію къ аэроплану мы можемъ сказать, что съ уменьшеніемъ разстоянія между центромъ давленія и центромъ тяжести устойчивость его будетъ уменьшаться.

Посмотримъ теперь, что происходитъ въ тотъ моментъ, когда аэропланъ дѣлаетъ поворотъ и какое положеніе центра тяжести является въ данномъ случаѣ наиболѣе выгоднымъ.

Положимъ, что аэропланъ долженъ перемѣщаться по кругу въ направленіи стрѣлки, касательный къ кругу (чер. 56). Пусть ρ есть радіусъ этого круга, m—масса аппарата, а V—его поступательная скорость.

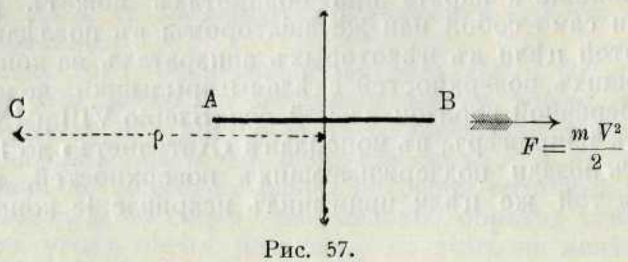


Рис. 57.

Чтобы аэропланъ не уклонился отъ своего пути, онъ долженъ преодолѣть центробѣжную силу $F=\frac{mV^2}{\rho}$, приложенную въ центрѣ тяжести, которая будетъ стремиться удалить его отъ центра круга.

Разсмотримъ три случая въ зависимости отъ различнаго положенія центра тяжести.

а) *Центръ тяжести находится на поддерживающей поверхности.*

Пусть AB (чер. 57) представляетъ собою видъ спереди аэроплана, который вращается около точки C.

Для того, чтобы аэропланъ двигался по кругу радіуса ρ, онъ долженъ преодолѣть силу $F=\frac{mV^2}{\rho}$ или, другими словами,

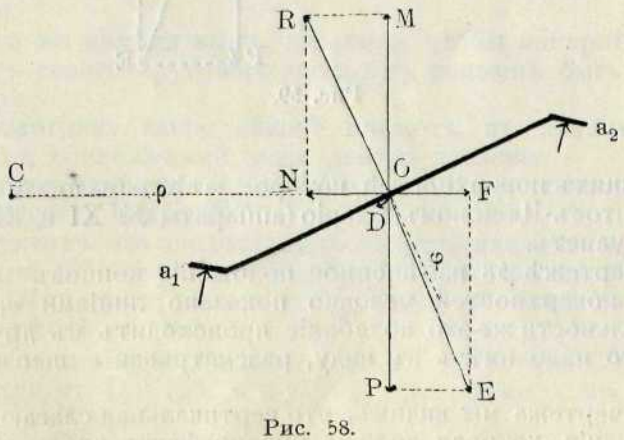


Рис. 58.

къ нему должна быть приложена сила равная F и противоположная ей по направленію. Чтобы получилась эта сила, аппаратъ долженъ наклониться, какъ мы это видимъ на рис. 58.

Сила поддерживанія R, оставаясь всегда перпендикулярной къ поддерживающей поверхности, наклоняется вмѣстѣ съ нею и, будучи разложена на вертикальную и горизонтальную слагающія, дастъ силы OM и ON; послѣдняя и уравновѣситъ собою силу F.

Наклоненіе аппарата при поворотахъ можетъ регулироваться или само собой или же авіаторомъ; въ послѣднемъ случаѣ для этой цѣли въ нѣкоторыхъ аппаратахъ на концахъ поддерживающихъ поверхностей сдѣланы крылышки, колеблящіяся около поперечной горизонтальной оси (Блеріо VIII и IX), въ другихъ, какъ напримѣръ, въ монопланѣ «Антуанетъ» до 1909 г. они находились позади поддерживающихъ поверхностей, наконецъ, Райтъ для той же цѣли примѣнилъ искривленіе концовъ под-

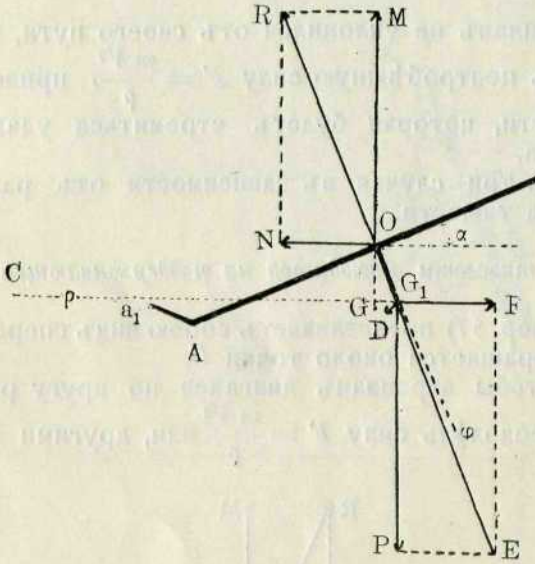


Рис. 59.

держивающихъ поверхностей, которое затѣмъ было заимствовано у него Сантосъ-Дюмономъ, Блеріо (аппараты № XI и XII) и заводомъ Антуанетъ.

На чертежѣ 58 измѣненное положеніе концовъ поддерживающихъ поверхностей условно показано линіями a_1 и a_2, въ дѣйствительности же это колебаніе происходитъ въ другой плоскости, что надо имѣть въ виду, разсматривая вышеозначенный чертежъ.

Изъ чертежа мы видимъ, что вертикальная слагающая силы поддерживанія, которая должна уравновѣсить собою вѣсъ аппарата, не равна послѣднему.

Ея величина измѣняется пропорціонально косинусу послѣдняго. Чѣмъ больше наклоняется аппаратъ, тѣмъ сила поддер-

живанія становится меньше, а такъ какъ вѣсъ аппарата остается постояннымъ, то аэропланъ во время поворота долженъ опускаться. Поэтому авіаторъ прежде чѣмъ наклонить свой аппаратъ, чтобы сдѣлать поворотъ, долженъ предварительно убѣдиться въ томъ, что разстояніе, отдѣляющее его отъ земли, достаточно велико.

Въ силу того же неравенства силъ OM и OP параллелограммы $ONRM$ и $OPEF$ не равны между собою, вслѣдствіе чего не равны и ихъ діагонали, представляющія равнодѣйствующія—одна силъ OM и ON, а другая силъ P и F. Эти равнодѣйствующія не только не равны по своей величинѣ, но также не совпадаютъ и по своему направленію, образуя уголъ φ.

Этотъ уголъ очень невеликъ, но тѣмъ не менѣе имѣетъ важное значеніе.

Благодаря существованію этого угла, появляется слагающая OD, которая при чрезмѣрномъ наклоненіи аппарата заставляетъ скользить его къ центру круга, а при недостаточномъ наклоненіи въ направленіи обратномъ.

Слѣдуетъ замѣтить, что пониженія аппарата при поворотѣ нельзя избѣжать при помощи измѣненія его скорости, потому что, если увеличить эту послѣднюю съ тѣмъ, чтобы вмѣстѣ съ нею увеличилось OM, то и сила F увеличится въ той же пропорціи, такъ какъ обѣ эти силы пропорціональны квадрату скорости.

Въ разобранномъ нами случаѣ всѣ силы проходятъ черезъ одну и ту же точку O, а потому не могутъ образовать никакой вращающей пары, которая бы имѣла вліяніе на поперечное равновѣсіе аппарата.

b) *Центръ тяжести находится ниже поддерживающей поверхности.*

Какъ мы видѣли выше, для того, чтобы аппаратъ не уклонился отъ своего кругового пути, онъ долженъ быть наклоненъ къ центру.

Разсмотримъ какое вліяніе окажетъ въ данномъ случаѣ вѣсъ тѣла, приложенный ниже центра давленія.

Система прямыхъ AB и OG (чер. 59) представляетъ собою схему аппарата Блеріо XII.

Положимъ, что аппаратъ при поворотѣ наклонился на уголъ α.

Плечо OG неизмѣнно связано съ поддерживающей поверхностью AB и, при вращеніи этой послѣдней около точки O, вращается вмѣстѣ съ нею.

При наклоненіи аппарата центръ тяжести изъ точки G перемѣстится въ G_1, гдѣ и будутъ приложены вѣсъ тѣла P и сила $F = \frac{m\,V^2}{\rho}$.

Складывая эти послѣднія двѣ силы, мы получимъ равнодѣйствующую G_1E, которая, какъ и въ предыдущемъ случаѣ, вслѣдствіе неравенства силъ OM и вѣса аппарата P, составить съ силою сопротивленія воздуха R нѣкоторый уголъ φ. Присутствіе угла φ, какъ и въ предыдущемъ случаѣ, вызоветъ появленіе силы D, приложенной въ центрѣ тяжести.

При разсматриваемомъ нами положеніи центра тяжести, эта сила D имѣетъ плечо OG_1 и, слѣдовательно, стремится повернуть аппаратъ около точки O въ сторону обратную его наклоненію.

Это обстоятельство въ извѣстной степени затрудняетъ поворотъ аппарата и служитъ причиною того, что нѣкоторые конструкторы, какъ Эсно - Пельтери во Франціи и Граде въ Германіи считаютъ болѣе цѣлесообразнымъ положеніе центра тяжести выше центра давленія.

c) *Центръ тяжести находится выше центра давленія.*

Разсматривая чертежъ 60 мы видимъ, что въ силу тѣхъ же причинъ, какъ въ предыдущихъ случаяхъ, образуется сила D; но при положеніи центра тяжести выше центра давленія эта сила будетъ стремиться повернуть аэропланъ въ ту же сторону, въ которую онъ долженъ быть наклоненъ при поворотѣ и, слѣдовательно, въ данномъ случаѣ она будетъ облегчать поворотъ аппарата.

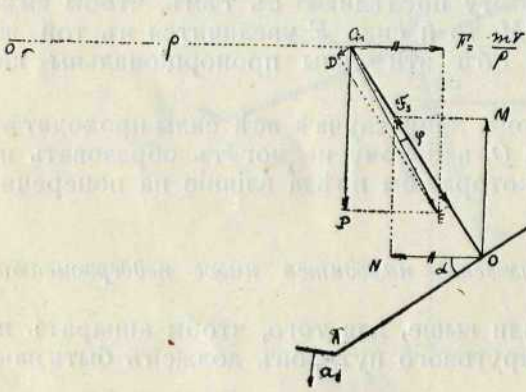


Рис. 60.

Такимъ образомъ положеніе центра тяжести выше центра давленія является выгоднымъ, когда аппаратъ находится на поворотѣ; въ то же время такое положеніе не выгодно, въ томъ случаѣ, когда аэропланъ двигается по прямой.

Въ виду того, что бо́льшая часть пути, который проходитъ аэропланъ, представляетъ собою прямую и дѣлать повороты при обыкновенныхъ условіяхъ ему приходится сравнительно рѣдко, предпочтительнѣе помѣщать центръ тяжести ниже поддерживающей поверхности, тѣмъ болѣе, что скорости, которыми въ настоящее время обладаютъ аэропланы сравнительно не велики. Дальнѣйшее увеличеніе скоростей будетъ больше обезпечивать поперечную устойчивость аэроплана, при поворотахъ же будутъ получаться бо́льшія затрудненія, чѣмъ въ настоящее

время, и потому въ будущемъ очень возможно, что центръ тяжести будутъ помѣщать выше центра давленія.

2. Продольная устойчивость аэроплана. Перемѣщеніе аэроплана относительно горизонтальной поперечной оси называется тангажемъ, а свойство аэроплана противиться тангажу—продольною устойчивостью аппарата. Эта послѣдняя достигается значительно легче, чѣмъ устойчивость поперечная при помощи руля высоты, который представляетъ изъ себя горизонтальную плоскость, могущую вращаться около горизонтальной поперечной оси.

Руль высоты помѣщается или спереди аппарата, какъ это можно видѣть въ бипланахъ бр. Райтъ, бр. Вуазенъ, Фармана, или сзади, какъ въ монопланахъ Блеріо, „Антуанетъ“ и Сантосъ-Дюмона.

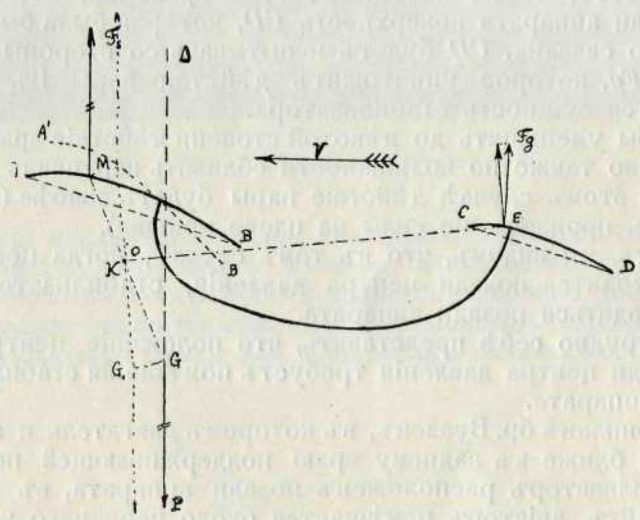


Рис. 61.

Кромѣ рулей высоты почти всѣ существующіе аппараты снабжены стабилизаторами, которые представляютъ собою нѣкоторыя горизонтальныя поверхности, неизмѣнно связанныя съ аппаратомъ.

Исключеніе представляютъ американскіе аппараты бр. Райтъ (рис. 45, 80 и 81), въ которыхъ роль стабилизатора до нѣкоторой степени выполняетъ руль высоты.

Разсмотримъ, какимъ образомъ дѣйствуетъ стабилизаторъ при колебаніи аппарата относительно поперечной горизонтальной оси.

Положимъ, что AB (чер. 61) есть поддерживающая поверхность аэроплана, перемѣщающаяся въ пространствѣ по направленію стрѣлки со скоростью V.

Сила поддерживанія изобразится векторомъ F и будетъ приложена въ нѣкоторой опредѣленной точкѣ M, которая представляетъ центръ давленія вогнутой поддерживающей поверхности.

Положимъ, что центръ тяжести аппарата находится въ какой нибудь точкѣ G, лежащей на вертикали Δ. Въ этой точкѣ приложенъ вѣсъ аппарата P, который равенъ силѣ поддерживанія, но направленъ въ противоположную сторону.

Мы имѣемъ, такимъ образомъ, пару силъ, которая заставляетъ аппаратъ вращаться около поперечной горизонтальной оси, перпендикулярной къ плоскости чертежа и проходящей черезъ точку K, которая дѣлитъ пополамъ разстояніе MG. Аппаратъ будетъ вращаться до тѣхъ поръ, пока поддерживающая поверхность не займетъ положенія $A'B'$, при которомъ совпадетъ направленіе силы поддерживанія и вѣса аппарата.

Для того, чтобы избѣжать этого вращенія, можно помѣстить сзади аппарата поверхность CD, которая была бы съ нимъ неизмѣнно связана. CD будетъ испытывать со стороны воздуха усиленіе Fg, которое уничтожитъ дѣйствіе пары. Въ этомъ и заключается сущность стабилизатора.

Чтобы уменьшить до нѣкотой степени дѣйствіе вращающей пары можно также по возможности сблизить вертикаль Δ и точку M—въ этомъ случаѣ дѣйствіе пары будетъ слабѣе (моментъ пары, т. е. произведеніе силы на плечо меньше).

Итакъ, мы видимъ, что въ томъ случаѣ, когда центръ тяжести находится позади центра давленія, стабилизаторъ долженъ находиться позади аппарата.

Не трудно себѣ представить, что положеніе центра тяжести впереди центра давленія требуетъ помѣщенія стабилизатора впереди аппарата.

Въ бипланѣ бр. Вуазенъ, въ которомъ двигатель и авіаторъ находятся ближе къ заднему краю поддерживающей поверхности, стабилизаторъ расположенъ позади аппарата, въ бипланѣ же бр. Райтъ, авіаторъ помѣщается около передняго края поддерживающей поверхности, благодаря чему центръ тяжести находится впереди центра давленія и руль высоты, который въ данномъ случаѣ играетъ роль стабилизатора, находится спереди.

Различныя конструкціи современныхъ аэроплановъ.

Въ настоящее время аэропланы классифицируются обыкновенно по числу поддерживающихъ поверхностей: имѣющіе одну поддерживающую поверхность называются *монопланами*, двѣ—*бипланами*, аппараты, имѣющіе большее число поверхностей—*полипланами*.

Эта классификація является скорѣе классификаціей по внѣшнему виду, чѣмъ по дѣйствительнымъ свойствамъ аппаратовъ. Гораздо болѣе важнымъ, съ точки зрѣнія различія аппаратовъ, чѣмъ число поддерживающихъ поверхностей, является способъ расположенія движителя и органовъ устойчивости и управленія.

Однако разнообразіе формъ и конструкцій, которыя встрѣчаются въ современныхъ аппаратахъ, дѣлаетъ классификацію ихъ довольно затруднительной и доказываетъ, что мы находимся

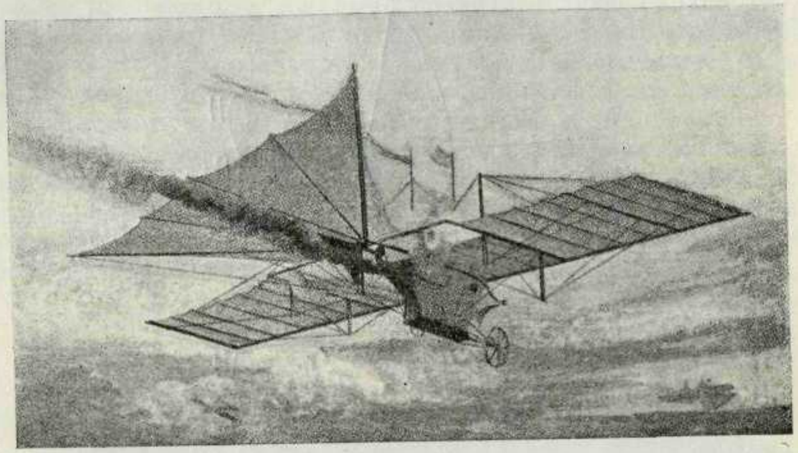


Рис. 62. Аэропланъ Henson'a.

въ стадіи исканій и что еще не выработанъ окончательный типъ аэроплана; въ виду этого дѣленіе аэроплановъ по числу поддерживающихъ поверхностей является довольно удобнымъ.

Прежде чѣмъ перейти къ современнымъ аэропланамъ скажемъ нѣсколько словъ объ аппаратахъ являющихся ихъ прототипами.

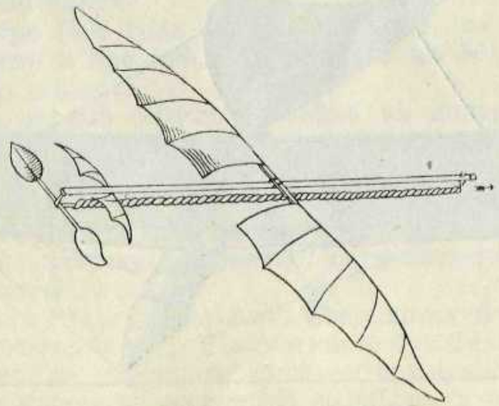


Рис. 63. Механическая птица Penaud.

Рис. 62 представляетъ собою проектъ аэроплана Henson'a, относящійся къ 1842 году. Этотъ рисунокъ интересенъ главнымъ образомъ тѣмъ, что онъ показываетъ, что и въ ту эпоху существовала идея воспользоваться наклоннымъ дѣйствіемъ воздушнаго потока и поступательной скоростью.

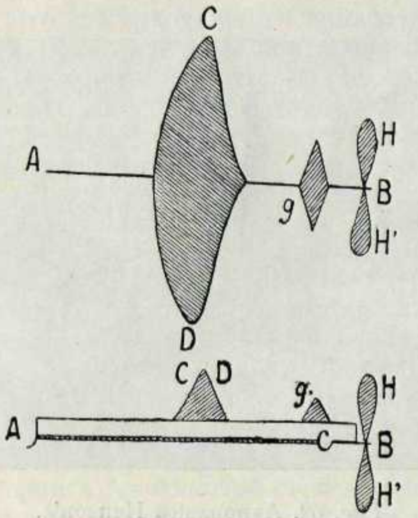


Рис. 64. Механическая птица Penaud.

Въ 1871 году Penaud, оказавшій въ свое время большія услуги авіаціи, строитъ игрушку, принципы которой аналогичны принципамъ современныхъ аэроплановъ.

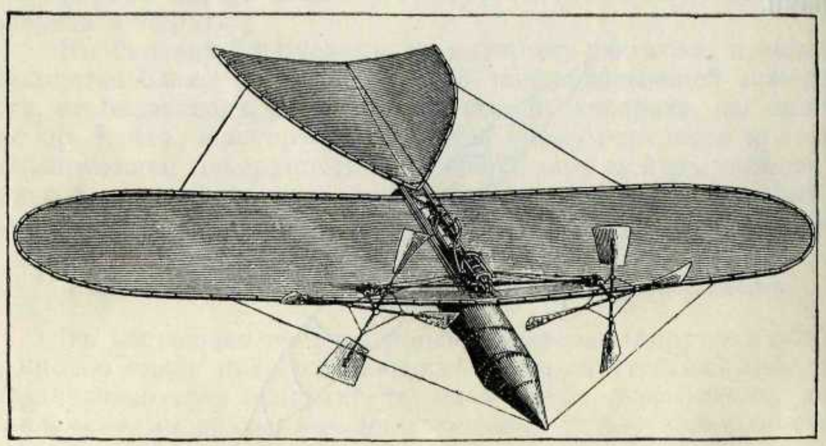


Рис. 65. Модель Tatin'a.

Какъ видно изъ рисунковъ 63 и 64 модель Penaud имѣетъ винтъ, приводимый въ движеніе раскручиваніемъ резинки, ма-

ленькій стабилизаторъ (хвостъ Penaud) и большую поддерживающую поверхность очень широкую и очень мало наклоненную.

Еще болѣе совершенной является модель Tatin'a относящаяся къ 1878—79 г., изображенная на рис. 65. Аппаратъ имѣетъ два винта, вращающіеся въ разныя стороны. Они приводятся въ движеніе при помощи сжатаго воздуха, заключеннаго въ цилиндрическомъ, съ коническимъ концомъ, резервуарѣ, который представляетъ тѣло аппарата. Опыты, произведенные съ этой моделью показали, что она можетъ держаться въ воздухѣ, но не обладаетъ достаточной устойчивостью.

Первымъ дѣйствительно летающимъ аппаратомъ былъ аэропланъ или, какъ его называютъ „авіонъ" Адера.—„Эолъ № 1" (рис. 66). Его постройка была начата въ 1886 году и окончена въ 1890 г.—Это былъ монопланъ, крылья котораго точно воспроизводили крылья большой малайской летучей мыши.

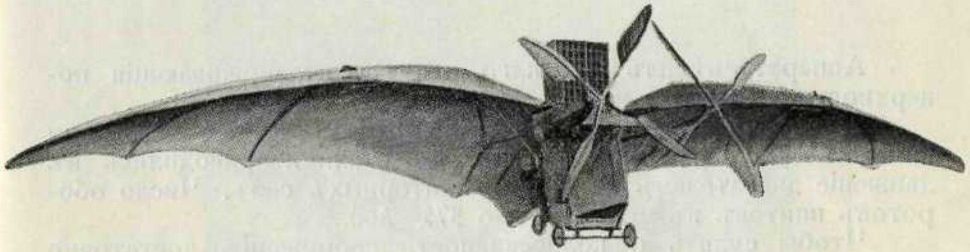


Рис. 66 Авіонъ Адера.

Ширина поддерживающихъ поверхностей была равна 14 метр., длина 6,5 метр. Вѣсъ аппарата 300 клгр. Движителемъ служилъ 4-хъ лопастный мягкій винтъ.

9-го октября 1890 года Адеръ поднялся на своемъ аппаратѣ на воздухъ и пролетѣлъ разстояніе въ 50 метр. со скоростью 16 метр. въ сек.

Это былъ первый полетъ человѣка на аппаратѣ тяжелѣе воздуха.

Въ августѣ 1891 Адеръ на второмъ построенномъ имъ аппаратѣ, который назывался „Эолъ № 2", дѣлаетъ 100 метр. и, наконецъ, въ 1897 г. на „Авіонѣ № 3" дѣлаетъ 300 метр.

Послѣдній аппаратъ нѣсколько отличался по своимъ размѣрамъ отъ „Эола № 1".

Ширина его поддерживающихъ поверхностей была 15 метр., длина 8 метр., вѣсъ 258 клгр. Два мягкихъ, изъ шелка, винта были насажены прямо на машинные валы и вращались въ разныя стороны двумя паровыми машинами по 40 силъ каждая. Вѣсъ машины былъ 3,5 клгр. на индикаторную силу.

Французское военное министерство, на субсидію отъ котораго строился этотъ аппаратъ, отказалось принять его и дальнѣйшія постройки и испытанія были прекращены.

На рис. 67 изображенъ громадный полипланъ Хирама Максима, относящійся къ 1891—92 году.

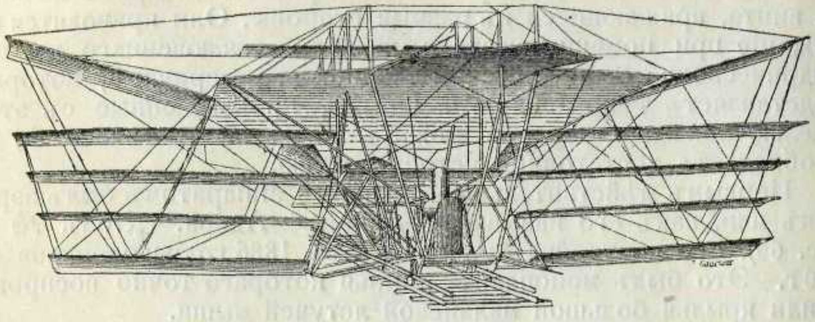


Рис. 67. Полипланъ Хирама Максима.

Аппаратъ вѣсилъ 4000 клгр. и имѣлъ поддерживающія поверхности въ 500 кв. метр.

Два двухлопастныхъ винта, діаметромъ въ 5,4 метр., при шагѣ въ 4,9 метр., были сдѣланы изъ стали и приводились въ движеніе двигателемъ въ 300 индикаторныхъ силъ. Число оборотовъ винтовъ въ минуту было 375—400.

Чтобы судить о колоссальности сооруженія, достаточно указать его размѣры: высота 10,6 метр., длина 21,6 метр. и ширина 31,5 метр.

Для того чтобы подняться, аппаратъ долженъ былъ сначала катиться по рельсамъ и затѣмъ отдѣлиться отъ земли, достигнувъ скорости около 40—45 клм. въ часъ.

Во время испытаній аппаратъ, имѣя на борту 3-хъ лицъ, отдѣлился отъ рельсъ, но оказался въ воздухѣ не устойчивымъ, сейчасъ же накренился на бокъ и упалъ.

Аппаратъ, который имѣетъ большое сходство съ только что описаннымъ, былъ еще гораздо раньше, а именно въ 1884—85 г. построенъ у насъ въ Россіи капитаномъ 1-го ранга А. Ѳ. Можайскимъ.

Аэропланъ Можайскаго былъ также полипланомъ и также имѣлъ внушительные размѣры: площадь поддерживающихъ поверхностей была равна 372 кв. метр., вѣсъ аппарата 935 кгр. Въ гондолѣ, подвѣшенной подъ аэропланомъ, помѣщался легкій паровой двигатель въ 30 индикаторныхъ силъ, который приводилъ въ движеніе 3 винта, расположенные въ передней части аэроплана. Сзади находился вертикальный руль.

Для взлета аэропланъ Можайскаго, какъ и аппаратъ Хирамъ Максима, былъ установленъ на рельсы.

Къ сожалѣнію аналогія на этомъ не оканчивается и дальнѣйшая участь этихъ аппаратовъ также вполнѣ тождественна— аэропланъ Можайскаго при взлетѣ накренился на бокъ, поломалъ поддерживающія поверхности и на этомъ окончились опыты.

Ланглей, о работахъ котораго по вопросу изученія сопротивленія воздуха мы уже говорили, послѣ цѣлаго ряда лабораторныхъ изысканій, продолжавшихся нѣсколько лѣтъ, приступилъ къ построенію моделей аэроплановъ и опытовъ съ ними.

Одна изъ построенныхъ имъ моделей (рис. 68), вѣсомъ въ 13 кгр., съ паровымъ двигателемъ въ 1896 году пролетѣла надъ рѣкой Потомакомъ, гдѣ производились опыты, 1200 метр., продержавшись въ воздухѣ 1 мин. 31 сек.

Эти опыты обратили на себя вниманіе правительства Соединенныхъ Штатовъ, которое ассигновало 50.000 долларовъ на продолженіе ихъ.

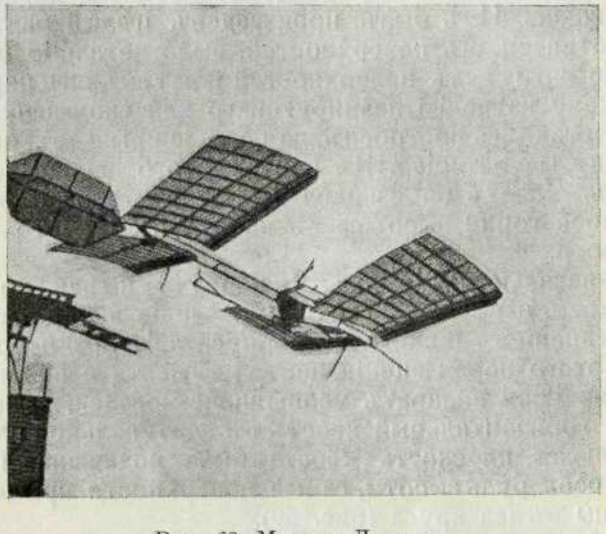


Рис. 68. Модель Ланглея.

Послѣ этого Ланглеемъ былъ построенъ аппаратъ уже въ натуральную величину. Этотъ аппаратъ надо причислить къ монопланамъ съ четырьмя поддерживающими поверхностями, расположенными попарно спереди и сзади.

Сзади первой пары поддерживающихъ поверхностей помѣщены два винта. Общая поддерживающая поверхность 97 кв. метр. Вѣсъ всего аппарата съ авіаторомъ 366 кгр.

Двигатель былъ пятицилиндровый бензиновый въ 52 индикаторныя силы, вѣсомъ около 2,5 кгр. на силу, весьма малымъ по тому времени. Сзади аэроплана былъ помѣщенъ руль съ вертикальными и горизонтальными плоскостями. Взлетъ совершался съ платформы спеціально устроенной для этого барки.

8-го октября 1903 г. былъ произведенъ первый полетъ съ авіаторомъ. Аппаратъ, пролетѣвъ всего 30 метр., погрузился въ рѣку. Опытъ показалъ, что аэропланъ недостаточно устойчивъ.

Смерть Ланглея въ 1906 г. прекратила продолженіе опытовъ съ аппаратомъ этого типа.

Одновременно съ Адеромъ, Можайскимъ, Хирамъ Максимомъ и Ланглеемъ, которые считали, что техника достигла уже той степени развитія, когда остается только сконструировать и построить летательную машину, въ авіаціи существовало еще другое теченіе, которое ставило своей первой задачей изученіе техники полета и той среды, съ которой приходится имѣть дѣло.

Представителями этого теченія были нѣмецкій инженеръ Отто Лиліенталь и его послѣдователи: въ Америкѣ — пр. Шанютъ, въ Англіи—Пильчеръ и во Франціи—капитанъ Ферберъ.

Отто Лиліенталь родился въ 1848 году, съ раннихъ лѣтъ почувствовалъ влеченіе къ воздухоплаванію и посвятилъ ему всю свою жизнь. Имъ былъ произведенъ цѣлый рядъ опытовъ надъ сопротивленіемъ поверхностей, было детально изучено сопротивленіе вогнутыхъ поверхностей и затѣмъ онъ перешелъ къ практическому изученію планирующаго или скользящаго полета. Для этого имъ былъ построенъ, на подобіе крыльевъ, ивовый каркасъ, обтянутый матеріей. Въ центрѣ этого каркаса онъ помѣщался самъ. Полетъ производился противъ вѣтра съ небольшой искусственной горки высотою въ началѣ въ 15 метр., а затѣмъ около 30 метр.

Первоначальныя крылья Лиліенталя имѣли поверхность въ 14 кв. метр. и вѣсили 20 кгр. Управленіе аппаратомъ достигалось измѣненіемъ положенія корпуса авіатора и происходившимъ отъ этого перемѣщенія центра тяжести всей системы. Съ теченіемъ времени аппаратъ усовершенствовался, сзади прибавленъ былъ горизонтальный хвостъ съ вертикальной плоскостью. Горизонтальная плоскость хвоста была подвижная и представляла изъ себя руль высоты, самыя поверхности крыльевъ были расположены въ два яруса (рис. 69).

Съ 1891 г. по 1896 годъ Лиліенталемъ было совершено болѣе 2000 планирующихъ полетовъ, пролетаемое разстояніе достигало болѣе 100 метр. и предполагалось уже перейти къ опытамъ съ новымъ аппаратомъ, снабженнымъ небольшимъ двигателемъ съ жидкой углекислотою.

Къ несчастію 10 августа 1896 г. эти полеты закончились катастрофой: Лиліенталь упалъ съ высоты 10 метр., получилъ переломъ позвоночнаго столба и черезъ сутки умеръ.

Опыты Лиліенталя обратили на себя вниманіе всей Европы и Америки и во многихъ мѣстахъ появились послѣдователи.

У насъ въ Москвѣ, по идеѣ профессора Жуковскаго, предполагалось организовать подобные опыты, для чего былъ пріобрѣтенъ такой аппаратъ, но послѣ смерти Лиліенталя эта идея была оставлена.

Въ Германіи смерть Лиліенталя произвела удручающее впечатлѣніе и тамъ не нашлось охотниковъ продолжать опыты.

Въ Англіи опыты Лиліенталя продолжалъ Пильчеръ. Онъ построилъ нѣсколько планеровъ того же типа, какъ и Лиліенталь, первый въ 14 кв. метр., вѣсомъ 23 кгр., второй, болѣе тяжелый, 16 кв. метр., вѣсомъ 35,5 кгр. и третій 16 кв. метр., вѣсомъ 23 кгр. Способъ взлета онъ практиковалъ другой: къ парѣ запряженныхъ лошадей прикрѣплялся канатъ, другой конецъ котораго находился на планерѣ въ распоряженіи Пильчера, лошади пускались вскачь и планеръ взлеталъ, какъ змѣй; достигнувъ опредѣленной высоты, Пильчеръ бросалъ канатъ и совершалъ плавный спускъ. Опыты его были также весьма успѣшны — онъ достигъ уже полетовъ въ 200 метр. и рѣшилъ начать опыты съ настоящимъ аэропланомъ, но 30-го сентября 1899 г. во время своего полета, произведеннаго при неблагопріятной погодѣ, Пильчеръ разбился на смерть.

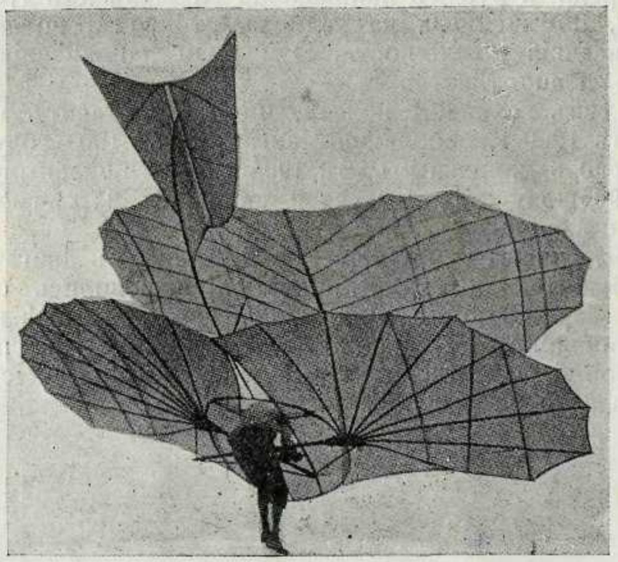


Рис. 69. Планеръ Лиліенталя.

Въ Америкѣ заинтересовался опытами Лиліенталя инженеръ Шанютъ изъ Чикаго. Имъ было построено нѣсколько планеровъ, первые изъ которыхъ были копіями планеровъ Лиліенталя. Затѣмъ былъ построенъ планеръ съ 11-ю поддерживающими поверхностями, который оказался тяжелымъ и громоздкимъ. Постепенно измѣняя послѣдній типъ планера, Шанютъ пришелъ наконецъ, къ двухъ-ярусному аппарату, который впослѣдствіи былъ заимствованъ у него бр. Райтъ и Ферберомъ.

Опыты производились на песчаномъ берегу озера Мичиганъ; для взлета пользовались имѣвшимися песчаными холмами.

Послѣ смерти Лиліенталя и Пильчера въ Европѣ охладѣли къ практическому изученію планирующаго полета и только во Франціи въ это время нашелся человѣкъ, который видѣлъ, что единственный правильный путь создать дѣйствительный аэропланъ—это продолжать работы Лиліенталя. Этотъ человѣкъ былъ капитанъ Ферберъ.

Начиная съ 1899 года, Ферберъ строитъ рядъ планеровъ, повторяетъ ошибки своихъ предшественниковъ, но за то почерпаетъ и массу новыхъ свѣдѣній, которыя впослѣдствіи оказываютъ услугу авіаціи.

Въ 1902 г. Ферберъ построилъ такой же планеръ, съ какимъ совершали въ это время свои опыты бр. Райтъ. Этотъ планеръ № 5 имѣлъ ширину 9,5 метр., длину 1,8 метр., разстояніе между поддерживающими поверхностями 1,8 метр., общую поддерживающую поверхность 33 кв. метр. и вѣсилъ 50 кгр.

Планеръ этотъ оказался очень устойчивымъ въ воздухѣ и совершалъ прекрасные скользящіе полеты. Руль высоты находился спереди, а рулемъ направленія служили двѣ треугольныя плоскости, помѣщенныя на заднихъ стойкахъ, соединяющихъ поддерживающія поверхности. Эти рули направленія Ферберъ сохранилъ и впослѣдствіи.

Овладѣвъ техникой полета, Ферберъ ставитъ на своемъ планерѣ въ 1900 г. небольшой двигатель, въ 1903 году онъ замѣняетъ его 6-ти-сильнымъ, въ 1904 г. 12-ти-сильнымъ и, наконецъ, въ 1905 году ставитъ на свой аэропланъ 24-хъ-сильный двигатель „Антуанетъ"

Первые полеты Фербера на планерѣ съ двигателемъ не были свободными полетами—опыты производились съ подвѣшеннымъ аэропланомъ. Для этой цѣли въ Ниццѣ въ 1903 г. имъ выстроена была громадная карусель (рис. 70), средняя колонна которой была 18 метр. высоты, а вращающаяся верхняя ферма имѣла 30 метр. длины.

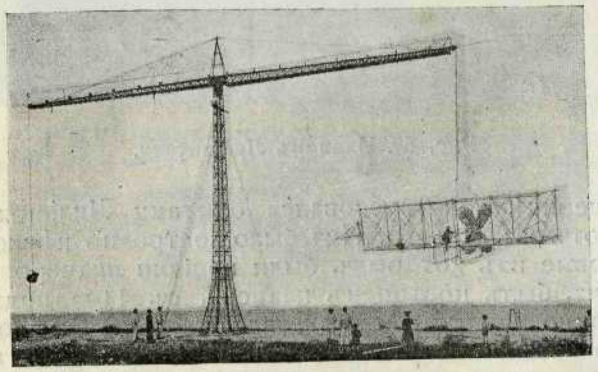


Рис. 70. Карусель Фербера.

При помощи этой карусели былъ произведенъ рядъ опытовъ, которые обратили на себя вниманіе и Ферберъ для продолженія ихъ былъ приглашенъ полковникомъ Ренаромъ въ воздухоплавательный паркъ въ Шалэ-Медонъ.

Опыты въ Ниццѣ показали Ферберу неудобство имѣть дѣло съ центробѣжною силой, а потому въ Шалэ-Медонѣ онъ устраиваетъ новый аэродромъ, въ которомъ пользуется наклонной плоскостью.

Этотъ аэродромъ (рис. 71) состоялъ изъ 3-хъ деревянныхъ пирамидъ. Вершины двухъ изъ нихъ, высота которыхъ была по 10 метр., были соединены металлическимъ кабелемъ; отъ середины этого кабеля, перпендикулярно къ нему, шелъ кабель, закрѣпленный за вершину третьей пирамиды высотою въ 20 метр., и находящейся отъ первыхъ двухъ на разстояніи 40 метр. По этому кабелю на особыхъ блокахъ катился аэропланъ, подвѣшенный при помощи спеціальнаго крюка, который въ любой моментъ можно было разъединить съ аэропланомъ и послѣдній далѣе совершалъ свободный полетъ.

На этомъ аэродромѣ въ 1904 г. Ферберомъ былъ произведенъ рядъ опытовъ, результатомъ которыхъ были нѣкоторыя усовершенствованія въ его аэропланѣ.

Въ 1904 г. Ферберъ имѣлъ уже вполнѣ устойчивый аппаратъ, для котораго не хватало только соотвѣтствующаго двигателя, но препятствія, которыя были поставлены Ферберу со стороны администраціи Шалэ-Медона, не дали возможности ему тогда же осуществить свой аэропланъ. Не будь ихъ, онъ, по всей вѣроятности, опередилъ бы Сантосъ-Дюмона и Фармана.

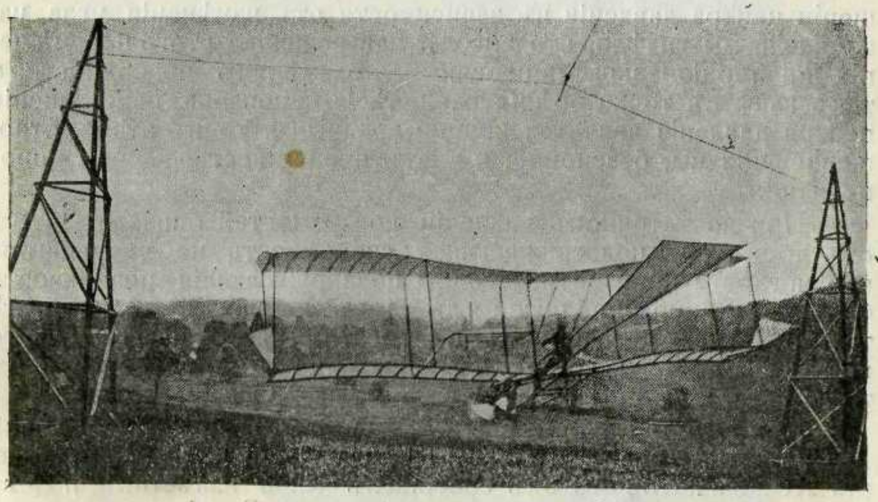


Рис. 71. Аэродромъ Фербера въ Шалэ-Медонѣ.

Первые полеты Фербера относятся къ 1908 г.

22 сентября 1909 г. Ферберъ погибъ во время одного изъ своихъ полетовъ.

Переходя къ современнымъ аппаратамъ, которые дали хорошіе результаты, мы не встрѣчаемъ среди нихъ аппаратовъ, имѣющихъ болѣе, чѣмъ двѣ поддерживающія поверхности.

Вопросъ о преимуществахъ моноплана и биплана не является въ настоящее время рѣшеннымъ, какъ тѣ, такъ и другіе дали хорошіе результаты и каждая система имѣетъ свои достоинства и недостатки.

Монопланы имѣютъ то преимущество, что представляютъ меньшее лобовое сопротивленіе и вслѣдствіе этого требуютъ меньшей затраты механической энергіи для своего поступательнаго движенія или, иными словами, могутъ имѣть менѣе мощный двигатель. За то постройка ихъ представляетъ бóльшія затрудненія, чѣмъ постройка биплана. Ихъ единственная поддерживающая поверхность должна испытывать на себѣ всю сумму давленія воздуха и при томъ быть значительно бóльшихъ размѣровъ, чѣмъ двѣ отдѣльныя поверхности биплана, это заставляетъ принимать особыя мѣры для того, чтобы сдѣлать ее достаточно прочной и прибѣгать къ различнаго рода укрѣпленіямъ, которыя въ свою очередь увеличиваютъ лобовое сопротивленіе.

Установкой двухъ поддерживающихъ поверхностей, одной надъ другой, достигается при той же прочности болѣе легкая конструкція. Связывая двѣ поверхности стойками и растяжками изъ стальной проволоки, мы получаемъ вполнѣ жесткую и прочную ферму.

Съ другой стороны, при разсмотрѣніи вопроса о перемѣщеніи центра давленія въ зависимости отъ измѣненія угла наклоненія, мы видѣли, что абсолютная величина этого перемѣщенія пропорціональна поперечнымъ размѣрамъ поверхности, а такъ какъ съ точки зрѣнія равновѣсія аэроплана перемѣщеніе центра давленія является крайне вреднымъ, то въ этомъ отношеніи бипланы, безспорно, имѣютъ преимущество передъ монопланами.

При достаточномъ удаленіи поверхностей биплана другъ отъ друга, ихъ поддерживающая способность не уменьшится, что могло бы произойти, еслибы поддерживающія поверхности были чрезмѣрно приближены другъ къ другу—въ этомъ случаѣ только нижняя поверхность испытывала бы дѣйствіе воздушнаго потока и съ точки зрѣнія поддерживанія все происходило бы такъ, какъ будто-бы существовала только одна поверхность.

Монопланы Блеріо существуютъ двухъ видовъ—большой „Блеріо XII“, поднимающій двухъ пассажировъ и малый „Блеріо XI“, на которомъ онъ совершилъ свой извѣстный полетъ черезъ Ламаншъ. Къ этимъ двумъ видамъ Блеріо пришелъ путемъ долгихъ и многочисленныхъ опытовъ.

На рисункѣ 72 изображенъ малый аппаратъ „Блеріо XI“ въ томъ видѣ, въ какомъ былъ этотъ аппаратъ до перелета черезъ Ламаншъ, съ тѣхъ поръ Блеріо сдѣлалъ въ немъ нѣкоторыя измѣненія: имъ отброшена небольшая продольная—вертикальная плоскость, находящаяся надъ поддерживающей поверхностью,

которая ясно видна на рисункѣ. Кромѣ того 4-хъ лопастный винтъ замѣненъ 2-хъ лопастнымъ деревяннымъ винтомъ Шовьера.

Размѣры малаго аппарата слѣдующіе:

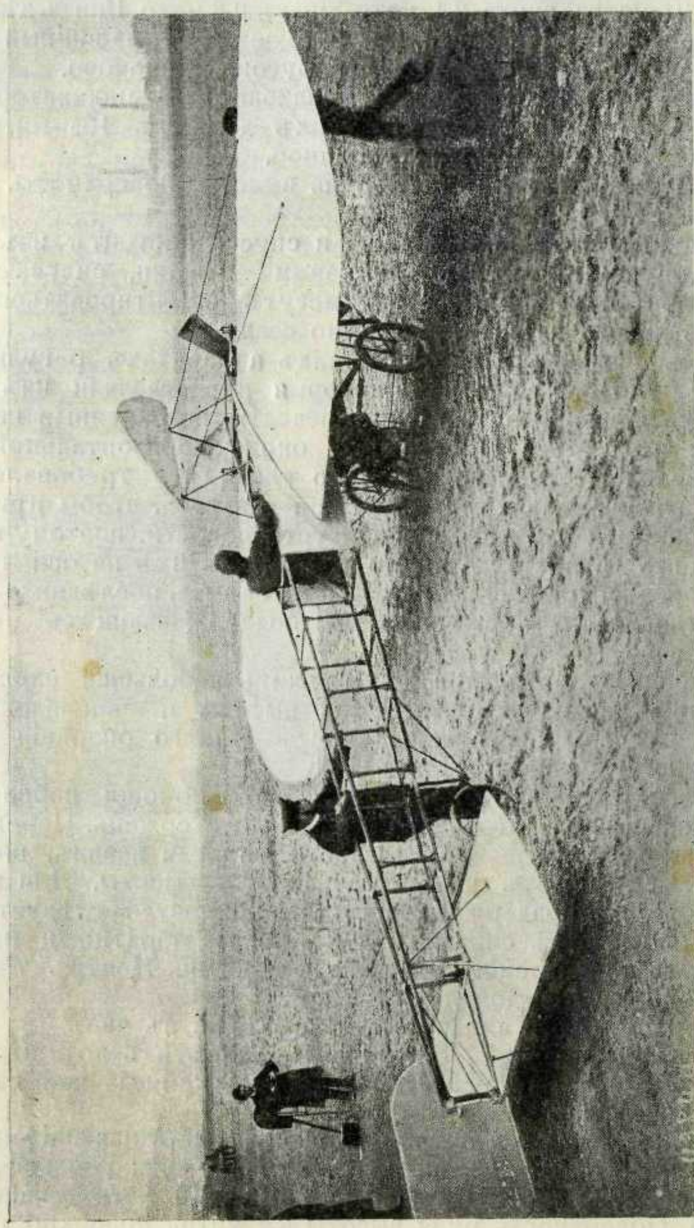


Рис. 72. Аэропланъ „Блеріо XI“.

Полный вѣсъ аппарата безъ пилота 220 кгр., ширина крыльевъ 8 метр., а длина 2 метр., такъ какъ крылья закруглены съ краевъ, то общая поверхность ихъ равна 15 кв. метр., что, принимая во вниманіе вѣсъ пилота, даетъ нагрузку на кв. метръ около 20 кгр. Общая длина аппарата 8 метровъ.

Аппаратъ имѣетъ одинъ деревянный винтъ, помѣщенный спереди. Діаметръ винта 2,1 метр., шагъ 0,8 метр. Винтъ дѣлаетъ 1450 оборотовъ въ минуту, онъ насаженъ на машинный валъ и потому число оборотовъ того и другого одинаково.

Двигатель системы Анзани развиваетъ 25 индикаторныхъ силъ. Число цилиндровъ равно 3, ихъ діаметръ 105 мм. ходъ поршня 130 мм.; охлажденіе воздушное.

Аппаратъ сзади имѣетъ руль высоты, поверхность котораго равна 1,3 кв. метр.

Приспособленіе для подъема и спуска состоитъ изъ 3-хъ велосипедныхъ колесъ, съ резиновыми тяжами, смягчающими толчекъ при спускѣ. Колеса эти могутъ оріентироваться, два изъ нихъ находятся спереди и одно сзади.

Боковое равновѣсіе въ прежнихъ аппаратахъ регулировалось при помощи крылышекъ, которыя представляли изъ себя двѣ небольшія горизонтальныя плоскости, помѣщенныя на оконечности крыльевъ и вращающіяся около горизонтальной оси. Такое расположеніе было неудобно тѣмъ, что требовало отъ пилота затраты значительнаго усилія для того, чтобы привести въ движеніе эти рули поперечной устойчивости, поэтому въ послѣдующихъ аппаратахъ Блеріо помѣщаетъ ихъ на оси проходящей черезъ середину аппарата, а въ самыхъ послѣднихъ моделяхъ замѣняетъ ихъ искривленіемъ поддерживающихъ поверхностей.

Стабилизаторомъ аппарата служитъ небольшая плоскость, помѣщенная сзади аппарата. Руль высоты и направленія находятся сзади. Общая поверхность задняго опзренія равна 15 кв. метр.

Управленіе рулями производится при помощи небольшого маховичка, насаженнаго на вертикальный стержень. Передвигая стержень въ вертикальной плоскости, спереди назадъ, или наоборотъ, заставляютъ перемѣщаться руль высоты. Для искривленія концовъ поддерживающихъ поверхностей слѣдуетъ повернуть маховичекъ справа налѣво или въ обратномъ направленіи. Руль направленія управляется ногами. Центръ тяжести аппарата находится довольно низко.

Скорость этого аппарата равна 55 клм. въ часъ.

Большой аппаратъ „Блеріо XII", одинъ изъ которыхъ погибъ отъ пожара во время состязаній въ Реймсѣ, имѣетъ слѣдующіе размѣры:

Общій вѣсъ безъ пилота 400 кгр. Поддерживающія поверхности 22 кв.метръ. Нагрузка на кв. метр. нѣсколько больше, чѣмъ въ маломъ аппаратѣ. Ширина крыльевъ 10 метр., длина ихъ 2,2 метр. Поверхность руля высоты 2,5 метр., поверхность задняго оперенія 2 кв. метр. Общая длина аппарата 10 метр.

Винтъ имѣетъ діаметръ въ 2,8 метр., при шагѣ въ 3 метр. Число оборотовъ винта 600, двигатель же, мощность котораго 60 индикаторныхъ силъ дѣлаетъ 1500 оборотовъ въ минуту. Уменьшеніе числа оборотовъ достигается помощью цѣпей Галля.

Число цилиндровъ въ двигателѣ системы *E. N. V.* равно 8, при томъ же діаметрѣ въ 105 мм., они имѣютъ ходъ поршня 110 мм. Охлажденіе водяное.

Наибольшая скорость, которую могъ развивать этотъ аппаратъ, была 79 клм. въ часъ.

На состязаніяхъ въ Реймсѣ Блеріо взялъ первый призъ за скорость на протяженіи 10 клм. (1 кругъ), развивъ скорость 76,956 клм. въ часъ и второй призъ за скорость на протяженіи 20 клм. (2 круга), показавъ скорость 75,505 клм.

Подобно аппаратамъ Блеріо имѣютъ стабилизаторъ сзади, монопланы „Антуанетъ" (рис. 73), строящіеся заводомъ двигателей того же названія.

Двигатель „Антуанетъ" сыгралъ большую роль въ авіаціи, онъ былъ построенъ Левовассеромъ и благодаря своей легкости далъ возможность доказать, что можно летать на аппаратахъ тяжелѣе воздуха.

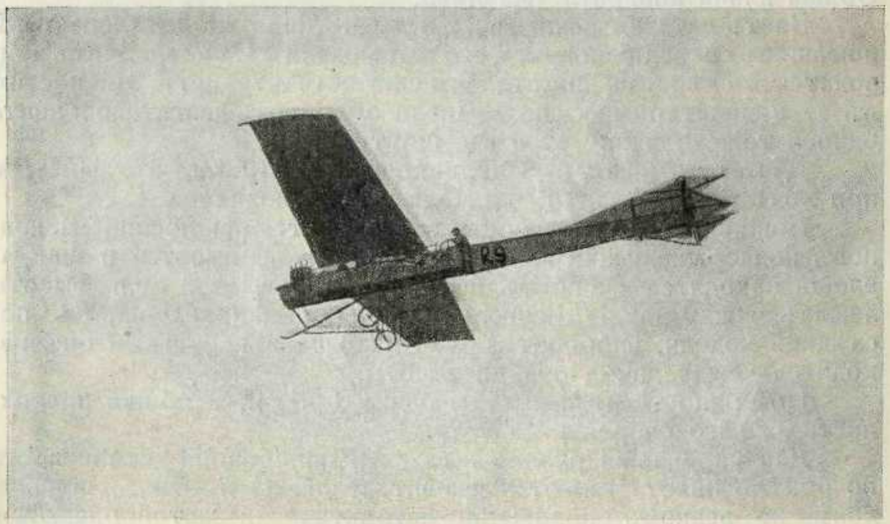


Рис. 73. Аэропланъ „Антуанетъ".

Этотъ двигатель въ настоящее время вѣситъ всего 85 кгр. при мощности въ 50 силъ, что составляетъ 1,7 кгр. на индикаторную силу. Болѣе мощные двигатели являются еще болѣе легкими.

Главное различіе аэроплана „Антуанетъ" отъ Блеріо заключается въ томъ, что крылья поддерживающей поверхности не лежатъ на продолженіи другъ друга, а слегка приподняты вверхъ, образуя широко раскрытое *V*.

Устройствомъ крыльевъ въ формѣ двуграннаго угла предполагалось разрѣшить задачу боковой устойчивости, но опыты показали, что, вообще говоря, такая форма крыльевъ, будучи превосходной въ спокойную погоду, при вѣтрѣ оказывается вредной.

Однако двугранный уголъ близкій къ 180° скорѣе выгоденъ въ *томъ видѣ, какъ онъ примѣненъ на аэропланѣ „Антуанетъ“*, такъ какъ онъ сообщаетъ первоначальную устойчивость, облегчающую управленіе аппаратомъ.

Такъ какъ крылья *V*—образной формы не дали ожидаемаго отъ нихъ результата, то въ аэропланѣ „Антуанетъ“ кромѣ того позади оконечности каждаго крыла имѣются крылышки и рули поперечной устойчивости.

Корпусъ аппарата въ разрѣзѣ имѣетъ форму треугольника. Общій вѣсъ аэроплана безъ пилота равенъ 450 кгр., при площади поддерживающихъ поверхностей въ 34 кв. метр., что заставляетъ его имѣть во время полета нагрузку на кв. метр., около 16 кгр. Ширина крыльевъ 14,8 метра, они имѣютъ форму трапеціи—около оси аппарата имѣютъ длину 3 метр. и по краямъ 2 метр. Общая длина аппарата 10,2 метр.

Винтъ металлическій въ 2,2 метр. въ діаметрѣ, двухлопастный помѣщенъ спереди аппарата, его шагъ равенъ 1,3 метр. Винтъ приводится въ дѣйствіе двигателемъ системы Антуанетъ, мощностью въ 55 индикаторныхъ силъ. Число оборотовъ двигателя и винта одно и тоже и равно 1200 въ минуту.

Двигатель имѣетъ 8 цилиндровъ по 110 мм. въ діаметрѣ, при ходѣ поршня въ 105 мм. Охлажденіе водяное.

Поперечная устойчивость регулируется искривленіемъ концовъ поддерживающихъ *поверхностей. Рули высоты и* направленія находятся сзади. Въ первыхъ аппаратахъ руль высоты лежалъ между двумя треугольными рулями направленія. Въ послѣдней модели, наоборотъ, руль направленія одинъ и онъ находится между двумя рулями высоты.

Поверхность руля высоты равна 1 метр., а общая поверхность задняго оперенія 4,5 метр.

Для управленія рулями высоты и поперечной устойчивости по бокамъ пилота имѣются два штурвала. Оси этихъ штурваловъ во всякомъ положеніи автоматически застопориваются, что даетъ возможность отнимать руки во время полета отъ штурваловъ, чего въ другихъ аэропланахъ дѣлать нельзя. Руль направленій регулируется ногами.

Пилотъ и двигатель находятся приблизительно на разстояніи 4 метр. другъ отъ друга въ направленіи длины и при томъ надъ крыльями. Наибольшую скорость аппаратъ „Антуанетъ“ развилъ на состязаніяхъ въ Реймсѣ, гдѣ въ состязаніи на 30 клм. (3 круга) онъ занялъ второе мѣсто, показавъ скорость 71,136 клм. въ часъ. Въ состязаніи на 20 клм. онъ занялъ 3-е мѣсто при скорости 68,441 клм. въ часъ.

Аппаратъ „Антуанетъ“ былъ побѣдителемъ въ Реймсѣ въ состязаніяхъ на высоту, поднявшись на 155 метр. Въ концѣ

1909 года онъ установилъ новый рекордъ поднявшись на 1380 метр.

Въ состязаніяхъ на длину пройденнаго пути въ Реймсѣ онъ занялъ 2-е мѣсто, пройдя не коснувшись земли 154 клм.

Сантосъ-Дюмонъ во Франціи первый послѣ Адера поднялся въ 1906 г. на построенномъ имъ бипланѣ, который назывался „14 *bis*“ (рис. 74) и пролетѣлъ на немъ 50 метр. на высотѣ 3—5 метр. Позже онъ сдѣлалъ на томъ же аппаратѣ 220 метр. Первый аппаратъ Сантосъ-Дюмона былъ бипланъ съ нѣсколькими вертикальными перегородками.

За первымъ аппаратомъ послѣдовали другіе, болѣе совершенные.

Послѣднимъ аппаратомъ Сантосъ-Дюмона является монопланъ „la Demoiselle“—самый маленькій и самый легкій изъ всѣхъ существующихъ аэроплановъ (рис. 75).

Его вѣсъ безъ пилота равенъ 120 кгр., общая длина аппарата 6 метр., площадь поддерживающихъ поверхностей 9 кв. метр., ширина крыльевъ 5 метр., а длина 1,8 метр. Нагрузка на кв. метр. около 22 кгр.

Руль высоты, поверхность котораго равна 1,2 метр., находится сзади. Поперечная устойчивость регулируется искривленіемъ поддерживающихъ поверхностей.

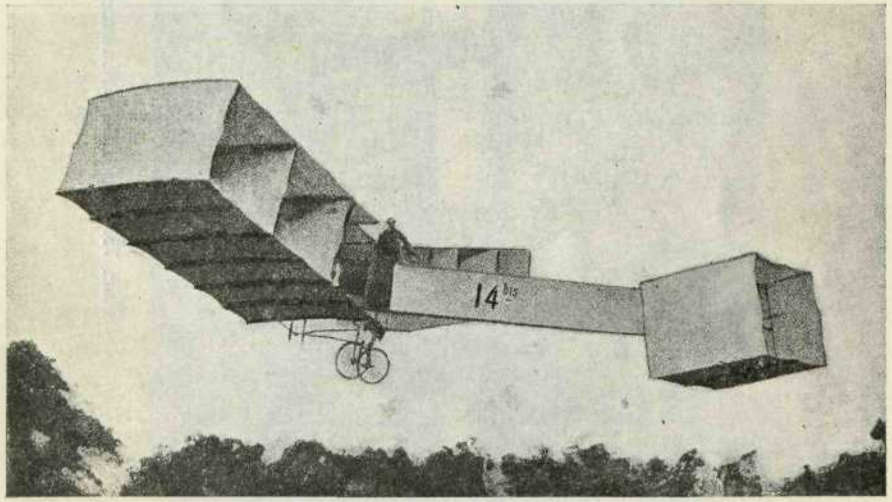


Рис. 74. Аэропланъ Сантосъ Дюмона „14 bis“.

Деревянный винтъ имѣетъ 2,1 метр. въ діаметрѣ при шагѣ равномъ 1 метр. Число оборотовъ, какъ винта, такъ и двигателя равно 1400. Послѣдній системы Дарракъ, мощностью въ 30 индикаторныхъ силъ, имѣетъ два цилиндра, діаметръ которыхъ 130 мм., а ходъ поршня 120 мм. Охлажденія водяное.

Аппаратъ развиваетъ скорость въ 95 клм. въ часъ и очень легко поднимается при сравнительно незначительномъ разбѣгѣ.

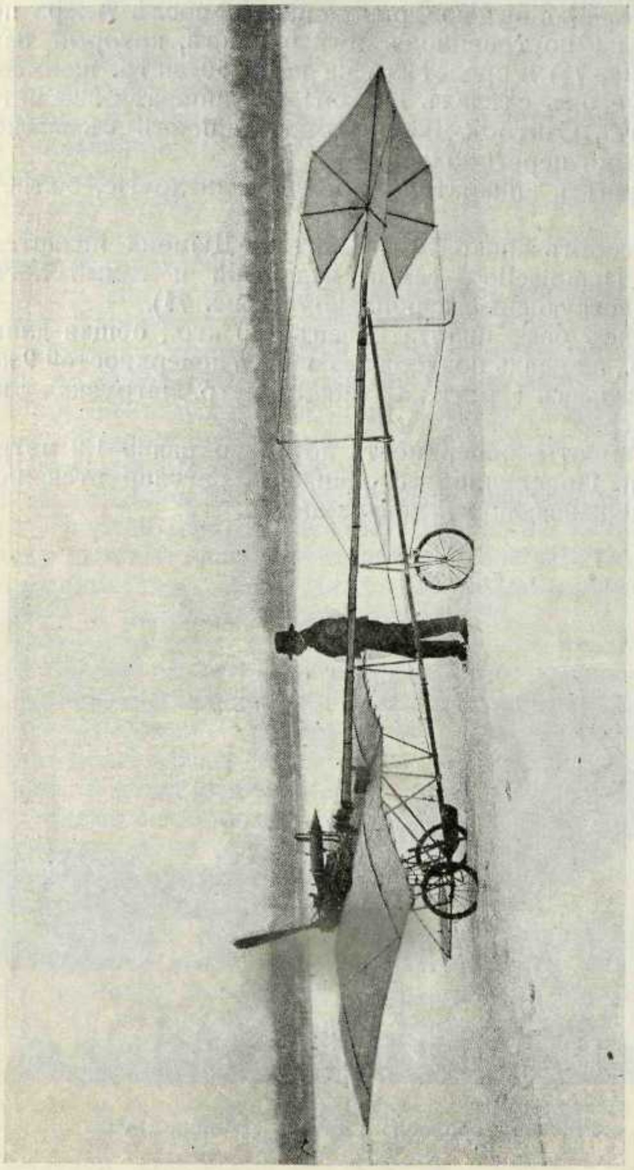


Рис. 75. Аэропланъ Сантосъ-Дюмона „la Demoiselle“.

Переходя къ бипланамъ, мы разсмотримъ сначала аппараты снабженные стабилизаторами, каковыми являются аэропланъ бр. Вуазенъ и его видоизмѣненіе аэропланъ Фармана.

Аппаратъ бр. Вуазенъ состоитъ изъ 2-хъ поддерживающихъ поверхностей, *расположенныхъ одна надъ другой* на разстояніи 1,5 метр. другъ отъ друга и обозначенныхъ на чертежѣ 76 буквами А.

Площадь этихъ поверхностей равна 40 кв. метр. при ширинѣ каждой изъ нихъ въ 10 метр. и длинѣ въ 2 метр. Общая длина аппарата равна 10,5 метр.

Стабилизаторъ D находится сзади на разстояніи 4-хъ метр., онъ имѣетъ видъ коробки, какъ это видно на рисункѣ 77,—поверхность его равна 9 кв. метр. Впереди аппарата устанавливается горизонтальная плоскость P, площадью въ 4 кв. метр., которая служитъ рулемъ высоты. Внутри стабилизатора находится подвижная вертикальная плоскость G, служащая рулемъ направленія.

Между двумя поддерживающими поверхностями аппарата находятся вертикальныя плоскости B, предназначенныя увели-

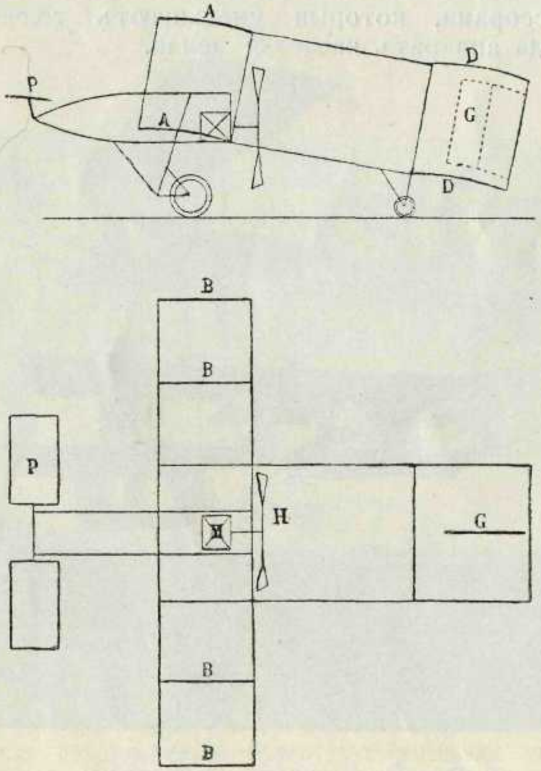


Рис. 76. Схема аэроплана бр. Вуазенъ.

чить поперечную устойчивость—дѣйствіе этихъ плоскостей аналогично, съ точки зрѣнія поперечной устойчивости, дѣйствію стабилизатора, такъ какъ при опрокидыванiи получается значительное сопротивленiе воздуха.

Общiй вѣсъ аппарата безъ пилота 430 кгр. Пилотъ и двигатель помѣщаются одинъ за другимъ въ продольномъ направленiи на нижней поверхности. Положенiе послѣдняго обозначено на схемѣ буквою *M*. Система двигателя—„Гномъ", мощность 50 индикаторныхъ силъ. Число цилиндровъ 7, при дiаметрѣ 110 мм. и ходѣ поршня 120 мм. Охлажденiе воздушное. Число оборотовъ какъ двигателя, такъ и винта 1200. Винтъ двухлопастный, металлическiй, дiаметромъ въ 2.3 метр. Шагъ винта 1,4 метр.

Въ цѣляхъ уменьшенiя сопротивленiя воздуха передняя выступающая часть аппарата обшита, какъ и поддерживающiя поверхности, прорезиненой матерiей и защищаетъ двигатель и авiатора. На практикѣ присутствiе этого приспособленiя оказалось неудовлетворительнымъ и въ послѣднемъ аппаратѣ его уже нѣтъ.

Аэропланъ поставленъ на 4 велосипедныхъ колеса, снабженныхъ рессорами, которыя уменьшаютъ толчекъ въ тотъ моментъ, когда аппаратъ касается земли.

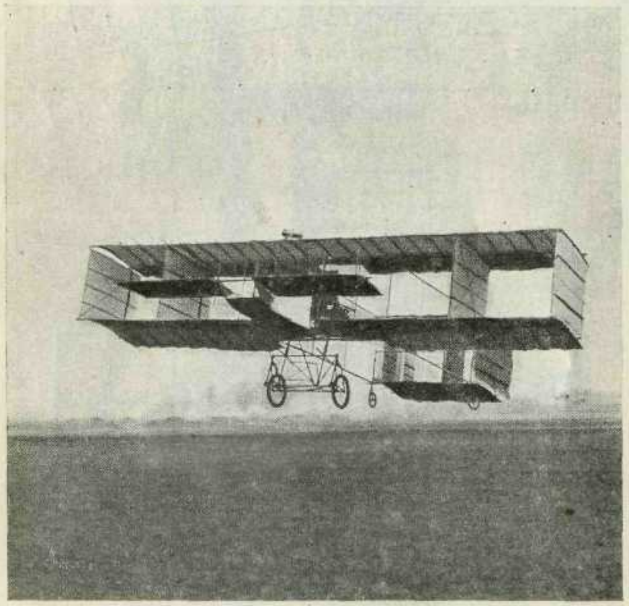


Рис. 77. Аэропланъ бр. Вуазенъ.

Управляется аппаратъ всего однимъ штурваломъ, который двигаютъ впередъ и назадъ для измѣненiя высоты и вращаютъ въ ту сторону, въ которую хотятъ сдѣлать поворотъ или выпрямиться, потому что боковая устойчивость достигается автоматически посредствомъ вертикальныхъ перегородокъ; для выпрямленiя же аппарата примѣняется одинъ лишь заднiй руль направленiя. Скорость аппарата 56 клм. въ часъ.

Фарманъ, который въ началѣ совершалъ полеты на аэропланѣ бр. Вуазенъ, какъ мы уже говорили выше, нѣсколько видоизмѣнилъ его и построилъ свой аэропланъ.

Въ аэропланѣ Фармана (модель 1909 г. рис. 78 и 79) отсутствуютъ вертикальныя перегородки, которыя мы видѣли между поддерживающими поверхностями аэроплана бр. Вуазенъ и поперечная устойчивость достигается при помощи крылышекъ.

Металлическiй винтъ замѣненъ деревяннымъ, нѣсколько большимъ, имѣющимъ 2,6 метр. въ дiаметрѣ. Общiй вѣсъ аппарата безъ пилота 400 кгр. Общая длина аппарата 14 метр., а поверхность задняго оперенiя 8 метр. Шасси аппарата представляетъ собою комбинацiю полозьевъ и колесъ. Послѣднiе расположены по два по сторонамъ полозьевъ. Оси колесъ къ полозьямъ притянуты резиновыми тяжами, которые при соприкосновенiи съ землею при спускѣ аэроплана даютъ возможность полозьямъ соприкасаться съ землею и тѣмъ затормозить движенiе аэроплана по землѣ. Дѣйствiе этого приспособленiя ясно видно изъ сравненiя рис. 78 и 79. Подъ стабилизаторомъ имѣются кромѣ того два велосипедные колеса. Скорость аппарата 66 клм. въ часъ.

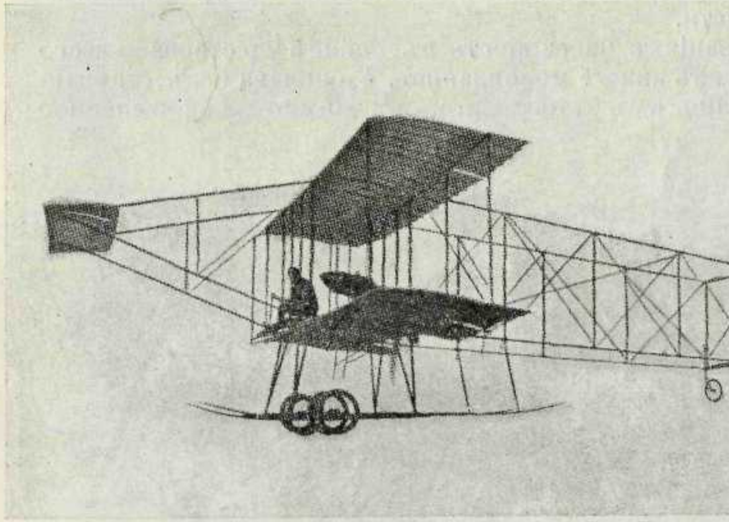


Рис. 78. Аэропланъ Фармана.

На состязанiяхъ въ Реймсѣ Фарманъ взялъ 1-й призъ за растоянiе, пройдя въ 3 часа 16 мин. 180 клм. и второй призъ за высоту, поднявшись на 110 метр.

Кромѣ того Фарманъ былъ единственнымъ совершившимъ полетъ съ двумя пассажирами. Впослѣдствіи на аэропланѣ Фармана были достигнуты еще болѣе блестящіе результаты: 19-го ноября 1909 г. Поланъ поднялся на этомъ аппаратѣ при сильномъ вѣтрѣ на высоту 360 метр., а 20-го ноября на высоту около 600 метр., причемъ при спускѣ на высотѣ, 200 метровъ застопорилъ двигатель и, планируя, свободно спустился на землю.

Въ началѣ 1910 г. Поланъ поднялся на томъ же аппаратѣ на высоту 1500 метр.

Рекордъ продолжительности пребыванія въ воздухѣ и пройденнаго разстоянія также принадлежитъ Фарману, который 3-го ноября 1909 г. въ Мурмелонѣ прошелъ 234,212 клм. въ 4 ч. 17 мин. $53^2/_5$ сек.

Бипланы, снабженные стабилизаторомъ, какъ показали испытанія обладаютъ, вообще говоря, очень хорошими качествами, но уступаютъ монопланамъ и бипланамъ безъ стабилизатора въ скорости.

Въ состязаніяхъ на скорость въ Реймсѣ участвовало всего 16 аппаратовъ, изъ нихъ 5 монопланов, 4 биплана безъ стабилизатора и 7 биплановъ съ стабилизаторомъ. Не смотря на численное

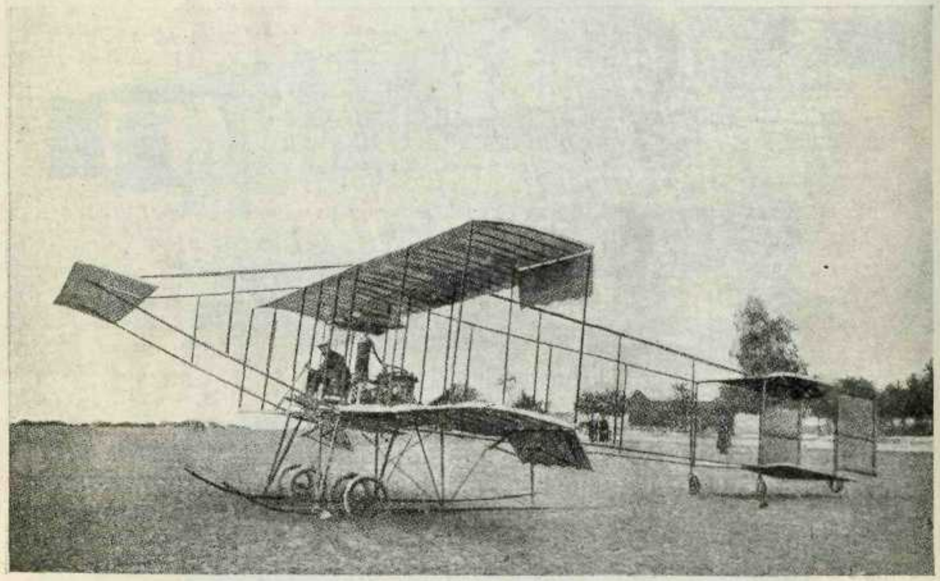


Рис. 79. Аэропланъ Фармана.

преимущество послѣднихъ, первый изъ нихъ (Фарманъ) занялъ только 7-е мѣсто.

Къ бипланомъ безъ стабилизатора относится бипланъ— бр. Райтъ.

Бр. Райтъ впервые начали свои самостоятельные опыты еще въ 1900 г. на аэропланахъ безъ двигателей (планерахъ). Изучивъ достаточно хорошо скользящій полетъ на своемъ планерѣ, они въ концѣ 1903 года ставятъ на него двигатель.

17-го декабря 1903 г. бр. Райтъ произвели четыре первыхъ полета съ двигателемъ близъ Kitty-Hawk, при чемъ послѣдній полетъ продолжался 59 сек. и пройдено было 260 метр.

Такимъ образомъ, въ Америкѣ задача механическаго полета была рѣшена на 3 года раньше, чѣмъ въ Европѣ, не считая Адера; однако свои многочисленные опыты бр. Райтъ удалось сохранить въ глубокой тайнѣ и только осенью 1908 года

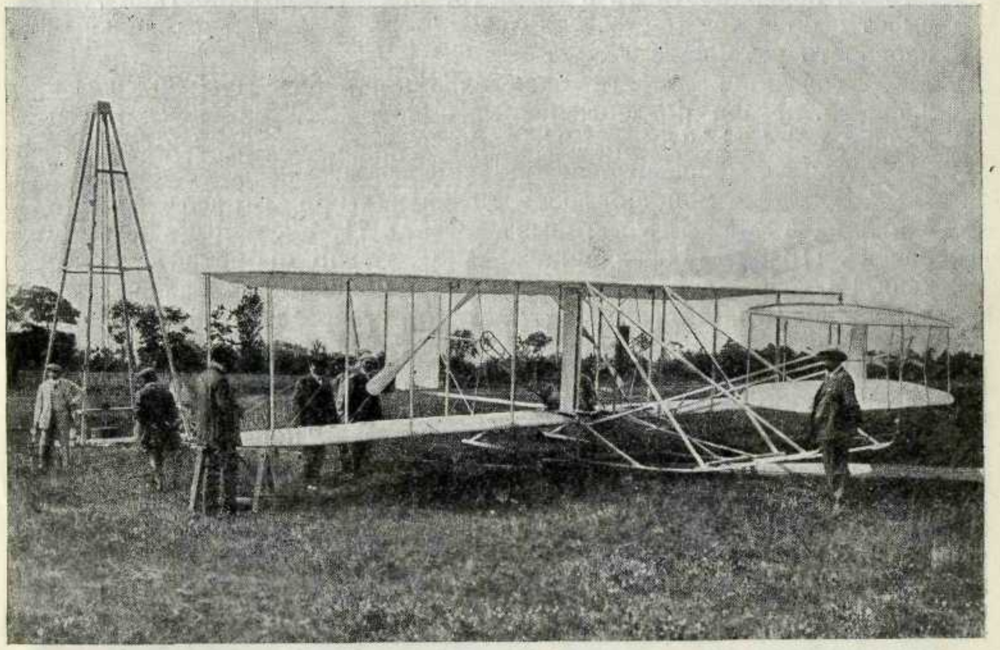


Рис. 80. Аэропланъ бр. Райтъ.

они демонстрировали свой аэропланъ одновременно въ Америкѣ и въ Парижѣ.

Результаты испытаній по тому времени были блестящи и оставили далеко позади французскихъ авіаторовъ, которые однако за послѣдній годъ не только догнали, но и перегнали своихъ американскихъ товарищей.

Аппараты бр. Райтъ, на которыхъ они производили свои полеты во Франціи и въ Америкѣ, весьма мало отличались отъ тѣхъ планеровъ, которые служили имъ во время первыхъ опытовъ на уединенной песчаной косѣ на восточномъ берегу Сѣв. Америки въ штатѣ С. Каролина.

Аппаратъ состоитъ изъ двухъ поддерживающихъ поверхностей, расположенныхъ одна надъ другой на разстояніи 1,8 метр., размѣры этихъ поверхностей 12,5 $\times$ 2 метр., такъ что общая поддерживающая поверхность равна 50 кв. метр. Общая длина аппарата 9 метр., а полный вѣсъ безъ пилота 400 кгр., такимъ образомъ нагрузка на кв. метр. нѣсколько меньше 10 кгр.

Поддерживающія поверхности, какъ и у всѣхъ другихъ аэроплановъ, изогнутыя, онѣ выгнуты по кривой близко подходящей къ параболѣ, стрѣлка изгиба около $\frac{1}{12}$ и наибольшая кривизна находится на $\frac{1}{3}$ отъ передняго ребра.

Руль высоты двойной, онъ помѣщенъ спереди аппарата и имѣетъ поверхность въ 8 кв. метр. Между поверхностями руля высоты помѣщены двѣ небольшія серповидныя вертикальныя плоскости устойчивости.

Руль направленія также двойной, онъ находится въ 2,5 метр. позади поддерживающихъ поверхностей, размѣры его плоскостей 1,8 $\times$ 0,6 метр.

Задняго неподвижнаго оперенія нѣтъ.

Двигатель мощностью въ 30 индикаторныхъ силъ имѣетъ 4 цилиндра, діаметръ которыхъ имѣетъ 112 мм., а ходъ поршня равенъ 110 мм. Охлажденіе водяное. Число оборотовъ двигателя 1400, вращеніе передается при помощи цѣпей Галля двумъ деревяннымъ винтамъ, діаметръ которыхъ равенъ 2,6 метр.

Благодаря такой передачѣ, бр. Райтъ удалось уменьшить число оборотовъ винтовъ до 420, что, какъ мы видѣли выше, увеличиваетъ ихъ коэффиціентъ полезнаго дѣйствія. Шагъ винтовъ равенъ 3,75 метр. Они помѣщены сзади поддерживающихъ поверхностей, отъ краевъ аэроплана они расположены на $\frac{1}{3}$ всей ширины аппарата.

Боковая устойчивость аэроплана регулируется искривленіемъ поддерживающихъ поверхностей, для чего заднія, крайнія стойки аппарата не связаны неизмѣнно съ корпусомъ аэроплана, а могутъ вертикально перемѣщаться. Это перемѣщеніе производится при помощи тросовъ и блоковъ, при чемъ при подъемѣ одного края поддерживающей поверхности другой край одноврeременно опускается.

Управленіе рулями производится при помощи двухъ рычаговъ. Рычагъ лѣвой руки управляетъ рулемъ высоты, а рычагъ правой руки управляетъ и искривленіемъ поверхностей и рулемъ направленія. Для искривленія поверхностей надо поворачивать рычагъ вправо и влѣво, а для управленія рулемъ направленія двигать его впередъ и назадъ.

Взлетъ аэроплана представляетъ особенности и существенно отличается отъ другихъ аппаратовъ. Шасси аппарата состоитъ изъ полозьевъ и не имѣетъ совсѣмъ велосипедныхъ колесъ. Такое устройство весьма удобно для спуска, но для подъема заставляетъ имѣть особыя приспособленія.

На мѣстѣ взлета укладывается деревянный рельсъ длиною въ 24 метр., состоящій изъ простыхъ, толстыхъ досокъ, поставленныхъ на ребро и закрѣпленныхъ особенными подставками съ вырѣзами для рельса.

По верху деревяннаго рельса прибита желѣзная полоса, по которой катятся ролики, находящіеся между полозьями аэроплана въ вертикальной плоскости симметріи. Одинъ такой роликъ прикрѣпленъ къ перекладинѣ между двумя полозьями въ передней части аэроплана и постоянно находится на аэропланѣ.

Подъ заднюю часть полозьевъ подкладывается доска, къ которой прикрѣплены два ролика, идущіе одинъ за другимъ;

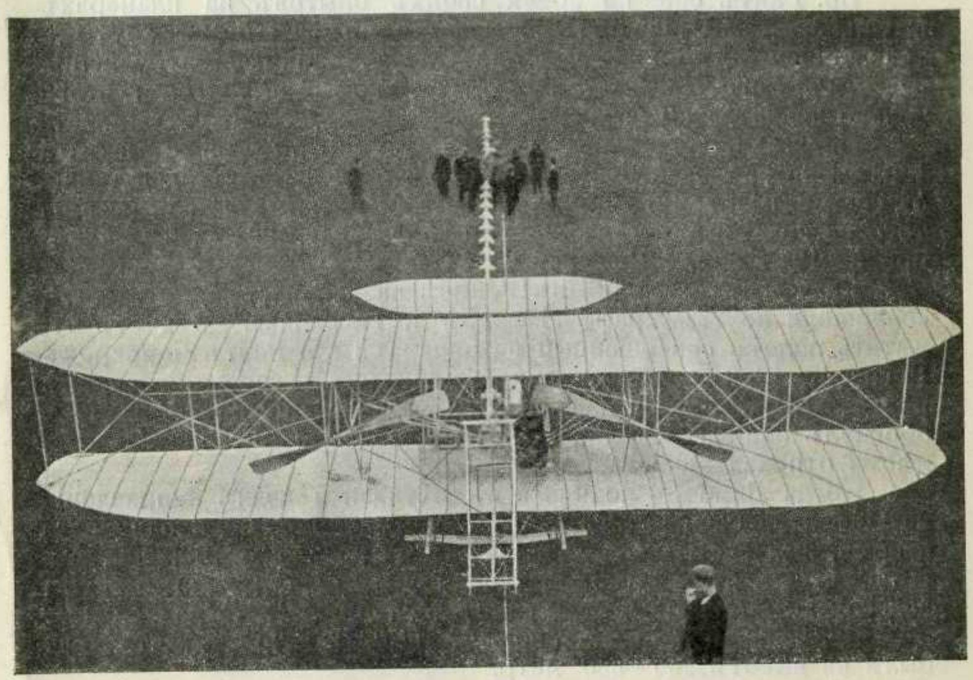


Рис. 81.

при отдѣленіи аэроплана отъ рельса доска съ этими роликами остается на землѣ.

Чтобы увеличить первоначальную скорость аэроплана, бр. Райтъ кромѣ дѣйствія винтовъ пользуются еще тягою, получаемой отъ паденія груза въ 700 кгр. съ высоты 5—6 метр. Для этого въ началѣ рельса ставится пирамида о четырехъ ногахъ въ 6 метр. высотою, на которую и поднимается этотъ грузъ. Отъ груза черезъ нѣсколько блоковъ идетъ канатъ, проходящій вдоль всего рельса, огибающій блокъ у конца его и возвращающійся къ аэроплану, гдѣ при помощи петли надѣвается на крюкъ находящійся въ передней части аэроплана.

Такимъ образомъ при паденіи груза аэропланъ перемѣщается впередъ и получаетъ нѣкоторую прибавочную первоначальную скорость. Подходя къ концу рельса, аэропланъ автоматически освобождается отъ каната и подъ дѣйствіемъ руля высоты взлетаетъ.

Пилотъ и двигатель въ аппаратѣ бр. Райтъ помѣщаются на одной линіи въ поперечномъ направленіи. Скорость аппарата равна 70 клм. въ часъ.

Тріумфомъ для бр. Райтъ были ихъ опыты произведенные во Франціи и въ Америкѣ*), когда ими были достигнуты такіе результаты, о которыхъ въ то время французскіе авіаторы не могли и мечтать.

Бр. Райтъ еще во время своихъ опытовъ на планерахъ выучились дѣлать повороты и потому полеты по замкнутымъ траекторіямъ для нихъ не представляли такихъ затрудненій, какъ для французскихъ авіаторовъ, которые достигли этого только значительно позже.

Первый полетъ В. Райта во Франціи былъ 8-го августа 1908 г., во время котораго онъ продержался въ воздухѣ 1 мин. 45 сек., сдѣлавъ 2 круга на высотѣ 10 метр., а 31-го декабря того же года онъ ставитъ рекордъ въ 2 ч. 20 м. $23^3/_5$ сек., пройдя 124,7 клм.

Во время состязаній въ Реймсѣ на аэропланахъ бр. Райтъ совершали полетъ, графъ Ламберъ и Тиссандье. Слѣдуетъ отмѣтить полетъ совершенный на аппаратѣ бр. Райтъ Ламберомъ 18-го окт. 1909 года, во время котораго онъ на своемъ аэропланѣ прилетѣлъ изъ Жувизи въ Парижъ (разстояніе около 22 км.), обогнулъ башню Эйфеля, вернулся обратно и спустился на мѣстѣ отправленія.

Когда Ламберъ поднялся въ Жувизи и взялъ направленіе на Эйфелеву башню, онъ всю дорогу непрерывно поднимался вверхъ, желая быть надъ Парижемъ на возможно большей высотѣ, чтобы въ случаѣ остановки двигателя, можно было бы дальше планировать, чтобы выбрать удобное мѣсто для спуска.

Видѣвшіе полетъ Ламбера въ Парижѣ говорятъ, что онъ былъ на высотѣ 500—600 метр.

Оффиціально же считается, что онъ поднялся на высоту 300 метр.

Бипланъ Куртиса представляетъ очень легкій аппаратъ вѣсомъ всего въ 250 кгр. Онъ является видоизмѣненіемъ биплана Райта и отличается отъ него главнымъ образомъ тѣмъ, что искривленіе поверхностей замѣнено крылышками, а шасси устроено на 3-хъ велосипедныхъ колесахъ.

Поддерживающая поверхность равна 20 метр., при ширинѣ въ 7,8 метр. и длинѣ въ 1,4 метр. Нагрузка на кв. метр. около

*) Эти опыты были прерваны вслѣдствіе катастрофы съ О. Райтъ 17 сентября 1908 г., произшедшей вслѣдстіе поломки одного изъ винтовъ и стоившей жизни лейтенанту Сельфриджъ, находившемуся на аэропланѣ въ качествѣ пассажира. О. Райтъ также получилъ тяжелые поврежденія и долженъ былъ болѣе чѣмъ на полгода прекратить свои опыты.

16,5 кгр. Общая длина аппарата 8 метр. Сзади аппарата находится небольшая плоскость площадью въ 2,5 метр., которая выполняетъ роль стабилизатора.

Руль высоты состоитъ изъ двухъ плоскостей, находится спереди, руль направленія сзади, по обѣ стороны вышеупомянутой поверхности устойчивости. Крылышки находятся по краямъ аэроплана, между поддерживающими поверхностями.

Двигатель системы Куртисъ мощностью въ 40 индикаторныхъ силъ имѣетъ 8 цилиндровъ діаметромъ въ 90 мм. при 100 мм.

Рис. 82. Аэропланъ Куртиса.

хода поршня. Число оборотовъ винта и двигателя одинаково и равно 1600. Діаметръ винта 1,8 метр. Пилота и двигатель Куртисъ помѣщаетъ одинъ за другимъ въ продольномъ направленіи между двумя поддерживающими поверхностями довольно высоко. Скорооть аппарата 78 клм. въ часъ. Во время состязаній въ Реймсѣ Куртисъ взялъ нѣсколько призовъ за скорость. Въ состязаніи на 10 клм. онъ занялъ второе мѣсто послѣ

Блеріо, развивъ скорость въ 76,046 клм. въ часъ, въ состязаніяхъ же на 2 и на 3 круга занялъ первыя мѣста, давъ соотвѣтственно скорости въ 75,742 и 74,217 клм. въ часъ.

Мы описали только аппараты, заслужившіе себѣ извѣстность, благодаря тѣмъ результатамъ, которые при помощи ихъ были получены.

Кромѣ выше перечисленныхъ имѣется еще много другихъ и чуть-ли ни каждую недѣлю появляются все новые и новые.

Чтобы составить себѣ понятіе объ успѣхахъ авіаціи достаточно взглянуть на прилагаемую таблицу (стр. 163), изъ которой видно, что сегодня осуществляется то, что еще вчера казалось невозможнымъ.

Однако не надо забывать, что эти успѣхи достигнуты не только благодаря совершенствованію техники полета, но главнымъ образомъ благодаря трудному и долгому изученію аэродинамики учеными всѣхъ странъ въ тишинѣ кабинетовъ и лабораторій.

Мы видѣли сколько еще пробѣловъ существуетъ въ аэродинамикѣ и какое широкое поле для изслѣдованій она представляетъ для тѣхъ, кто бы захотѣлъ посвятить свои силы воздухоплаванію.

Почти во всѣхъ цивилизованныхъ странахъ имѣются въ настоящее время аэродинамическія лабораторіи, но очень не многія изъ нихъ ставятъ своей цѣлью изученіе полета аппаратовъ тяжелѣе воздуха. Къ числу послѣднихъ относится аэродинамическая лабораторія при воздухоплавательномъ паркѣ въ Медонѣ, лабораторія Лангдея въ Америкѣ, Lossl'я и Prandtl'я въ Германіи, лабораторія проф. Zahm и др. и, наконецъ, у насъ въ Россіи, основанный въ 1904 г., аэродинамическій институтъ Рябушинскаго, находящійся въ Кучино въ 17-ти верстахъ отъ Москвы.

ТАБЛИЦА.

Мѣс.	Чис.	Годъ.	АВІАТОРЪ.	Продолжительность полета.			Разстояніе.	
				Час.	Мин.	Сек.	Кл.	М.
Окт.	14	1897	Адеръ.	—	—	—	—	300
Сент.	14	1906	Сантосъ-Дюмонъ.	—	—	8	—	—
Окт.	24	"	"	—	—	—	—	50
Нояб.	13	"	"	—	—	$21\frac{1}{5}$	—	220
Окт.	15	1907	Фарманъ.	—	—	—	—	285
"	26	"	"	—	—	27	—	363
"	"	"	"	—	—	$31\frac{3}{5}$	—	403
"	"	"	"	—	—	$52\frac{3}{5}$	—	771
Нояб.	9	"	"	—	1	14	—	—
Янв.	11	1908	"	—	1	45	—	—
"	13	"	"	—	1	28	1	500
Марта.	21	"	"	—	3	31	2	004
Апр.	10	"	Делагранжъ.	—	—	—	2	500
"	11	"	"	—	6	30	3	925
Мая.	27	"	"	—	15	25	9	000
"	30	"	"	—	15	$26\frac{3}{4}$	12	750
Іюня.	22	"	"	—	16	30	17	000
Іюля.	6	"	Фарманъ.	—	20	$19\frac{3}{5}$	19	700
Сент.	6	"	Делагранжъ.	—	29	$53\frac{4}{5}$	24	727
"	21	"	Райтъ.	1	31	$25\frac{4}{5}$	66	600
Декаб.	18	"	"	1	54	$53\frac{2}{3}$	99	800
"	31	"	"	2	20	$23\frac{1}{5}$	124	700
Авг.	7	1909	Соммеръ.	2	27	15	—	—
"	25	"	Поланъ.	2	43	$24\frac{4}{5}$	133	676
"	26	"	Латамъ.	2	17	$21\frac{2}{5}$	154	620
"	27	"	Фарманъ.	3	4	$56\frac{2}{5}$	180	000
Нояб.	3	"	"	4	17	$53\frac{2}{5}$	234	212