

ГЛАВА II

АЭРОДИНАМИКА

I. Аэродинамика аэростата

Каждое **тело**, движущееся в воздухе, или неподвижное тело, на которое набегают воздушный поток, **испытывает** со стороны воздуха или воздушного **потока** давление во всех своих точках. Воздушный поток, обтекающий тело, замедляет свое движение у тела вследствие трения и теряет часть энергии. Движущемуся телу приходится преодолевать силу, которая возникает от давления частиц воздуха, и силу трения этих частиц о тело. Сила, которая получается от трения и давления по всей поверхности тела, приложенная к телу, называется силой сопротивления. Эта сила хорошо знакома велосипедисту, едущему против ветра.

Передвигать газгольдер в безветрие не представляет особой трудности, но двигаться с ним против ветра затруднительно, так как приходится преодолевать силу лобового сопротивления; при движении по ветру газгольдер приходится сдерживать.

Лобовое сопротивление различных тел при движении в воздухе зависит от их формы; это учитывают при конструировании аэростатов, самолетов, дирижаблей и парашютов. Аэростат должен иметь малое сопротивление, поэтому его делают „удобообтекаемым“; парашют должен иметь большое лобовое сопротивление, так как увеличение сопротивления парашюта уменьшает скорость снижения парашютиста, поэтому парашют имеет куполообразную форму.

Для сравнения лобовых сопротивлений **различных** тел **пользуются коэффициентом**, который называется коэффициентом лобового сопротивления; чем больше этот **коэффициент**, тем больше лобовое сопротивление формы. Этот коэффициент принято **обозначать** C_x (латинской буквой C с индексом внизу x).

На рис. 9 показаны обтекания различных тел и приведены значения их коэффициентов лобового сопротивления. Наибольший коэффициент лобового сопротивления получается у полусферы, обращенной вогнутостью к потоку; наименьшее лобовое сопротивление имеет аэростатная „удобообтекаемая“ форма.

Сила лобового сопротивления зависит не только от формы тела. Очевидно, что тело, имеющее большую поверхность или большие размеры, будет иметь большее лобовое сопротивление, чем такое же тело меньших размеров. Кроме того, имеет значение плотность и особенно скорость потока, обтекающего тело. Сила лобового сопротивления увеличивается пропорционально квадрату скорости. Это значит, что если скорость увеличилась в два раза, то сила лобового сопротивления увеличилась в четыре раза, и т. д.

Одно и то же тело, движущееся в воде и в воздухе с одинаковой скоростью, обладает в первом случае лобовым сопротивлением, примерно в 770 раз большим, чем во втором случае, вследствие того что плотность воды больше плотности воздуха примерно в 770 раз. На высоте около 6500 м лобовое сопротивление аэростата в два раза меньше лобового сопротивления у земли при одной и той же скорости ветра, что является следствием уменьшения плотности воздуха на этой высоте в два раза по сравнению с плотностью воздуха у земли.

Исходя из сказанного, можно написать формулу для силы лобового сопротивления:

$$R_x = C_x \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{2} \cdot S,$$

где R_x — сила лобового сопротивления в кг;
 C_x — коэффициент лобового сопротивления;
 ρ — массовая плотность воздуха (см. стр. 23);
 v — скорость потока, набегающего на тело, в м/сек;
 S — главная поверхность тела в м².

За главную поверхность у различных тел принимают различные площади. У пластинки за главную поверхность принимают площадь пластинки, у цилиндра — площадь его сечения, у веревки или троса — произведение диаметра на длину. Главной поверхностью аэростата считают несколько необычную величину — его объем (U), возведенный в степень $2/3$, имеющий размерность квадратные

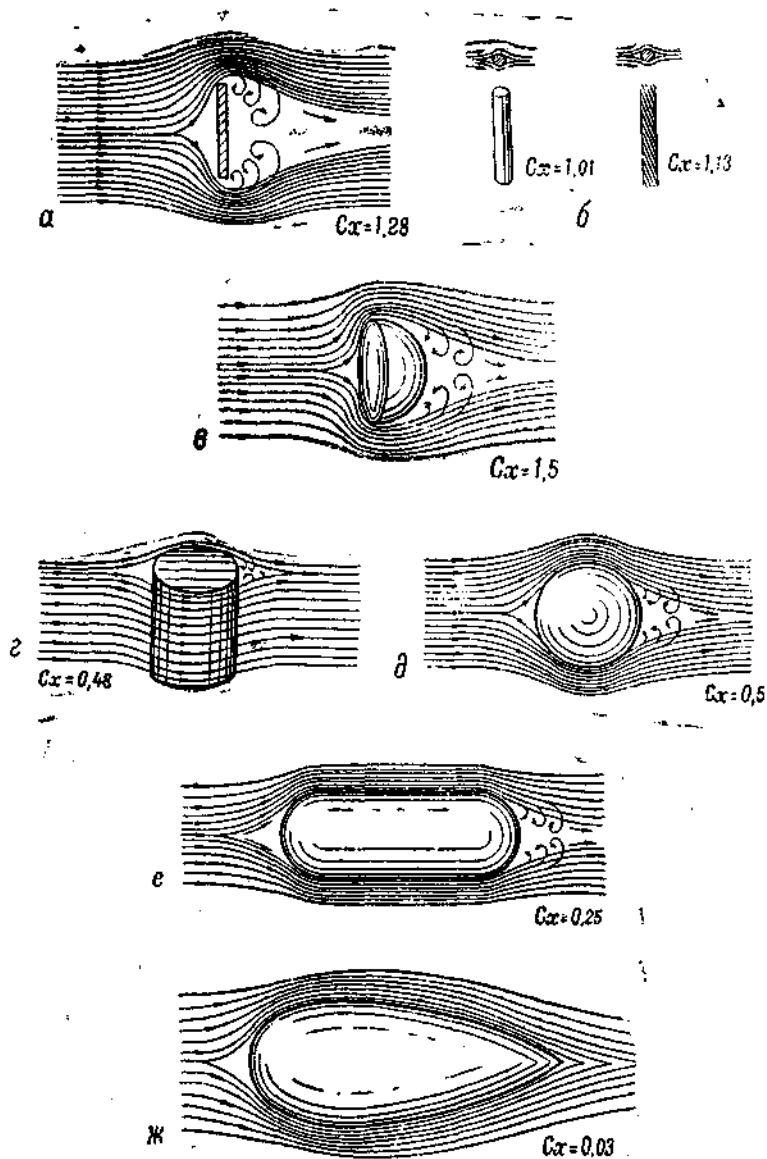


Рис. 9. Обтекание воздушным потоком тел различной формы: а — плоской пластинки; б — проволоки и троса; в — вогнутой полусферы; г — цилиндра; д — шара; е — цилиндра с двумя полусферами на концах (газгольдера); ж — удобообтекаемой формы (корпуса аэростата)

метры. Основным соображением при введении этой величины (C_x) было то, что аэростат прежде всего характеризуется объемом; все остальные геометрические характеристики его не имеют столь большого значения. Если, например, для парашютиста важно знать, какое сопротивление имеет парашют заданной площади, то для воздухоплавателя — какое сопротивление имеет аэростат известного объема. Для того чтобы получилась нужная размерность (M^2), объем возводится в степень $2/3$.

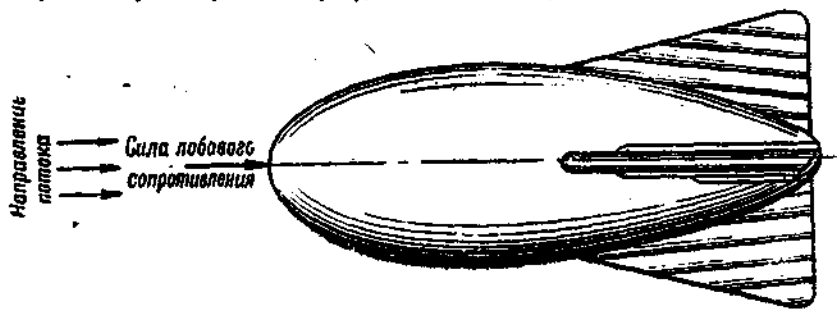


Рис. 10. К симметричному относительно потока аэростату [приложена только сила лобового сопротивления]

Покажем на двух примерах численное] определение силы лобового сопротивления.

Лобовое сопротивление газгольдера с поперечным сечением 12 м^2 , перемещающегося у земли со скоростью 1 м/сек против ветра, обладающего скоростью 9 м/сек , будет:

$$R_x = 0,25 \cdot \frac{1}{8} \cdot \frac{100}{2} \cdot 12 = 18,7 \text{ кг.}$$

Лобовое сопротивление корпуса аэростата объемом 500 м^3 , при ветре в 10 м/сек у земли:

$$R_x = 0,03 \cdot \frac{1}{8} \cdot \frac{100}{2} \cdot 64 = 12 \text{ кг.}$$

Если аэростат расположен симметрично относительно потока, т. е. при нулевом угле атаки, когда продольная ось аэростата совпадает с направлением скорости, то на него действует только сила лобового сопротивления (рис. 10), так как симметричное распределение давления по корпусу (рис. 11) исключает возможность возникновения боковой и вертикальной сил.

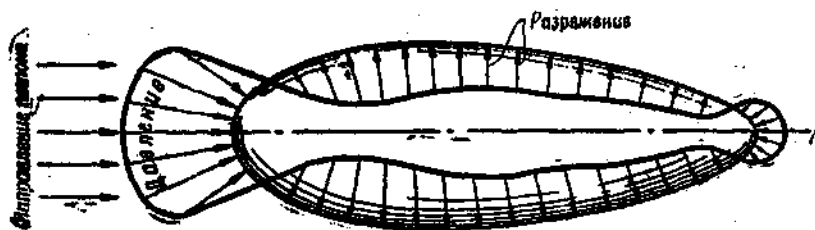


Рис. 11. Распределение давления по корпусу аэростата при нулевом угле атаки

Когда ось аэростата не совпадает с направлением скорости, т. е. аэростат имеет угол атаки (угол между направлением скорости и продольной осью аэростата), симметрия обтекания нарушается: распределение давления по нижним меридианам аэростата отличается от распределения давления по верхним меридианам (рис. 12). В результате возникает вертикальная сила, называемая

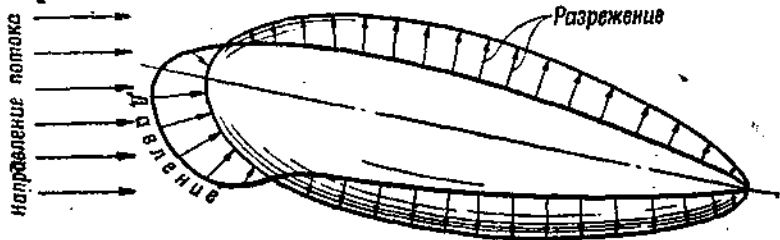


Рис. 12. Распределение давления по корпусу аэростата при положительном угле атаки

аэродинамической или динамической подъемной силой (рис. 13). При положительном угле атаки аэродинамическая подъемная сила направлена вверх, при отрицательном — вниз.

Так же как и сила лобового сопротивления, аэродинамическая подъемная сила зависит от скорости потока, плотности воздуха и поверхности тела.

$$R_y = C_y \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{2} \cdot S,$$

где R_y — аэродинамическая подъемная сила;

C_y — коэффициент аэродинамической подъемной силы.

Лобовое сопротивление и динамическая подъемная сила аэростата не остаются постоянными при изменении

положения его относительно потока, которое определяется углом атаки **аэростата**.

Увеличению угла атаки соответствует увеличение и лобового **сопротивления**, и динамической подъемной силы. Однако изменение этих двух сил происходит не одинаково: лобовое сопротивление на углах атаки до 5° почти не изменяется, но при дальнейшем увеличении угла атаки изменяется очень интенсивно; динамическая

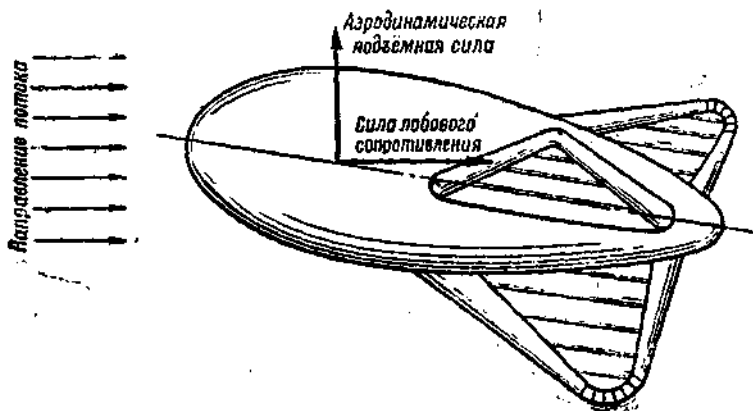


Рис. 13. На несимметричный относительно потока аэростат действуют сила лобового сопротивления и аэродинамическая подъемная сила

подъемная сила изменяется по углам атаки, как **ГОВСРЯТ**, линейно или пропорционально изменению **углов атаки**, т. е. при увеличении угла атаки в два раза динамическая **подъемная** сила также возрастает в два раза (рис. 14).

При углах атаки, больших 50° , динамическая **подъемная** сила уменьшается, а лобовое сопротивление продолжает расти. Когда угол атаки достигает 90° , т. е. поток направлен перпендикулярно оси аэростата, лобовое сопротивление увеличивается приблизительно в 10 раз по отношению к лобовому сопротивлению при нулевом угле атаки аэростата (рис. 15).

Кроме корпуса аэростата, поток обтекает все элементы и детали, расположенные на корпусе или подвешенные к нему (оперение, такелаж и др.). Чем больше деталей на корпусе и чем больше их поверхность, тем большие **аэродинамические** силы действуют на аэростат.

Увеличение лобового сопротивления аэростата **вызывается** в основном двумя **элементами** конструкции: **такелажем** и оперением. Остальные элементы имеют меньшее значение, **за исключением** улавливателей, лобовое сопротивление которых также значительно.

Лобовое сопротивление такелажа аэростата **примерно** такое же, как лобовое сопротивление всего корпуса **аэростата**. Каждая лишняя веревка увеличивает лобовое сопротивление аэростата и ухудшает его качества. Для

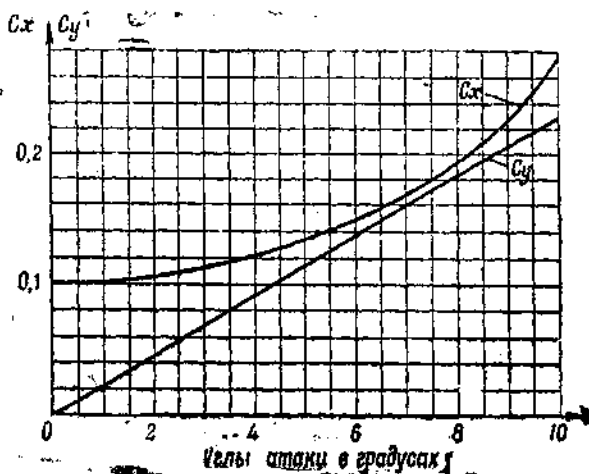


Рис. 14. Изменение коэффициентов лобового сопротивления и аэродинамической подъемной силы по углам атаки аэростата

уменьшения лобового сопротивления следовало бы помещать детали внутри оболочки, но это повлекло бы за собой значительные трудности, главным образом эксплуатационные.

Применяемое в настоящее время на аэростатах пневматическое оперение (рис. 16) имеет плохую обтекаемость. Большая поверхность оперения в сочетании с плохой обтекаемостью приводит к большому лобовому сопротивлению, которое в полтора-два раза превышает лобовое сопротивление чистого корпуса. Динамическая подъемная сила оперения также превосходит динамическую подъемную силу корпуса: на углах атаки $7-13^\circ$ динамическая подъемная сила оперения в **четыре-**

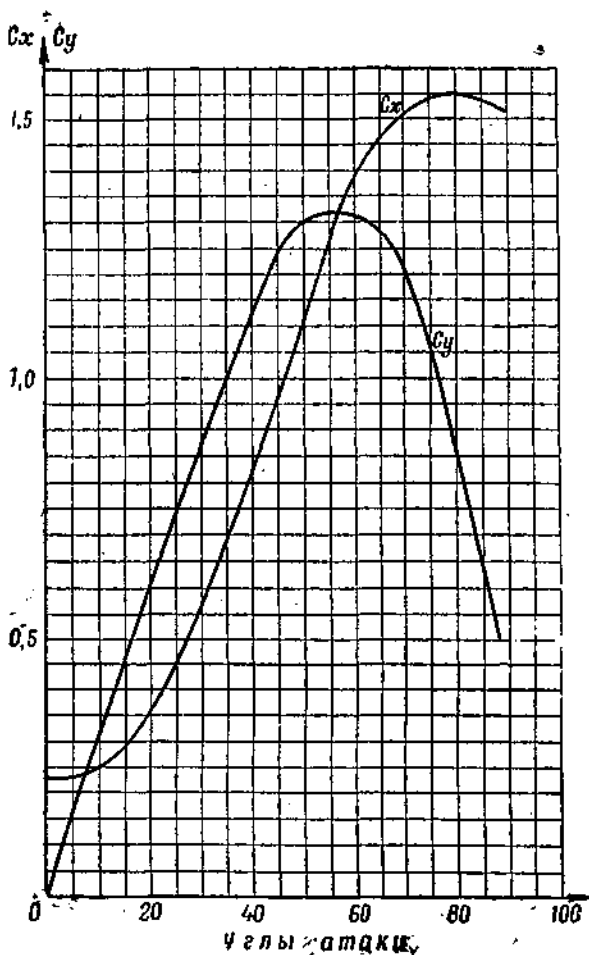


Рис. 15. Коэффициенты лобового сопротивления и динамической подъемной силы при различных углах атаки аэростата

пять раз больше динамической подъемной силы корпуса.

Основное назначение оперения — обеспечение устойчивой стоянки аэростата на привязном тросе при малых углах атаки. При отсутствии оперения или в случае выхода его из строя аэростат описывал бы в воздухе

самые замысловатые фигуры, **натяжения** в тросе были бы велики и непрерывно меняли бы свою величину.

Аэродинамические силы, действующие на корпус и оперение аэростата, создают относительно горизонтальной **оси**, перпендикулярной к продольной оси аэростата, аэродинамические моменты, которые могут вызывать вращение аэростата. Так же как и аэродинамические силы, аэродинамические моменты зависят от плотности воздуха, скорости потока и поверхности

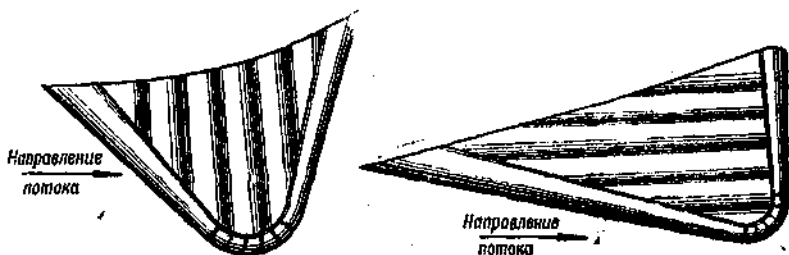


Рис. 16. Типы пневматических стабилизаторов

тела; кроме того, аэродинамический момент зависит от расстояния между точкой приложения аэродинамической силы и точкой, через которую проходит ось, относительно которой берется момент. Обычно аэродинамические моменты определяются относительно оси, проходящей через центр объема корпуса.

Математически аэродинамический момент относительно горизонтальной оси, перпендикулярной продольной оси аэростата и проходящей через центр его объема, выражается так:

$$M_z = m_z \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{2} \cdot S \cdot \lambda,$$

где m_z — коэффициент момента, определяемый экспериментальным путем;

λ — условное плечо, которое принимается равным $U^{1/2}$, когда рассматриваются удобообтекаемые тела, или равным расстоянию от центра приложения аэродинамической силы до центра объема, когда рассматривается момент оперения (см. рис. 18).

Выражение для аэродинамического момента корпуса аэростата записывается так:

$$M_z = m_z \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{2} \cdot U.$$

Аэродинамический момент корпуса действует таким образом, что при положительных углах атаки нос аэростата стремится подняться кверху, а сам корпус — опрокидываться, а при отрицательных углах атаки нос стремится опуститься, корпус же, как в первом случае,

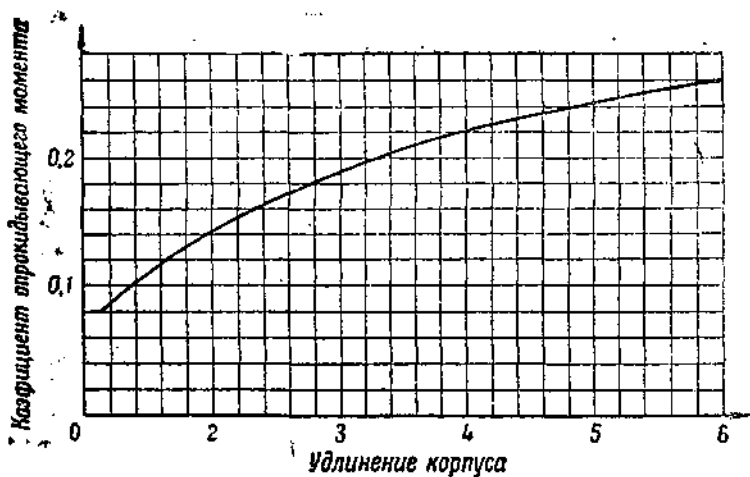


Рис. 17. Возрастание опрокидывающего момента по удлинению корпуса

опрокидываться. Аэродинамический момент корпуса зависит главным образом от удлинения формы, т. е. от отношения длины аэростата к его максимальному диаметру. Чем больше удлинение, тем больше аэродинамический момент корпуса (рис. 17), поэтому для аэростатов выгодно применять короткие корпуса малого удлинения, так как устойчивость такого корпуса легче обеспечить вследствие меньших, чем у длинных корпусов, аэродинамических моментов.

Оперение создает момент, обратный моменту корпуса. В отличие от аэродинамических моментов корпуса, которые называются опрокидывающими, моменты оперения называются стабилизирующими.

Устойчивость аэростата обеспечивается автоматическим действием оперения: как голько появляется опрокидывающий момент, оперение автоматически создаёт стабилизирующий момент, который **выравнивает** аэростат после того, как исчезнет причина опрокидывания (рис. 18).

Существуют различные типы стабилизаторов и применяется различное размещение их на корпусе, причем в зависимости от типа и эффективности стабилизато-

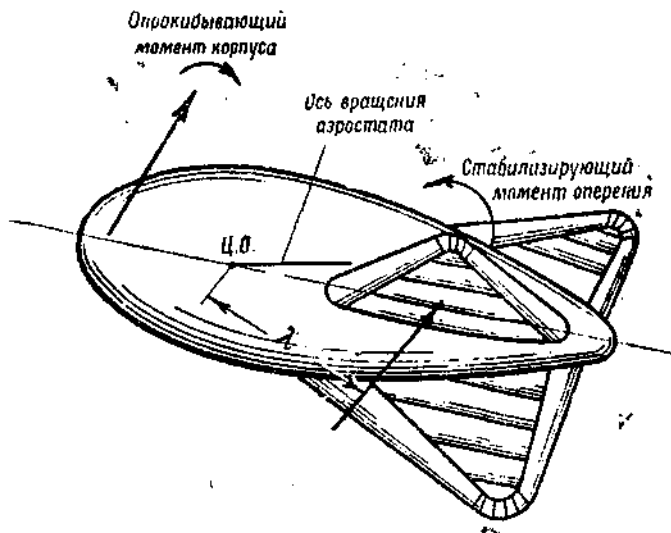


Рис. 18. Опрокидывающий момент корпуса и стабилизирующий момент оперения

ров они могут устанавливаться различной площади. Самыми эффективными, т. е. обладающими наибольшим стабилизирующим моментом, в настоящее время можно считать плоские стабилизаторы, близкие к тем, какие применяются на дирижаблях. Однако то обстоятельство, что плоские стабилизаторы должны быть жесткими, затрудняет их эксплуатацию. Пневматические стабилизаторы, устанавливаемые почти на всех аэростатах, удобны в эксплуатации, но мало эффективны.

При определении необходимой площади стабилизаторов берут так называемую относительную площадь опе-

рения, под которой понимается отношение общей площади стабилизаторов к величине U^2 .

Относительная площадь пневматических стабилизаторов в настоящее время берется близкой к единице, что достаточно для обеспечения устойчивой стоянки аэростата на тросе.

Увеличение площади оперения сверх необходимой вредно, так же как и ее уменьшение, ибо эффектив-

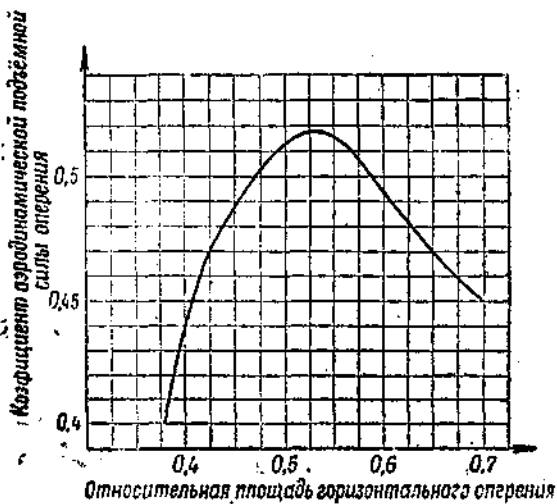


Рис. 19. Аэродинамическая подъемная сила вначале увеличивается при увеличении площади оперения, а затем уменьшается

ность оперения уменьшается в том и другом случаях по сравнению с эффективностью нормального оперения (рис. 19).

Эффективность стабилизаторов зависит также от их размещения на корпусе. Наиболее рационально крестообразное размещение стабилизаторов, но в интересах эксплуатации целесообразнее применять треугольное размещение.

На рис. 20 показан случай неэффективного размещения стабилизаторов на корпусе. При одной и той же относительной площади стабилизирующий момент оперения, изображенного на рис. 20, в, в два раза меньше стабилизирующего момента оперения, размещенного крестообразно.

Наиболее употребительно в настоящее время треугольное размещение стабилизаторов. Крестообразное расположение применяется на некоторых американских аэростатах.

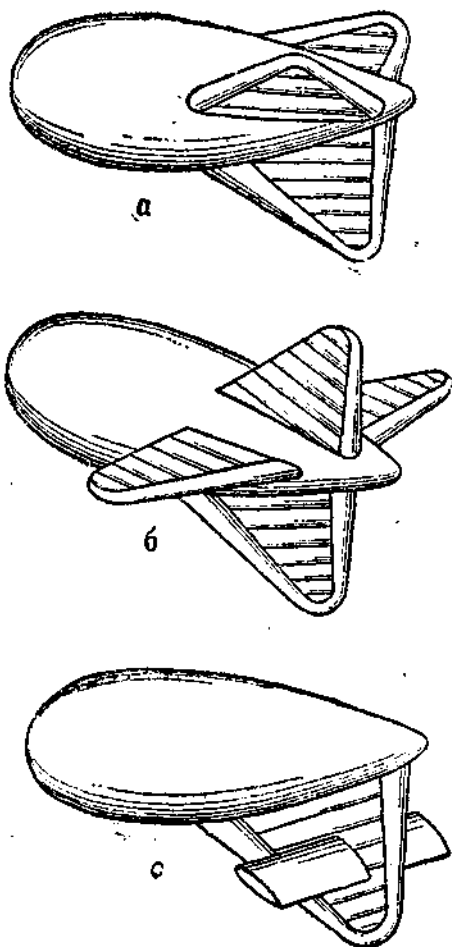


Рис. 20. Установка стабилизаторов на корпусе:

a — эффективное оперение; *b* — наиболее эффективное оперение; *c* — неэффективное оперение

правлена горизонтально по потоку, вторая — ей перпендикулярно. Изменение коэффициентов этих сил представлено на рис. 22. Кривая, обозначенная пунктирной линией, показывает изменение C_x троса; она получена теорети-

2. Аэродинамика троса

Привязные тросы, поднимаемые современными аэростатами, достигают значительных длин, и это приводит к необходимости учитывать их характеристики.

Привязной трос характеризуется тремя основными величинами: диаметром, весом погонного метра и разрывной длиной. Рассмотрим отдельно значение каждой величины. Предварительно обратим внимание на аэродинамические силы, действующие на трос.

По отношению к потоку трос всегда находится под углом атаки (называемым часто углом наклона), поэтому здесь действует сила лобового сопротивления и динамическая подъемная сила (рис. 21). Первая на-

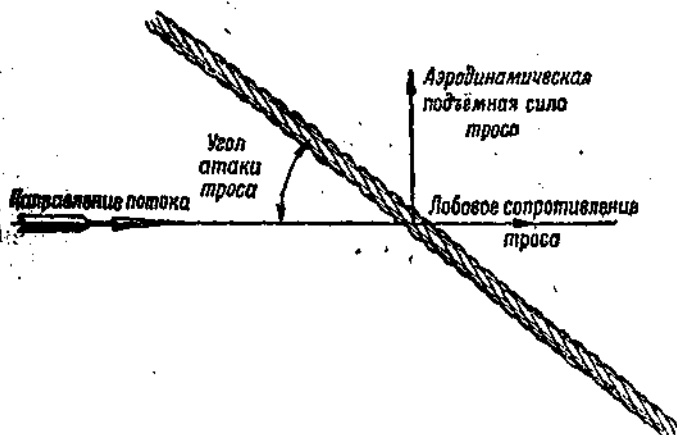


Рис. 21. Аэродинамические силы, действующие на установленный под углом атаки трос

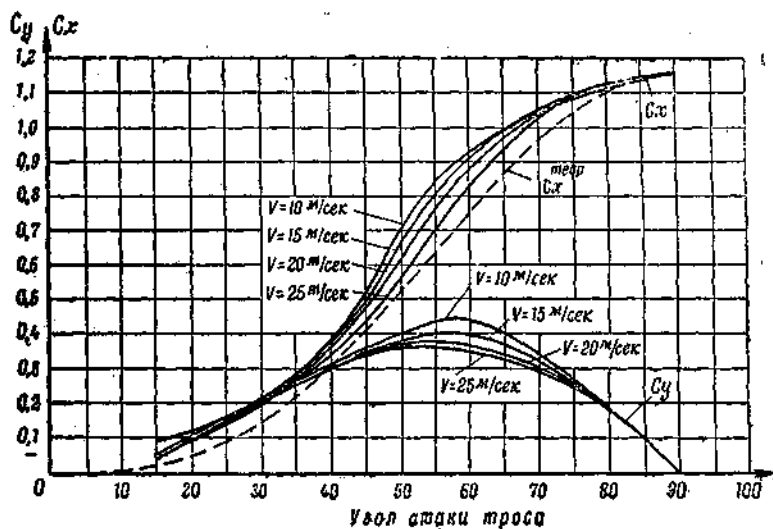


Рис. 22. Аэродинамические характеристики троса

чески, все же остальные кривые получены экспериментально.

В практике удобнее пользоваться не силами или их коэффициентами C_x и C_y , а силами (или коэффициентами),

которые были бы направлены по касательной и перпендикулярно тросу. Для этого силы R_x и R_y проектируют на касательную и перпендикуляр к тросу. Получающиеся силы называются касательной и нормальной силами, а их коэффициенты — коэффициентами касательной и нормальной сил. Эти коэффициенты были подсчитаны, причем оказалось, что коэффициент касательной силы настолько мал, что его можно не принимать во внимание; а коэффициент нормальной силы равен 1,13. Нормальная сила определяется по формуле

$$N = 1,13 \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{2} \cdot d \cdot L,$$

где d — диаметр троса в мм;
 L — длина троса в км.

Чтобы получить представление о величине нормальной силы, приведем несколько примеров.

Нормальная сила, действующая на трос диаметром 4 мм и длиной 4 км при ветре 20 м/сек, будет равняться 300 кг; если же диаметр троса увеличить до 6 мм, то сила возрастет до 450 кг.

Погонный вес троса определяет высоту, которую может достичь аэростат. Чем больше аэростат, тем прочнее должен быть трос и тем больше должен быть его диаметр и погонный вес.

Между диаметром троса и его погонным весом существует следующая зависимость.

Увеличение диаметра в два раза увеличивает погонный вес примерно в четыре раза, а увеличение диаметра в три раза увеличивает погонный вес примерно в девять раз. Поэтому даже небольшое увеличение диаметра троса сильно снижает высоту подъема. Аэростат объемом 500 м³ на тросе диаметром 3,75 мм поднимается почти на 1000 м выше, чем он поднимался бы на тросе диаметром 4 мм.

Обычно на тросах значительных диаметров поднимаются аэростаты, имеющие сравнительно небольшую высоту подъема, но требующие повышенной надежности при стоянке, как, например, аэростаты наблюдения, поднимающиеся до высоты, не превышающей 1000 м.

Вследствие малой длины троса при подъеме на небольшие высоты разница между погонными весами тросов различных диаметров и действующими на них аэродинамическими силами будет невелика. Трос диаметром 3,75 мм при подъеме на 1000 м будет весить около

40, а трос диаметром 4,5 мм — около 70 кг, т. е. разница составляет 30 кг. Разница между аэродинамическими силами еще меньше: на первый трос действует сила, равная примерно 100 кг, а на второй — около 125 кг при ветре 20 м/сек. Так как второй трос более чем в полтора раза прочнее первого, то аэростат целесообразно поднимать на втором тросе.

В Англии и США существуют аэростаты заграждения, поднимающиеся на небольшие высоты и снабженные толстыми тросами. Работа таких аэростатов в пределах тех высот, на которые они могут подниматься, весьма эффективна.

Прочность троса характеризуется его разрывной длиной. Если верхний конец троса поднять на такую высоту, что трос порвется под действием собственного веса, то длину троса, равную этой высоте, называют разрывной длиной.

Разрывную длину троса определяют по той измеряемой силе, при которой трос разрывается. Эта сила должна равняться весу троса, имеющего длину, равную разрывной. Вес же троса равняется весу погонного метра, умноженному на длину.

Обозначая разрывную силу буквой p , разрывную длину L_p , а вес погонного метра — g , получаем:

$$T_p = g \cdot L_p.$$

Отсюда определяем разрывную длину троса:

$$L_p = \frac{T_p}{g}.$$

Трос, разрушающийся при натяжении в 3500 кг и имеющий погонный вес 150 г/м или 0,15 кг/м, имеет разрывную длину

$$L_p = \frac{3500}{0,15} = 24000 \text{ м} = 24 \text{ км.}$$

Остается выяснить, в каком месте произойдет разрыв троса. Очевидно, он произойдет там, где натяжение будет наибольшим.

Изменение натяжения в тросе можно определить следующим способом.

Поднимем трос с погонным весом 100 г/м на высоту 1000 м и оставим его в вертикальном положении. Раз-

режем трос на расстоянии 250 м от земли и присоединим верхний и нижний концы к динамометру, который будет показывать натяжение троса в этом месте. Нетрудно догадаться, что динамометр покажет такую величину силы, которая равна весу нижнего конца троса, т. е. 25 кг при полном весе троса 100 кг. Поместив динамометр таким же образом в середине троса, получим показание 50 кг, а присоединив динамометр к верхнему концу троса, получим наибольшее показание 100 кг, равное весу всего троса. Динамометр, присоединенный к нижнему концу троса, никакого натяжения не покажет, — стрелка динамометра будет стоять на нуле.

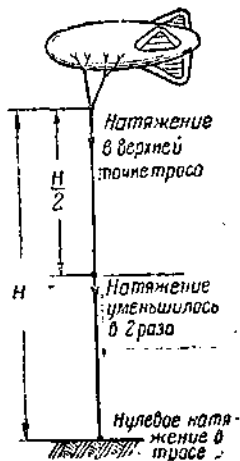


Рис. 23. Распределение натяжений в вертикально висящем тросе

Таким образом, у вертикально висящего троса натяжение изменяется так, что наибольшая величина его будет в верхней точке троса, наименьшая — в месте присоединения троса к лебедке. Величина натяжения в верхней точке будет равна весу троса, если натяжение троса у лебедки равно нулю (рис. 23). Во всех других случаях превышение натяжения в верхней точке троса над натяжением в тросе у лебедки равняется весу троса, находящегося в воздухе. Вертикальное положение троса является скорее исключением, чем правилом. При ветре трос принимает форму кривой, характер которой зависит от распределения ветра по высоте. Натяжение в таком криволинейном тросе будет изменяться так, что в верхней точке натяжение будет наибольшим, в нижней — у лебедки — наименьшим. В этом можно убедиться, если представить себе, что длину верхнего конца последовательно разрезаемого троса постепенно увеличивают, срезая трос сначала в верхней точке, затем все ниже до тех пор, пока длина верхнего конца троса не станет весьма значительной и аэростат не сможет его поднять. Очевидно, что чем выше срезан трос, тем с большей скоростью аэростат будет подниматься, так как он освобождается от все большего веса.

Величину наибольшего натяжения в точке подвески троса можно определить, приняв, что аэростат и трос находятся в равновесии. Но это может быть только тогда, когда равнодействующая всех сил, приложенных к аэростату, равна по величине и противоположна по направлению натяжению в тросе. Значит, наибольшее натяжение в тросе равно равнодействующей

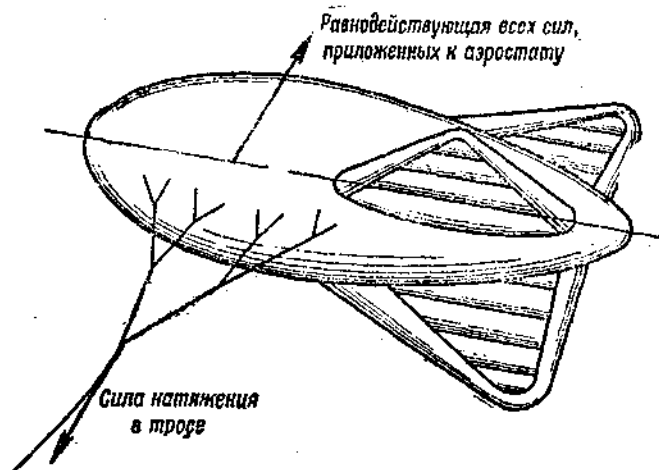


Рис. 24. Сила натяжения в тросе равна по величине и прямо противоположна по направлению равнодействующей всех сил, приложенных к аэростату

всех сил, приложенных к аэростату (рис. 24). Это приближенно записывается так:

$$T = C_R \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{2} \cdot U^{1/3} + F,$$

где T — натяжение в привязном тросе в кг;

C_R — коэффициент результирующей аэродинамической силы (аэродинамической силы сопротивления), приложенной к аэростату; среднее числовое значение $C_R \approx 0,25$ при угле атаки около 10° ;

F — свободная подъемная сила в кг.

В приведенной формуле геометрическое сложение аэродинамической силы сопротивления и свободной подъемной силы, т. е. сложение по закону параллело-

грама сил, заменено арифметическим сложением, т. е. сложением абсолютных величин сил (рис. 25).

Подобная замена допустима только в том случае, когда угол между действующими силами мал. Чем меньше угол между действующими силами, тем меньше

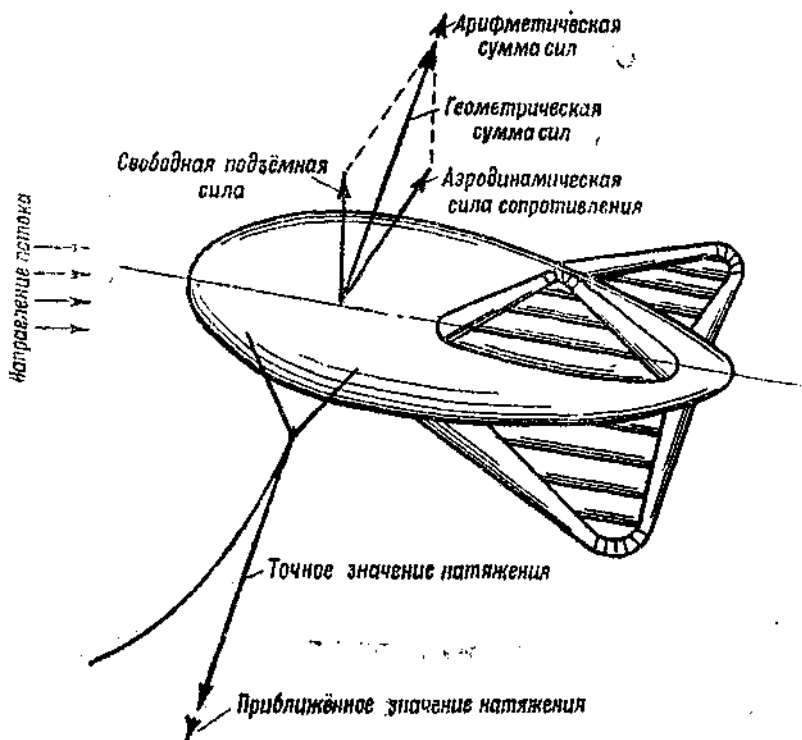


Рис. 25. Точное значение натяжения равняется геометрической сумме сил; приближенное значение натяжения равняется арифметической сумме сил

отличаются одна от другой численные величины арифметической и геометрической сумм. Когда угол между силами равен нулю, т. е. когда направления действия сил совпадают, арифметическая сумма численно равна сумме геометрической. Во всех практически встречающихся случаях геометрическая сумма меньше и в крайнем случае равна арифметической (см. рис. 25), поэтому приведенная формула дает несколько завышенные значения натяжения, не превышающие, однако, 105% истин-

ного натяжения. Так как точность измерения натяжения в настоящее время не выше указанной точности формулы, то ею можно свободно пользоваться.

Для того чтобы узнать, какое натяжение будет в тросе у лебедки, обратим внимание на то обстоятельство, что тросу приходится сопротивляться только растяжению: натяжение в тросе возникает при растяжении его и имеет направление касательной в каждой точке троса. Силы, направленные перпендикулярно к тросу, никакого натяжения в тросе не вызывают.

На криволинейный трос действует аэродинамическая сила, которая имеет две составляющие: одну, направленную по касательной к тросу и имеющую, как уже указывалось, весьма малую величину, и другую, направленную перпендикулярно к тросу в каждой его точке имеющую значительную величину. Так как первая составляющая крайне мала, а вторая направлена пер-

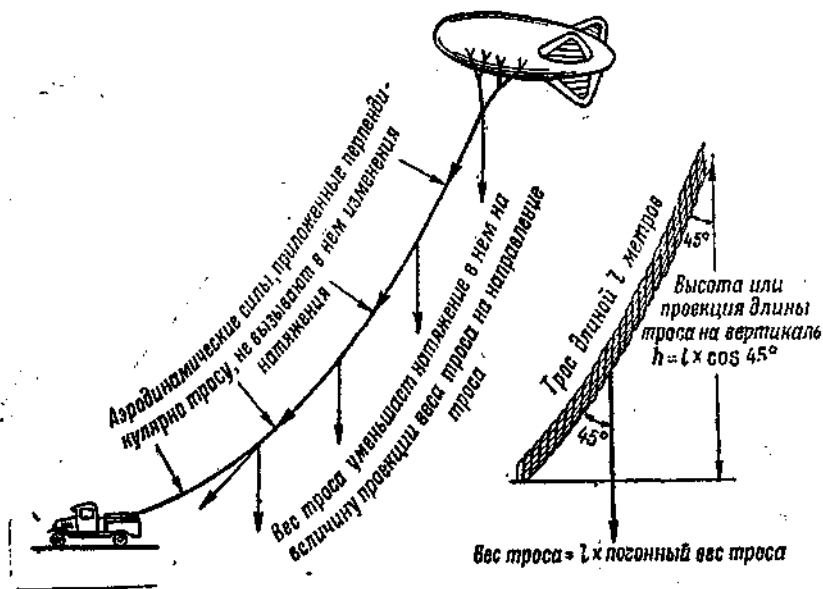


Рис. 26. Натяжение в тросе у лебедки не зависит от аэродинамических сил, приложенных к тросу, а зависит только от высоты аэростата, погонного веса троса и натяжения в верхней точке троса.

Проекция веса троса на направление троса равна погонному весу троса, умноженному на длину троса и $\cos 45^\circ$, или погонному весу троса, умноженному на высоту

пендикулярно к тросу, то натяжения от **аэродинамических сил**, приложенных к тросу, не возникает.

Разность натяжений **возникает** только от **действия** веса троса, но не весь вес троса создает эту разность натяжений, а только та часть, которая **направлена** по тросу, или, как говорят, проекция веса на направление троса. Но проекция веса во столько раз меньше веса, во сколько высота троса меньше его длины, так что безразлично, умножать ли проекцию веса троса на его длину, или величину веса на высоту, занимаемую тросом (рис. 26). Отсюда делаем вывод: **натяжение в тросе у лебедки меньше натяжения в точке подвески на величину произведения погонного веса троса на высоту аэростата:**

$$T_x = T - gH.$$

Следовательно, количество **разматываемого** троса при неизменной высоте подъема аэростата не **окажет** влияния на разницу в натяжении троса у лебедки и в точке подвески.

Обычно **натяжение** в тросе измеряется у лебедки, и, для того чтобы получить максимальное натяжение, нужно к замеренному натяжению прибавить упомянутое выше произведение.